

Introdução à Tecnologia de Foguetes

Ariovaldo Felix Palmerio



INTRODUÇÃO À TECNOLOGIA DE FOGUETES

Ariovaldo Felix Palmerio

INTRODUÇÃO À TECNOLOGIA DE FOGUETES

Ariovaldo Felix Palmerio

2ª Edição

São José dos Campos/SP

SindCT

2017

Copyright © 2016 Ariovaldo Felix Palmerio

Todos os direitos reservados a Ariovaldo Felix Palmerio

Revisão: Mariana Carvalho

Diagramação: Fernanda Soares Andrade

Capa: Elias Jorge Amery

Formato digital PDF

Proibida a reprodução total ou parcial

FICHA CATALOGRÁFICA

Palmerio, Ariovaldo Felix

Introdução à Tecnologia de Foguetes / Ariovaldo Felix Palmerio - São José dos Campos/SP: SindCT, 2017

p. 304; 17cmX24cm.

1. Tecnologia; 2. Engenharia - Foguetes; 3. Desenvolvimento de Foguetes.

CDD: 600

Poemeto do a ver

Há alma...

Havia o ideal.
Houve a aceitação,
Houve o trabalho,
Houve a realização,
Houve a tragédia,
Houve o apoio,
Houve o esquecimento.
Há a esperança,
Há o brado,
Há a inconsciência.
Haverá o futuro?

Àqueles que se dedicam ao ideal,
e só na dedicação já se realizam.

Louvação

A realização desta obra é em si a louvação e a gratidão por uma vida profissional plena de excelentes oportunidades, que trouxeram igual realização no plano humano. Louvo, em primeiro lugar, a Fonte Inesgotável de Amor que nos anima a viver com amor em cada detalhe de nossos atos. Louvo minha esposa, Ana Lúcia, e meu filho, Tiago, por me apoiarem e suportarem tudo o que se passou. A minha família, ampliada pelo matrimônio, louvo por ter sido fonte de constante apoio e encorajamento na perseguição do ideal. Louvo meus companheiros de trabalho do IAE que deram sua cota de dedicação pelo bem comum. É motivo de orgulho poder ter convivido com pessoas brilhantes intelectualmente, dotadas do senso de dever para com o país e do ideal de dar a ele sucesso nas atividades de desenvolvimento de foguetes. Louvo as equipes estrangeiras com as quais tive contato, que vivem exatamente o mesmo espírito em seus países. Tenho o privilégio de ter algumas destas pessoas como amigos pessoais. Louvo o Ministério da Aeronáutica, atual Comando da Aeronáutica, por ter defendido ardentemente o ideal espacial enquanto pode e por ter dado condições de me expandir como profissional. As dificuldades ocorridas, que impediram a realização de sonhos mais elevados, não são capazes de me fazer esquecer todo o bem recebido. Louvo o Sindicato Nacional dos Servidores Públicos Federais na Área de Ciência e Tecnologia do Setor Aeroespacial (SindCT) por sua ampla atuação em favor da categoria, incluindo a preservação e disseminação da memória dos desenvolvimentos ocorridos no país. Louvo a nação brasileira com o sentimento de esperança na sua plena realização em todos os aspectos de sua grandeza territorial e no bem que seu povo pode prodigalizar aos outros povos de nossa bela nave espacial.

Prefácio

A presente edição foi patrocinada pelo SindCT, que generosamente manteve o conteúdo original sem qualquer intervenção editorial. A sua finalidade é a divulgação não comercial de uma faceta do desenvolvimento tecnológico do Brasil.

O autor retribui dessa forma o cuidado e o carinho familiares, o companheirismo no trabalho, a ajuda dos amigos, dos conhecidos e das instituições. Todos os atos, não importando sua natureza, influíram na redação do texto, porque ele é um dos resultados da minha vida, que teve esse importante componente: meu exercício profissional no IAE.

Compartilho assim memórias vivenciais e técnicas, na tentativa de não deixá-las morrer. Nos últimos anos de trabalho no IAE, já não acreditava mais no efeito presente dos documentos técnicos que me empenhava em escrever, mas contava com as escavações dos arqueólogos do futuro, para trazer à luz as realizações alcançadas. Não se tratava de uma ambição pretensiosa ou vã. Era a mesma atitude do náufrago ao lançar um pedido de socorro dentro de uma garrafa. Era a mesma atitude daqueles que constroem uma arca com objetos e textos a serem abertos no futuro. Era o desejo de preservar e testemunhar um ideal que começou a tomar forma, e se encontrava ameaçado.

Pretendo também dar alento aos meus colegas de trabalho para que resistam até ouvirem a corneta da chegada da cavalaria. Muitas foram as perdas, mas não é possível desistir, nem que o último ato seja o de regar o solo em que a semente foi plantada. O ser humano tem a capacidade de vencer na última hora, de tornar o impossível possível, pela conjuração de sua vontade e pela mobilização de outras vontades, e é este o meu voto: que as vontades se alinhem e ressurja o Programa Espacial Brasileiro na área dos lançadores.

Foreword

Dear friends from friend nations, who are so dear to me. Since I decided to write this book in Portuguese, I translate hereunder the text of the Prefácio (Foreword) for you, as a token of our fruitful mutual experiences in the past years.

The present edition was sponsored by SindCT that liberally kept the original text without any editorial intervention. Its purpose is the noncommercial dissemination of one of the facets of the Brazilian technological development.

This is a retribution for the family caring and caressing, the fellowship at work, the help of friends, acquaintances and institutions. Every deed, no matter its nature, influenced upon the writing of this text, as it is one of the products of my life, which includes this important component: my professional experience at IAE.

I share my living and technical memories, in the attempt of not letting them die. In my last years at IAE, I was already skeptic about the effectiveness of the technical documents I endeavored to write, but counted on the digging of the future archeologists to bring light to our achievements. This was not a vain or pretense ambition. It was the same attitude of a marooned person who throws in the water a bottle with a message begging for help. It was the same attitude of those who build an arch with mementos and texts to be opened in the future. That was the same desire to preserve and witness the ideal that began to take shape and was at the edge of extinction.

It is also my purpose to support my workmates so that they resist until they hear the trumpet of the incoming cavalry. The losses are many, but it is not possible to quit, even if the last attempt is the hosing of the underground seed. The human being can win at the last moment, and can make the impossible possible, by invoking his will and by mobilizing other wills, and this is my motto: that the wills align themselves and the Brazilian Space Program rebounds in the launcher area.

Índice

Introdução	17
Capítulo 1: Memórias	21
Capítulo 2: Conceitos fundamentais	38
Capítulo 3: Foguetes de sondagem	62
3.1: <i>Constituição e funcionamento dos foguetes de sondagem</i>	63
3.2: <i>Foguetes de sondagem brasileiros</i>	81
3.2.1: SONTA II	81
3.2.2: SONTA III	83
3.2.3: SONTA IV	85
3.2.4: SONTA IIIA	86
3.2.5: VS-30	87
3.2.6: VSB-30	87
3.2.7: VS-40	89
3.2.8: VS-43	92
3.3: <i>Foguetes estrangeiros</i>	93
3.4: <i>Operação de lançamento do foguete de sondagem</i>	95
Capítulo 4: Lançadores de satélites	98
4.1: <i>Classificação dos lançadores</i>	100
4.2: <i>Constituição e funcionamento dos lançadores</i>	101
4.3: <i>Lançadores - propulsão líquida</i>	122
4.4: <i>Localização do Campo de Lançamento</i>	125
4.5: <i>Perfil da trajetória nominal</i>	131
4.6: <i>Veículos nacionais</i>	131
4.6.1: VLS-1	131
4.6.2: VLM	140
4.6.3: VLS-2	140
4.6.4: VLM-1	141
4.7: <i>Veículos estrangeiros</i>	141
4.8: <i>Campos de lançamento</i>	142
4.9: <i>Preços de lançamento</i>	143
4.10: <i>Operação de lançamento</i>	144
Capítulo 5: Projeto de foguetes	150
5.1: <i>Estagiamento e propriedades de massa</i>	150
5.1.1: Equação de Tsiolkovskii	150
5.1.2: Balanço de massas	153
5.2: <i>Propulsão</i>	154
5.2.1: Parâmetros propulsivos	155
5.2.2: Tuberias	158
5.2.3: Propelente sólido	162
5.2.4: Propelente líquido	170
5.2.5: Características de motores líquidos equipados com turbobombas (Sutton, 2010)	171
5.2.6: Escolha de motores	173
5.2.7: Estabilidade de combustão	175
5.2.8: Testes	175

5.3: <i>Aerodinâmica</i>	176
5.3.1: Conceitos fundamentais.....	176
5.3.2: Coeficientes aerodinâmicos.....	179
5.3.3: Ensaios aerodinâmicos.....	184
5.4: <i>Estruturas</i>	185
5.4.1: Conceitos fundamentais.....	186
5.4.2: Tipos de estruturas usadas em lançadores.....	193
5.4.3: Métodos de análise estrutural.....	206
5.5: <i>Dinâmica de voo e Controle</i>	210
5.5.1: Conceitos fundamentais.....	210
5.5.2: Trajetória.....	225
5.5.3: Dinâmica de curto período.....	233
5.6: <i>Cargas estruturais</i>	238
5.6.1: Acelerações.....	240
5.6.2: Cargas térmicas.....	241
5.6.3: Ventos, rajadas e cisalhamento.....	243
5.6.4: Esforços gerais.....	245
5.7: Desenvolvimento do foguete.....	247
5.7.1: Fases do desenvolvimento.....	247
5.8: <i>Confiabilidade</i>	251
Capítulo 6: Infraestrutura	256
6.1: <i>Infraestrutura de produção</i>	256
6.2: <i>Infraestrutura de testes</i>	260
6.3: <i>Infraestrutura de controle da qualidade</i>	266
Conclusão	267
Bibliografia	270
Colaboradores	275
Índice de figuras	277
Índice de tabelas	282
Índice onomástico	283
Índice remissivo	285
Siglas	292
Equivalência de termos em outros idiomas	295

Introdução

Muitas são as razões para compilar e registrar informações sobre a atividade de desenvolvimento de foguetes espaciais que ocorre no Brasil, atividade esta ignorada por parcela significativa de sua sociedade. Essas razões são apresentadas sob várias formas ao longo do texto, no qual subjaz, ou é audível, um grito misto de pedido de socorro e de esperança derradeira de que nosso país procure, e encontre, com autonomia e equilíbrio, um lugar digno de sua grandeza na árdua e gloriosa exploração espacial. É intenção deste texto chamar a atenção da sociedade brasileira, em especial dos jovens, para essa atividade apaixonante e, ao mesmo tempo, necessária.

O desenvolvimento de foguetes, do qual se fala neste livro, iniciou-se no Brasil na década de 60, no então Centro Técnico Aeroespacial (CTA), em São José dos Campos, São Paulo. O Centro é fruto do mais puro e heroico ideal de criar a competência no desenvolvimento do setor aeronáutico. Como celeiro dessa competência, foi criado o Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA), que constitui uma das colunas de sustentação na formação de engenheiros, intelectuais e dirigentes – esteio fundamental de uma sociedade soberana. O Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento (IPD) foi concebido para abrigar e potencializar o esforço criativo que antecede um produto. A materialização dessa concepção magistral foi abraçada com o necessário arrojo e dedicação pelo Ministério da Aeronáutica (MAer), que a vem mantendo dentro das possibilidades do cenário nacional. No IPD, foi incubado o Instituto de Atividades Espaciais (IAE) para se dedicar ao desenvolvimento de foguetes. Em 1991, o IPD e o IAE se fundiram no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Nesses anos de trabalho, foguetes de variadas concepções foram desenvolvidos, gerando um valioso acervo técnico de relatórios, desenhos, fotografias e vídeos, além de capacitar profissionais nas áreas de base da atividade espacial. Enalteço os abnegados profissionais que perseveraram na preservação e na disponibilização dos acervos citados. Sem essa fonte preciosa de informação, é inviável o trabalho de outras equipes.

A primeira ambição dos capítulos que se seguem é sintetizar e ajudar a preservar aquela informação, mas de forma palatável, inclusive para leigos. A informação precisa ser preservada para que se possa a ela recorrer, acumulando experiências. A divulgação é o passo seguinte, na tentativa de manter e frutificar o saber acumulado. A tecnologia aeroespacial conta com um vasto acervo de informações, literalmente ao alcance das mãos, graças à infraestrutura das comunicações mundiais acessível ao indivíduo pela internet. Diante dessa abundância de informações, surge a primeira dúvida para os novatos: por onde começar? Estes, por representarem a continuação de uma grande missão, devem passar por uma acolhedora e reveladora iniciação, que dê condições para o desenvolvimento peculiar de cada um. Assim deve ser entendido o conteúdo desta obra: um roteiro, com as primeiras sinalizações, de um percurso a ser trilhado por quem quiser se entregar a essa atividade ímpar. Que o texto seja sinônimo de boas-vindas e se torne o breviário a ser consultado quando as dúvidas surgirem ao longo da caminhada profissional!

Os grandes desenvolvimentos da área espacial são multidisciplinares, congregando uma plethora de especialistas. Esse ambiente é integrado pela engenharia de sistemas. O exercício dessa atividade só é possível pelo diálogo intenso com os especialistas e pela compreensão da repercussão de cada fator na harmonia e integridade do conjunto. Muitos dos que vivem suas especialidades acabam se interessando por conhecer algo das outras áreas. Essa curiosidade pode conduzir ao exercício da engenharia de sistemas. A evolução nessa nova direção é tanto mais árdua quanto mais tarde é iniciada, exatamente porque se trata de um reinício. Outra dificuldade que se apresenta é a definição da fronteira até a qual o engenho-

ro de sistemas deve se aprofundar nas áreas especializadas. Essa escolha é pessoal e acontece também pela pressão de cada desenvolvimento e do próprio comportamento dos especialistas ao provocarem um diálogo de maior ou menor intensidade. O texto propõe um conhecimento multidisciplinar mínimo, citando referências que conduzem ao aprofundamento. Procura-se franquear conceitos não explícitos na literatura e que se revelam pela vivência do projeto. Para tanto, a organização das informações foi estruturada como resumido a seguir.

O capítulo 1 trata das memórias sobre eventos vividos por mim entre 1975 e 2011, período em que servi no IAE. Espero que o leitor entenda que a memória de um indivíduo é peculiar a sua personalidade e assim individual, caprichosa e seletiva. O resgate histórico dos eventos é uma tarefa de profissionais, que podem se valer inclusive das memórias individuais, como as aqui apresentadas, para montar o quadro completo. Aproveito minhas memórias para salientar fatos que permitem emitir opiniões e construir uma teoria sobre a saga do desenvolvimento de foguetes do qual participei. O capítulo 2 trata dos conceitos fundamentais, constituindo um dicionário básico que permita a leitura dos capítulos seguintes com mais facilidade. Trata-se de informação importante para aqueles que pretendem se iniciar na atividade de desenvolvimento de foguetes. O capítulo 3 mostra a intimidade de um foguete de sondagem e antecipa informações úteis para o capítulo 4. Note-se que a informação é calcada sobre foguetes movidos pela propulsão sólida, nos quais, dos pontos de vista propulsivo e estrutural, existem fortes pontos em comum entre as duas categorias: sondagem e lançamento de satélites. Os dois capítulos citados também constituem memória técnica dos desenvolvimentos ocorridos. O vasto capítulo 5 congrega as áreas especializadas da engenharia que interagem entre si e se somam para gerar um foguete. Em cada segmento especializado, novos conceitos fundamentais são apresentados. Cada área apresentada relaciona-se com as outras, sustentando a harmonia do funcionamento do sistema. Procurou-se tratar do essencial da cada área, para que o entendimento do sistema fosse possível, advertindo-se que o trabalho de cada especialista é muito mais profundo do que o exposto. O capítulo 6 trata da infraestrutura de produção e de testes necessária ao desenvolvimento de foguetes. Trata-se também de um conjunto de áreas altamente especializadas e que tem o mesmo porte do desenvolvimento do foguete. A materialização dos meios de produção, integração, testes e lançamento de foguetes requer investimentos elevados e é parte integrante do desenvolvimento dos foguetes. Considerei oportuno incluir uma lista de equivalência de termos técnicos, com o propósito de ajudar na leitura e conversação com técnicos estrangeiros. Ela pode servir como embrião para uma compilação de maior fôlego, se a necessidade se revelar. No índice remissivo, resolvi limitar o número de referências a alguns termos que se repetem muito, o que tornaria o índice excessivamente volumoso.

A atividade espacial suscita admiração e curiosidade e é aceita como digna dos países líderes em ciência e tecnologia. Existe uma parcela da população brasileira, abrangendo todas as camadas sociais e intelectuais, que condena a plena atividade espacial nacional, julgando haver melhor uso de nossos recursos econômico-financeiros. Isso se deve, na essência, ao desconhecimento do que representa a missão espacial em termos de arregimentação, formação e alavancagem de todas as camadas da população. Salientam-se a seguir razões prioritárias para que o país venha a se dedicar com empenho nesta empreitada.

O domínio do saber científico e tecnológico

A compulsão do homem em sondar e transpor o espaço é inata em nossa espécie, assim como aquela dirigida a tantos outros mistérios e fronteiras. Trata-se de uma paixão inoculada em nós, que nos leva à busca do conhecimento e ao enfrentamento de desafios sob o risco da própria vida. Desde sua origem, o homem emprega sua crescente capacidade intelectual como instrumento de realização de ideais

e de impulsos, que o levam a explorar aspectos da vida em toda a escala do visível e do invisível. Como resultado dessa atitude fundamental, valiosas conquistas práticas se revelaram e serviram de degraus para novas descobertas. A Revolução Industrial é um marco que estabelece o valor do saber de forma tangível. A sustentação das nações se fez, e se faz, pelo acesso ao saber, pelo seu uso de forma organizada e pelo emprego crescente da tecnologia em toda a atividade humana. Na sociedade atual, o saber conduz à ascensão das forças econômicas e políticas, permitindo que cada sociedade se torne interlocutora, e não apenas ouvinte; produtora, e não apenas consumidora. A atividade espacial tem cumprido o papel de multiplicar seus benefícios por áreas inicialmente insuspeitas, induzindo a sinergia que eleva os padrões de um país, dinamizando a permanente construção da pirâmide multifacetada do conhecimento ao incluir as atividades científicas, militares, de comunicação, de educação e de sensoriamento, cooperando na viabilidade dos países que nela investem. O veio científico impulsiona a elevação do nível intelectual da sociedade como um todo, especialmente do setor tecnológico. A compreensão da astrofísica e a sondagem de planetas, cometas e meteoros trazem valiosas informações para o passado, presente e futuro do universo e da Terra. O homem precisa saber se há outras fontes de recursos a serem exploradas e se há possibilidade de colonização em outros pontos do universo. O uso militar do espaço também é inerente à raça humana, sempre atenta à defesa em relação a seus conterrâneos ou mesmo prevendo incursões de extraterrestres. Para tanto, equipamentos do mais elevado nível tecnológico são desenvolvidos para serem imunes à interferência externa e para empregarem recursos ainda desconhecidos pelos eventuais oponentes. A atividade militar tem sido responsável pelo grande volume de desenvolvimento tecnológico das nações que sentem a necessidade de sustentá-la. O crescente conteúdo tecnológico da vida deu origem à constelação de satélites em órbita geoestacionária e em outras órbitas. Essa demanda impulsionou o desenvolvimento dos lançadores de satélite e de sua infraestrutura de produção, testes e lançamentos. A educação beneficia-se em dois aspectos da atividade espacial. O primeiro resulta da demanda de profissionais de alta qualificação para trabalhar no desenvolvimento, na produção e na manutenção dos meios de utilização do espaço. Sendo assim, aumenta-se a necessidade de bons cursos de formação, com propagação até o nível elementar, que possam atrair e absorver futuros profissionais de todas as camadas da sociedade do próprio país e também de outros. O segundo aspecto benéfico é o alcance que a boa formação pode ter, transpondo a extensão territorial do país e o isolamento de algumas regiões. O sensoriamento remoto da Terra dá acesso a informações precisas sobre recursos e fenômenos provocados pelo homem sobre a superfície do planeta, ou mesmo abaixo dela. Todas estas ações traduzem a riqueza daqueles que as praticam. Os países desenvolvedores dos recursos espaciais investem pesadamente na expansão das fronteiras exploradas por aqueles recursos. Os outros países também pagam por isso, mas sem o benefício completo atingido pelos executantes. Trata-se então de dever cívico propiciar a mesma oportunidade ao nosso país.

A relação com as outras nações

O Brasil tem múltiplas dimensões a serem preservadas e potencializadas por seu povo. Sua posição na América do Sul e no continente americano, sob todos os aspectos imagináveis, é de relevância. A plena dedicação a um Programa Espacial, em coordenação com outros programas de conteúdo científico e tecnológico, permitiria ao Brasil desempenhar o papel de integrador da América Latina e, simultaneamente, de sua integração ao continente, podendo ser tomado como modelo o Programa Espacial Europeu, com as devidas adaptações. O resultado a ser perseguido seria a comunhão dos países em todos os aspectos citados anteriormente, formando um relacionamento íntimo e disseminando os esforços e os benefícios de objetivos de interesse comum. Por outro lado, o incompleto esforço de desenvolvimento tecnológico

deixa o país na posição de importador de bens e serviços que podem ser negados a qualquer momento.

É também ambição desta obra ser acessível a todos os que se interessarem pelos “comos” e “porquês” de foguetes. Dependendo da formação de cada leitor, haverá maior ou menor dificuldade em compreender algumas ideias. Que essa dificuldade inicial seja um estímulo para que o leitor a supere pelo estudo e pela dedicação. A ambição citada se subordina à minha gratidão em ter podido trabalhar por mais de trinta anos no projeto de foguetes no Instituto de Aeronáutica e Espaço, em São José dos Campos, São Paulo. Durante aqueles anos, a convivência com pessoas brilhantes, brasileiras e de outras nacionalidades, entusiasmadas e apaixonadas pelo desenvolvimento de foguetes, permitiu aprendizado e crescimento como profissional e ser humano. Os cursos realizados no país e no exterior, o desenvolvimento de foguetes de sondagem e do VLS-1, os estudos de veículos lançadores de satélites de maior porte, as campanhas de lançamento de foguetes, as cooperações e os contratos internacionais foram os instrumentos que tornaram possível o acúmulo de saber e de experiência. A divulgação desse conhecimento é a forma concreta de compartilhar o que foi recebido de fontes generosas. Subordina-se também à gratidão o desejo de preservar a memória de feitos do Brasil no desenvolvimento de foguetes. O espírito de equipe de todos aqueles que se dedicaram como técnicos, administradores, gerentes, prestadores de serviço, contratados, cooperadores e tantos heróis anônimos é homenageado por ter vencido tantas dificuldades e por ter sido vencido por outras, mas sem desistir. Muitos foram os que se aposentaram, adoeceram, pediram demissão por motivos imperiosos e morreram sem ver os frutos dos projetos, dos quais participaram, desincumbindo seus papéis. Que eles saibam que seus esforços foram preservados ou ainda serão. Por outro lado, o povo brasileiro contribuiu, mesmo sem saber, para que muito fosse feito, porque os recursos financeiros foram sempre oriundos do Tesouro Nacional. Esses recursos custearam todas as despesas julgadas necessárias para que os projetos fossem bem sucedidos. A esse povo deve ser dedicada toda e qualquer conquista obtida e que ele entenda que as perdas são indissociáveis da busca pelo desenvolvimento científico e tecnológico, mas os ganhos são multiplicadores de benefícios.

Por fim, peço clemência aos leitores quanto a possíveis erros a serem encontrados ao longo do texto. Peço a colaboração de comunicarem suas correções e críticas, a fim de aperfeiçoar uma eventual divulgação mais ampla do conteúdo desta obra. Receberei com gratidão quaisquer manifestações no endereço felixpalmerio@yahoo.com. A presente edição foi dedicada a familiares, amigos e organizações. Se for encontrado mérito suficiente, então será procurada a divulgação mais abrangente.

Capítulo 1: Memórias

A intenção do presente texto é evocar fatos marcantes, na visão de quem redige, sem o compromisso do formalismo quanto à citação de datas bem definidas – embora algumas o sejam – e de enumeração de todos os eventos. A roupagem da “memória” visa tornar o texto mais palatável ao grande público, além de permitir liberdade e subjetividade no conteúdo da narração. Se o leitor desejar conhecer como se iniciou a atividade de projeto de foguetes, no então Centro Técnico da Aeronáutica (CTA), sugere-se a leitura de Dolinsky (1992).

Na década de 1970, o IAE, então Instituto de Atividades Espaciais, estava crescendo em todos os aspectos. O biestágio SONDA III era conduzido pelo engenheiro Jayme Boscov, e as equipes técnicas necessárias estavam formadas e admitindo novos colaboradores. O ritmo era intenso, e as diversas atividades originavam fatos novos e resultados frequentes. O Diretor do IAE, o Coronel Aviador Hugo de Oliveira Piva, administrava com autonomia verba da FINEP, que permitia inclusive a contratação de pessoal no regime da CLT. Seu poder de realização era muito superior ao do Diretor do CTA, que administrava os recursos financeiros vindos do então Ministério da Aeronáutica (MAer). Diante do apoio político do MAer e do Governo Federal, o desenvolvimento de foguetes tinha tudo para ser bem-sucedido.

Houve então a criação visionária da Missão Espacial Completa (MECB), que estabeleceu a missão de satelitização a ser cumprida por meio dos três segmentos fundamentais a serem implementados no país, a saber:

- o lançador de satélites, que veio a ser denominado Veículo Lançador de Satélites (VLS);
- o satélite, que o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) denominou Satélite de Coleta de Dados (SCD), seguido da meta mais ambiciosa do Satélite de Sensoriamento Remoto (SSR); e
- o campo de lançamento que, após estudos de viabilidade, veio a se tornar o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA).

O desenvolvimento do lançador ficou a cargo do Ministério da Aeronáutica (MAer), sendo o Centro Técnico Aeroespacial (CTA), mais especificamente o Instituto de Aeronáutica e Espaço, seu executor. O campo também ficou a cargo do MAer, sendo criado um Grupo de Implantação do CLA, dentro do CTA, até que o próprio CLA pudesse se desenvolver por si. Os satélites SCD e SSR ficaram sob o encargo do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

Para tanto, foi idealizado um foguete de sondagem, o SONDA IV, que exercitasse e comprovasse recursos tecnológicos necessários ao futuro lançador de satélites, os quais foram: motor sólido de um metro de diâmetro, denominado S40; controle do vetor empuxo; e uso de coifa com geometria *hammerhead*.

O motor S40 ainda é usado em outros veículos, e tem as seguintes características: 1 metro de diâmetro, 5 m de comprimento e 4,5 toneladas de propelente, constituindo um aumento substancial de massa em relação ao motor S30, com cerca de 900 kg de propelente.

O volume de propelente doravante a ser produzido pediu a construção de novas instalações que atendessem à nova demanda, dando origem à Usina Coronel Abner, em homenagem a um dos idealistas da época e responsável pela obra, que não chegou a vê-la concluída por ter sido vítima do câncer. O complexo da usina de propelente situa-se na rodovia dos Tamoios, em local suficientemente afastado para não causar danos a regiões mais densamente habitadas, em caso de acidente. O sítio da usina abriga

também instalações de ensaios de queima de motores em ponto fixo, os chamados tiros em banco. Foi uma obra de vulto, que é continuamente utilizada também no carregamento de propelente dos motores dos foguetes de sondagem.

Outro forte desenvolvimento foi a produção e utilização de aço de ultra-alta resistência, necessário para que a massa estrutural do futuro VLS fosse reduzida, em substituição aos aços de alta resistência empregados na época: o SAE 4130 e o SAE 4340. Inicialmente foi necessário decidir qual o aço a ser empregado. A melhor opção seria o aço *maraging*, mas não era produzido no Brasil, seu preço era elevado e seu uso controlado por conter cobalto – material estratégico em artefatos bélicos. Havia o aço D6AC utilizado nos EUA, em alternativa ao aço 300M, o qual atingia maiores níveis de resistência, mas era muito suscetível à propagação de trinca iniciada por corrosão. Na época, a siderúrgica Eletrometal produzia o aço 300M para a indústria aeronáutica, que o utilizava em nível inferior de resistência e, por isso, menos apicável aos motores sólidos de foguetes. Havia, no entanto, um atrativo naquele aço: sua produção empregava um processo de refino, denominado *eletro-slag*, que aumentava a imunidade do aço à propagação de trinca. Foi levado a efeito, na Divisão de Materiais do IAE, estudo de aplicabilidade do aço aos motores de foguetes, e concluiu-se que seria viável. Informações mais detalhadas podem ser encontradas em Boscov (1985). Tomada a decisão, outro investimento de vulto foi realizado no território da Eletrometal: a instalação dos fornos de tratamento térmico das estruturas dos motores de foguetes em 300M. A empresa arcou com as despesas da obra civil, e o país pagou pela compra e instalação dos equipamentos que constituem o forno. A atividade técnica envolvendo a Eletrometal, o IAE e a empresa alemã Eichling foi coordenada pelo engenheiro Jayme Boscov. Outro aspecto fundamental do emprego do 300M foi o desenvolvimento do processo de laminação de chapas a partir de placas produzidas pela Eletrometal. Ainda hoje, só há uma instalação no país capaz de efetuar tal laminação, que é a antiga Acesita, hoje Acelor Mittal, situada em Timóteo, Minas Gerais. Em todas as operações de laminação, houve necessidade de anuência especial da diretoria da empresa, porque seus laminadores são de uso contínuo, produzindo aço inox. A laminação do 300M, do 4140 e do 4340 demanda reajuste dos laminadores e processos diferenciados de laminação, implicando a parada do laminador para este fim, o que se torna inviável economicamente para a empresa, que foi privatizada há alguns anos. Além disso, a laminação de tais aços “suja” os laminadores com carbono, o que requer descontaminação para o retorno à laminação do inox. Portanto, é preciso aproveitar a parada do laminador para fins de manutenção e então laminar os aços destinados aos foguetes.

Antes do projeto do SONDA IV, o IAE só havia adquirido experiência em controle de atitude de cargas úteis voando fora da atmosfera. O projeto Instrumentação constituía o apontamento para o Sol de cargas úteis do foguete SONDA III. Essa atividade promoveu o desenvolvimento de: sensores, atuadores a gás, eletrônica embarcada e algoritmos de controle. Com o advento do SONDA IV, seria preciso controlar a direção do empuxo do motor. Foi decidido contratar o desenvolvimento na empresa alemã Messerschmitt-Bolkow-Blohm (MBB), que tinha experiência no chamado sistema de injeção secundária. Esse trabalho conjunto produziu excelentes resultados na formação das equipes do IAE, nas áreas de algoritmos de controle, sensores inerciais e equipamentos hidráulicos. Experiência também foi adquirida em todas as outras áreas de desenvolvimento de foguetes, em maior ou menor grau. Esse investimento estabeleceu a base para o futuro desenvolvimento do VLS.

A razão de se utilizar a coifa *hammerhead* foi exclusivamente para provocar a capacitação da equipe de aerodinâmica no projeto do veículo com tal geometria, a ser usada no futuro veículo lançador, com o fim de ampliar o volume disponível para o satélite. No caso do SONDA IV, não havia previsão de

volume de carga útil que justificasse a referida geometria de coifa.

Um desenvolvimento notável ocorrido durante o SONDA IV foi a chamada tubeira móvel, utilizando “junta flexível”. Ao observar a junta desenvolvida para os motores sólidos do Space Shuttle, o engenheiro José Bosco da Silveira liderou seu desenvolvimento para o motor S30, com êxito. O quarto e último voo do SONDA IV empregou esse conceito no segundo estágio, constituído por um motor S30. Em seguida, o conceito foi estendido para os motores S40 e S43, quando foi decidido abandonar o sistema de injeção secundária, porque o novo sistema permitia melhor controle da deflexão do jato.

Logo que a MECB foi instituída, iniciaram-se estudos preliminares que definiriam a configuração do VLS. A decisão de empregar motores com 1 metro de diâmetro orientou e limitou os estudos a serem feitos. Das várias possibilidades encontradas, restaram duas que empregavam os mesmos motores, mas diferiam na alocação do primeiro estágio, formado pela ação simultânea de quatro propulsores S43. Uma solução consistia de quatro motores formando o primeiro estágio abaixo do segundo estágio, na chamada configuração em *tandem*. Na outra, os quatro motores ficavam em torno do segundo estágio, em *cluster*. A primeira traria simplicidade geométrica, aerodinâmica clássica e separação dos quatro motores em bloco. Por outro lado, traria também os seguintes inconvenientes:

- comprimento maior, o que pediria uma torre de integração mais alta;
- a relação diâmetro/comprimento poderia suscitar modos de vibração mais difíceis de serem administrados pelo sistema de controle;
- sistema de fixação dos quatro motores e transmissão do empuxo seriam complexos, lembrando que cada motor tem seu comportamento individual, por mais esmerada que seja a produção.

A configuração em cluster teria os inconvenientes da aerodinâmica não convencional, obrigando maior número de ensaios em túnel aerodinâmico e a separação de cada motor do primeiro estágio de forma individualizada. Os benefícios seriam o menor comprimento do veículo e a vinculação individualizada de cada motor ao corpo central. Foi decidido manter a segunda configuração.

Em meados de 1984, houve a primeira revisão, por equipes estrangeiras, do *status* da concepção do VLS. Uma delegação constituída de três técnicos do IAE (Ariovaldo Felix Palmerio, Dr. Paulo Moraes Jr. e Rubens Bartholomeu da Silva e Oliveira) foi incumbida de realizar estudos de desempenho do veículo na Divisão de Lançadores do *Centre Nationale d'Etudes Spatiales* (CNES) em Evry, nos arredores de Paris. Durante três meses, o trabalho conjunto permitiu demonstrar que o VLS seria capaz de cumprir as missões estabelecidas na MECB, com três motores apenas no primeiro estágio. O relatório escrito pelas duas equipes pertence ao acervo da documentação do VLS – Palmerio (1984). Durante os trabalhos, a equipe francesa, responsável pelos estudos de sistema da família de lançadores Ariane, declarou que o desempenho esperado dos motores do VLS era otimista. Isso se deveu a embates internos entre o engenheiro Bosco, líder da equipe de propulsão, e a Divisão de Química, desenvolvedora do propelente. O engenheiro havia estabelecido desempenho elevado dos motores como um desafio à Divisão de Química. Muitas mensagens foram trocadas entre o IAE e a equipe brasileira no CNES, com o intuito de ser utilizado desempenho mais realista, o que não foi conseguido. Mais tarde, em 1986, a equipe de propulsão passou a ser liderada pelo engenheiro Toshiaki Yoshino, que imediatamente passou a admitir parâmetros de propulsão mais condizentes com as possibilidades nacionais de desempenho propulsivo. Dessa forma, o primeiro estágio do VLS passou a ter quatro propulsores, para que suas missões pudessem ser realizadas.

Em 1986, o projeto VLS foi submetido à revisão do Sr. N. Hrisafovic (Hrisafovic, 1986), arquiteto industrial do foguete europeu Ariane. Suas recomendações levaram a modificações nas estruturas de

ancoragem do sistema de separação do primeiro estágio e também despertaram para as práticas internacionais de condução de projetos complexos. Depois de muita discussão interna no âmbito da Direção do IAE, na época dirigido pelo Cel. Antônio Carlos de Freitas Pedrosa, foi criada a Gerência do VLS, sendo o engenheiro Boscov seu primeiro titular.

Alguns equipamentos do veículo deveriam ser adquiridos no exterior para uso nos primeiros voos, até que pudessem ser produzidos no país. No entanto, a década de 1980 caracterizou-se pelo estabelecimento da política norte-americana de não proliferação de armas nucleares. Sendo os mísseis o meio de transporte eficiente de artefatos nucleares, o Departamento de Estado dos EUA passou a controlar e a negar autorização às empresas americanas para a venda de itens que pudessem ser empregados na construção de foguetes e que poderiam ser também usados em mísseis. No início, essa postura não estava bem clara e causava longas esperas pela resposta dos fornecedores, até que a negativa se apresentava. Na década de 1990, o posicionamento dos EUA ficou explícito nos documentos do governo, permanecendo até o momento. Aquele país, além de adotar postura rígida interna, influenciou os países europeus para que também adotassem o mesmo comportamento. Houve então a quebra do relacionamento intenso entre a França e o Brasil e entre a Alemanha e o Brasil, nos programas de cooperação e no fornecimento de materiais e equipamentos. Dois exemplos, entre outros, marcam a vida do VLS. O primeiro ocorreu nos EUA, quando os primeiros envelopes motores em 300M do VLS seguiram para tratamento térmico na siderúrgica Lindberg Corp., situada em Oak Park, Michigan. Relata o engenheiro João Ribeiro Jr., designado pelo IAE como responsável pelo acompanhamento do serviço, que o evento estava cercado de fatores adversos:

- o C130 da FAB pousou no aeroporto O'Hare, em Chicago, logo após a chegada do Presidente Bush sênior. Portanto, havia uma forte presença de policiais federais na área;
- embora a Lindberg tivesse obtido a licença para execução do serviço, o lado brasileiro não providenciou a autorização de entrada temporária do material no país;
- agravou o clima o fato de que a documentação listava itens tais como *devices*, em vez de *tools*, e *rocket motors*; e
- as tensões no Oriente Médio, entre o Iraque e o Kuwait, influíram na apreensão dos agentes federais porque havia a suspeita de que o material em questão fosse enviado posteriormente àquela região.

Portanto, o avião foi arrestado para inspeção da carga, sem desembarque, por falta da autorização de entrada, e criou-se um impasse, uma vez que a carga ocupava todo o espaço interno do avião, não havendo meios de inspecioná-la a bordo. Após uma série de conferências entre a Comissão Aeronáutica Brasileira (CAB), a Lindberg, o Departamento do Estado e a Embaixada Brasileira, além de um longo interrogatório a que foi submetido o engenheiro Ribeiro, foram permitidos o desembarque do material, sua vistoria e liberação para execução do tratamento térmico.

Seguiu-se ainda longa negociação para a liberação de regresso do material para o Brasil, sendo cogitado pelo Governo americano o recozimento dos envelopes motores, o que desfaria o tratamento térmico realizado. A negociação chegou a envolver diretamente o recém-eleito Presidente Fernando Collor, resultando na autorização de retorno do material beneficiado.

O segundo episódio ocorreu de forma semelhante na França. O IAE havia comprado matéria-prima para a fabricação das gargantas das tubeiras dos motores do VLS. O material estava pronto para embarque no aeroporto, quando veio a ordem de cancelamento do embarque. A empresa produtora devolveu o valor pago.

Diante desse cenário, muitos desenvolvimentos tiveram que ser realizados no Brasil para suprir

as necessidades do projeto, o que alongou prazos previstos inicialmente. Em alguns casos, foi possível encontrar fornecedores na Rússia em países vizinhos. No momento, há uma pequena flexibilização em alguns fornecimentos pelos países europeus, devido ao Brasil ter assinado o *Missile Technology Control Regime* (MTCR) e por assinar documentos em que há compromisso com a utilização dos fornecimentos em fins pacíficos. Salienta-se que, em muitos países, as sanções externas estimularam o desenvolvimento interno. No caso do Brasil, esse desdobramento não teve o fôlego necessário. Por outro lado, é fato que a Índia contou com forte suporte da França e, posteriormente, da Rússia na formação de pessoal e no trabalho conjunto, que permitiu o sucesso de seus lançadores de satélites. A China e a Coreia do Sul também contaram com suporte da Rússia para abreviar etapas de seus programas espaciais.

O desenvolvimento do VLS adentrou a década de 1990 sem progresso marcante. Havia dois desenvolvimentos que estavam no caminho crítico: as redes elétricas e os itens pirotécnicos. Como consequência, o projeto mecânico dos módulos equipados não podia progredir porque era necessário definir a alocação dos equipamentos em seu interior. Em 1992, assumiu a direção do CTA o Brigadeiro Adyr da Silva, que se sentiu na responsabilidade de acelerar o andamento do VLS. Era um dirigente incansável na busca de soluções que atinasse como necessárias. Estabeleceu seu posto de comando na sala da chefia da Divisão de Eletrônica, convocando pessoas de todo o CTA para comporem ou ajudarem nos trabalhos de algumas equipes do projeto. Seu modo de agir interferiu no papel do Diretor do IAE e do Gerente do VLS, o que deixou o engenheiro Boscov descontente, pedindo o afastamento dessa função. Por menos de um ano permaneceu o Brigadeiro no CTA. De sua passagem, algumas lições foram aprendidas na prática:

- naquela época, o Diretor do CTA tinha ainda poderes para viabilizar o projeto;
- a demonstração da vontade de fazer dos dirigentes, essencial em qualquer empreendimento, alinha a organização e as pessoas, para que os fins sejam alcançados. As realocações dos recursos humanos podem ser traumáticas no processo de alinhamento da organização. No caso do CTA, por abrigar ambiente de pesquisa e desenvolvimento, o trauma adquire maiores proporções, observando que a formação de equipes de trabalho não é favorecida pela incorporação forçada de recursos humanos;
- a saída de tal líder, após toda a sorte de traumas e benefícios para ocupar a presidência da Telebras antes do lançamento do primeiro protótipo do VLS, mostrou que o projeto não era suficientemente atraente nem para a cúpula do Governo Federal, nem para o seu dirigente;
- o corpo técnico do projeto mostrou falta de coesão e de firmeza contra algumas investidas do Diretor, que foram consideradas danosas. O corpo técnico deveria se manter no controle das atividades técnicas e solicitar ao Diretor as providências administrativas que impulsionassem o projeto.

Com a saída do Brigadeiro Adyr e do engenheiro Boscov, os Diretores do IAE passaram a acumular a gerência do VLS, mantendo a estrutura gerencial já existente.

Em 1992, abriu-se perspectiva de diálogo com a Rússia, especificamente com o Salyut Design Bureau, desenvolvedor do foguete Proton, entre outros. Foram negociados três contratos:

- desenvolvimento e fornecimento de cinco unidades de voo do sistema de controle de rolamento utilizando propulsão líquida;
- fornecimento de servoatuadores hidráulicos para os sistemas de atuação de tubeira móvel;
- revisão do projeto do VLS.

Os contratos foram bem-sucedidos, com os resultados esperados: a entrega dos equipamentos e do relatório de avaliação do projeto, sobre o qual não foi encontrada, em Salyut D. B. (1992), razão técnica que justificasse modificação importante.

Nesse ínterim, o ânimo das equipes era baixo porque as dificuldades técnicas eram muito localizadas na Divisão de Eletrônica (AEL) e de Sistemas Espaciais (ASE), responsável pelo projeto dos foguetes, e os outros setores, de produção e de ensaios, ficavam à espera para poder trabalhar. O corpo técnico diagnosticou que era preciso insuflar ânimo nas equipes e, em maio de 1993, propôs a criação de um movimento denominado “Decola IAE”. Várias reuniões ocorreram, procurando identificar ações que melhorassem o ânimo do pessoal e, por conseguinte, o andamento dos trabalhos. O único resultado concreto foi o estabelecimento de um *tour* pelas instalações do IAE, que proporcionou visão completa do que era o VLS e como era feito. Houve também sorteio de ida a campanhas de lançamento de foguetes de sondagem. As pessoas dos corpos técnicos e administrativos que participaram das atividades demonstraram apreciação. O ímpeto inicial se esvaiu com o tempo, sem promover a reação desejada.

Em 1994, a materialização do projeto não evoluía, e havia a apreensão no IAE de que a demora no lançamento do primeiro protótipo do VLS causasse a sua total desmobilização pelo cancelamento de sua verba. O gerente do projeto e diretor do Instituto, Coronel Tiago Ribeiro da Silva, decidiu-se por fortes mudanças na condução do projeto, apoiado por chefes de Divisão e pelas equipes da Gerência:

- do ponto de vista administrativo, trocou a chefia da Divisão de Sistemas Espaciais (ASE) e a chefia da Subdivisão de Projetos daquela mesma Divisão;

- do ponto de vista técnico, as decisões mais importantes foram:

- não seriam feitos testes de redes elétricas na Maquete de Redes Elétricas e Integração (MIR).

Essa maquete em tamanho real, modernamente denominada mock-up, deveria satisfazer duas necessidades: a verificação da integrabilidade mecânica de todos os itens do veículo; e permitir os testes da rede elétrica integrada no veículo. As verificações de integração mecânica foram feitas com os itens de voo, módulo a módulo. Os testes de rede elétrica foram feitos com os módulos equipados e interligados eletricamente, sem a presença dos motores, conforme ilustrado na figura 6.5;

- não seriam realizados os ensaios de qualificação ambiental dos módulos equipados. Nesses ensaios, os módulos equipados são submetidos às solicitações ambientais (vibração, temperatura, choque mecânico) no nível esperado em voo. Os módulos de voo foram submetidos aos ensaios de aceitação, cujos níveis são bastante inferiores aos de voo e têm por objetivo mostrar, ainda no solo, defeitos de integração elétrica e mecânica. Os defeitos encontrados são sanados, e os módulos são considerados aptos.

Mesmo assim, o primeiro voo do VLS só foi possível em novembro de 1997, levando a bordo o SCD2A do INPE. Note-se que uma consequência desse atraso foi o lançamento do primeiro SCD por um veículo estrangeiro, o Pegasus, em fevereiro de 1993.

Ao ser comandada a ignição do primeiro estágio, um dos motores não acendeu em razão de defeito em equipamento mecânico-pirotécnico, conforme será discutido em detalhe no capítulo 4. Essa falha ocorreu porque o número de testes realizados com o equipamento foi insuficiente para demonstrar sua confiabilidade. A pressão para que o lançamento fosse realizado sobrepujou a necessidade técnica, com resultado nefasto.

Nesse período já se realizavam estudos do sucessor do VLS, denominado genericamente de VLS-2, em cooperação com o MAI e o CNES. Surgiu então a decisão de passar a denominar o VLS por VLS-1.

Dois anos depois, em dezembro de 1999, foi lançado o segundo protótipo, o VLS-1 V02. O voo ocorreu dentro do esperado até o momento da ignição do segundo estágio, quando esse motor explodiu. A conclusão técnica relatada pela comissão de investigação é apresentada no capítulo 4. Apesar de não haver sido cumprida a missão, o veículo demonstrou ser capaz de vencer as fases mais exigentes do voo

atmosférico, tais como a região transônica e a de pressão dinâmica máxima. Há quem questione a afirmação acima, admitindo que o intenso regime vibratório tivesse causado a explosão do segundo estágio. No entanto, não há prova cabal dessa tese até o momento.

A terceira operação de lançamento ocorreu apenas em agosto de 2003. O VLS-1 V03 já estava totalmente integrado na Mesa de Lançamento, e equipes ali trabalhavam. Os itens eletropirotécnicos do sistema de ignição dos motores estavam instalados, mas a rede elétrica de ignição estava no modo de segurança. Intempestivamente, um dos motores do primeiro estágio foi acionado, causando a morte de 21 técnicos e a destruição da Mesa de Lançamento (ML) e da Torre Móvel (TMI). O abalo repercutiu nos planos pessoais, profissionais e institucionais, e suas sequelas se fazem sentir até hoje. A comissão de investigação foi liderada pelo brigadeiro Marco Antônio Couto do Nascimento, que desempenhou seu papel com equilíbrio e integridade. A investigação foi organizada em diferentes segmentos, sendo o técnico, denominado “Fator Material”, liderado pelo engenheiro Jolan Eduardo Berquó, do Instituto de Fomento Industrial (IFI), do CTA. Outro segmento foi formado por pessoas de renome nacional na área de ciência e tecnologia, com um representante das famílias das vítimas. Finalmente, houve a participação de especialistas de diversas empresas russas, coordenados pela então ROSAVIAKOSMOS, a agência espacial russa. O papel dessa equipe se limitou a declarar que o procedimento da investigação estava correto. O relatório final (Nascimento, 2004) da comissão não identificou a causa técnica do acidente, mas estabeleceu uma série de determinações visando aumentar a segurança e a confiabilidade do veículo. O clima reinante contava com forte componente emocional, ante o número de vítimas. Suas famílias queriam que se chegasse a um culpado, ou culpados, em quem pudessem concentrar toda a dor. A punição seria seu lenitivo. No meu entender, felizmente nenhum indivíduo foi inculcado oficialmente, porque este seria mais uma vítima do acidente que seria martirizado injustamente para sempre. A culpa de um indivíduo deve ser consubstanciada por um ato, ou uma omissão, que conduz a algo prejudicial. A terceira operação de lançamento ocorreu em estado de penúria sob todos os aspectos, mas a necessidade do lançamento havia. Espero que o conteúdo deste livro permita a muitos leitores entender que a condução do Programa Espacial Brasileiro (PEB) se tornou mortal, e devido ao esforço insuficiente, em todos os aspectos, aplicado ao desenvolvimento de um lançador de satélites. Um projeto de foguetes bem conduzido já é uma fonte de perigo; se conduzido sem o devido amparo, os fatores que desencadeiam falhas se avultam. Se quisermos buscar culpados, teremos que começar responsabilizando todos aqueles que aceitaram participar do desenvolvimento de foguetes em condições deterioradas, e eu estava no meio deles. A razão de tal comportamento é simples de se explicar e difícil de vivenciar: havia a consciência do quão importante seria para o Brasil vencer aquela etapa, apesar de todas as dificuldades. Do ponto de vista técnico, havia confiança nas melhorias efetuadas, e as seguranças adotadas foram julgadas suficientes porque o segundo lançamento se realizou nas mesmas condições. O amadurecimento obtido após o acidente mostrou que o aparato da segurança operacional carecia de investimentos também. Tanto as famílias vitimadas quanto a sociedade em geral precisam assimilar um dia que desenvolvimentos daquela natureza são inerentemente perigosos, e as técnicas de segurança evoluem também à custa de acidentes, letais ou não. Não nos esqueçamos de episódios fúnebres ocorridos no desenvolvimento espacial de outros países e que resultaram em regras de projeto e de comportamento que beneficiaram outros desenvolvedores. Na sequência dos acontecimentos, a Comissão Aeronáutica Brasileira em Washington (CABW) contratou o Centro Estatal de Foguetes Makeyev (SRC Makeyev e depois GRTs Makeyev), empresa desenvolvedora de mísseis para submarinos e indicada pela agência espacial russa, para efetuar revisão detalhada do projeto. O contrato foi assinado em 21 de abril de 2004 e previa a realização das seguintes tarefas:

- solicitação de dados pela empresa;
- preparação dos dados do VLS-1 pelo IAE;
- elaboração das recomendações de mudanças no projeto;
- aceitação, pelo IAE e CLA, das recomendações sobre a plataforma de lançamento;
- programa de implantação das recomendações;
- suporte técnico na implantação das recomendações;
- suporte técnico na reconstrução da plataforma de lançamento e no voo do VLS-1 V04.

Apesar de a empresa ter cumprido dentro do previsto as etapas iniciais do contrato, a maturação das recomendações foi lenta dentro do IAE, havendo o choque cultural e a busca de entendimento entre os técnicos do IAE e os da empresa. Por outro lado, foi necessário identificar como aplicar as recomendações utilizando os recursos existentes no mercado europeu de insumos. Houve a tentativa de se utilizar recursos existentes na Rússia, mas que se revelaram inviáveis para o VLS-1. Por exemplo, na área de pirotecnia, houve um diálogo intenso e detalhado, para então se chegar à conclusão de que alguns itens não poderiam ser aplicados. Só essa discussão durou cerca de um ano. Na área de eletrônica, os conceitos fundamentais foram aceitos, até porque coincidiam com o que se desejava praticar. Algumas recomendações foram reconsideradas pela empresa como não obrigatórias. Um exemplo significativo foi a manutenção de equipamentos únicos da rede de controle, tais como o computador de bordo (CDB) e a plataforma inercial. Note-se que, em foguetes comerciais, esses equipamentos são redundantes, o que proporciona maior confiabilidade ao foguete. No caso do VLS-1, a redundância daqueles equipamentos resultaria em perda muito significativa do desempenho pelo acréscimo de massa próximo ao satélite. Apesar de as recomendações sobre as redes elétricas terem sido aceitas, as respectivas soluções técnicas adotadas pelo IAE mantiveram-se dentro da cultura ocidental, que diferem em muitos aspectos daquelas preconizadas pela empresa, a exemplo do que ocorreu com a rede pirotécnica.

O contrato foi cancelado em 2010 porque até aquela data, sua última etapa não pôde ser cumprida, qual seja o acompanhamento da primeira operação de lançamento após a adoção das recomendações de aperfeiçoamento do foguete. O cronograma do contrato, que previa o lançamento em 2006, foi estendido por mais dois anos, e, passado esse período, ainda não havia perspectiva concreta de lançamento. Seria, portanto, inviável manter o contrato ativo.

Uma recomendação do contrato, parcialmente acatada pelo corpo técnico, foi a realização de um voo com apenas o primeiro estágio ativo. O segundo estágio trabalharia apenas cinco segundos, e o restante do veículo teria a mesma massa do veículo de voo. O objetivo era efetuar medições durante a travessia da atmosfera para gerar informações importantes para o projeto, que poderiam inclusive modificá-lo. A ignição do segundo estágio cumpriria o papel de mostrar se era justificado o receio de que a explosão ocorrida no segundo voo devia-se ao regime vibratório do voo do primeiro estágio, um possível indutor de trincas no bloco de propelente do segundo estágio ou na sua interface com as proteções térmicas. O corpo técnico do IAE decidiu-se pela queima completa do motor do segundo estágio, com a execução da separação do segundo estágio e da Coifa Principal. Esse veículo foi denominado VLS-1 XVT01. Foi decidido ainda efetuar um segundo voo experimental, sem satélite cliente, do veículo completo, com medições complementares, sendo o veículo denominado VLS-1 XVT02. O voo seguinte, do VLS-1 V04, seria operacional, com satélite cliente. Até o momento desta redação, esses voos não foram realizados porque o projeto das redes elétricas não foi concluído, e, por conseguinte, o leiaute dos equipamentos não se concluiu e, portanto, nenhuma outra etapa subsequente.

Alguns estudos foram objeto de um segundo contrato, porque o corpo técnico do IAE se sentiu in-

capaz de realizá-los. Os trabalhos de negociação técnica das sete tarefas a serem executadas consumiram cerca de um ano, sendo que sua execução completa deveria durar doze meses. A vigência do contrato foi estendida para permitir que a execução das tarefas técnicas satisfizesse cabalmente as necessidades de esclarecimento dos resultados apresentados.

No segundo semestre de 2010, a Direção do IAE aventou a hipótese de promover o projeto de uma rede elétrica “simplificada”, a ser contratada na indústria. A missão do veículo seria semelhante àquela do VLS-1 XVT01, mas só com separação do primeiro estágio e com número de sensores reduzidos. A proposta inicial era a de que seria formado um grupo técnico para estudar a proposta e verificar sua viabilidade de lançamento no prazo de dois anos; no entanto, a contratação ocorreu sem este estudo. Os objetivos de tal voo seriam:

- avaliação do sistema inercial solidário, em desenvolvimento no IAE, IEAv e INPE, que deverá tornar o país parcialmente independente nesse tipo de tecnologia, em uma primeira fase, até que acelerômetros inerciais também sejam desenvolvidos;
- realização de um evento ligado ao VLS-1 antes da conclusão de veículo equipado com a rede elétrica em execução no IAE; e
- uso da nova Plataforma de Lançamento do VLS-1.

Esse veículo foi denominado VSISNAV, utilizando a mesma sistemática dos três primeiros protótipos do VLS-1: sem os testes de qualificação dos módulos equipados e sem a integração do Mock-up para Ensaio de Interface e das Redes Elétricas (MIR). O nome do veículo utilizava a sigla SISNAV porque pretendia levar a bordo o Sistema de Navegação Inercial (SISNAV), desenvolvido no IAE. Esse sistema estaria ativo, mas não atuaria no sistema de controle do veículo. Tratava-se de um experimento de comprovação da funcionalidade do sistema em voo.

No final de 2010 e início de 2011, o Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA, anteriormente CTA) abrigou discussões que tinham por objetivo realizar um evento de lançamento em órbita de pequena massa, até o final de 2012. As reuniões levaram a estudo de viabilidades de um veículo derivado do VLS-1, com as seguintes características:

- o propulsor do segundo estágio do VLS-1 seria ligado poucos segundos após a decolagem;
- a separação dos quatro motores do primeiro estágio do VLS-1 não mais seria comandada. Os motores prosseguiriam até a extinção do segundo estágio do VLS-1, quando então todo o conjunto se separaria com o comando de separação do motor central;
- a rede elétrica do veículo seria desenvolvida e integrada por empresa a ser contratada;
- as etapas do voo do último estágio seriam comandadas por instrumentação a ser desenvolvida pelo Centro Espacial Alemão (*Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt*, DLR), em função de sua experiência com cargas úteis controladas de foguetes de sondagem.

Embora a proposta fosse atraente à primeira vista, os estudos iniciais logo identificaram que o número de fatores adversos a serem estudados e resolvidos poderia atrasar mais sua realização do que continuar com o projeto do VLS-1 tal como já sedimentado. Após cerca de oito meses, voltou o IAE a se concentrar no VSISNAV.

Paralelamente ao esforço sobre o VLS-1, outro desenvolvimento digno de nota ocorreu. No ano 2000, o DLR convidou o IAE a desenvolver um foguete de sondagem que substituísse o Skylark 7, que não seria mais produzido, mas era intensamente utilizado no programa europeu de microgravidade. A proposta foi aceita, e a execução das atividades ocorreu de forma harmônica entre as equipes do IAE e a equipe da Base Móvel de Foguetes (*Mobile Raketenbasis*, MORABA), órgão do DLR responsável

por prover os foguetes para o programa europeu de microgravidade. O trabalho conjunto da engenharia de sistema, da equipe de propulsão da ASE e da equipe de desenvolvimento da Divisão de Química levou ao bem-sucedido projeto do motor S31. O primeiro coordenador do veículo foi o incansável e dedicado engenheiro José Pedro Claro Peres da Silva, vindo a ser vitimado no acidente do VLS-1 V03. A coordenação continuou com o engenheiro Eduardo Dore Roda, de igual calibre. O projeto aerodinâmico do VSB-30 foi realizado pela MORABA, porque os especialistas do IAE, Dr. Paulo Moraes Jr (ASE) e Maj. Breno Moura Castro da Divisão de Sistemas Bélicos (ASD), não puderam fazê-lo: o primeiro por motivo de saúde e o segundo por ter sido transferido. Sendo a Agência Espacial Europeia (*European Space Agency*, ESA) o contratante do foguete, estabeleceu-se um procedimento de avaliação do desenvolvimento e de rastreio da produção consubstanciada em vasta documentação elaborada pelo coordenador do projeto e sujeita à inspeção de especialista da empresa EADS. Visando à futura transferência de tecnologia do foguete para empresas nacionais, o projeto foi submetido à chamada Avaliação da Qualificação, processo equivalente à certificação de aeronaves. O IFI foi o órgão coordenador da atividade, que foi concluída e comemorada em 2010, por ser a primeira experiência deste tipo na área de foguetes no país. O Brasil pode se orgulhar de o VSB-30 ter sido aprovado em todos os requisitos, com o reconhecimento das organizações europeias, e de se constituir um veículo confiável, usado no país e no exterior. Até 2013, foram dois lançamentos no país e doze no campo de Esrange, Suécia.

Também no domínio dos foguetes de sondagem, a MORABA solicitou o fornecimento do motor S30 para execução do voo do experimento *Sharp Edge Flight Experiment* (SHEFEX), no campo de Andoya, Noruega em 1998. O experimento explora a possibilidade de aplicação de placas de material isolante térmico em superfícies de espaçonaves que reentrarão na atmosfera terrestre. Até o momento, as peças isolantes são conformadas para copiar a geometria externa da espaçonave, sendo, portanto, mais difíceis de serem produzidas e conseqüentemente mais caras. As placas planas, se aprovadas, reduziram muito o custo da proteção térmica. O sucesso do experimento fomentou a realização do SHEFEX 2, que pediu um nível mais elevado de velocidade na atmosfera. Para tanto, o IAE foi solicitado a produzir um motor S40 e um S44, com alguns periféricos do veículo VS-40. O coordenador dos trabalhos no IAE foi o engenheiro Nelson Snellaert Tavares, e o lançamento ocorreu em 22 de junho de 2012, em Andoya, com sucesso no voo e nos experimentos. Concomitantemente, foi idealizado o experimento SHEFEX 3, que pedia aumento do nível de velocidade de reentrada na atmosfera, agora compatível com a reentrada real. Para tanto, está em estudo um foguete de três estágios, denominado VLM-1, que deverá contar com o desenvolvimento de motor de dez toneladas de propelente sólido, com estrutura em fibra estrutural. O veículo poderia ter suas funções estendidas para se tornar um lançador de nanossatélites. O coordenador dos estudos preliminares foi o Dr. Luís Eduardo Vergueiro Loures da Costa.

A MORABA tem encomendado motores para os mais diversos experimentos na Europa e Austrália em razão da confiança estabelecida tanto no desempenho quanto na pontualidade de entrega. Tudo isso tem sido possível porque o ex-dirigente daquele órgão do DLR, o engenheiro Peter Turner, era inabalável admirador do Brasil, além de ser competente técnico em telemetria e pertinaz negociador.

Toda essa atividade criou conflitos internos no IAE e no DCTA. De um lado, estabeleceu-se o pensamento de que o IAE não é um fabricante de foguetes, e sim desenvolvedor. Por outro, argumentou-se que o esforço sobre os foguetes de sondagem diminuía a dedicação ao VLS-1. Embora essas posições tenham aparente fundamento, devem-se considerar os seguintes aspectos da vida do IAE naquela oportunidade:

- o maior volume da produção mecânica dos foguetes de sondagem é executado em empresas e é acompanhado e conferido pelo IAE;

- a produção de propelente e o carregamento dos motores são feitos na usina do IAE. No entanto, a pouca demanda para o VLS-1 foi executada prioritariamente e não impediu o carregamento dos motores de menor porte;
- a produção eletrônica ocorreu na AEL, mas sem conflito com o projeto VLS-1, porque esse não teve atividade de integração concomitante;
- a produção de pirotécnicos foi beneficiada, porque se passou a usar eletropirotécnicos com condições de não acendimento de 1A/1W/5 min (o eletropirotécnico não pode ser ativado quando submetido a uma corrente elétrica de 1 A, com a potência de 1 W, por cinco minutos) também nos foguetes de sondagem, sendo sua utilização precursora em relação ao VLS-1;
- as atividades de foguetes de sondagem mantiveram operacionais as equipes de produção e integração, enquanto o VLS-1 estava em fase de revisão;
- os sucessos dos foguetes de sondagem trouxeram realização mais frequente do que os esparsos testes relativos ao VLS-1, com efeito positivo sobre as equipes e contabilizando realização para o IAE;
- o processo de transferência de tecnologia para a integral produção do VSB-30 na indústria revelou-se lento pelo volume de documentação a ser gerada e pela qualificação a que as empresas precisavam se submeter. Ao cabo da transferência, provavelmente o preço a ser pago será impeditivo da comercialização, porque nele incluir-se-ão encargos não cobrados pelo IAE, tais como: salários, encargos trabalhistas, impostos, custo da vida vegetativa. Para fins de uso interno, ainda assim seria admissível pagar tal preço, visando à manutenção da atividade no setor privado. No entanto, a demanda nacional é pequena e incapaz de manter a atividade empresarial. Mesmo somando as encomendas externas, a demanda seria baixa. Portanto, a solução da questão pede mais reflexão;
- a hipótese de abandono do atendimento à demanda externa significa diminuir mais ainda a atividade espacial no Brasil, e justamente aquela faceta que tem apresentado resultados positivos.

Uma demanda maior da força de trabalho ocorria quando eram preparados lançamentos nacionais, por causa da carga útil. Nesses casos, o IAE era responsável pelas seguintes tarefas:

- produção da estrutura e da infraestrutura (sistema de separação, sistema de recuperação, que era comprado do DLR, telemetria, alimentação elétrica dos experimentos) da carga útil, ou seja, do *bus*;
- adaptação da eletrônica dos experimentos ao ambiente de voo. Os experimentadores não tinham essa cultura e demorarão a ter pelo pouco acesso aos voos. Na Europa, a EADS provê uma vasta gama de equipamentos aos experimentadores para que estes apenas se preocupem com a preparação de seus experimentos. Por outro lado, o provedor do *bus* não precisa se preocupar com a qualificação dos equipamentos dos experimentos para voo. Essa realidade se tornou possível diante do volume da atividade científica naquela região;
- atendimento aos experimentadores na fase preparatória da missão, tanto no IAE como no CLA.

Em suma, os voos nacionais demandam do IAE, como um todo, um envolvimento muito maior do que aquele da produção do foguete a ser enviado para o exterior. Essa situação não é específica do VSB-30 e ocorre em qualquer voo com experimentos brasileiros. Mesmo assim, é uma atividade que dá vida ao Instituto em meio às longas etapas do VLS-1. Por outro lado, o fomento da AEB em relação aos experimentos científicos, sejam eles em microgravidade ou não, é um fator do desenvolvimento da sociedade como um todo. Aqueles que tiveram ou terão a oportunidade de assistir aos preparativos de uma carga útil dos programas TEXUS e MAXUS, e depois, à apresentação dos resultados das pesquisas veiculados nos encontros bienais promovidos pela ESA poderão constatar a benéfica repercussão das atividades nas várias camadas da sociedade europeia.

Os relatos apresentados mostram claramente o declínio da capacidade do IAE em atuar no desenvolvimento de foguetes, porque, nas condições atuais, o VLS-1 demanda energia que a instituição não tem, pensando somente em contratar os serviços na expectativa de que venham a suprir as lacunas internas. No entanto, a administração de um contrato demanda muito do contratante e do contratado em saber técnico e em capacidade administrativa. Do lado do IAE, os recursos técnicos, administrativos, financeiros e políticos estão em franco declínio. Do lado das empresas, não houve ao longo do tempo a formação de todos os parceiros necessários. Portanto, não há a complementaridade estabelecida, que poderia ser formada por vultoso investimento, dando frutos dentro de três a cinco anos. Surpreendentemente, pouco se comentou sobre esses fatos gritantes e não se ouve a pergunta: “Por que, após tantos anos, não houve a continuidade de lançamentos do VLS-1?”. Propõe-se responder da seguinte forma:

“Porque, no segmento de desenvolvimento de foguetes nacionais, o Programa Espacial Brasileiro não tem a dimensão compatível com a do Brasil. As metas estabelecidas não são prioritárias no contexto nacional e não estão, portanto, em efetiva execução.”

Justifica-se tal afirmação pela simples constatação de que metas foram escritas, mas o esforço correspondente de realização só definiu ao longo dos anos. O desenvolvimento de um sistema complexo, aquele que envolve múltiplas tecnologias, pede esforço nacional para sua cabal realização. É preciso que os poderes governamentais atuem política e administrativamente para que a legislação e o arranjo das organizações públicas e privadas se estabeleçam, dando suporte ao empreendimento. O esforço de desenvolvimento tecnológico deve ser distribuído entre órgãos de pesquisa e desenvolvimento governamentais, entre universidades privadas e públicas e entre empresas de engenharia. Os trabalhos devem ser conduzidos e realizados por conjunto de pessoas competentes na área, mesmo que as busquemos em outros países. O fluxo de recursos financeiros deve ser compatível com o empreendimento, notando que ele seria irrisório perante a economia do país. Sob a luz dos requisitos mencionados, que não constituem surpresa para ninguém, segue um relato da saga do VLS-1.

Na década de 1980, mudanças marcantes na vida nacional se refletiram no andamento do projeto:

- a política econômica priorizou a produção de bens para exportação e diminuiu drasticamente outros investimentos. A verba do projeto começou a declinar;
- o modelo administrativo dos órgãos federais foi migrando o nível de decisão para os escalões superiores, tirando a autonomia dos dirigentes de terceiro nível para baixo. Os Diretores do IAE e do DCTA perderam autonomia administrativa;
- a transição para o governo civil afetou a prioridade do projeto de foguetes;
- os servidores contratados pela CLT foram transformados em servidores estatutários;
- a contratação de pessoal passou a ser por meio de concursos públicos autorizados apenas pelo alto escalão de administração e planejamento do Governo Federal.

Na década de 1990, os seguintes fatores se somaram aos citados acima:

- queda acentuada da verba anual. Houve ano em que não existiu dotação de recursos para o projeto;
- o controle sobre o funcionamento dos órgãos federais aperfeiçoou-se a ponto de a responsabilidade fiscal do dirigente se concentrar em seu CPF. Em alguns casos, estabeleceu-se tal controle para prestar transparência aos gastos que os processos de compra se tornaram excessivamente pesados;
- o aquecimento do setor aeronáutico atraiu os técnicos com dez a quinze anos de experiência,

criando um vazio na camada intermediária daqueles que conduziam o projeto no IAE. Além disto, alguns setores perderam todos os especialistas;

- o Governo Federal estabeleceu o conceito de estado mínimo. Para atingir suas metas, criou o Programa de Demissões Voluntárias e a colocação de servidores em disponibilidade. Essas ações causaram mais perdas e desgaste interno gerados pelas disponibilidades.

Na primeira década do século XXI, os seguintes fatos acrescentaram dificuldades ao desenvolvimento do VLS-1:

- o controle do Governo Federal sobre seus órgãos aumentou. As compras deveriam utilizar o pregão eletrônico. Esta prática visa diminuir as despesas dos órgãos federais, mas criam sérios problemas quando se deseja comprar itens para uso em alta tecnologia. Outra dificuldade foi a necessidade de contratar serviços de usinagem pelo pregão. Quando o ganhador era empresa sem condições de satisfazer o serviço com um mínimo de qualidade, era preciso anular o pregão e refazê-lo, ou seja, o serviço teria que esperar. Por outro lado, não era permitido efetuar novo pedido de fabricação no mesmo ano fiscal, inclusive na empresa que já havia ganhado o pregão, porque caracterizaria fracionamento de nota fiscal. Quem trabalha em tarefas perfeitamente planejáveis consegue se adequar a tais restrições, mas o desenvolvimento tecnológico é permeado de fatos imprevisíveis que vão se delongando diante da impossibilidade administrativa de dar seguimento tempestivo. Os contratos nacionais e internacionais deveriam passar pela análise da Advocacia Geral da União (AGU). Embora o Núcleo de Assessoria Jurídica (NAJ), representante da AGU em São José dos Campos, fosse solícito e eficiente, a análise dos contratos da área espacial entrava na fila de contratos de outros órgãos federais atuantes na região. Some-se ainda a inexistência de assessoria jurídica interna ao IAE que assumisse o encargo de gerar os contratos internacionais. Dessa forma, os técnicos dos diversos desenvolvimentos tinham que intermediar com os interlocutores estrangeiros não só os aspectos técnicos, mas também os administrativos e legais, o que absorveu homens-horas que seriam mais bem empregadas na atividade-fim;

- o acidente do VLS-1 V03, além de causar perdas diretas, também causou a síndrome da casa arrombada. As decisões de correção do projeto do sistema elétrico do veículo ultrapassaram em muito a real necessidade de introdução de conceitos de segurança. Embora as medidas adotadas fossem passíveis de aplicação, havia um longo aprendizado a ser feito, o que ampliou em excesso o tempo de aplicação daqueles conceitos. O sistema elétrico do VLS-1, tal como concebido inicialmente, era seguro desde que tivesse sido aplicado na íntegra e passasse pela qualificação ambiental dos módulos equipados. Seu projeto resultou de conhecimento adquirido no projeto Ariane, que teve grande sucesso comercial. As recomendações emitidas pelo GRTs Makeyev foram compatíveis com o que deveria ter sido feito desde o início, principalmente no que se refere à interface eletropirotécnica. A empresa russa não emprega os novos conceitos de segurança elétrica adotados pela equipe técnica da Divisão de Eletrônica, mas se socorre dos itens pirotécnicos para obter a segurança operacional e a confiabilidade do veículo em solo e em voo. Houve também a decisão de reinstalar no veículo a rede pirotécnica, mas com nível de segurança operacional e de confiabilidade muito mais elevado. Não havendo parceiro nacional para o desenvolvimento e a fabricação dos itens pirotécnicos, entabulou-se conversação com a empresa GRTs Makeyev no sentido de aplicar seus itens já desenvolvidos ao VLS-1. O diálogo técnico durou um ano, mas não resultou em contratação, como já mencionado. A principal razão foi a dificuldade técnica de instalação dos Estopins Detonantes Confinados (EDC), que eram rígidos e dificultariam sua instalação nos módulos equipados. A equipe técnica procurou, então, solução na França, cuja tecnologia se aplicava com maior facilidade. A negociação contratual e a duração do contrato resultaram na primeira entrega de itens de

voo no IAE em outubro de 2010;

- os estudos de leiaute dos módulos equipados revelaram-se gargalo adicional para que se pudessem produzir seus desenhos de fabricação. De um lado, o conhecimento das necessidades de instalação dos equipamentos mecânicos e pirotécnicos permitiu o estabelecimento do leiaute dos módulos do primeiro e segundo estágios em 2010. No entanto, as indefinições das redes elétricas impediam a conclusão daqueles leiautes e, em consequência, a conclusão dos respectivos desenhos de fabricação. Para fins do VLS-1 XVT01, ainda seria preciso trabalhar nas modificações do terceiro e do quarto estágios;

- em face das indefinições reinantes em 2010, a Direção do IAE promoveu discussão sobre o VSISNAV, já mencionado. O IAE continuaria o desenvolvimento da rede elétrica, a ser aplicada no VLS-1 XVT02. A partir dessa proposta, o Gerente do VLS-1, Ten.Cel.Eng. César Demétrio dos Santos, orientado pelos dirigentes do DCTA, deu prioridade àquele veículo e iniciou o processo de contratação por inexigibilidade de licitação da empresa Mectron para o trabalho de desenvolvimento, produção e integração da rede elétrica do veículo;

- em janeiro de 2011, o DCTA propôs que o IAE estudasse a possibilidade de efetuar missão de inserção em órbita, em 2012, conforme já citado;

- simultaneamente, a equipe técnica do IAE continuava com perdas em razão das aposentadorias. O ano de 2011 caracterizou-se por perda de metade do orçamento previsto no final de 2010, em função de contingenciamento governamental e dos recursos aplicados à infraestrutura do CLA para o foguete Ciclone 4, a cargo Alcantara Cyclone Space (ACS).

A síntese de todos os fatores citados reflete a inexistência prática do Programa Espacial Brasileiro, até o momento da redação do texto. Por outro lado, para melhor compreensão do assunto, citemos algumas características de programas espaciais de países bem sucedidos em seus objetivos científicos, tecnológicos, econômicos, estratégicos e políticos. Os programas americano, soviético e europeu caracterizaram-se por:

- Reconhecimento de necessidade estratégica premente. No caso dos EUA e da URSS, o fundamento era a dominação política e militar. No caso da Europa, o lançamento de satélites de comunicação de forma independente foi o argumento para o investimento no Ariane, após o insucesso com o lançador Europa.

- Arregimentação da força de trabalho. Nos EUA, a NASA cresceu sua infraestrutura de testes e de desenvolvimento tecnológico, fomentando as empresas a desenvolverem sistemas completos de solo e de voo. Na URSS, formaram-se institutos de pesquisa, escolas e empresas especializadas nos vários segmentos de solo e de voo. A Europa associou vários países para realizar o esforço em prol da família Ariane.

- Desenvolvimento dos insumos. Os sistemas complexos demandam o desenvolvimento de uma infinidade de insumos tais como materiais e equipamentos de solo e de bordo. Em um primeiro momento, caso estes insumos fossem comercializados no mercado internacional, a compra seria válida para acelerar a execução das etapas finais do sistema. No entanto, é necessário investir com vigor no desenvolvimento interno daqueles insumos. No Brasil, houve sucessos no caso do aço 300M, do propelente, da fabricação de estruturas bobinadas, mas há carências alarmantes que devem ser comentadas:

- fibras estruturais de carbono: a Divisão de Materiais do IAE desenvolveu a fibra precursora em poliácridonitrila (PAN), mas que não atinge a homogeneidade necessária para que após a carbonização resulte em fibra estrutural. O investimento em infraestrutura e na formação de equipe qualificada tem sido insuficiente;

- carbono-carbono: a situação é a mesma apontada acima;
- sensores inerciais: muitas tentativas ocorreram ao longo das décadas, até que o Instituto de Estudos Avançados (IEAv) do DCTA obteve financiamento da FINEP para desenvolver girômetros com base em fibra óptica. Resultados já foram obtidos e são citados na seção 5.5. No entanto, os acelerômetros da classe inercial não contam com nenhum esforço de desenvolvimento;
- equipamentos eletrônicos: equipamentos como receptor de telemando, computador de bordo, Pulse Code Modulator (PCM) não estão disponíveis para uso no VLS-1, embora alguns já tivessem sido desenvolvidos no passado. Estes insumos são aplicáveis a aviões e mísseis, mas não existe uma política industrial que sustente uma empresa na área;
- resina polibutadiênica hidroxilada (PBLH): como será comentado no capítulo 6, o Brasil já desenvolveu e produziu industrialmente este insumo, e acabou por perdê-lo por falta de vigilância industrial;
- itens pirotécnicos: como também será comentado no capítulo 6, houve retrocesso na produção industrial de itens já qualificados.
- alocação dos recursos políticos, administrativos e financeiro: muita ênfase se dá aos recursos financeiros, esquecendo que estes só são bem utilizados se houver amparo administrativo e político, ou seja, o controle e a auditoria dos recursos gastos precisam ser ágeis a ponto de não tirarem a agilidade da atividade fim.

Analisa-se agora o comportamento dos países da segunda geração da conquista espacial, tais como a Índia e a China, que começaram suas atividades na mesma época que o Brasil, mas se destacaram em realizações, e têm metas ambiciosas a cumprir. Os países citados empenharam-se da mesma forma, sob suas motivações nacionais. No entanto, tiraram o maior proveito possível dos desenvolvimentos já ocorridos na Europa e na URSS, comprando subsistemas, sistemas e formação de pessoal. Mais recentemente, segue nesta mesma linha a Coreia do Sul. Se compararmos as atitudes do Brasil neste campo, a partir da década de oitenta, constatamos a inexistência das ações que teriam levado o país a ter hoje sua realização espacial.

Assusta a ausência de visão da sociedade brasileira quanto ao significado para o país do programa espacial. Em muitas pessoas reside a ilusão de que existe um grande mercado à disposição para satisfazer nossas necessidades, assim como hoje são satisfeitas a preços exorbitantes. No entanto, tudo é mutável e as condições permissíveis hoje podem não existir na próxima década. Além disto, e mais importante do que tudo, está a dependência tecnológica. O Brasil tem competências individuais para criar no mesmo nível de outras nações. Falta apenas a visão de que é preciso fomentá-las internamente e mantê-las gerando independência tecnológica, que gera independência econômica, e política, além de elevar o nível educacional da sociedade. Sob este aspecto, cabe reconhecer e enaltecer a postura do Estado de São Paulo que, por meio da Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), executa políticas de apoio aos desenvolvimentos científico e tecnológico de forma efetiva. O exemplo vem sendo seguido em outros estados brasileiros, possibilitando interação entre as Fundações de Amparo à Pesquisa, e constituindo fator de desenvolvimento nacional. Quem sabe se nesta interação seja incubado o ressurgimento do Programa Espacial Brasileiro?

Antes de concluir o capítulo, manifesto minha opinião sobre dois temas polêmicos na execução dos projetos de foguetes:

- A administração militar vs. a administração civil: presenciei e participei de inúmeros debates sobre o tema, ao longo de minha vida no IAE, porém nunca de forma efetiva ou plenária, incluindo civis e militares capazes de discutir o assunto friamente. Do ponto de vista pessoal e profissional, meu teste-

munho é de que vivemos pacificamente e em colaboração, no entanto, sempre ocorreram expressões de insatisfação quanto à incompatibilidade entre a carreira militar e a participação nos projetos, e também quanto à ocupação de cargos. Posso afirmar que o problema é real, embora tanto os civis como os militares tenham levado suas tarefas adiante como se a incompatibilidade não existisse. A abordagem objetiva da questão resume-se em se admitir o que é prioritário: a atividade de desenvolvimento de foguetes ou a vida militar. Creio que tanto os civis como os militares concordam, conscientemente ou não, que a prioridade é a vida militar, ou seja, o desenvolvimento de foguetes se subordina a ela. São comentados o porquê e possíveis alternativas após a análise do segundo tema: o emprego de técnicas gerenciais.

- Em muitos episódios, houve a tentativa de adoção de sistemas de gestão e gerenciamento em prática principalmente em empresas. Houve contratação de consultorias que ajudassem a identificar os pontos fracos da instituição e seus remédios. Acredito que todos os diagnósticos e metodologias tinham mérito, mas não produziram os resultados esperados.

No meu entender, os dois temas podem ser esclarecidos por conjunto único de razões. Admitamos que o desenvolvimento de foguetes de sondagem e de lançadores de satélite fosse meta a ser tenazmente perseguida por motivação forte de cunho nacional. Dela resultaria a conjunção dos recursos fundamentais de projetos complexos, ou sistêmicos, quais sejam:

- políticas estabelecidas conceitualmente no contexto dos três Poderes e executadas no dia a dia da vida nacional. Sendo assim, todo o aparato legislativo e regulamentar seria construído e repercutido em todos os segmentos da sociedade afetos à meta;

- aparato administrativo construído com base no esforço acima, em que a execução dos trabalhos no setor público, privado e acadêmico fluiria sem obstáculos;

- arregimentação da força de trabalho nos vários setores, na medida do esforço a ser realizado. Esse recurso fundamental envolveria também uma grande ação de formação de pessoal no país e no exterior;

- alocação dos recursos financeiros nos necessários volume e fluidez. Esse recurso é citado por último porque, somente se precedido pelos demais, sua utilidade é real (nos tornamos adictos ao vício de culpar a escassez de verbas pela não execução, quando a capacidade de execução não está a sua altura).

No contexto admitido, o sucesso da meta é a prioridade, e tudo se alinha no propósito de atingi-la. Portanto, o empreendimento é conduzido pelas pessoas mais capazes, que se distinguem pelo potencial de colaborar no seu sucesso. Todos os postos-chaves da cadeia funcional seriam ocupados em função da comprovada, ou presumida, competência, independentemente da origem da pessoa (civil, militar, estrangeiro). Nessa hora, o militar identificado como necessário poderia se manter em sua carreira, mas despedido de suas prioridades militares. Estabelecido o ritmo de trabalho, o emprego de técnicas de aprimoramento e otimização das práticas gerenciais e administrativas poderiam cumprir seus papéis.

O ambiente de desenvolvimento de foguetes começou a se afastar das condições ideais mencionadas há décadas (eu diria, desde a década de oitenta), e hoje só sobrevive à custa do esforço de alguns indivíduos, em resultado da não execução deste segmento do Programa Espacial Brasileiro. Neste ambiente, não importa quem administra ou que técnicas são empregadas e a discussão sobre o assunto é estéril. Caso o PEB estivesse em plena execução, o IAE poderia abrigar suas atividades, mas dois grupos distintos de trabalho coabitariam as instalações: militares responsáveis pelas atividades da área militar e o grupo de pessoas integralmente dedicadas aos projetos. A interface entre os dois grupos não teria nenhum conteúdo relativo à condução dos projetos do PEB. O IAE dispõe de condições físicas propícias ao desenvolvimento de foguetes, mas a sua missão hoje não se cumpre cabalmente porque não é prioritária no âmbito nacional.

Para ilustrar as ideias expostas, apresento uma tradução livre e simplificada do seguinte texto de Michener (1959): ... se o Forte fosse competir em igualdade de condições com empresas como a Gregory, não poderia mais promover para altas posições parentes inadequados e sem fibra. Todos foram cortados e substituídos por pessoas capazes de conduzir a empresa. Foi admitido um grupo de profissionais formados em Wharton, Stanford e Harvard... No meu entender, o paralelo é perfeito entre as ações necessárias a uma empresa para se tornar competitiva e a condução bem sucedida do desenvolvimento e comercialização de sistemas complexos. Negligenciar algum dos quatro recursos citados implica sofrimento, quando é dado início a um empreendimento.

Capítulo 2: Conceitos fundamentais

O objetivo deste capítulo é apresentar ideias fundamentais para introduzir o entendimento do que é um foguete. Procurou-se apresentá-las em sequência lógica, no entanto, alguns conceitos utilizam outros, tornando difícil a escolha daquele a ser abordado primeiro. Os capítulos relativos às áreas especializadas complementam e aprofundam alguns dos conceitos emitidos a seguir.

O leitor pode encontrar a mesma informação na literatura, mas abordada de forma diferente. Com o propósito de eliminar conflitos e disparidades, existem órgãos de normalização no Brasil e no exterior que se dedicam a estabelecer conceitos com interpretação e verbalização únicas. Para tanto, contam com pessoas altamente qualificadas e experientes para debater e decidir o que deve ser adotado. O IAE e o INPE destacaram alguns de seus especialistas para comporem os fóruns da *International Organization for Standardization* (ISO), no que se refere às áreas espaciais. Procura-se aqui o alinhamento com a Associação Brasileira de Normas Técnicas (ABNT) e a *European Cooperation for Space Standardization* (ECSS). Esta última permite acesso irrestrito, via Internet, a seus documentos já aprovados. As edições impressas e em CD são comercializadas, assim como o faz a ABNT. No entanto, é natural que a expansão do conhecimento provoque mudanças em conceitos estabelecidos anteriormente, portanto, o profissional da área deve se manter atualizado com o rumo dos acontecimentos, e colaborar com sua própria opinião para que novas ideias se estabeleçam sobre uma ampla base de conhecimento.

Carga útil

A razão da existência de qualquer veículo é o que ele transporta e em que condições. Os foguetes convencionais transportam a carga útil, ou carga paga. O termo carga paga (*payload*) denota o espírito comercial do lançamento, em que o objeto a ser transportado paga o preço do lançador e da operação de lançamento. O termo carga útil, de origem francesa, refere-se a uma atividade científica ou tecnológica. Utilizaremos esta segunda nomenclatura, porque traduz o que tem sido feito no Brasil até o momento.

Este termo adquire diferentes significados técnicos, dependendo do ponto de vista de quem os define. Algumas variantes de aplicação do termo são apresentadas a seguir.

O caso de mais fácil compreensão é o dos lançadores de satélites, nos quais a carga paga é o conjunto de satélites a serem transportados. No entanto, para o satélite, a carga útil é o conjunto de equipamentos que realiza as funções do cliente, tais como, câmeras, sensores, transmissores.

Nos foguetes de sondagem são possíveis diferentes situações:

- um conjunto completo, produzido pelo cliente, é instalado sobre o último estágio do foguete. Embora aquele objeto seja parte integrante da geometria externa do foguete completo, para fins de cálculo de desempenho deste último, ele é considerado como a carga útil. Ou seja, o que foi acrescentado de massa para formar o veículo é considerado como o objeto a ser transportado. Do ponto de vista do entendimento do que é o sistema completo, a ideia apresentada confunde, porque, sem aquela adição, o foguete não tem forma aerodinâmica para voar. No caso do foguete VSB-30, ilustrado no capítulo 3, quando é realizado o voo dos experimentos europeus, todo o conjunto acima do adaptador cônico é produzido na Europa e integrado ao restante do veículo. Neste caso, a carga útil é aquele conjunto acima do adaptador;

- o foguete de sondagem oferece ao cliente a infraestrutura para instalação dos experimentos a bordo. Para o cliente o foguete é um *bus*, que oferece: alimentação elétrica; compartimentos; telemetria; e acionamentos de experimentos. Nesse caso, a carga útil é o conjunto de equipamentos instalados a

bordo pelo cliente;

- nas missões nacionais de foguetes de sondagem transportando experimentos nacionais, oferece-se um *bus*. No entanto, considera-se carga útil tudo que está acima do módulo que faz interface entre o motor do último estágio.

Conclui-se que a definição de carga útil de um foguete de sondagem é uma convenção estabelecida entre o provedor da propulsão e o provedor do experimento.

Note-se que, nos foguetes de sondagem, a geometria da carga útil pode variar em massa e forma, de um voo para outro. Durante a preparação da missão, são efetuadas análises para averiguar se o comportamento do foguete é satisfatório ou se há necessidade de medidas corretivas. Em geral, basta lastrar convenientemente a carga útil, obtendo a estabilidade estática preconizada.

Estabelecida a convenção do que é carga útil de um foguete de sondagem, ela deve ser claramente citada na documentação do veículo, para que as informações a respeito de desempenho sejam compreendidas.

Desempenho

O desempenho, ou performance, de um foguete de sondagem é medido por sua capacidade de impulsionar uma carga útil para que esta atinja a altitude requerida pelo experimento. O tempo de permanência acima de uma requerida altitude também é medida de desempenho.

De modo geral, o desempenho dos lançadores de satélites é a sua capacidade de inserir massa de satélite em uma órbita. O desempenho dos lançadores comerciais usualmente refere-se à massa de satélite que pode ser inserida na órbita de transferência geoestacionária. É comum um lançador ser concebido tendo-se em mente uma família de lançadores com crescente desempenho, utilizando os seguintes recursos:

- adição de propulsores auxiliares, como ilustra a figura 2.12;
- injeção de múltiplos satélites.

O desempenho maior permite o lançamento de vários satélites. A figura 4.19 mostra uma solução praticada.

Em algumas contratações de serviço de lançamento, a precisão de inserção em órbita é vista como parte integrante do desempenho.

Estágio de um foguete

A arquitetura dos foguetes de vários estágios é a melhor solução disponível no momento para alijar massas que não são mais úteis ao desempenho da missão. Assim, quando o reservatório de propelente, líquido ou sólido, está vazio, é eficiente descartá-lo junto com os equipamentos utilizados somente naquela fase.

A principal característica do estágio é sua capacidade de transformar a energia de seus motores, em ganhos de velocidade e de altitude do foguete e de sua carga útil, ou paga. A soma dos ganhos de velocidade e de altitude proporcionados pelos estágios totaliza a velocidade e a altitude finais necessárias à carga útil para que esta realize sua missão. Para tanto, cada estágio é constituído de um, ou um grupo de motores funcionando simultaneamente e de todos os equipamentos necessários à execução de sua fase propulsada.

Na cultura soviética, o conceito de estágio difere daquele adotado na cultura ocidental, porque toma como base a equação do foguete de Tsiolkovskii (seção 5.1), na qual o estágio é o veículo em uma de suas fases de incremento de velocidade e altitude. Sendo assim, o primeiro estágio é o veículo completo, e o segundo estágio é o veículo depois de ter alijado o motor e seus periféricos da fase propulsada

do primeiro estágio.

Estagiamento

O estagiamento consiste do conjunto de estudos que permitem decidir:

- quantos serão os estágios de um foguete, e
- quais serão a energia embracada e a massa estrutural de cada estágio.

Salienta-se que o estagiamento focaliza os aspectos energéticos da missão de lançamento.

A seguir é exemplificada, de forma intuitiva e simplificada, uma sequência de passos que leva ao estagiamento de um lançador de satélites. Note-se que o mesmo procedimento se aplica aos foguetes de sondagem

Passo 1: satisfação da missão a ser realizada. Definida a órbita, resultam as condições energéticas a serem satisfeitas pelo lançador no momento da separação do satélite: velocidade e a altitude no perigeu. Adicionalmente, a massa do satélite é informação essencial.

Passo 2: seleção dos motores principais. Suponhamos que se tenha à disposição uma gama de motores suficiente para realizar a missão. Então, devem-se efetuar várias combinações de motores que permitam atingir a energia embarcada necessária. Dentre essas combinações, escolhe-se a mais conveniente, com base em fatores como: custo total, facilidade de operação, aspectos ambientais, confiabilidade, aspectos políticos, aspectos de mercado, facilidade na evolução do aumento de desempenho. No nível preliminar dessas decisões, pode-se recorrer à “Equação do Foguete”, desenvolvida em 1903 pelo cientista russo Konstantin E. Tsiolkovskii. Na seção 5.1, serão apresentados os detalhes desta equação.

Passo 3: desenvolvimento de um motor principal. Supõe-se agora que o motor principal do terceiro estágio deva ser desenvolvido. Em um primeiro estudo, pode-se utilizar a equação de Tsiolkovskii, sabendo-se o incremento de velocidade a ser fornecido pelo estágio. Portanto, é preciso experimentar os vários parâmetros de massa e do propulsor para atingir o objetivo.

Note-se que este procedimento pode ser utilizado nas fases iniciais dos estudos, mas devem ser refinados em fase posteriores, porque muitos aspectos reais do voo não foram considerados. Os principais são as perdas tais como: a perda por arrasto; a perda gravitacional; e a posição relativa do campo de lançamento em relação à inclinação da órbita. Muitos desses fatores serão discutidos em textos subsequentes.

Kaplan (1995) recomenda que a massa de satélite seja majorada em 20% no início do projeto, para que ao final seja atingido o objetivo do lançador, sabendo que, durante o desenvolvimento de foguetes e satélites, a massa dos itens desenvolvidos cresce mais do que se esperava, e a eficiência dos motores desenvolvidos diminui em relação ao planejado.

Em complemento ao exposto, note-se que podem existir outros aspectos da missão demandantes de parcelas adicionais de energia do lançador. Um exemplo significativo consiste das condições de segurança a serem satisfeitas durante o voo, e que obriguem o veículo a desviar de regiões protegidas.

Atmosfera

A atmosfera terrestre é estratificada, tendo cada camada suas propriedades físico-químicas. Para fins de operação dos foguetes, a camada de interesse é aquela em que as forças aerodinâmicas têm magnitude suficiente para influir naquela operação. Para fins de projeto estrutural e térmico dos foguetes de sondagem e dos lançadores, a atmosfera só é significativa até 60 km. Para experimentos de microgravidade, os efeitos aerodinâmicos só se tornam desprezíveis a partir de 100 km. Para a ejeção da Coifa Principal do VLS-1, a altitude é de 120 km, para que a carga aerodinâmica seja suportável pelo satélite. Os números apresentados são ilustrativos das ordens de grandeza, e são específicos para cada projeto.

Vento de superfície

É o perfil de velocidades do vento medido até a altitude em torno de 100 m, sendo esta determinada pela altura de instalação do mais alto sensor da torre de anemômetros de cada campo. São utilizados também sensores sônicos e a *laser* que permitem obter perfis mais detalhados.

Vento de altitude

São ventos encontrados acima de 1000 m. No Brasil, são feitas medições até 30 km por meio de balões metalizados equipados com sensores de temperatura, pressão e umidade. Os balões são rastreados por radar, o que permite a obtenção dos componentes de velocidade do vento em cada altitude. Em campos de lançamento de outros países, ventos de altitude são medidos até 60 km, em função dos requisitos de segurança e das missões de lançamento.

Rajada

É a mudança súbita na magnitude da velocidade do vento numa camada da atmosfera.

Cisalhamento do vento

É a mudança súbita da direção do vento em uma camada da atmosfera. Esse fenômeno tem grande repercussão no comportamento dinâmico do foguete. No caso dos foguetes estabilizados aerodinamicamente, o cisalhamento causa precessão e perda da trajetória, se forem suficientemente fortes. No caso dos foguetes controlados, exigem bastante do sistema de controle, podendo causar sua perda temporária ou total.

Aceleração da gravidade, massa e peso

O campo gravitacional e a massa são propriedades físicas da matéria.

O conceito de massa é mais bem entendido pelo seu papel na segunda Lei de Newton: “A aceleração de uma partícula é proporcional à resultante das forças atuantes sobre a partícula e tem a direção da força resultante.” A constante de proporcionalidade é a massa da partícula. Se F é o vetor resultante das forças aplicadas e a é o vetor aceleração, então: $F = ma$. No caso dos foguetes, durante a operação dos motores, a massa diminui com o consumo do propelente. Se o empuxo F for constante, então a aceleração aumenta.

O campo gravitacional manifesta-se pela atração que dois corpos exercem um pelo outro. Quando um corpo é maior, então se diz que ele atrai o menor, em direção ao seu centro de massa, dentro de seu campo gravitacional.

No caso da Terra, em cada ponto do campo gravitacional manifesta-se uma aceleração, chamada aceleração da gravidade, representada pela letra g . O corpo atraído de massa m fica então sujeito a uma força P , que denominamos peso, tal que $P = mg$. Na superfície da Terra, usa-se corriqueiramente o valor de $g = 9,8 \text{ m/s}^2$. Portanto, o peso de um objeto de massa igual a 5 kg é $5 \times 9,8 = 49 \text{ N}$.

A aceleração da gravidade varia dentro do campo gravitacional da Terra, em função da distância ao centro da Terra e em função da latitude e longitude, porque o planeta não é perfeitamente esférico e sua massa não é uniformemente distribuída. Os cálculos de trajetórias de foguetes baseiam-se em modelos da aceleração da gravidade de diferentes ordens de precisão, segundo a necessidade de cada missão.

Um corpo de massa m tem pesos diferentes na Terra, na Lua, em Júpiter, ou não tem peso nenhum, se não se encontrar imerso em nenhum campo gravitacional.

No Sistema Internacional de unidades (SI), a massa é medida em quilos (kg) e o peso é medido em unidades de força, ou seja, em newtons (N). No passado, utilizou-se o sistema técnico cuja unidade de massa era a unidade técnica de massa (utm), e o peso era medido em unidades de força, o grama-força (gf ou g*). Neste caso, $1 \text{ utm} = 1 \text{ g}/9,8$ e 1 kgf coincidia com 1 kg de massa. Isto foi feito para acomodar

o uso popular que não distingue massa e peso, atribuindo o mesmo valor aos dois. A origem da confusão está no uso das balanças em que se equilibrava o produto a ser pesado com pesos conhecidos. Neste caso, o equilíbrio das forças peso do produto e peso do contrapeso torna indiferente a referência ao peso ou à massa, porque ambos estão sujeitos ao mesmo campo gravitacional. No caso das atuais balanças eletrônicas, a medição corresponde ao peso do produto, porque é medida a força que o objeto faz sobre uma célula de carga. No entanto, o resultado da medida é dividido por 9,8 para que o resultado seja em quilos, ou seja, em unidades de massa à qual a população está acostumada. Nas atividades do cotidiano, este procedimento não acarreta consequência séria, mas no exercício da engenharia, o assunto precisa ser entendido, sendo o peso e a massa tratados nos seus respectivos significados físicos, afinal há um fator 9,8 na jogada.

Massa estrutural

A massa estrutural é a soma das massas que não produzem energia para aumentar a velocidade do foguete. Ela é composta dos seguintes itens:

- elementos estruturais;
- equipamentos elétricos, pirotécnicos e hidropneumáticos;
- propelente que não será queimado durante uma fase propulsada;
- carga útil.

Portanto, a massa estrutural de um lançador de satélites, durante a fase propulsada do primeiro estágio, é a massa do foguete menos a massa de propelente do primeiro estágio. No detalhe, em um determinado instante do voo do primeiro estágio, a massa de seu próprio propelente não queimado faz parte da massa estrutural. O mesmo raciocínio aplica-se às fases subsequentes do voo.

Note-se que a massa de propelente de motores auxiliares é considerada massa estrutural na maioria dos casos. Se um propulsor auxiliar gerar empuxo significativo para o incremento de velocidade, então sua massa de propelente poderá ser considerada não estrutural.

Centro de massa

Em termos intuitivos, o centro de massa é o ponto de um corpo no qual uma força aplicada só produz translação do corpo. Note-se que o centro de massa pode se localizar fora de um ponto material, como é o caso de corpos ocos e anelares. Neste caso, basta que a linha de ação da força passe pelo centro de massa e por algum ponto do corpo, para produzir somente translação. Se forem aplicadas cargas distribuídas e sua resultante passar pelo centro de massa, também o corpo só sofrerá translação.

O foguete em voo apresenta massa variável em razão do consumo de propelente. Nesses casos, a posição do seu centro de massa varia no tempo e sua determinação é essencial para que se possa simular o movimento do veículo no espaço.

Centro de gravidade

O campo gravitacional atua sobre cada partícula de massa de um corpo produzindo o peso daquele corpo. Consideremos a situação de um corpo de grandes dimensões tal como um planeta ou uma estação espacial. Sabe-se que o campo gravitacional que o envolve não é uniforme. Sendo assim, o centro de massa e o centro de gravidade (cg) não necessariamente coincidem.

No caso dos foguetes de sondagem e lançadores de satélites atuais, suas dimensões são suficientemente pequenas para tornar o efeito da não uniformidade do campo gravitacional desprezível, e, para fins práticos, os centros de massa e de gravidade coincidem.

Centro de pressão

Um veículo, ao se deslocar na atmosfera, sofre a pressão do ar distribuída em toda a sua superfície.

Ao integrarmos aquela pressão sobre a superfície externa do veículo, obtém-se uma força, cuja linha de ação cruza o eixo de simetria do veículo. O ponto onde se dá este cruzamento é denominado centro de pressão (cp).

Esse conceito é análogo ao do cg.

Margem estática

É a distância entre o centro de pressão e o centro de gravidade. Tomando com referência o nariz do foguete, diz-se que a margem estática é positiva quando o cg está mais próximo do nariz do que o centro de pressão. Quando ocorre o inverso, a margem estática é negativa. Quando os dois centros coincidem, a margem estática é nula.

Pressão dinâmica

Um gás em movimento exerce pressão sobre uma superfície com a qual venha a colidir. Isto se deve ao impacto das moléculas do gás ao atingirem uma superfície com alguma velocidade. A expressão de tal pressão dinâmica é dada por:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

onde q é a pressão dinâmica, ρ é a densidade do gás e V é a velocidade do gás.

Quando um veículo se desloca na atmosfera, o ar está inerte, ou em velocidade (vento) muito inferior à do foguete, então V é a velocidade do veículo.

Pressão estática

A pressão estática é desenvolvida por um gás sobre as paredes de um volume que o contém. Para os chamados gases perfeitos, a expressão de tal pressão é dada por:

$$p = nRT/V$$

onde p é a pressão estática, n é a massa molecular do gás, R é a constante universal dos gases, T é a temperatura ambiente em Kelvin (K), e V é o volume que contém o gás.

Empuxo

É a força desenvolvida pela queima do propelente nos motores do foguete. Trata-se de uma grandeza vetorial definida por magnitude, direção e sentido.

O empuxo é a força de maior magnitude atuante no foguete.

Arrasto aerodinâmico

O arrasto aerodinâmico (ou força de arrasto, ou apenas arrasto) é o componente da força aerodinâmica na direção do eixo do foguete, opondo-se ao seu avanço na atmosfera. Sua magnitude é determinada pela geometria do foguete e pelas condições do escoamento aerodinâmico.

Ângulo de ataque

O ângulo de ataque é o ângulo entre o eixo do foguete e o seu vetor velocidade, em um instante do voo. Na seção 5.5, esse conceito é detalhado. O desalinhamento pode ocorrer pelas seguintes razões:

- manobras, ou seja, mudança de direção. Enquanto houver movimento angular do veículo em arfagem ou guinada, o eixo gira, mas o vetor velocidade está sempre atrasado em sua mudança de direção. Apenas quando cessa o movimento angular, ou se torna suficientemente lento, o vetor velocidade alinha-se com o eixo do foguete. Esta situação é idêntica no caso de aviões e de veículo que se deslocam na superfície da Terra. Idealmente as manobras de foguetes devem ser realizadas em baixa velocidade, logo após a decolagem, ou em atmosfera rarefeita, para que as forças aerodinâmicas sejam baixas ou nulas, e as cargas estruturais sejam conseqüentemente baixas. No caso de mísseis, as manobras na at-

atmosfera podem provocar ângulos de ataque bastante elevados, e a estrutura e o sistema de controle são igualmente solicitados;

- ventos de superfície e de altitude. A velocidade do vento compõe-se com a do lançador, criando uma velocidade relativa desalinhada em relação ao eixo do foguete. O ângulo de ataque será tanto maior, quanto for à relação entre a velocidade do vento e do foguete. A formulação matemática deste fenômeno físico é apresentada na seção 5.5;

- rajada e cisalhamento do vento. Essas transições durante a travessia da atmosfera provocam movimentos angulares do foguete e, em decorrência, ângulos de ataque;

- desalinhamento parasítico do jato propulsivo. A geometria da tubeira (órgão de escape dos gases de combustão do motor) pode ser ligeiramente assimétrica em decorrência da fabricação ou de desgaste não simétrico da parede interna durante a combustão. O resultado é o surgimento de componente lateral do empuxo, que, nos foguetes estabilizados aerodinamicamente, produz desvio da trajetória projetada, ou nominal, se não induzido o rolamento, conforme será comentado na conceituação de estabilidade dinâmica. Outros fatores relacionados com as imperfeições geométricas, tais como o enflexamento de envelopes motores e desalinhamento angular dos eixos de módulo estruturais contíguos também produzem desalinhamento do jato. Este assunto é comentado em mais detalhe na seção 5.5. No caso dos foguetes controlados, uma parcela da capacidade de controle é consumida para anular o desalinhamento parasítico do jato.

Idealmente os ângulos de ataque devem ser inferiores a:

- 5 graus nos foguetes de sondagem, para que os coeficientes aerodinâmicos permaneçam dentro do regime linear e válidos para os cálculos de dinâmica de voo no regime supersônico. Adicionalmente, as cargas estruturais permanecem em níveis que permitem economia na massa estrutural;

- 1 grau nos lançadores de satélite, para manter as cargas estruturais baixas e manter os torques aerodinâmicos controláveis pelos atuadores de controle.

No caso de mísseis de perseguição ao alvo, não há possibilidade de limitação dos ângulos de ataque.

Força normal

A força normal é o componente da força aerodinâmica, na direção perpendicular ao eixo do veículo, e sua linha de ação passa pelo c_p . A força normal é proporcional ao ângulo de ataque, quando estes são inferiores a cinco graus. Portanto, se o ângulo de ataque for nulo, a força normal se anula.

Estabilidade estática

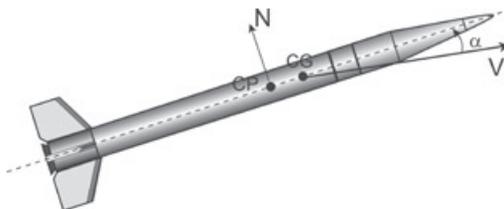


Figura 2.1 Veículo estável

O foguete é estática ou aerodinamicamente estável quando volta à posição de equilíbrio, após ser excitado por uma perturbação. Isto ocorre quando a força normal restaura a posição de equilíbrio, anulando o ângulo de ataque ocasionado pela perturbação. A margem estática positiva está associada a esta condição, e é ilustrada na figura 2.1.

Note-se que a força normal N produz momento em torno do cg , alinhando o eixo do foguete com o vetor velocidade. Quando o foguete é aerodinamicamente instável, o ângulo de ataque provocado por uma perturbação aumenta pela ação da força normal. A margem estática negativa está associada a esta condição, e é ilustrada na figura 2.2. Note-se que a força normal N agora produz momento em torno do cg , desalinhando ainda mais o eixo do foguete em relação ao vetor velocidade, aumentando indefinidamente o ângulo e ataque, ocasionando a perda do voo.

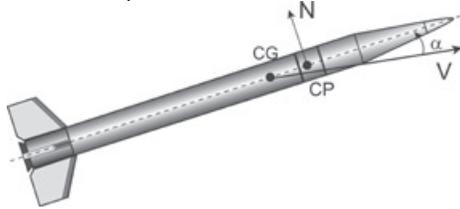


Figura 2.2 Veículo instável

Pode ocorrer uma perturbação que seja forte o suficiente para vencer o nível de estabilidade do foguete, produzindo um ângulo de ataque elevado, resultando na perda do rumo do foguete. Na prática do projeto dos foguetes de sondagem estabilizados aerodinamicamente, é adotada arbitrariamente a regra de projeto em que a margem estática mínima positiva, durante a fase do voo em que as forças aerodinâmicas são atuantes, deve ser de 1 a $1,5D$, onde D é o diâmetro do motor do estágio ativo. Essa regra é fruto da experiência de projeto e procura conciliar a necessidade de estabilidade, sem excesso, já que a estabilidade aerodinâmica é obtida pela adição de empenas. Estas aumentam a massa do veículo, o que diminui sua capacidade de transporte de carga útil. Adicionalmente, o excesso de estabilidade produz os seguintes efeitos indesejáveis:

- o foguete é arrastado pelo vento, produzindo dispersão na trajetória; e
- a resposta do foguete às rajadas é muito rápida, causando ambiente dinâmico mais agressivo para os equipamentos do foguete e da carga útil.

Lastro

No caso dos foguetes de sondagem estabilizados aerodinamicamente, é especificada a sua estabilidade estática ao se definir a menor margem estática que o veículo deve ter em voo, ou em alguma fase em que se possam prever perturbações mais severas. No entanto, o conjunto completo pode ter margem estática insuficiente quando completamente integrado. Recorre-se, nesse caso, à adição de peso (lastro) no compartimento da carga útil, por ser essa a região mais distante do cg do veículo, o que permite a menor adição de massa para fins de estabilização. Determina-se a quantidade de lastro, pelos seguintes passos:

- escolhe-se o local de adição de massa, considerando a sua eficiência em termos de sua distância ao cg do veículo e a capacidade estrutural de suportar a massa adicional nas condições de voo;
- calcula-se a quantidade de massa a ser adicionada de modo que o cg do veículo fique afastado do centro de pressão, na distância e no momento do voo requeridos;
- projeta-se a forma e o tipo de fixação do lastro. Normalmente, utiliza-se o chumbo, para se obter o menor volume possível do lastro;
- fabrica-se e fixa-se o lastro no compartimento da carga útil;
- mede-se o novo cg da carga útil;
- recalcula-se o cg do veículo na condição requerida; e
- se necessário, ajusta-se a massa do lastro, por meio de desbaste ou adição de pequenas massas.

Estabilidade dinâmica ou giroscópica

Um dos Princípios da Mecânica Clássica estabelece a conservação do momento angular, ou seja, se não houver efeito externo sobre um corpo, o momento angular existente permanece indefinidamente. Caso ocorra a ação de um fator externo, a sua composição com o vetor momento angular produz a precessão, ou seja, o eixo da rotação ω adquire o movimento adicional de rotação Ω em torno de outro eixo, ilustrado abaixo com um pião.

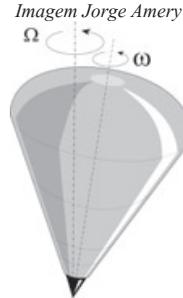


Figura 2.3 Pião em precessão

Analogamente, se um foguete voa no vácuo, gira em torno de seu eixo longitudinal, com velocidade angular ω , e é submetido a um torque T_1 , passa a precessar em torno do eixo de precessão com velocidade Ω conforme ilustra a figura 2.4, e o movimento do cg continua a seguir a trajetória que já vinha executando.

Note-se que se o torque perturbador for elevado, a precessão pode atingir amplitude que desestabiliza o voo do veículo, conforme ilustrado na figura 2.5.

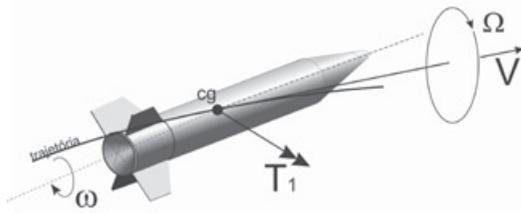


Figura 2.4 Precessão de um foguete em rotação

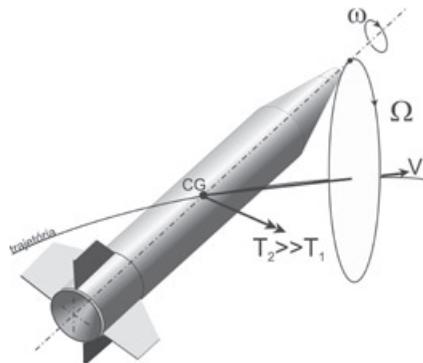


Figura 2-5 Perda de estabilidade

Caso a rotação longitudinal não existisse, a ação do torque induziria uma rotação permanente, em torno do cg. Se o foguete estiver propulsado, aquela rotação induziria mudança na trajetória, conforme ilustrado na figura 2.6. Se o foguete não estiver propulsado, seguiria girando indefinidamente.

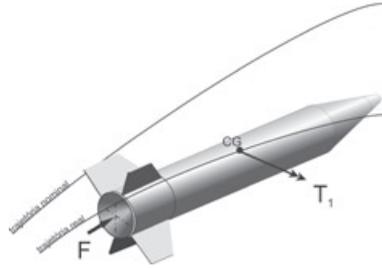


Figura 2.6 Trajetória de um veículo sem rotação, sob torque parasítico

Para entender o benefício do rolamento induzido, analisemos duas perturbações comuns em foguetes de sondagem, como se segue:

- desvio parasítico do jato: neste caso, o rolamento torna a média do desvio nula. Para entender melhor a ideia, analisemos o que ocorre no plano da trajetória. Na figura 2.8, se F é o empuxo do motor e seu desvio parasítico é o ângulo β , então surge a força $F\beta$, perpendicular ao eixo do veículo. Como o foguete rola com uma rotação ω , então o empuxo parasítico perpendicular ao eixo do foguete é $F\beta \sin\omega t$. Em uma revolução, o valor médio é:

$$\frac{1}{T} \int_0^T F\beta \sin\omega t dt = \frac{-F\beta}{\omega T} (\cos\omega T - \cos 0) = -\frac{F\beta(\cos\omega T - 1)}{\omega T}$$

- onde $T = 2\pi/\omega$. Portanto, como $\cos 2\pi = 1$, o valor médio do desvio parasítico é nulo. O mesmo raciocínio aplica-se a qualquer outro plano que contenha o eixo do foguete. Conclui-se que o rolamento é um fator de manutenção do cg do foguete na trajetória prevista;

- assimetria nas separações: nesse caso, como visto na figura 2.4, surge a precessão. Na fase atmosférica, a precessão causa aumento de arrasto aerodinâmico, resultando pequena perda de desempenho. Como o vetor empuxo acompanha o movimento do corpo do foguete, seu desalinhamento da trajetória também produz perda de desempenho. No entanto, o fato da trajetória ser mantida é mais valorizado.

Note-se que, na fase atmosférica, a estabilidade estática amortece qualquer efeito que produza ângulo de ataque, inclusive a precessão.

Na maioria dos casos, o rolamento é induzido na fase atmosférica pelas empenas, e mantém-se na fase não atmosférica com magnitude dependente da inércia de rolamento dos estágios do foguete. Quando necessário, induz-se o rolamento na fase atmosférica, ou na fase não atmosférica, por meio de sistemas propulsivos auxiliares.

Arfagem, guinada e rolamento

A figura 2.7 ilustra um sistema ortogonal de eixos XYZ solidário ao foguete. O movimento do foguete compõe-se de três deslocamentos lineares (u, v, w), nas direções daqueles eixos respectivamente e três rotações (p, q, r) em torno de cada eixo. Os eixos e rotações recebem as seguintes denominações:

- eixo X : é o eixo de rolamento, em torno do qual o veículo executa o rolamento p ;
- eixo Y : é o eixo de arfagem, em torno do qual o veículo executa a arfagem q ; e
- eixo Z : é o eixo de guinada, em torno do qual o veículo executa a guinada r .

O termo arfagem tem origem na terminologia da navegação marítima, que o utiliza para designar o movimento executado por uma embarcação quando a mesma “cavalga” as ondas. O termo “guinada” é empregado quando há mudança de direção no plano horizontal dos veículos que se deslocam sobre superfícies e é estendido ao movimento lateral dos aviões e foguetes.

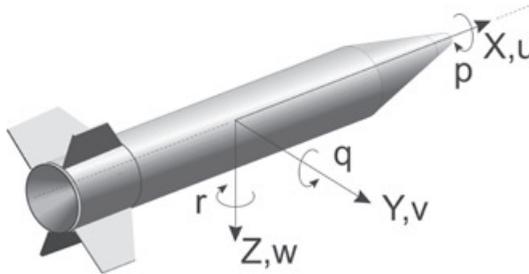


Figura 2.7 Eixos de arfagem, guinada e rolamento

Sistema inercial de coordenadas

Esse sistema de coordenadas está parado no espaço. Tal conceito é detalhado na seção 5.5.

Atitude

A atitude de um foguete é a sua posição angular no espaço, definida pelo conjunto dos três ângulos: arfagem, guinada e rolamento. Estes ângulos são definidos em relação a um sistema inercial de coordenadas.

Trajetória

A trajetória de um foguete é o conjunto de parâmetros que caracteriza a cada instante o percurso do foguete entre o seu ponto de decolagem até o ponto em que sua missão é concluída.

A essência da trajetória é constituída pelos seguintes parâmetros ao longo do percurso:

- a atitude;
- a posição do cg em relação a um referencial inercial; e
- a sequência dos eventos de voo.

O foguete é desenvolvido para percorrer uma trajetória ideal, chamada de nominal. No cálculo dos parâmetros dessa trajetória, não são considerados fatores perturbadores tais como ventos e assimetrias devidas a imprecisões de produção. A cada instante do cálculo da trajetória, além dos acima mencionados, são obtidos, por exemplo, os seguintes parâmetros: massa do foguete, empuxo, vetor velocidade, altitude, forças aerodinâmicas, coordenadas geográficas e outros a serem vistos ainda.

A trajetória real é aquela percorrida pelo foguete e é específica de cada voo, porque depende dos ventos atuantes e das dispersões inerentes àquele veículo. Alguns parâmetros da trajetória são medidos durante o voo, seja por rastreamento de radar, seja por telemetria de medições a bordo.

No caso dos foguetes de sondagem, a trajetória nominal é projetada de modo a satisfazer as seguintes demandas principais:

- altitude a ser alcançada pela carga útil;
- ponto de impacto a ser atingido pela carga útil;
- limitações da área sobre a qual o foguete pode voar.

Antes do voo se realizar, outros fatores influem no cálculo da trajetória:

- ventos de superfície;
- ventos de altitude;

■ eventuais limitações adicionais quanto ao sobrevoo e aos impactos da carga útil e de partes do foguete.

Nesse caso, os dados de entrada para a simulação da trajetória são nominais, mas são considerados os efeitos do vento, para melhorar a previsibilidade do ponto de impacto da carga útil, visando seu resgate.

A figura 2.8 ilustra um foguete estaticamente estável submetido às principais forças responsáveis por sua trajetória, como será visto na seção 5.5, onde:

mg é o peso;

F é o empuxo;

A é o arrasto;

N é a força normal;

β é o ângulo de desvio do jato para fins de controle; e

α é o ângulo de ataque.

A trajetória de lançadores de satélite é vista em detalhe na seção 5.5.

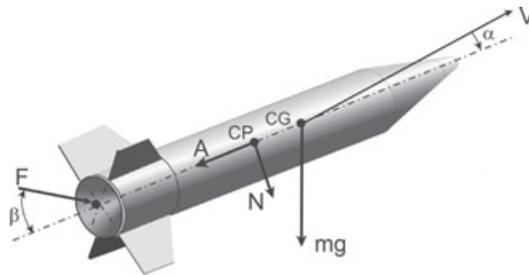


Figura 2.8 Principais ângulos e forças atuantes sobre o foguete

Giro gravitacional

O foguete aerodinamicamente estável desenvolve um desenho típico de trajetória conhecido por giro gravitacional. Nessa condição, apenas o empuxo e o peso do veículo são responsáveis pela geometria da trajetória. O arrasto está presente, mas alinhado com o eixo do veículo, portanto seu efeito é de consumir parte da energia entregue pelo empuxo. Na figura abaixo, o peso mg pode ser decomposto na direção do eixo do veículo e na direção normal. O componente normal C provoca a trajetória curva em que o vetor velocidade e o eixo do foguete são tangentes à trajetória. Estando o eixo do foguete e o vetor velocidade alinhados, então o ângulo de ataque é nulo.

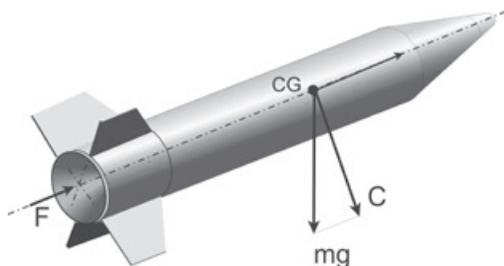


Figura 2.9 Diagrama de forças do giro gravitacional

Os lançadores de satélite realizam o giro gravitacional durante a travessia da atmosfera, para evitar

ângulos de ataque que venham solicitar maior robustez estrutural e do sistema de controle. Ao despertar pequenos ângulos de ataque, serão pequenas também as cargas estruturais transversais aerodinâmicas. Nesta situação, é possível diminuir a massa estrutural do foguete, melhorando seu desempenho. Nesse segmento do voo, o lançador não voa no perfil ótimo para a sua missão, porque a aplicação da trajetória ótima dentro da atmosfera obrigaria o lançador a manobrar, induzindo ângulos de ataque desfavoráveis à estrutura e ao sistema de controle. Resulta que a melhor estratégia ainda é a aplicação do giro gravitacional.

Janela de lançamento

A janela de lançamento é um período de tempo dentro do qual o lançamento do foguete – de sondagem ou satelitizador – deve ocorrer, quando são satisfeitas as condições requeridas pelos experimentos, pelos satélites, pela segurança de voo e pelas condições climáticas. Há também outro emprego do termo na seção 5.5.

Azimute da trajetória

É o ângulo formado pelos dois planos que passam pela vertical do ponto de lançamento, contendo um deles o Norte geográfico e o outro a trajetória planejada. A origem do azimuth está no plano que contém o Norte.

Elevação nominal da trajetória

A elevação nominal da trajetória é a inclinação, em relação à horizontal, da tangente à trajetória nominal, no instante da decolagem.

Elevação do lançador

É o ângulo formado pelo eixo do foguete, quando ligado ao lançador, e a horizontal local. Normalmente este ângulo é diferente da elevação da trajetória, porque leva em conta o efeito dos ventos na obtenção da trajetória desejada.

Momentos antes da decolagem, são realizados dois tipos de medição do vento:

- os dados provenientes da torre de anemômetros são tratados, gerando a informação sobre a intensidade e direção do vento de superfície; e
- é realizada sondagem da atmosfera por meio de balão, da qual são obtidas medições do vento de altitude.

Esse conjunto de dados é utilizado no cálculo de correção da elevação do lançador, de modo que a elevação de voo seja a nominal.

Quando o foguete é aerodinamicamente estável, ele se inclina – se “deita” – na direção do vento, diminuindo a elevação de lançamento. Para compensar este comportamento, no momento da decolagem, a elevação do lançador é superior à nominal.

Nos lançamentos no CLBI ou no CLA, o vento sopra do mar para o continente durante o dia, o que favorece a segurança, já que o foguete vai “deitar” na direção do mar. Caso não seja possível efetuar o voo frontalmente em relação ao vento, então correções similares às da elevação também são necessárias em relação ao azimuth de voo.

Elevação real da trajetória

Há fatores que prejudicam as correções do alinhamento do lançador, resultando em pequenas alterações de azimuth e elevação da trajetória, o que leva à dispersão do ponto de impacto da carga útil. Alguns destes fatores são descritos a seguir:

- desalinhamento das garras que prendem o foguete ao trilho da haste do lançador. Embora o lançador esteja alinhado, o foguete pode estar desalinhado em relação àquele;

- baixa velocidade na decolagem. Este fator torna o foguete mais sensível às variações do vento, a partir de sua desvinculação com o lançador. Nesta situação, a aerodinâmica do veículo ainda não provê a estabilidade estática necessária, e sua resposta ao vento de superfície o tira do rumo planejado.
- oscilação do lançador. O movimento do foguete no trilho pode provocar a oscilação da haste do lançador, se sua estrutura não tiver a rigidez compatível com o porte do veículo.

Apogeu da trajetória

O apogeu é o ponto de maior altitude da trajetória. O apogeu é atingido apenas pela carga útil, que foi impulsionada a realizar um voo balístico (este nome deriva do movimento da bala de canhão, que recebe o impulso inicial para realizar seu voo), a partir do momento em que cessou a propulsão do último estágio. O apogeu se caracteriza por velocidade vertical nula e velocidade horizontal igual àquela fornecida no momento da extinção do motor do último estágio, quando esta ocorre em região rarefeita e o efeito do arrasto aerodinâmico é nulo ou muito pequeno.

Aceleração de Coriolis

Gustave-Gaspard Coriolis formulou o equacionamento que explica o deslocamento de corpos em relação a sistemas não inerciais, e que giram mostrando a existência de um componente de aceleração que levou o seu nome. No caso de um corpo em movimento referido a um sistema de coordenadas solidário a Terra, o vetor da aceleração de Coriolis é igual ao dobro do produto vetorial da velocidade angular da Terra pelo vetor velocidade do corpo (Meirovitch, 1970, página 112). A influência da aceleração de Coriolis no plano do Equador é da ordem de $0,1g$, segundo Marty (1986, página 2, nota 2).

A aceleração de Coriolis influi nos cálculos de reentrada e de posição do ponto de impacto sobre a superfície da Terra, em razão de seu movimento de rotação.

Salienta-se que a aceleração de Coriolis só existe em modelos de dinâmica de corpos que empregam sistemas de referência não inerciais, e que giram. Por isso é chamada de aceleração fictícia, assim como a aceleração de d'Alembert.

Alcance

É a distância horizontal sobre a superfície terrestre entre o ponto de lançamento e o ponto de impacto. O alcance em geral refere-se ao impacto da carga útil, mas pode se aplicar aos pontos de impacto das partes do foguete.

Ponto de impacto

É o ponto sobre a superfície da Terra onde cai uma parte do foguete ou a carga útil.

Zona de livre evolução (ZLE) ou não protegida

É a região da superfície da Terra em que são permitidos os impactos de partes do foguete. Essa região abrange tanto o comportamento esperado do foguete, como perdas de rumo. No caso de interrupção comandada do voo, os destroços devem cair dentro da ZLE.

Zona protegida

É a região da superfície da Terra externa à ZLE.

Missão do foguete de sondagem

A missão do foguete de sondagem é transportar sua carga útil e dar a ela as condições iniciais (altitude, alcance, velocidade linear, velocidade angular, atitude) para que seus equipamentos e experimentos cumpram seus objetivos. O transporte deve proporcionar ambiente (térmico, em vibração, choque, eletromagnético, emissão de gases e fragmentos) aceitável pelos equipamentos do cliente.

São exemplos de missões de foguetes de sondagem:

- conduzir um conjunto de equipamentos de medição através de uma camada específica da at-

mosfera, com ou sem necessidade de separação da carga útil. Há casos em que o provedor do foguete é também responsável pela produção da infraestrutura dos experimentos, compreendendo as estruturas interna e externa; fornecimento de energia; temporização de ligamento e desligamento de equipamentos; telemetria; telecomando para acionamentos comandados de solo de equipamentos de bordo; sistema de separação e afastamento da carga útil; sistema de exposição de equipamentos ao meio ambiente; e sistema de recuperação da carga útil; e

- conduzir uma carga útil até uma posição (altitude, alcance e azimute) e velocidade pré-estabelecidas. Nesse tipo de missão, enquadram-se os voos em ambiente de microgravidade e de reentrada na atmosfera.

Os lançamentos devem respeitar os requisitos da carga útil quanto ao momento em que os experimentos devem ser realizados. Isto aplica-se a experimentos de medição de fenômenos previsíveis, ou monitoráveis, em que o momento da decolagem é determinado pelo cientista principal.

Missão do lançador de satélites

A missão dos lançadores de satélites é a inserção em órbita de um ou mais satélites embarcados. Os grandes lançadores comerciais podem levar dois ou três satélites comerciais de comunicação, colocando cada um em sua respectiva órbita de transferência. Neste caso, os requisitos ambientais dos satélites devem ser rigidamente atendidos. Além dos grandes satélites, podem ser transportados pequenos satélites que serão inseridos em órbita específica.

Os lançamentos devem respeitar os requisitos dos satélites quanto ao período em que os mesmos devem entrar nas respectivas órbitas.

Frequências e modos naturais de vibração

Todos os corpos elásticos vibram, bastando que sejam excitados por um estímulo variante no tempo. Dependendo do ponto – ou de pontos simultâneos – em que aplicamos a excitação, o corpo vibra numa frequência característica – denominada frequência natural – e de forma característica – denominada modo natural de vibração. Um corpo tem uma infinidade de frequências e modos de vibração, mas na prática são dominantes aqueles que requerem menor energia para serem excitados. Se o corpo é excitado em pontos genéricos, sua vibração é composta da mistura de suas várias frequências e modos de vibração. Uma corda de violão ilustra o assunto. Seu diâmetro e a tensão com que é presa condicionam suas frequências naturais de vibração. O toque excita predominantemente a primeira frequência. O encurtamento da corda, obtido ao pressioná-la contra o braço do violão, muda suas frequências naturais, originando novas notas musicais.

Nos corpos complexos como um foguete, o comportamento global em vibração compõe-se de três tipos de vibração: transversal (ou em flexão), à semelhança de uma corda; longitudinal, como uma sanfona sendo expandida e comprimida; e em torção. O conhecimento das primeiras frequências de vibração de cada tipo mencionado é necessário para se determinar como será seu comportamento dinâmico em voo. Este assunto é mais detalhado na seção 5.4.

Ablação

Alguns materiais, ao serem submetidos ao fluxo de gases quentes, desenvolvem um mecanismo de deterioração em que a camada exposta diretamente ao fluxo se carboniza e se torna um isolante térmico para o restante do material. A camada carbonizada é paulatinamente arrastada pelo fluxo, fazendo com que a carbonização prossiga ao longo da espessura do corpo exposto ao escoamento. Esse processo denomina-se ablação, e o material é denominado ablativo. A grande vantagem apresentada por estes materiais é que o processo de deterioração é lento, de tal modo que, no caso dos foguetes, em que a exposição aos

gases quentes dura um ou dois minutos, a espessura necessária do componente é suficientemente pequena para que o componente tenha massa aceitável para compor o foguete. Mais detalhes são apresentados na seção 5.2.

Microgravidade

Uma das missões da Estação Espacial Internacional (ISS – International Space Station), assim como a estação soviética Mir (Paz ou Mundo, em russo), é prover ambiente de microgravidade, para que se realizem experimentos de crescimento de cristais para aplicação em fármacos e metalurgia, de desenvolvimento de organismos vegetais e animais, de estudo do comportamento do corpo humano, e de outras áreas da ciência. Estas pesquisas visam também à futura fabricação em escala de produtos com melhores propriedades do que aqueles obtidos atualmente sobre a superfície da Terra, onde o movimento de rotação e vibrações afetam a homogeneidade do crescimento de cristais.

A ISS não é a única infraestrutura empregada para se efetuar tais experimentos. As mais empregadas são: torres de queda livre, balões, voos parabólicos em aviões e os foguetes de sondagem. A cada uma delas estão associados: o tempo de microgravidade para a realização do experimento; o custo de utilização; e os requisitos dos equipamentos para a realização dos experimentos naquelas condições. A tabela (Jules, 2001) a seguir fornece ordens de grandeza para alguns dos meios citados.

Tabela 2.1 Níveis de microgravidade em diferentes meios

Recurso	Duração	Nível de μg
Torre de queda livre	<10 s	10^{-3} g
Voo parabólico	15 - 25 s	$1,5 \times 10^{-2}$ g
Foguete de sondagem	até 600 s	10^{-5} g
Módulo do Spacehab (módulo de experimentos do Shuttle)	até 16 dias	$< 5,5 \times 10^{-4}$ g (três eixos combinados)
Módulo Spacelab (módulo de experimentos do Shuttle, depois transferido para a ISS)	até 16 dias	$< 1,4 \times 10^{-3}$ g (três eixos combinados)
Shuttle	até 15 dias	$< 1 \times 10^{-6}$ g

Como o assunto é vasto, só serão discutidos aspectos relacionados com os foguetes de sondagem.

O nome microgravidade induz à interpretação incorreta do que se procura como ambiente para o experimento. Primeiramente, note-se que em todos os meios empregados até o momento, os experimentos são realizados dentro do campo gravitacional terrestre, mesmo na ISS, que está a aproximadamente 300 km da superfície da Terra. Logo, não é a ausência da ação da gravidade terrestre o objetivo do ambiente de microgravidade. O primeiro grande objetivo a ser atingido é o da queda livre. Abre-se aqui um longo parêntese para esclarecer que um corpo em queda livre não está em ausência de gravidade, ao contrário, a queda livre é provocada pela aceleração da gravidade da Terra. O que acontece em alguns casos de experiência de queda livre é a sensação da perda de peso, que é ilusória. Para o entendimento completo, considere-se a seguinte experiência. Uma pessoa está em uma cabine de elevador, quando os cabos são cortados, e o elevador entra em queda livre. O passageiro só tem como referência visual as paredes do elevador, que está aparentemente parado. No entanto, a cabine e a pessoa estão caindo simultaneamente, e deixa de haver a reação do piso ao peso da pessoa. e a pessoa tem a sensação de flutuar, como se não tivesse peso. Simultaneamente à queda do elevador, uma pessoa pula no poço vizinho, tendo todas as sensações da queda, e vê o elevador caindo a seu lado. As duas pessoas estão sujeitas ao mesmo fenômeno, mas uma tem a sensação de flutuar e a outra não. Uma experiência mista ocorre nos saltos de motocicleta, em que o condutor faz acrobacias no ar, na fase de queda livre. Naqueles instantes, perdeu-se o vínculo da

reação ao peso do condutor e este tem facilidade para executar suas manobras. Algo semelhante poderia ser feito pelo passageiro do elevador. Fecham-se os parênteses na esperança de que este paradigma tenha se dissipado em quem meditar sobre o texto. Salienta-se que a flutuação de objetos no interior de uma estação espacial em órbita da Terra também corresponde à situação de velocidade vertical relativa nula.

O ambiente de microgravidade procurado caracteriza-se pelas seguintes condições a que o experimento está sujeito:

- o invólucro do experimento e o experimento estão em queda livre;
- os movimentos angulares do invólucro são muito pequenos;
- o nível de vibração, devido a algum equipamento em operação, é baixo; e
- o arrasto aerodinâmico é baixo o suficiente para que a desaceleração correspondente seja desprezível.

Em decorrência, com exceção da aceleração da gravidade, as acelerações lineares sobre o invólucro são muito pequenas, da ordem de $10^{-4}g$, ou menores.

Satisfeitas as condições acima, tanto o invólucro do experimento quanto o espécime estão em um ambiente que se caracteriza por:

- campo gravitacional uniforme em todo o volume do experimento. Esse volume é pequeno de modo que a variação do campo gravitacional seja desprezível; e
- ausência de forças de reação entre o experimento e o invólucro.

Na prática, obtém-se o ambiente de queda livre próximo ao enunciado, do qual não foi possível anular perfeitamente os movimentos angulares. Deles resultam microacelerações lineares que podem estar na faixa de 10^{-2} a $10^{-6}g$. Estas microacelerações são medidas durante a realização do experimento e, quando obtidas, diz-se que foi obtido o ambiente de microgravidade.

Outro conceito errôneo consiste em dizer que o foguete produziu o ambiente de micro gravidade para o experimento. O papel do foguete consiste em levar a carga útil contendo o experimento até a altitude desejada com a velocidade desejada. Concluída a propulsão do último estágio, e efetuadas a anulação do rolamento induzido pelas empenas e a separação da carga útil, essa segue em queda livre, até seu impacto na superfície terrestre. Após a separação da carga útil, espera-se atingir a altitude em que o arrasto é considerado desprezível. Com isto, a aceleração de frenagem aerodinâmica é eliminada. Em seguida, a carga útil diminui suas velocidades angulares, em torno dos três eixos, por meio de sistema de gás frio, até que os acelerômetros indiquem que as acelerações lineares atingiram o nível desejado. É possível atingir de $10^{-4}g$ a $10^{-6}g$ com esse recurso. Obtida esta condição, considera-se estabelecido o ambiente de microgravidade e o experimento é iniciado. Chama-se o tempo de microgravidade o intervalo entre o instante em que a carga útil atinge a altitude necessária para se desprezar o arrasto aerodinâmico – 100 km, por exemplo – e o instante em que a carga útil volta a essa altitude. O foguete brasileiro VSB-30 provê seis minutos de voo em queda livre à família de cargas úteis europeias TEXUS. Nesse caso, a carga útil de aproximadamente 400 kg fica seis minutos acima de 110 km, atingindo o apogeu de 250 km.

Poder-se-ia imaginar que o ideal é realizar experimentos de microgravidade na ISS, principalmente pelo maior tempo disponível para os experimentos e o nível de microacelerações da ordem de 1 a $3 \times 10^{-6}g$ (Del Basso, 1999 e 2003). Embora cada recurso tenha seus méritos, no caso da ISS, é preciso considerar os seguintes fatores:

- o custo do envio, operação do experimento pela tripulação e retorno do experimento é o mais alto dentre os recursos disponíveis; e
- a eliminação das microacelerações não é tão simples quanto possa parecer à primeira vista.

Os painéis solares da estação estão em constante movimento para melhor captação da energia solar. Há vários equipamentos em operação que produzem vibração. A tripulação também realiza suas tarefas. Esses movimentos precisam ser coordenados com o período do experimento. Há também as colisões com a estrutura da estação de pequenos corpos (fragmentos de artefatos em decomposição, meteoritos) que provocam vibrações.

Os outros recursos de obtenção do ambiente de microgravidade também permitem o amadurecimento de todos os aspectos relativos aos experimentos, antes de serem enviados à ISS, se esta for a meta final.

Controle de atitude

Controle de atitude é o conjunto de ações que visa assegurar que o foguete tenha a cada instante a atitude prescrita pela trajetória nominal.

Foguete controlado

Há missões de foguetes de sondagem em que a precisão obtida, na execução da trajetória real, por meio das estabilidades estática e giroscópica seria insuficiente. Um exemplo deste caso ocorre em operações de lançamento em que é necessário que a carga útil e as partes usadas do foguete caiam em área de dimensões limitadas. Nestes casos, instala-se no foguete um sistema de controle que promova a precisão desejada. A adição dessa capacidade aumenta o custo do foguete e também o prazo de desenvolvimento, portanto só se justifica pela aguda necessidade da missão.

Órbitas

A caracterização de órbitas é digna de um ou mais livros dedicados ao assunto. O texto que se segue é suficiente apenas para o entendimento inicial do assunto e dos demais conceitos abordados.

Cabe discutir brevemente a intrigante questão: - Como um objeto permanece em órbita? A abordagem de Don Koks (Koks, 2003) é aqui repetida.

Primeiramente é preciso distinguir o que é observado num sistema de referência inercial e num sistema que se movimenta em relação a um sistema inercial. Analisemos primeiro o movimento do satélite a partir de um sistema inercial. Nele, o satélite é atraído exclusivamente pela gravidade da Terra. No entanto, neste tipo de movimento, apenas a direção do vetor velocidade é alterada, mas sua magnitude permanece constante. No caso do corpo em queda livre, a magnitude da velocidade aumenta, mas a direção permanece a mesma. A influência do campo gravitacional sobre o satélite tal como a conhecemos é possível devido a sua física, em que a força de atração varia com o inverso do quadrado da distância entre os dois corpos, a Terra e o satélite. Se a força de atração fosse de outra natureza, provavelmente não teríamos órbitas tais como as conhecemos, ou nem seriam possíveis.

Se quisermos explicar o mesmo fenômeno por meio de um sistema de referência não inercial, é necessário recorrer a forças fictícias. Neste caso, o equilíbrio obtido pelo satélite ocorre pela ação da força centrífuga, cuja magnitude equilibra a ação da gravidade. Saliente-se que a aceleração de Coriolis também é fictícia, pois surge quando observamos um fenômeno dinâmico em relação a um sistema solidário a Terra.

Ainda resultam da física do potencial gravitacional as diferentes geometrias das órbitas que pertencem à família das cônicas, ou seja, em que cada tipo de geometria pode ser obtido pela interseção de um plano com a superfície de um cone reto. Sendo assim, a geometria da órbita pode ser circular, elíptica, parabólica e hiperbólica, dependendo da velocidade com que os satélites ou sondas espaciais são inseridos no perigeu da órbita.

A figura 2.10 ilustra os principais parâmetros geométricos de uma órbita elíptica.

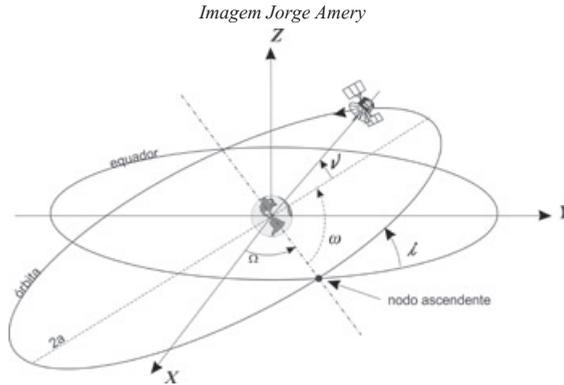


Figura 2.10 Parâmetros orbitais

Os parâmetros e suas faixas de variação são definidos a seguir:

- o triedro (X, Y, Z) é a referência para a definição dos parâmetros de uma órbita em torno da Terra. As suas características são apresentadas na seção 5.5;
- perigeu é o ponto da órbita mais próximo do centro da Terra e apogeu o mais distante. A distância r_p do perigeu ao centro da Terra é o raio do perigeu. Analogamente, r_a é o raio do apogeu;
- a linha formada pela interseção entre o plano do Equador e o plano da órbita denomina-se linha de nós;
- nó ascendente é aquele em que o satélite passa pelo plano Equador em direção ao hemisfério Norte, e o nó descendente é aquele em que o satélite passa pelo plano do Equador em direção ao hemisfério Sul;
- O ângulo Ω , formado pela linha de nós e o eixo X , denomina-se longitude do nó ascendente ($0 \leq \Omega \leq 360^\circ$);
- o ângulo i , entre o plano do Equador e o plano da órbita, denomina-se inclinação da órbita ($0 \leq i \leq 180^\circ$);
- o ângulo ω , entre a linha de nós e o raio do perigeu, sobre o plano da órbita e no sentido do movimento do satélite, denomina-se argumento do perigeu ($0 \leq \omega \leq 360^\circ$);
- o ângulo ν , entre o raio do perigeu e o raio de posição do satélite no plano da órbita, denomina-se anomalia verdadeira ($0 \leq \nu \leq 360^\circ$);
- a distância entre o apogeu e o perigeu é o eixo maior ($2a$);
- excentricidade de uma órbita elíptica é dada pela expressão:

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p}$$

- a órbita circular é aquela em que $r_a = r_p$, e a excentricidade é igual a 0;
- a órbita elíptica é aquela em que $r_a > r_p$, e a excentricidade é menor que 1;
- a órbita parabólica é aquela em que a excentricidade é igual a 1;
- a órbita hiperbólica é aquela em que a excentricidade é maior do 1;
- a altitude de um ponto da órbita é o segmento do raio, daquele ponto da órbita, compreendido entre o ponto e a superfície terrestre. O raio de um ponto da órbita é a soma da altitude do ponto com o raio da Terra;

Para que o satélite entre na órbita desejada, é preciso que, na altitude de inserção, o vetor ve-

localidade tenha a magnitude, direção e sentido requeridos para aquele ponto de inserção. Na prática, atinge-se o ponto de injeção com erros em altitude, e na velocidade, resultando em órbitas com erros na excentricidade, inclinação e outros parâmetros. Em muitos casos, esta imprecisão não afeta a missão do satélite. Quando a precisão é muito restritiva, o satélite precisa ser dotado de sistemas de correção tanto dos parâmetros da órbita, quanto da atitude do satélite.

A precisão de injeção em órbita é um requisito do cliente, ou seja, do satélite. Como visto anteriormente, uma órbita caracteriza-se por vários parâmetros, sendo alguns deles a altitude e a inclinação. Dependendo da finalidade do satélite, a precisão de certos parâmetros orbitais é essencial ao cumprimento de sua finalidade. Por exemplo, satélites de sensoriamento, ou captação de imagens, utilizam câmeras fotográficas em que o ajuste do foco é restrito. Portanto, a altitude da órbita restringe-se à capacidade desta focalização. Uma inserção fora de faixa de altitudes permissíveis pode significar a perda do satélite.

Para exemplificar o significado da precisão de órbitas circulares, imaginemos que a missão do satélite prevê órbita de 750 km com excentricidade 0,01, e que o satélite foi inserido exatamente no perigeu. Portanto, o raio do perigeu é igual a $6378 + 750 = 7128$ km e o raio do apogeu é igual a $6378 + h_a$. Logo,

$$0,01 = \frac{(6378 + h_a) - 7128}{(6378 + h_a) + 7128}$$

Da equação acima obtém-se $h_a = 894$ km. Logo a altura da órbita vai oscilar entre 750 e 894 km.

No caso do lançamento do SCD2, pelo VLS-1, foi especificada a órbita circular de 750 km, em que o apogeu deveria ser inferior a 850 km e o perigeu superior a 650 km, resultando a excentricidade de 0,014.

Para que seja possível o cumprimento de missões com requisitos severos, em termos de precisão, o último estágio deve operar com propelente líquido e ser controlado.

Certos satélites precisam ser inseridos em órbitas circulares. Partindo-se do fato de que a inserção se faz em uma órbita elíptica, muito próxima da circular, usa-se a excentricidade como forma de medida da imperfeição da circularidade da órbita obtida.

A cada órbita corresponde sua energia, composta pela parcela de energia cinética e a de energia potencial. A energia cinética é dada por $mv^2/2$, onde m é a massa do objeto em órbita e v a velocidade com que o corpo se desloca. A energia potencial é dada por $-m\mu/r$ onde μ é o parâmetro gravitacional terrestre dado por:

$$\mu = MG = 398600 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$$

Por simplicidade, mas sem perda de generalidade, serão abordadas apenas as órbitas circulares, cuja expressão da energia específica necessária para atingi-las é dada abaixo:

$$\varepsilon = -\frac{\mu}{2a}$$

onde a é o raio da órbita.

Observe-se que a energia da órbita depende apenas do parâmetro gravitacional terrestre e do raio da órbita, e independe de sua inclinação.

Pode-se também caracterizar uma órbita pelo momento angular, $I\dot{\theta}$, do corpo em órbita, onde I é o seu tensor de inércia e $\dot{\theta}$ é o vetor formado pelos componentes de velocidade angular requeridos no ponto de injeção.

A seguinte classificação de órbitas, quanto a suas altitudes, é adotada internacionalmente, com pequenas variações:

- órbitas baixas (Low Earth Orbit - LEO): situam-se na faixa de 200 a 10.000 km. São bastante usadas por pequenos satélites, constelações de satélites e órbitas de transferência geoestacionárias (Geostationary Transfer Orbits - GTO);

- órbitas médias (Medium Earth Orbit - MEO): situam-se na faixa de 10.000 a 15.000 km.

- órbitas altas: situam-se acima de 15.000 km. Um importante tipo de órbita alta é a geoestacionária (Geostationary Orbit - GEO).

A órbita geoestacionária tem as seguintes características fundamentais:

- órbita equatorial circular com inclinação de 0°;

- seu raio é tal que o satélite fica estacionário em relação a Terra, resultando na altitude de 35600 km;

- sua utilidade é a difusão de sinais de comunicação na região da Terra que é abrangida pelo feixe de sua antena de transmissão. Pelo fato de o satélite ficar estacionado em relação à determinada região, cada uma dessas regiões, ou países, deve ter seu satélite, posicionado na sua vertical.

A órbita geoestacionária é atingida em duas fases. Inicialmente o satélite é colocado em uma órbita circular, chamada de estacionamento (*parking orbit*), ou de espera, na faixa de 300 km. Num dado momento, o sistema propulsivo do satélite induz um acréscimo de velocidade, sendo o satélite levado a uma órbita elíptica em que o apogeu está na órbita circular geoestacionária. Esta órbita chama-se Órbita de Transferência Geoestacionária (GTO), cujo apogeu é o da GEO e o perigeu é decidido pelo proprietário do lançador em comum acordo com o proprietário do satélite. No apogeu, novo incremento de velocidade coloca o satélite na órbita desejada a 35.600 km. A manobra é esquematizada na figura 2.11. É usual também a inserção direta na GTO.

As órbitas de transferência são um recurso para se atingir uma órbita acima da capacidade do lançador. A circularização na órbita final é feita por um pequeno propulsor acoplado ao satélite.

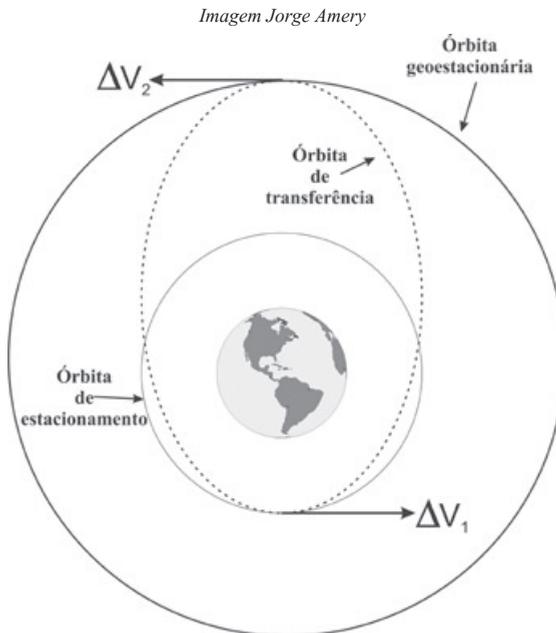


Figura 2.11 Esquema de injeção na órbita geoestacionária

Órbitas especiais

Há órbitas que têm interesse prático, e que são possíveis em função do movimento relativo da Terra e do Sol e das características gravitacionais próprias da Terra. Por ser o assunto muito técnico, sugere-se seu aprofundamento em Larson (2005).

Órbitas sol-síncronas: o satélite posicionado nesta órbita passa por uma dada latitude na mesma hora local (INPE, 1999). Esta órbita é utilizada para a observação de longo prazo de uma região fixa da Terra. Os satélites de sensoriamento remoto enquadram-se nesta categoria. As órbitas sol-síncronas são polares, com inclinações vizinhas a 90°. Por exemplo, o CBERS (China Brazil Earth Resources Satellite) está em uma órbita circular com 778 km de altitude e inclinação de 98,5°. (veja www.cbers.inpe.br).

Órbita molniya (relâmpago em russo): esta órbita é elíptica e tem inclinação de 63,4°, com período de 12 horas, sendo que por 11 horas o satélite permanece no hemisfério Norte. Esta órbita é utilizada pela Rússia com as seguintes características:

- o campo de lançamento de Plesetsk está na latitude de 63°, o que otimiza energeticamente a missão de inserção em órbita;
- o longo período de visibilidade no hemisfério norte permite àquele país a criação de constelações com longos períodos de redundância ou operação simultânea dos satélites;
- esta órbita é utilizada por satélites de comunicação da Rússia. Em razão das altas latitudes do país, os satélites geoestacionários não constituem solução ideal, já que estes servem melhor a zona equatorial. Para tanto, os satélites Molniya formam constelações que varrem todo o extenso território.

Para concluir, é preciso entender como os satélites entram em órbita. Para isto observa-se que não basta ao satélite chegar à altitude da órbita desejada; é preciso que sua velocidade seja aquela característica da órbita desejada. Para uma altitude, a órbita de menor energia é a circular, para a qual existe um único valor de velocidade. Se o satélite tem velocidade inferior, então ele vai descrever uma trajetória de colisão com a Terra. Se a velocidade for superior, então o satélite entrará numa trajetória elíptica. Se a velocidade vai aumentando, a elipse se torna cada vez mais alongada, e o apogeu se afasta cada vez mais da Terra. Quando uma sonda espacial é lançada com a velocidade de 11,18 km/s a partir da superfície da Terra, ela entra numa trajetória parabólica e não mais retorna. Para velocidades superiores, as trajetórias são hiperbólicas, nas quais o corpo lançado também não retorna a Terra. Para mais detalhes, na obra de Larson (2005) é encontrada ampla exposição do assunto.

Booster

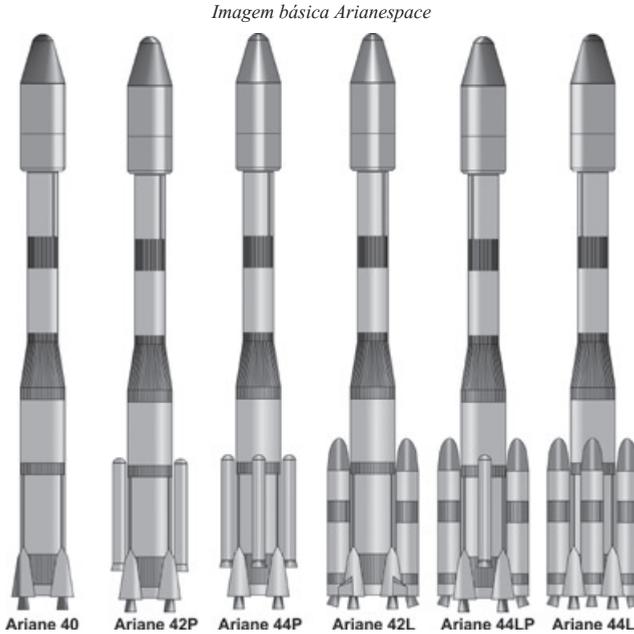
O termo *booster* vem da língua inglesa e pode ser traduzido como “reforçador”. Na área espacial, o *booster* é um motor – ou um conjunto de motores – ativado paralelamente a um motor principal, com a finalidade de aumentar o empuxo daquela fase propulsada. Consideremos os seguintes exemplos para entender os diferentes usos dos *boosters*.

Nos foguetes de sondagem, o *booster* é o primeiro motor acionado e que produz alto empuxo com tempo de queima curto. O propósito é impor alta velocidade de saída, tornando o foguete menos sensível aos ventos de superfície. O resultado é a menor dispersão dos pontos de impacto. Um exemplo de uso desta ideia é o foguete VSB-30, apresentado no capítulo sobre foguetes de sondagem.

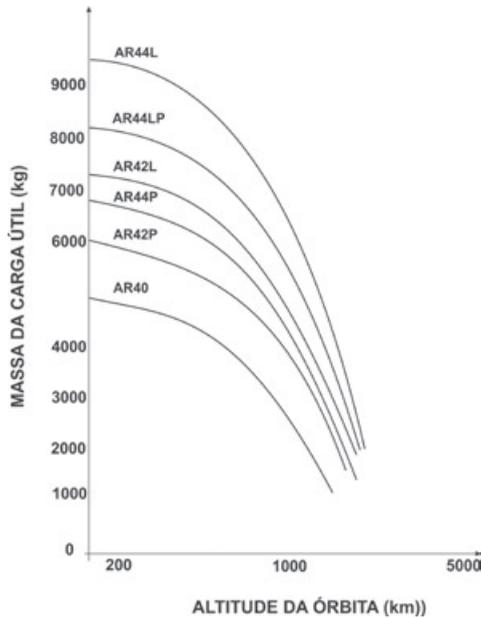
O Space Shuttle é fixado ao longo de um grande tanque de propelente que alimenta os motores principais. Dois grandes propulsores sólidos são fixados em paralelo ao tanque e queimam completamente, para serem alijados em momento conveniente, quando o Shuttle e o tanque principal continuam no desenvolvimento do voo. Neste caso, o papel dos *boosters* é auxiliar a decolagem do conjunto, promovendo nível de aceleração conveniente, até que a propulsão principal possa desempenhar sua tarefa,

já com muito de sua massa consumida.

No caso da família de lançadores Ariane, ilustrada na figura 2.12, a adição dos *boosters* sólidos (P, em francês *poudre* ou pólvora) e líquidos (L) aumenta o desempenho em termos de maior capacidade de inserção de massa de satélites em órbita, como se pode ver nos gráficos de desempenho da família de foguetes da figura 2.13 (Marty, 1994, pag. 52).



Figuras 2.12 Família Ariane4



Figuras 2.13 Desempenho da família Ariane4

Em ambos os casos, os boosters queimam por período inferior ao do motor principal, e são alijados antes do fim de queima do motor principal.

É importante notar a diferença entre a utilização dos *boosters* e a configuração dos motores em *cluster*, ou em feixe. Neste caso, os motores queimam todos simultaneamente até o final e são alijados simultaneamente. Um caso típico é o VLS-1, no qual o primeiro estágio é formado por quatro motores iguais em feixe, montados em torno do motor do segundo estágio. Os quatro motores são responsáveis pelo primeiro incremento de velocidade e de altitude do foguete.

Tubeira móvel

Uma tubeira móvel pode girar em torno de um ou dois eixos quando comandada pelo computador de bordo. Há várias soluções tecnológicas de tubeiras móveis para motores a propelente sólido e a propelente líquido. No IAE, foram desenvolvidas tubeiras apoiadas sobre uma junta flexível que dá mobilidade de 3 graus em torno de dois eixos perpendiculares entre si.

Capítulo 3: Foguetes de sondagem

Os foguetes de sondagem desempenharam importante papel no início dos programas espaciais de países como a França, a Índia e o Brasil, ao permitirem a prática de ideias com risco e investimento baixos. No Brasil, o primeiro projeto, dentro do CTA, foi denominado SONDA I. Naquela época, início dos anos 1960, a equipe de trabalho (GETEP) era o embrião do IAE e não contava com nenhuma infraestrutura de fabricação e testes. O projeto foi realizado sob a forma de documentação técnica e foi repassado à empresa AVIBRÁS, que o desenvolveu e construiu (Dolinsky, 1992). A partir dessa primeira experiência, na sequência de desenvolvimento de foguetes, cada veículo tinha porte e complexidade crescente, objetivando o aumento de capacidade em transportar cargas úteis, em termos de sua massa e do apogeu a ser alcançado. Inicialmente, a motivação foi criar no país os recursos de lançamento de cargas úteis científicas, e depreende-se que aplicações militares fossem planejadas. Posteriormente, os desenvolvimentos foram direcionados para a criação da base tecnológica de desenvolvimento do lançador de satélites. Em decorrência desses propósitos, as seguintes ações principais foram progressivamente desencadeadas:

- capacitação de pessoal do IAE, dos campos de lançamento e de empresas prestadoras de serviços. O acúmulo de saber foi ampliado por meio de cursos na França, na Inglaterra e na Alemanha e também pela prática de erros e acertos. Houve também a cooperação de especialistas estrangeiros que trabalharam no IAE;

- ampliação paulatina dos motores de propelente sólido, em termos de diâmetro e comprimento;

- ampliação da infraestrutura de fabricação mecânica e de teste;

- desenvolvimento de propelentes e implantação da infraestrutura de fabricação dos produtos químicos e dos propelentes;

- desenvolvimento e produção de equipamentos elétricos de bordo;

- desenvolvimento e produção de itens pirotécnicos;

- desenvolvimento de aplicativos computacionais de bordo;

- desenvolvimento e produção de equipamentos hidropneumáticos de bordo; e

- implantação dos campos de lançamento.

Como resultado, foram realizadas missões de lançamento científicas com cargas úteis nacionais e estrangeiras. Algumas missões foram e são realizadas em campos de lançamento de outros países.

Os foguetes de sondagem ainda desempenham no Brasil papéis importantes, os quais serão exemplificados a seguir:

- a preparação de missões com foguetes de sondagem permite que todas as equipes envolvidas – engenharia de sistemas, produção, testes, integração, lançamento e análise de voo – mantenham-se hábeis durante os trabalhos de mais longo prazo, tais como: lançamento de veículos de maior porte, menor número de voos e desenvolvimento de novos veículos;

- lançamento de experimentos científicos de interesse nacional. A demanda é baixa, porque o Programa Espacial Brasileiro não é prioritário, bem como a pesquisa científica voltada ao espaço. A AEB abriu um programa de pesquisa em microgravidade, mas a procura por oportunidades de voo ainda é pequena; e

- lançamento de cargas úteis europeias e australianas nos campos de Andoya (Noruega),

Esrange (Suécia) e Woomera (Austrália). Essa atividade proporciona crescimento profissional para as equipes envolvidas e promove destaque do Brasil na exportação de itens de alto valor tecnológico. Salienta-se que há o ganho simbólico em fazê-lo, mas não há ganho comercial na escala praticada, que tem sido de, no máximo, três foguetes por ano.

A maioria das ideias presentes em foguetes de sondagem refletem-se nos veículos lançadores de satélites. Estes são mais sofisticados, precisos e poderosos, mas conceitualmente se assemelham, em muitos aspectos, aos foguetes de sondagem. Em razão disso, as informações que se seguem são úteis para a compreensão do que é um foguete de modo geral.

3.1 Constituição e funcionamento dos foguetes de sondagem

A intenção desta seção é proporcionar entendimento de como é constituído o foguete e do propósito de cada componente apresentado. Nos capítulos especializados, são apresentadas informações complementares no nível de equipamentos e subsistemas.

Os principais componentes do foguete de sondagem SONDA III (ou simplesmente SIII) são apresentados na árvore do produto resumida, vista na figura 3.1, e na vista explodida, apresentada na figura 3.2.

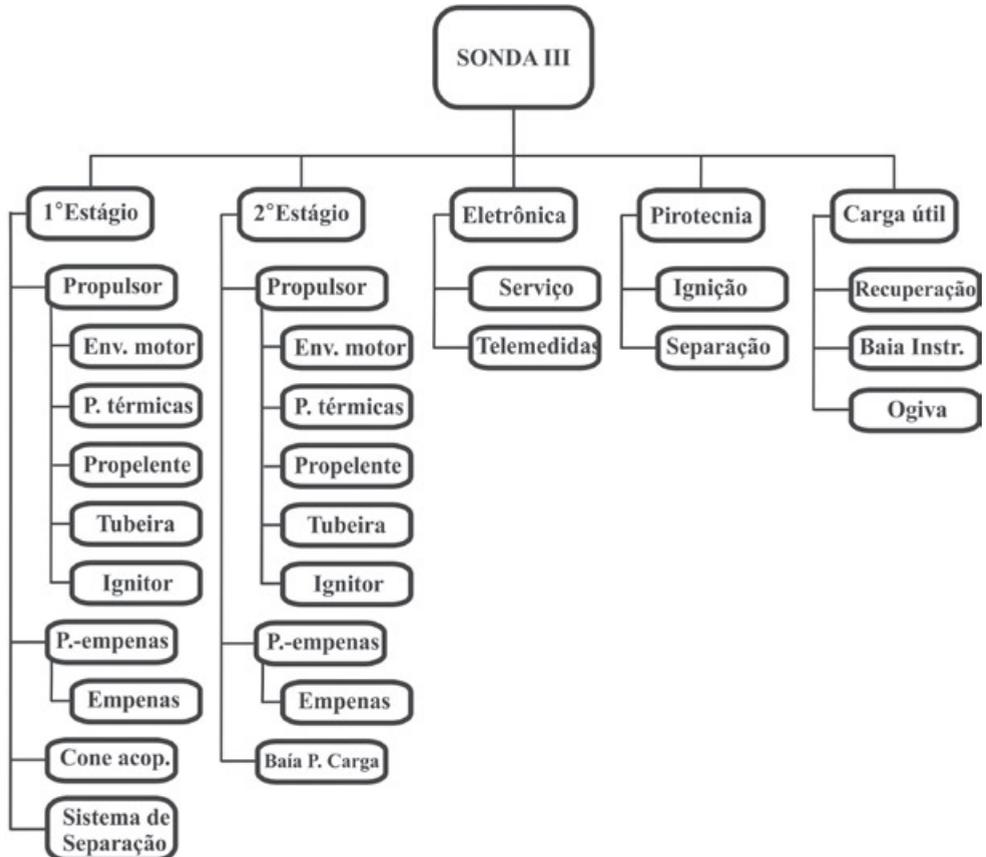


Figura 3.1 Árvore do produto simplificada do SONDA III

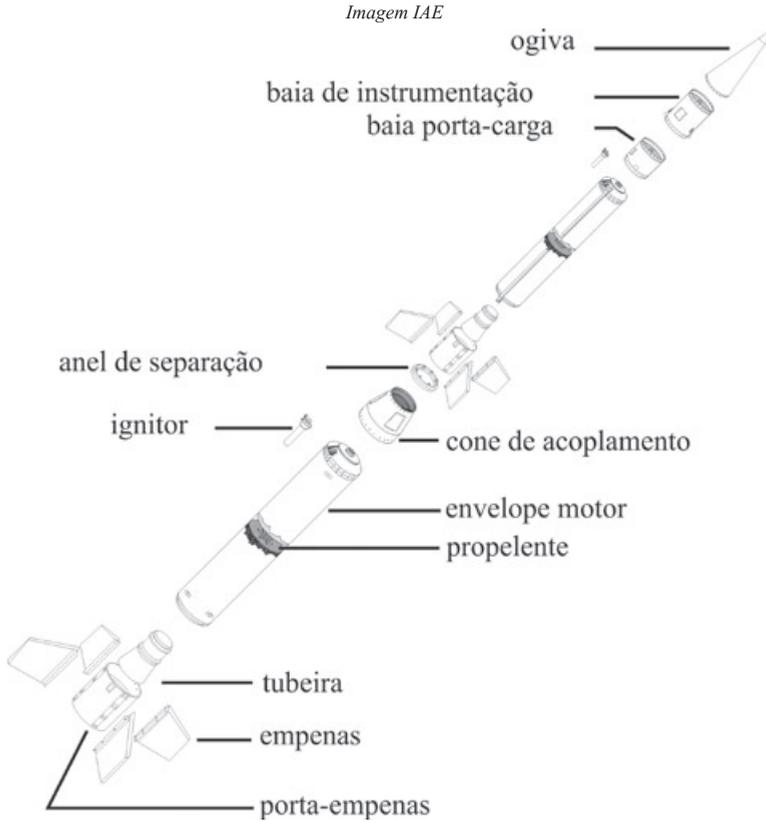


Figura 3.2 Vista explodida do Sonda III

Propulsor

Utilizam-se os termos “propulsor” e “motor” de forma indistinta no caso da propulsão sólida. Como se percebe pela árvore do produto do SIII, o propulsor inclui todos os itens necessários ao seu funcionamento após a recepção da ordem de ignição. A figura 3.3 ilustra o propulsor S30.

Imagem básica IAE

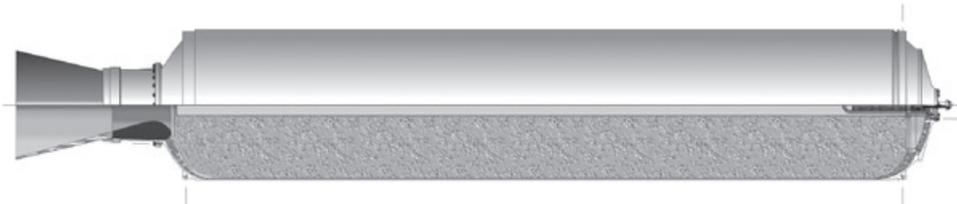


Figura 3.3 Propulsor S30

No caso da propulsão sólida, o motor tem duas funções: geração do empuxo e composição da estrutura primária do veículo. Os motores à propulsão sólida, quando iniciados, queimam até o fim. Existem recursos para extinguir o motor durante a queima, mas não são correntemente utilizados devido ao choque mecânico que induzem nos equipamentos de bordo e na carga útil. Sistemas de terminação de empuxo são mais empregados em aplicações militares, para emprestar flexibilidade de uso em diferentes missões.

É comum a questão sobre o porquê do uso da propulsão sólida. Há pessoas leigas que dizem ser a propulsão sólida uma tecnologia ultrapassada. Para entender a questão, é preciso conhecer as vantagens e desvantagens de cada tecnologia e confrontá-las com a aplicação que se tem em mente. Fatores que muitas vezes prevalecem sobre razões puramente técnicas são: econômicos, planejamento estratégico para atendimento da meta e político. Para melhor entendimento, são apresentadas vantagens e desvantagens sob os aspectos técnico-gerenciais de cada uma das tecnologias.

Propulsão sólida: vantagens

- custo menor de desenvolvimento;
- custo menor do motor completo;
- maior confiabilidade por ser mais simples e pelo menor número de componentes;
- tempo menor de produção do motor completo;
- estocável por longos períodos; e
- integração mecânica simples.

Propulsão sólida: desvantagens

- massa estrutural elevada;
- menor impulsão específica;
- requer dispositivos de segurança operacional, porque as operações de preparação do foguete são feitas com o motor carregado;
- interrupção do empuxo é inconveniente para foguetes de sondagem e lançadores de satélite; e
- tudo o que se quer de comportamento propulsivo deve ser decidido *a priori*, porque estando o motor pronto, não é mais possível mudar seu comportamento durante a queima.

Propulsão líquida: vantagens

- desempenho propulsivo elevado;
- o oxidante e o comburente são baratos;
- capacidade de modulação do empuxo e de desligamento do motor no momento desejado;
- alguns motores permitem nova partida, o que é essencial em transferência de órbita; e
- a integração do veículo se faz com ausência de combustível, o que favorece a segurança operacional em solo.

Propulsão líquida: desvantagens

- bombas de propelente sofisticadas, principalmente no caso dos propelentes criogênicos;
- manipulação e armazenamento mais difíceis dos propelentes criogênicos e hipergólicos;
- produção e manipulação perigosas dos estocáveis, por serem tóxicos;
- instalações de carregamento de propelente no foguete no campo de lançamento, aumentando suas equipes de manutenção e operação;
- baixa aceleração do veículo na decolagem; e
- baixa densidade do propelente, o que requer tanques grandes.

Pesando os fatores apresentados, explicam-se algumas soluções aplicadas na atualidade:

- os foguetes de sondagem nacionais adotaram a propulsão sólida porque era a que estava mais ao alcance, era compatível com o nível tecnológico do país e colaboraria no desenvolvimento de mísseis militares, caso fossem também desenvolvidos;
- o VLS-1 adotou a propulsão sólida porque ainda era incipiente o desenvolvimento espacial do Brasil, e era preciso tirar o melhor proveito possível do esforço já feito em termos de propulsão sólida;
- o veículo seguinte ao VLS-1 precisaria efetuar a inserção em órbita com melhor precisão. Por-

tanto, foi iniciado o desenvolvimento de motores líquidos a serem utilizados primeiramente naquela fase do voo. Posteriormente, seria possível desenvolver motores para as fases anteriores de voo;

- o Space Shuttle utiliza dois *boosters* sólidos para ajudar a decolagem do conjunto, sendo descartados logo em seguida. O mesmo faz o Ariane 5;
- o foguete europeu Vega, que já realizou seu primeiro voo de inserção em órbita de pequenos satélites comerciais, tem os três primeiros estágios sólidos e motor de apogeu líquido; e
- o PSLV indiano mescla motores sólidos e líquidos.

Pode-se concluir que a utilização desta ou daquela tecnologia não as caracteriza como boas ou ruins, velhas ou novas. A decisão faz-se com base no que é considerado o melhor possível dentro do contexto de desenvolvimento e utilização do foguete a ser desenvolvido. Decisões não equilibradas normalmente conduzem a resultados indesejados.

Características de funcionamento mais técnicas dos motores sólidos serão apresentadas na seção 5.2.

Para que o motor sólido opere, sua constituição é formada pelos seguintes componentes principais: envelope motor, bloco de propelente, proteções térmicas internas, ignitor e tubeira – apresentados a seguir.

Envelope motor

Ao se olhar o foguete, distingue-se a região cilíndrica alongada, que contém o propelente. O cilindro e suas terminações constituem o envelope motor, o qual desempenha os seguintes papéis:

- continente do propelente;
- câmara de combustão. Quando o propelente queima, os gases de combustão geram pressão de aproximadamente 60 bar, que é suportada pelo envelope motor; e
- viga estrutural primária do veículo.

A figura a seguir ilustra um envelope motor S30. A região cilíndrica, chamada de membrana cilíndrica ou casca cilíndrica, tem em suas extremidades:

- flanges de união aos outros elementos da estrutura primária, tais como saias e adaptadores da carga útil. Alguns tipos de flange são ilustrados na seção 5.4;
- domos, fechamentos dianteiro e traseiro, que fecham parcial ou integralmente o cilindro, formando o reservatório de propelente e de gás. Nesses domos estão alojados componentes necessários ao funcionamento do motor. No caso ilustrado, o domo dianteiro é composto de duas partes: semifechamento dianteiro e tampa dianteira. Na tampa dianteira, é fixado o ignitor e, no domo traseiro, é fixada a tubeira.

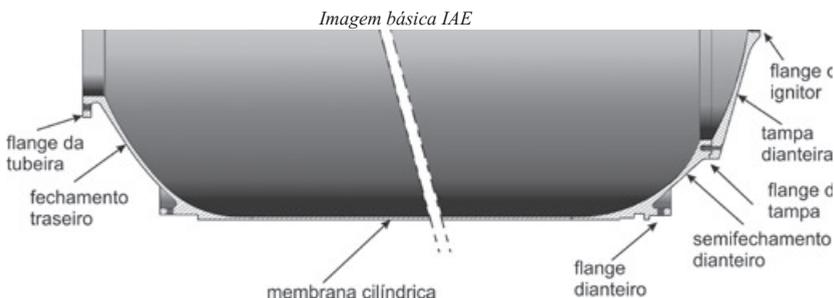


Figura 3.4 Envelope motor S30

As dimensões principais do envelope motor S30 são: diâmetro interno e a espessura da membrana cilíndrica são respectivamente 550 mm e 3,5 mm; a distância entre os batentes dos flanges dianteiro e traseiro é de 2700 mm aproximadamente.

O envelope ilustrado é feito de aço SAE 4140. Sua região cilíndrica é feita de chapas calandradas e soldadas. Os domos são obtidos por usinagem de calotas forjadas, posteriormente soldados ao cilindro. No caso do motor S30, o envelope é tratado termicamente para se romper quando submetido à tensão de 1 GPa (100 kgf/mm²), que seria despertada pela pressão interna aproximada de 110 bar. Como o motor é submetido a 70 bar na ignição, conclui-se que há boa margem de segurança. É comum a pergunta sobre a possibilidade de otimização da estrutura para diminuir sua massa. Conceitualmente é possível em razão da margem mencionada. No entanto, é necessário considerar o esforço (tempo e recursos financeiros) de projeto, as técnicas de fabricação e os testes a serem feitos para atingir a versão otimizada. Hoje há o emprego de fibras orgânicas (aramida, carbono) que permitem a melhor otimização de massa, mas o Brasil não tem livre acesso ao mercado das fibras de maior desempenho estrutural. Outros comentários a respeito são feitos na seção 5.4.

O envelope motor é a estrutura mais cara nos foguetes à propulsão sólida e pode ter o mais longo ciclo de fabricação. No caso dos motores S43 (usados no VLS-1), com 1 m de diâmetro e 7 m de comprimento e pesando cerca de 600 kg, partindo da matéria-prima (chapas laminadas e domos embutidos), são necessários cerca de nove meses para se obter o motor acabado, durante os quais a estrutura passa por várias indústrias.

Quando o fechamento deve acomodar uma tampa, então a região entre a membrana cilíndrica e a tampa é chamada de semifechamento. A tampa é retirada no momento da inserção do mandril de carregamento e na sua extração. O mandril é que dá a forma interna do bloco de propelente sólido, e suas dimensões externas podem ser tais que requeiram a utilização da tampa. Existem mandris desmontáveis, mais sofisticados, que permitem sua inserção e retirada sem a necessidade de se dotar o envelope de tampa. Os motores produzidos pelo IAE têm tampa dianteira ou traseira, dependendo da decisão de projeto sobre a melhor extremidade pela qual se deve efetuar o carregamento. Em propulsores grandes, como aqueles utilizados no Space Shuttle, a região cilíndrica é segmentada. Cada segmento isolado é carregado de propelente, trazendo grandes facilidades de produção e integração do chamado motor segmentado. Em contrapartida, o peso do envelope aumenta porque cada junção se faz por flanges, conforme ilustrado em uma das concepções possíveis na figura 3.5.

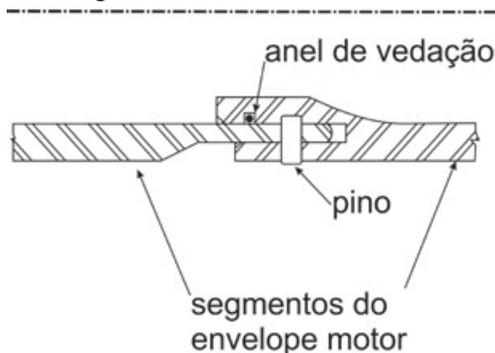


Figura 3.5 Junção de envelope motor segmentado

As interfaces mecânicas do envelope motor S30 com outros elementos do veículo são junções típicas por aparafusamento, como indicado na figura 3.4. Os flanges de aparafusamento do porta-empenas,

do cone de acoplamento e da tubeira têm furos rosqueados passantes. A fixação do ignitor é um furo cego rosqueado. A conexão do envelope motor aos outros módulos do veículo pode utilizar outras soluções. No IAE, foram também usados cavaletes no SONDA IV e cintas no VLS-1.

Proteções térmicas

Os domos e o envelope motor não poderiam resistir ao contato com os gases quentes oriundos da queima do propelente, sendo necessário protegê-los. Vários tipos de proteção térmica são empregados.

Na época do desenvolvimento dos motores S20 e S30, o IAE não dominava o uso da borracha como isolante térmico. Usa-se até hoje nos domos um isolante térmico rígido, obtido por prensagem de fibra de silício, amianto e resina fenólica, e depois usinado e colado à superfície interna de cada domo. Por cima das proteções térmicas rígidas (PTR), são coladas proteções de um material borrachoso, denominado liner, que compõe as proteções térmicas flexíveis (PTF), ilustradas na figura 3.6.

Imagem básica IAE

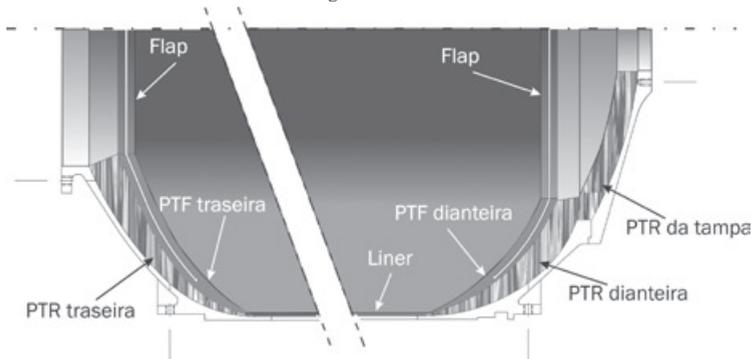


Figura 3.6 Proteções térmicas do motor S30

Essas proteções são formadas de um segmento fixo, que é colado à proteção rígida, e um segmento móvel, denominado *flap*, que faz interface por colagem com o propelente. O vínculo entre o *flap* e o segmento fixo localiza-se na região de maior diâmetro da PTF. A razão dessa concepção é a necessidade de liberdade entre o propelente e os domos em duas situações:

- cura do propelente: o propelente é vertido sob forma pastosa no interior do envelope motor, que já está equipado com as proteções térmicas. Em seguida, o motor é levado para uma estufa, onde permanece por uma semana, quando o propelente se solidifica (processo de cura). Durante a cura, a massa de propelente se contrai. Se, nesse momento, não houvesse a liberdade para a contração da massa, surgiriam trincas no bloco do propelente que inviabilizariam o seu uso;

- durante a operação do motor, a pressão interna provocada pelos gases faz com que os domos e o propelente se deformem elasticamente. No entanto, cada um se deforma de modo diferente. Nesse momento, também haveria dano ao propelente, se não houvesse a mobilidade necessária. A figura 3.7 ilustra o movimento de expansão do envelope motor e o espaço (*gap*) criado entre o *flap* e o segmento fixo da PTF; e

- dependendo da geometria do bloco de propelente, a entrada de gás entre o *flap* e o segmento fixo da PTF ajuda a equilibrar a ação da pressão sobre o bloco de propelente, produzindo tensões menores sobre o propelente. As figuras seguintes ilustram esse efeito. Sem a pressão no *flap*, a pressão empurra a aba do bloco e esta pressiona o *flap*. No encontro da aba com a região cilíndrica do bloco, surgem tensões locais que poderiam dar início de uma trinca, que se propagaria rapidamente. Com a ação contrária da pressão sobre o *flap*, ocorre sobre a aba a anulação do efeito apresentado na situação anterior.

Imagem básica IAE

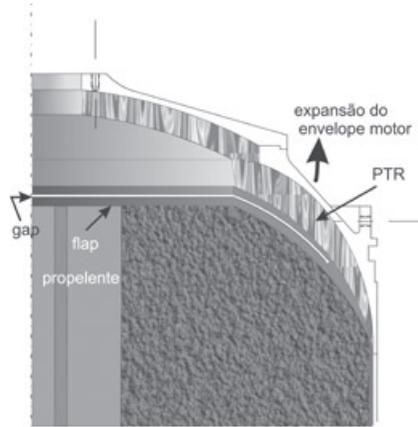


Figura 3.7 Ação da pressão no flap

Imagem básica IAE

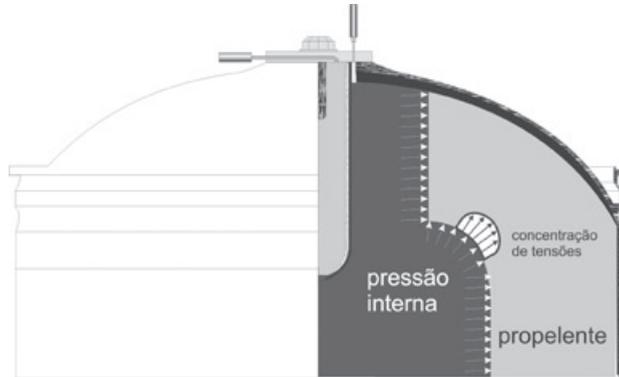


Figura 3.8a Ação da pressão no propelente - PTF sem flap

Imagem básica IAE

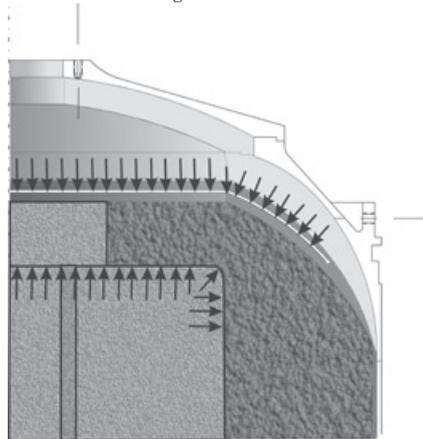


Figura 3.8 b Ação da pressão no propelente - PTF com flap

Com a evolução no uso da borracha, os motores do VLS-1 têm no domo dianteiro apenas a PTF em borracha. Mesmo na região de saída dos gases, onde o fluxo de calor é intenso, essa solução é possível e é utilizada no motor S44. Existe uma dificuldade técnica a ser superada nos envelopes motores metálicos. No domo que recebe a tampa, a interface desmontável de junção da tampa com o semifechamento permite boa vedação com a PTR, porque esta é usinada e a junção pode ser preenchida com resina. No caso da PTF de borracha, sua produção deveria resultar em interface coláveis também precisas. Seria um desenvolvimento a ser feito em motores mais sofisticados.

A utilização dos motores brasileiros em campos de lançamento no exterior trouxe a restrição no uso de amianto nos motores. Nos motores S30 e S31, as PTR passaram a ser produzidas em fibra de carbono, sem carga de amianto. Na etapa seguinte, a pequena percentagem de amianto do *liner* também foi eliminada.

É curioso ressaltar que existe uma pequena região metálica interna do motor que é exposta aos gases. A figura 4.36, utilizada na ilustração da segunda falha no voo do VLS-1, mostra uma pequena região entre o bloco de propelente e o ignitor em que existe gás de combustão. No limite superior dessa região, está o cabeçote do ignitor, que é uma placa de aço. Essa situação é possível porque naquela região o gás está estagnado, ou parado, e tem pequeno volume. A placa de metal se aquece até uma temperatura aceitável para a sua integridade e permanece constante até o final da queima. Dois outros fatores são favoráveis: a placa está fixada ao envelope motor, que tem grande massa e ajuda a dissipar calor por condução, e o gás presente na região do domo dianteiro é praticamente todo estagnado, funcionando também como isolante térmico em relação aos gases gerados no restante do motor.

Durante a queima do propelente, o *flap* de borracha da PTF dianteira é preservado, e o da PTF traseira é consumido. A parte fixa desta última é preservada. No caso das PTF de *liner*, a PTF traseira é totalmente consumida.

Na região cilíndrica, é utilizada uma camada de isolante térmico, podendo ser o *liner* ou um lençol de borracha, embora o propelente sólido seja um isolante térmico. No entanto, a geometria interna do bloco varia durante a queima, expondo a região cilíndrica aos gases a partir de um instante da queima. Para melhor entendimento, o leitor é convidado a ler a seção 5.2.

Propelente

O propelente dos motores sólidos tem as seguintes propriedades gerais:

- os seus componentes fundamentais são uma resina, um oxidante, alumínio em pó que aumenta a energia do propelente, e várias outras substâncias que viabilizam sua produção, por exemplo, catalisadores que promovem a cura da resina;
- a resina tem as funções de: manutenção da forma do propelente após a cura; suporte do oxidante, do alumínio em pó e dos aditivos; e queima sob a ação do oxidante;
- os motores nacionais de foguetes de sondagem e do VLS-1 utilizam a resina polibutadiênica hidroxilada e o perclorato de amônio como oxidante;
- a sua forma após a cura tem geometria definida e estável;
- pelo fato de conter um poderoso oxidante, imerso na resina, o propelente funciona no vácuo;
- a iniciação da queima do propelente, em geral requer alto nível de energia;
- a sua queima produz elevado volume de gases à temperatura de 3000 K. Essas características são essenciais para que o processo de combustão produza a energia necessária ao voo do foguete.

A duração da queima de um motor varia com o tipo de propelente e a geometria interna do bloco de propelente. O motor S30 usado no primeiro estágio do SIII queima 860 kg de propelente, em cerca

de 30s, gerando o empuxo médio de 108 kN no vácuo. O motor S43, usado nos dois primeiros estágios do VLS-1, queima 7500 kg de propelente em 60 s. Existem muitos foguetes de sondagem que utilizam motores de mísseis excedentes de guerra. O motor Nike, com massa semelhante à do S30, queima em 4 s. A vantagem em aplicá-los é econômica, porque são doados ou vendidos a baixo preço. Há a vantagem da alta velocidade inicial, o que faz a decolagem menos sensível aos ventos de superfície. Há a desvantagem da alta aceleração imposta aos equipamentos de bordo.

A Usina Coronel Abner (UCA) dispõe de todas as facilidades para a produção do propelente, carregamento, cura e testes de queima de motores (tiros em banco). A cada lote de propelente produzido, são extraídas amostras para:

- carregamento de lotes de motores de pequenas dimensões, denominados motores-teste ou testemunhas. Parte desses motores é queimada para que se possa estimar a velocidade característica do motor foguete que foi carregado com propelente daquela batelada;
- testes de envelhecimento do propelente, em parte dos motores-teste guardada por anos, determinando assim como deverá se comportar um motor carregado e estocado por longos períodos;
- teste de queima após o voo do foguete, em parte dos motores-teste, para dirimir dúvidas sobre o seu comportamento, dentro de um processo de investigação de falha; e
- produção de corpos de prova destinados a ensaios estruturais do bloco de propelente. Os testes permitem a determinação do módulo de elasticidade, tensão de ruptura, parâmetros do comportamento visco-elástico.

Os grandes propulsores têm o bloco de propelente oco. A superfície interna tem uma geometria tal que a forma da curva de empuxo tenha um comportamento pré-estabelecido. Voltar-se-á a este assunto na seção 5.2.

Tubeira

A tubeira é essencial para que o escoamento dos gases oriundos da queima do propelente seja eficiente. Não basta que a alta vazão de gases seja produzida e liberada. Para que seja possível proporcionar alta velocidade ao foguete, é preciso acelerar os gases produzidos de modo que estes atinjam altas velocidades. A razão para isso resulta do Princípio da Conservação da Quantidade de Movimento, cuja aplicação pode ser vista na dedução da equação de Tsiolkovskii, apresentada na seção 5.1. Para conseguir esse efeito, a tubeira tem em seu interior uma região convergente, que inicia o processo de aceleração, a região divergente, na qual os gases são expandidos e a velocidade continua aumentando até o escape pela seção de saída. Na região de transição, situa-se a garganta, a qual tem o menor diâmetro interno da tubeira. A figura 3.9 ilustra uma tubeira típica de foguete de sondagem.

A região em que se situa a garganta é submetida ao calor intenso dos gases se deslocando em alta velocidade. Para suportar essas condições, é inserido no local um corpo constituído de material específico. Por essa razão, o corpo é denominado inserto de grafite, ou de carbono-carbono, conforme o caso. Os motores S20, S30 e S31 utilizam insertos de grafite de alta densidade, que permitem a passagem dos gases com baixo atrito e resistem suficientemente ao desgaste imposto pela passagem do gás quente em alta velocidade. O inserto é inserido no cárter aquecido, e, na temperatura ambiente, o cárter se contrai, aprisionando o inserto. Durante a queima, o cárter permanece na temperatura ambiente, porque o tempo de queima é suficientemente baixo para que o calor absorvido pelo inserto só chegue ao cárter após o fim de queima. O desgaste sofrido pelo inserto é medido em testes em solo e é levado em consideração nos cálculos do funcionamento do motor. Em motores de maior vazão de gases, como no S43, S40 e S44, o inserto de grafite não é suficiente para manter o bom comportamento da tubeira. São então utilizados

insertos de carbono-carbono, que se degradam em presença de fluxo de gases quentes pelo processo de ablação, discutido na seção 5.2. Esse material é dominado tecnologicamente por poucos países do mundo, custando cerca de US\$6000,00 por quilo. O Brasil é capaz de produzi-lo em escala de laboratório, mas com densidade ainda insuficiente. O prosseguimento da pesquisa deverá conduzir o país a sua autonomia nesse material estratégico.

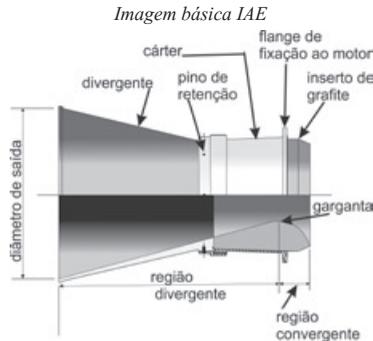


Figura 3.9 Tubeira

O cárter tem as seguintes funções:

- fixação da tubeira ao envelope motor, por meio de flange, cuja solução mecânica é bastante variada;
- receptáculo do inserto. Sua superfície interna é ligeiramente cônica invertida para conter a tendência de expulsão do inserto pelos gases do interior do motor; e
- apoio do divergente.

O divergente é a continuação da região divergente do inserto. Em geral, o divergente é construído com os mesmos materiais das PTR, devido às propriedades ablativas. No motor S33, o divergente é de aço, com pintura isolante térmica na sua superfície interna. A pintura serve apenas para retardar a exposição direta do aço aos gases de combustão. Face ao curto tempo de queima (cerca de 13 s), o divergente permanece íntegro ao final da combustão. A razão dessa solução se deve aos seguintes fatores:

- a produção em pequena escala do divergente em aço é mais rápida e simples do que em materiais ablativos;
- em consequência disso e também devido ao preço do quilo do aço utilizado em comparação ao quilo do material ablativo, o preço final da peça em aço é menor;
- o motor S33 é empregado no foguete VSB-30 como um *booster*, nesse caso, um acelerador do foguete, sendo curta sua permanência em voo. Portanto, o seu maior peso, comparado à solução em material ablativo, não chega a comprometer o desempenho do foguete. Caso o motor venha a ser usado em estágios superiores, será necessário verificar a necessidade de troca do material.

A geometria mais simples do divergente é cônica e muito empregada em foguetes de sondagem. Caso seja necessário tirar melhor proveito da expansão e aceleração dos gases, emprega-se uma superfície curva, determinada pelo “método das características”. As tubeiras nos motores do VLS-1 empregam essa técnica.

Nas tubeiras são empregados tampões na região da garganta, com diferentes finalidades. No caso dos foguetes de sondagem com segundo estágio e que empregam ignitor pastilhado, o tampão no segundo estágio tem a função de colaborar na pressurização dos gases gerados pelo ignitor, viabilizando assim a ignição do motor no vácuo. No caso de utilização dos ignitores pirogênicos, não há necessidade do

tampão para esse fim. Outra aplicação se deve à pressurização dos motores com nitrogênio para evitar a oxidação da superfície livre do bloco de propelente. O nível de pressurização é baixo, pouco acima da pressão atmosférica, com o propósito de não permitir a entrada do ar atmosférico. Essa prática também está associada à facilitação da ignição com ignitores pastilhados. A ignição com ignitores pirogênicos não é afetada pela camada oxidada.

No VLS-1, os tampões são usados para impedir a entrada de insetos no interior do motor carregado com propelente, durante longos períodos de estocagem, ou de pequenos animais, durante a fase de integração e preparação do foguete na mesa de lançamento. Como a atmosfera do CLA é bastante salina, os tampões também impedem a deposição de sal na superfície livre do propelente dos motores, principalmente nos do primeiro e do segundo estágios, porque nestes as tubeiras estão expostas.

Ignitor

O ignitor é o elemento responsável pela iniciação da queima do bloco de propelente. Quando acionado, gera uma chama com energia necessária para que toda a superfície interna do bloco inicie a queima simultaneamente.

Existem dois tipos de ignitor usados nos foguetes brasileiros. O primeiro é ilustrado na figura 3.10 e é denominado ignitor pastilhado, porque em seu interior estão pastilhas de material gerador de gás.

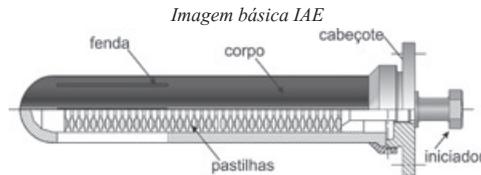


Figura 3.10 Ignitor pastilhado

Esse tipo de ignitor é utilizado nos motores S20, S30 e S33, caracterizando-se pela geração de baixo volume de gases com baixa energia. No entanto, sua utilização é suficiente para o acendimento dos motores citados, quando são iniciados no solo. No caso da ignição em altitude, em que a atmosfera é mais rarefeita, as gargantas são tamponadas para manter o ar dentro do motor. O tampão é expulso pelos gases de combustão. O ignitor pastilhado é iniciado por um iniciador eletropirotécnico situado no cabeçote. O corpo é produzido em material abrasivo, atualmente em fibra de carbono e resina fenólica, e dispõe de fendas para a passagem dos gases de seu interior para dentro do motor, atingindo toda a superfície livre do propelente.

Outro tipo de ignitor é o denominado pirogênico, ilustrado na figura 3.11.

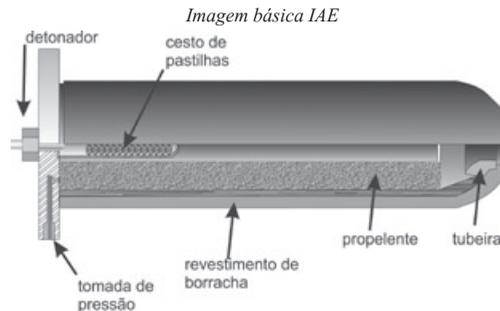


Figura 3.11 Ignitor pirogênico

O ignitor pirogênico é um motor em miniatura, contendo o mesmo propelente utilizado no motor S43, iniciado por um cesto de pastilhas, sendo aquele iniciado por um detonador eletropirotécnico. O

escape dos gases gerados é feito por uma pequena tubeira de grafite. O volume de gases e a temperatura dos gases gerados por esse ignitor é bastante superior ao ignitor pastilhado de mesmo porte, permitindo ignição do motor no vácuo. Todos os ignitores do VLS-1 são pirogênicos.

Empenas e porta-empenas

As empenas desempenham papel na aerodinâmica do veículo, trazendo o centro de pressão em sua direção. Sua forma varia de acordo com os requisitos de estabilidade estática e dinâmica de cada veículo. Mesmo em alguns veículos controlados, as empenas podem ser necessárias para diminuir a margem estática, exigindo menor momento de controle.

Nos foguetes de sondagem, as empenas são fixadas com uma pequena inclinação, em relação ao eixo longitudinal do veículo. O efeito resultante é o rolamento induzido durante o voo atmosférico. No caso do primeiro estágio do SONDA III, chega-se a 3 rps (180 rpm).

As empenas desempenham papel importante no amortecimento das perturbações dinâmicas, levando o veículo suavemente ao ângulo de ataque nulo.

Uma empena é descrita por vários elementos geométricos definidos pelo projetista em aerodinâmica, conforme se vê na figura 3.12. Seguem-se alguns comentários sobre os parâmetros geométricos:

- as cordas são linhas sobre a empena na direção do fluxo de ar;
- a raiz da empena é a linha mais próxima do corpo do foguete;
- a ponta é a linha mais afastada da raiz, e não necessariamente paralela a ela. A distância entre as cordas, da raiz e da ponta, é a altura da empena;
- o bordo de ataque é a linha da empena que primeiro encontra o fluxo de ar;
- o bordo de fuga é a última linha a deixar o fluxo de ar;
- o enflexamento dianteiro é o ângulo que o bordo de ataque faz com a corda da raiz. O enflexamento dianteiro mostra em que regime a empena tem maior eficiência. Sua inclinação acompanha as ondas de choque formadas no bordo de ataque. Essa condição acontece em uma faixa estreita do número de Mach. Para regimes de velocidade abaixo ou acima daquele Mach, parte da superfície da empena não produz força normal, ou seja, a empena não produz o torque aerodinâmico compatível com suas dimensões; e
- o enflexamento traseiro é o ângulo que o bordo de fuga faz com a corda da raiz. No caso das empenas do segundo estágio do VSB-30, o enflexamento traseiro é menor que o ângulo reto. A razão é a conciliação de duas necessidades conflitantes:

o é desejável uma superfície suficiente para produzir a margem estática necessária. Com isso a superfície da empena se projetaria além da saia traseira do segundo estágio; e

o caso a empena se estendesse além da saia traseira, o jato queimaria uma parte da empena, portanto, o enflexamento utilizado permite o aumento da área e evita o jato.

A empena, ilustrada na figura 3.12, utiliza a concepção estrutural aeronáutica clássica, ou seja, estrutura composta de um esqueleto coberto por revestimento fino. Os bordos de ataque e de fuga e a extremidade formam um quadro reforçado internamente por longarinas entre os dois bordos. O revestimento é rebitado sobre o esqueleto. No bordo de ataque, manifestam-se temperaturas elevadas no regime supersônico, por isso é feito de material ablativo ou de metal protegido por isolamento térmico. Os painéis que revestem a empena também devem ser protegidos, principalmente no segundo estágio, quando o acúmulo de aquecimento oriundo da fase de voo do primeiro estágio e o aquecimento da fase do segundo estágio podem ameaçar as propriedades mecânicas do material empregado. O IAE desenvolveu com sucesso empenas em tecido de carbono. Essas empenas apresentam as seguintes vantagens sobre as de metal:

- a geometria da peça acabada em carbono tem deformações muito menores;
- não há necessidade de aplicação de isolamento térmico; e
- sua produção é mais rápida.

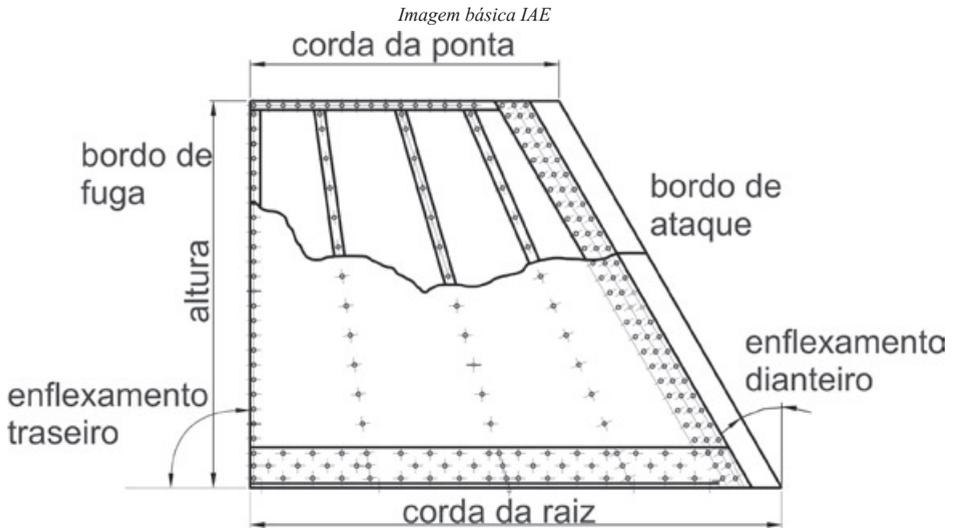


Figura 3.12 - Empena do SIII

O termo “envergadura” é bastante empregado em relação às empenas e é definido do mesmo modo na aeronáutica com relação às asas do avião, ou seja, é a distância entre as pontas das asas ou empenas. Note-se que, entre as empenas opostas, está o corpo do avião ou do foguete. A figura 3.13 ilustra como é considerada a envergadura das empenas no caso de quatro e três empenas.

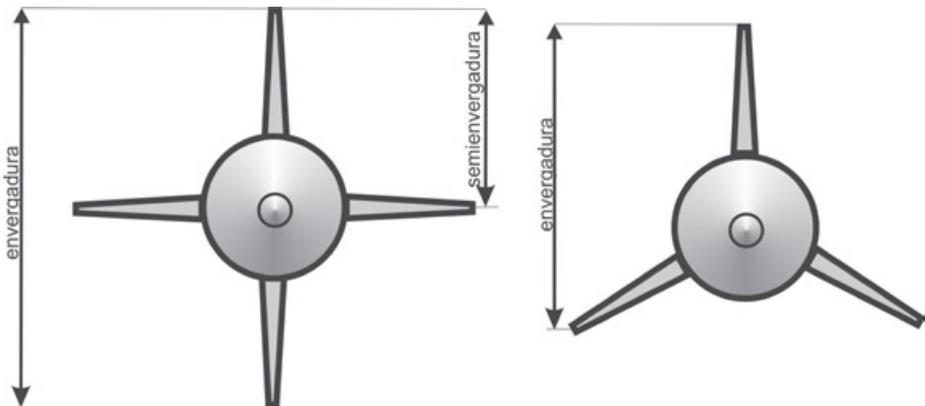


Figura 3.13 Envergadura das empenas

Foram mencionados os parâmetros geométricos da empena em planta. No entanto, as empenas são corpos tridimensionais formados por várias superfícies. O leitor interessado deve procurar a literatura especializada para se aprofundar no assunto.

O porta-empenas apoia as empenas e também protege a tubeira e os equipamentos instalados em seu interior. Seu formato pode ser cilíndrico, cônico ou uma combinação de geometrias.

Na figura 3.14, é ilustrado o porta-empenas, que também é uma estrutura aeronáutica constituída de reforçadores e um revestimento.

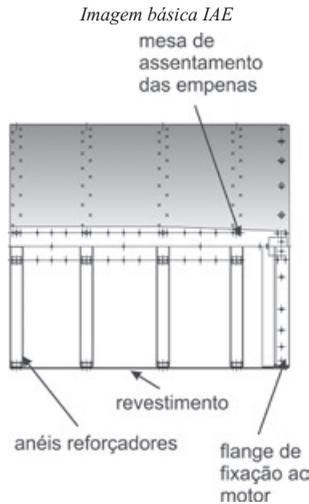


Figura 3.14 Porta-empenas

Baía porta-carga e baía de instrumentação

Esses módulos têm geometria cilíndrica ou cônica e são posicionados acima do motor do estágio superior do veículo. A baía porta-carga contém os equipamentos das redes elétricas necessários ao funcionamento do foguete, além de alojar uma janela necessária à conexão do eletropirotécnico de ignição do motor do segundo estágio, momentos antes do lançamento. A baía de instrumentação contém os equipamentos da carga útil, e vários experimentos a serem realizados durante o voo. A concepção estrutural desses módulos pode ser semelhante àquela do porta-empenas.

Sistemas de fixação/separação e afastamento

As principais funções cumpridas pelos vários sistemas de fixação/separação e afastamento são:

- fixação das partes, antes do comando de separação, com as características estruturais necessárias;
- separação das partes, ou seja, o rompimento de seu vínculo mecânico de fixação;
- afastamento entre as partes separadas, com a velocidade relativa requerida de modo que não venham a colidir com o restante do veículo, afastando-se das distâncias necessárias ao funcionamento do segmento que prossegue em voo. Em alguns casos, o sistema deve induzir velocidades angulares pré-estabelecidas às partes largadas;
- produção de perturbação mínima (momentos quase nulos) durante a separação e atuação de afastamento. A perturbação do veículo que continua voando pode afetar sua trajetória. A perturbação no segmento separado pode ocasionar colisão com o segmento que prossegue o voo; e
- execução confiável. Se um item ejetável permanecer preso ao foguete, a missão está comprometida. Se não ocorrer o afastamento como previsto, podem ocorrer reflexos sobre o segmento que continua o voo.

Os foguetes de sondagem formados por estágios de diâmetros diferentes se beneficiam, em geral, do afastamento dos estágios pelo arrasto. O primeiro estágio, com maior diâmetro, acopla-se ao segundo estágio por uma saia dianteira cônica, que, junto com as empenas, produzem arrasto superior ao do segundo estágio. Sendo assim, eliminado o vínculo entre os estágios, o arrasto aerodinâmico desempenha o papel de afastamento dos estágios. O SIII e SIV utilizaram esse recurso, bem como parafusos explosivos

para vincular estruturalmente os dois estágios e liberá-los quando a separação era necessária.

A figura 3.15 ilustra o parafuso explosivo.

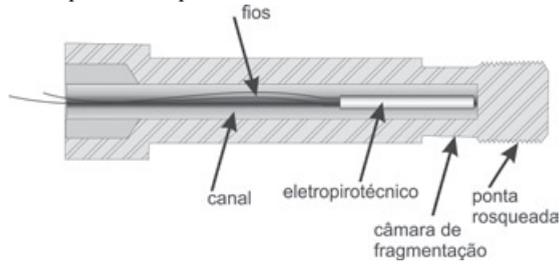


Figura 3.15 Parafuso explosivo

A câmara de fragmentação se rompe pela ação da explosão do eletropirotécnico, eliminando o vínculo estrutural entre os estágios. Na figura 3.16, é ilustrada a montagem com os parafusos explosivos.

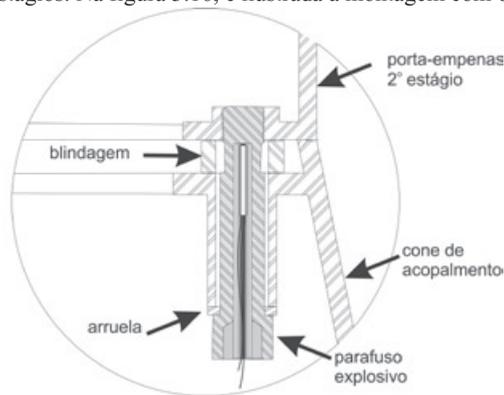


Figura 3.16 Junção com parafusos explosivos

Note-se que a câmara de fragmentação é envolvida por uma blindagem que retém os fragmentos da câmara resultantes da explosão do eletropirotécnico. A figura evidencia que, após a explosão, a rosca do parafuso fica no porta-empenas do segundo estágio e o corpo do parafuso cai dentro do cone de acoplamento do primeiro estágio; assim, a interface entre os estágios fica livre. Tanto no SIII quanto no SIV, são seis parafusos explosivos que desempenham a função estrutural e de separação. A diferença entre os dois está apenas nas dimensões, já que as cargas estruturais na interface de separação do SIV são maiores.

Ogiva ou coifa

A ogiva tem o papel aerodinâmico fundamental de abrir caminho na massa de ar que se opõe ao avanço do foguete. A ponta da ogiva é exposta a temperaturas da ordem de 600 °C. Essa temperatura, chamada de temperatura de estagnação, decresce rapidamente ao longo da superfície externa da ogiva até atingir o nível da região cilíndrica. Uma solução técnica usual para dotar a ogiva de capacidade térmica é produzir a ponta da ogiva em material ablativo. Na figura 3.17, são ilustradas duas situações.

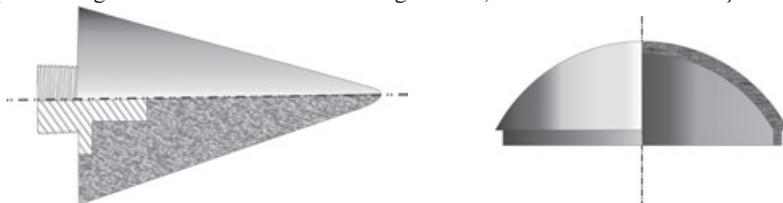


Figura 3.17 Duas soluções de ponta de ogiva

A da esquerda é usada no SONDA III e pode ser inteiramente em aço inox ou em material ablativo com um inserto para rosqueamento no topo da ogiva. A concepção da direita é utilizada no VLS-1, em que é empregado material ablativo (fibra de quartzo e resina fenólica). A ponta, sendo uma peça inteiriça, é presa apenas a uma das semicoifas.

Nos foguetes de sondagem, são empregadas pontas ejetáveis para permitir a realização de experimento na fase não atmosférica do voo. O primeiro experimento de controle de atitude de uma carga útil no Brasil utilizou esse recurso. Para mais detalhes, veja o histórico do foguete SONDA III, neste mesmo capítulo.

A ponta pode também ser constituída de material mais pesado que o necessário para fins de ajuste da margem estática.

Em alguns experimentos, os equipamentos situados no interior da ogiva precisam ser expostos, acima da atmosfera. Portanto, são empregadas ogivas ejetáveis para esse fim. A ejeção pode ser lateral, por desfolhamento, ou frontal. A ejeção lateral é ilustrada na figura 4.17, na qual é simulada a abertura da Coifa Principal do VLS-1.

Após a separação frontal da coifa, não há risco de colisão com a carga útil na fase fora da atmosfera, porque a carga útil não tem propulsão e o arrasto é insuficiente para frear os corpos durante os minutos de voo balístico. Nos casos em que a coifa ejetada frontalmente se torne obstáculo visual ou eletromagnético para os experimentos, então é necessário utilizar recurso adicional que tire a coifa da trajetória da carga útil. Para tanto, pode ser empregado um jato assimétrico de gás frio ou um iô (veja a seção 5.5).

O corpo da coifa pode ser feito em alumínio, aço inox ou em fibras e tecidos orgânicos. No caso do alumínio, é necessário recobri-lo com material isolante térmico.

Rede elétrica

As redes elétricas dos foguetes de sondagem estabilizados aerodinamicamente são em geral simples, no que se refere ao foguete. A carga útil é bem mais complexa, mas é autônoma em relação ao restante do foguete.

As funções elétricas do foguete restringem-se, nesses casos, à ignição dos motores principais e à realização dos eventos de separação de estágios e da carga útil. A monitoração e a transmissão de dados de funções elétricas do foguete podem ser realizadas também pela carga útil, o que requer entendimento com seu proprietário.

Note-se que esse tipo de foguete não é equipado com sistema de terminação de voo. Portanto, a rede elétrica prescinde das funções de segurança. No entanto, na fase de desenvolvimento, é aplicado o sistema, cuja ação é telecomandada de solo. Cogita-se aplicar o sistema de terminação de voo no CLBI, em razão do aumento de moradias em torno do campo.

O comando de ignição do primeiro estágio é originado de solo. É comum emendar os fios que vêm do solo com os fios dos eletropirotécnicos de ignição do motor do primeiro estágio. Na decolagem, essa emenda é rompida.

Os comandos elétricos de separação de estágios e ignição dos motores superiores podem ser dados, por exemplo, com os seguintes recursos:

- temporizadores. Quando o funcionamento dos motores é repetitivo dentro de uma tolerância conhecida, é possível acionar temporizadores na decolagem do veículo, de modo que os comandos elétricos sejam liberados ao fim de cada tempo programado;

- acelerocntatos. O SONDA III utilizava esse sistema, que é oriundo da cultura francesa. Trata-se

de dispositivo eletromecânico sensível à aceleração longitudinal do foguete. Atingida aquela aceleração, massas movimentam-se e fecham o circuito que emite o comando elétrico de separação de estágios, e também é acionado um retardo químico que dá início à ignição do segundo estágio. Esse sistema baseia-se na aceleração típica do foguete da fase em que ocorreu a extinção do motor do primeiro estágio. Note-se que no caso da extinção completa do motor, o foguete se encontra sob o efeito da aceleração da gravidade, ligeiramente afetada pelo arrasto;

- acelerômetros. Este sistema requer a presença de acelerômetros a bordo e de um sistema de processamento do sinal de aceleração sendo, portanto, sofisticado.

No caso dos foguetes controlados, a rede elétrica é semelhante àquela dos lançadores de satélites e será comentada no capítulo 4.

Rede pirotécnica

Nos foguetes de sondagem estabilizados aerodinamicamente, a exemplo do sistema elétrico, há apenas um conjunto de itens pirotécnicos, sem formar uma rede propriamente dita.

A ignição dos motores é realizada por eletropirotécnicos instalados diretamente no ignitor. Mais recentemente no Brasil, passou-se a empregar Dispositivos Mecânicos de Segurança (DMS), que constituem barreira mecânica contra a propagação da ordem pirotécnica de acendimento dos motores principais, ou seja, se o DMS estiver na posição de segurança, ou em segurança, quando o eletropirotécnico é acionado, o ignitor não recebe a sua iniciação pirotécnica. O objetivo do DMS é prover segurança operacional, ou seja, impedir a ignição dos motores enquanto o foguete estiver ainda sendo operado no solo. No momento, os DMS dos foguetes de sondagem são manuais. Isso significa que sua passagem da posição de segurança para a condição armada, em que a barreira não existe, é feita manualmente. Sendo assim, nos momentos finais de preparação do foguete, um operador retira a barreira junto ao foguete. O desenvolvimento do DMS acionado remotamente deverá ocorrer para aumentar a segurança operacional dos foguetes de sondagem. Note-se que, na operação dos foguetes de sondagem brasileiros, nunca incorreu a ignição intempestiva do primeiro estágio. Mesmo assim, conceitualmente, é recomendável o uso de DMS.

A ideia do funcionamento do DMS é ilustrada na análise de falha do primeiro voo do VLS-1, no capítulo 4.

A pirotecnia da separação de estágios está associada com a concepção mecânica utilizada, que é muito variada. No SONDA III e no SONDA IV, a separação de estágios utilizou parafusos explosivos, como já comentado. No VS-40, foi utilizada a separação por cinta ejetável, para fins de desenvolvimento a ser empregado no VLS-1.

Na figura 3.18, é esquematizado o sistema de abertura da cinta por meio de atuador pirotécnico. A cinta é composta de duas semicintas iguais, mas montadas uma ao contrário da outra de modo que o macho e a fêmea do fecho coincidam. Cada semicinta é formada por dois quadrantes circulares unidos por um sem-fim articulado em suas extremidades. O sem-fim permite o tensionamento da cinta durante a montagem da interface. Nas extremidades livres, estão o lado “macho” e o lado “fêmea” dos fechos da cinta, fixados por meio de uma articulação às extremidades dos quadrantes. A figura 3.18 esquematiza uma semicinta e uma vista em semicorte do sem-fim. O sem-fim tem furos que permitem a inserção da ferramenta de aperto da cinta. Nas extremidades direita e esquerda, estão esquematizados os terminais fêmea e macho do fecho.

Na figura 3.19, é esquematizado o detalhe da abertura do fecho por meio de um atuador pirotécnico.

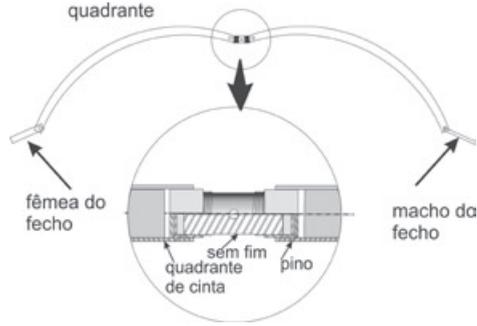


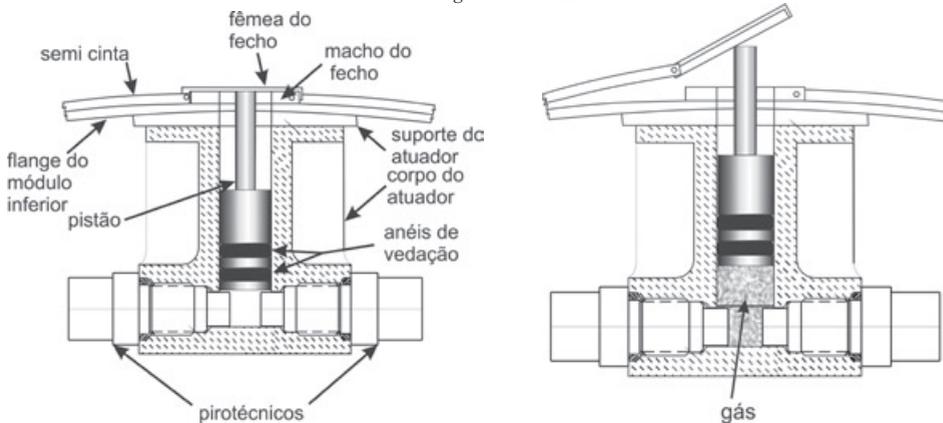
Figura 3.18 Cinta de separação

A cinta é montada tensionada sobre os anéis de interface. O acionamento rápido do atuador pirotécnico provoca a súbita abertura do fecho e a cinta se autoejeta do veículo.

A figura 3.19 mostra a montagem do fecho antes e durante o acionamento do atuador pirotécnico, podendo ser comentado que:

- há dois geradores de gás para fins de redundância. O gás gerado por apenas um deles é suficiente para empurrar o pistão e abrir o fecho. Observe-se que cada gerador de gás é iniciado por dois iniciadores eletropirotécnicos (não ilustrados), bastando que apenas um deles funcione para que o gerador de gás cumpra o seu papel;
- o pistão é expelido do foguete. Portanto, do ponto de vista operacional, este é um dispositivo perigoso, por ser o pistão expelido em alta velocidade, podendo ser fatal se atingir um operador. No VLS-1, este sistema é dotado de DMS;
- o impulso gerado no fecho, junto com o efeito de liberação da cinta tensionada, é suficiente para ejetar cada semicinta;
- a peça externa do fecho tem uma trava que evita sua abertura devida à vibração e ao escoamento aerodinâmico. O atuador pirotécnico exerce força suficiente para romper a trava e abrir o fecho.

Imagem básica IAE



Conjunto antes do acionamento

Conjunto durante a abertura da cinta

Figura 3.19 Esquema do sistema de abertura do fecho da cinta de separação

Calhas

Em muitas situações é necessário passar o cabeamento elétrico ao longo do motor para ser possível estabelecer a comunicação entre equipamentos que estão nos módulos dianteiros e traseiros do estágio.

Na fase atmosférica do voo, não é possível expor o cabeamento ao fluxo aerodinâmico, porque este seria arrancado e queimado. A utilização de calhas é um recurso para a proteção do cabeamento, de cordões detonantes, da tubulação de óleo e de gases. As calhas são feitas em metal ou em fibras orgânicas e se estendem sobre todo o comprimento da membrana cilíndrica do motor. Sua fixação ao envelope motor é feita por suportes soldados ou colados. Suas extremidades são conectadas a terminais que protegem os dutos e condutores até a entrada nos módulos adjacentes ao motor. Utilizam-se sempre calhas dispostas diametralmente opostas sobre o motor para manter a simetria geométrica do veículo, diminuindo o rolamento parasítico gerado pelo escoamento aerodinâmico. Esse arranjo também colabora com o equilíbrio estático e dinâmico. Como tudo o que passa pelas calhas é redundante, então é natural que as linhas redundantes fiquem em calhas separadas.

A figura 3.20 ilustra uma solução de calha em corte transversal, em que as bases de borracha são vulcanizadas ao longo de duas geratrizes opostas do envelope motor. Os suportes da calha também participam do processo de vulcanização. A calha é fixada aos suportes por parafusos que se rosqueiam a porcas flutuantes presas nos suportes. Os cabos elétricos e dutos são fixados aos suportes das calhas por meio de apoios moldados de borracha.

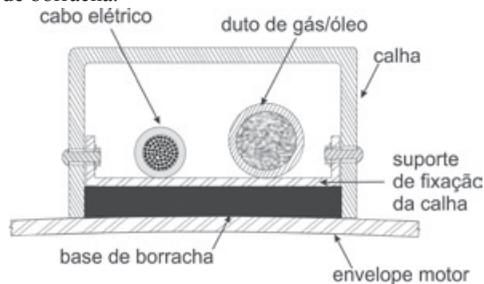


Figura 3.20 Calha

Os terminais de calha dianteiros devem ser cobertos com isolante térmico porque constituem obstáculo ao escoamento aerodinâmico. No VLS-1, as calhas são produzidas em tecido de carbono impregnado com resina orgânica. Portanto, devem ser metalizadas (leia sobre metalização no capítulo 4), ou seja, tornadas condutoras elétricas para não acumularem eletricidade estática durante a operação no solo e em voo.

3.2 Foguetes de sondagem brasileiros

A família de foguetes SONDA contou com uma filosofia de desenvolvimento baseada no aproveitamento de motores qualificados anteriormente, compondo estágios superiores do veículo subsequente. Dessa forma, o motor S20 do SII está no segundo estágio do SIII; o motor S30 do primeiro estágio do SIII está no segundo estágio do SIV. O motor do primeiro estágio do SIV teria sua aplicação no futuro lançador de satélites VLS-1. Passa-se a detalhar cada veículo, tomando como base as seguintes convenções:

- a carga útil liga-se ao módulo de serviço do foguete;
- o ambiente de microgravidade pode ser atingido acima de 90 km; e
- o comprimento do motor é tomado entre o plano de saída da tuberia e o plano de interface com o ignitor.

3.2.1 SONDA II

Seu primeiro voo ocorreu em abril de 1970, quando os técnicos envolvidos estavam adquirindo os conhecimentos fundamentais do ramo. A disponibilidade de materiais de fabricação mecânica e ele-

trônica era escassa no país. Da mesma forma, os meios de produção eram limitados para fins espaciais. A cadência de lançamentos é mostrada na figura 3.21. Foram lançados 61 veículos, sendo que o último ocorreu em agosto de 1996. Os pontos sobre o eixo horizontal indicam que não houve voo no ano correspondente.

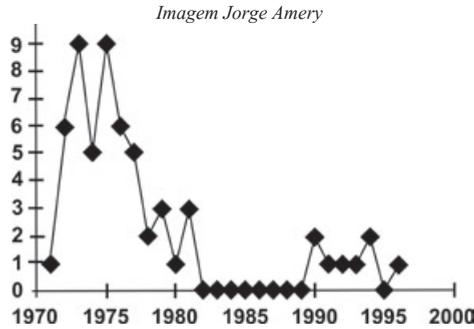


Figura 3.21 Cadência de voos do SONDA II

O aspecto externo do veículo é mostrado na figura 3.22.



Figura 3.22 Aspecto do SONDA II

O porta-carga tem uma tampa desmontável que permite o acesso ao cabeçote do ignitor no momento de armação do motor. Nesse veículo, a armação consiste em torcer as pernas dos fios provenientes do painel de disparo instalado na casamata com os fios do eletropirotécnico. Os fios do painel de disparo ficam em curto para essa operação. Acima do porta-carga está a carga útil, ocupando as seções cilíndrica e cônica, se necessário.

As características principais do SONDA II são:

Tabela 3.1 Dados do SONDA II

Motor	S20
Diâmetro externo (mm)	300
Tempo de ação (s)	22
Comprimento (mm)	2984
Massa de propelente (kg)	237
Masse estrutural (kg)	96
Empuxo no vácuo (kN)	32
<i>Veículo com carga útil de 49Kg</i>	
Massa na decolagem (kg)	382
Comprimento total (mm)	4534
Apogeu (km)	96
Tempo de microgravidade (s)	70
Número de voos	61

O SII permitiu inúmeros desenvolvimentos e investigações úteis para os próximos veículos, dentre os quais podem ser citados os seguintes exemplos:

- desenvolvimento de diversas formulações de propelentes;

- investigação de diversos formatos de grão de propelente;
- investigação da aplicabilidade de materiais estruturais para as empenas, módulos de equipamentos e coifas;
- investigação da aplicabilidade de materiais isolantes térmicos para uso externo ao veículo e interno aos motores; e
- preparação de pessoal para as operações de lançamento.

3.2.2 SONDA III

O desenvolvimento do SIII teve início em 1970, sendo seu primeiro lançamento em fevereiro de 1976, em que o segundo estágio era inerte (sem propelente ativo). Em setembro, ocorreu o lançamento com o veículo completo (Dolinsky, 1992). Até 2001, foram realizados trinta voos, com o lançamento de variadas cargas úteis nacionais e estrangeiras. O último voo ocorreu em maio de 2002.

A condução desse projeto se fez em bases mais avançadas que o SII, pelo engenheiro Jayme Boscov, que havia regressado ao Brasil após nove anos de trabalho no desenvolvimento de foguetes na França.

As principais conquistas alcançadas com esse veículo foram:

- desenvolvimento do propulsor do primeiro estágio, com 557 mm de diâmetro. O tratamento térmico do envelope motor passou a ser feito na Wotan, no Rio Grande do Sul. A empresa ainda hoje dispõe de forno vertical, mais propício, por induzir menos deformações que os fornos horizontais;

- desenvolvimento e produção do respectivo bloco de propelente;

- projeto aerodinâmico de uma configuração mais complexa, envolvendo dois jogos de empenas.

As empenas do segundo estágio são necessárias porque a separação ocorre dentro da atmosfera. Sem elas, o segundo estágio seria estaticamente instável;

- desenvolvimento do sistema de separação de estágio (parafusos explosivos);

- desenvolvimento de equipamentos eletrônicos, para permitir o monitoramento do comportamento do veículo em voo;

- desenvolvimento de itens pirotécnicos.

Seu aspecto externo é mostrado na figura 3.23.

Imagem básica Jorge Amery

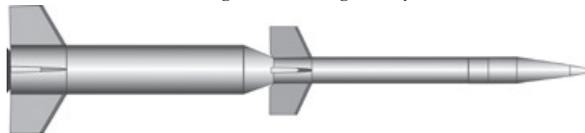


Figura 3.23 Aspecto do SONDA III

A cadência de voos do veículo é dada na figura 3.24.

Imagem Jorge Amery

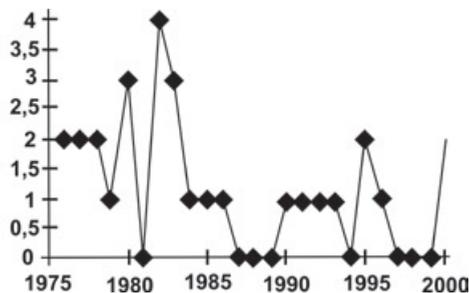


Figura 3.24 Cadência de voos do SONDA III

Suas características principais são:

Tabela 3.2 Dados do SONDA III

	SIII	SIII M1
<i>Motor do primeiro estágio</i>	S30	S30
Diâmetro externo (mm)	557	557
Tempo de queima (s)	29	29
Comprimento (mm)	3488	3488
Massa de propelente (kg)	864	864
Massa estrutural (kg)	347	347
Empuxo no vácuo (kN)	95	95
<i>Motor do segundo estágio</i>	S20	S23
Diâmetro externo (mm)	300	300
Tempo de queima (s)	22	10,3
Comprimento (mm)	2984	1630
Massa de propelente (kg)	249	114
Massa estrutural (kg)	94	71
Empuxo no vácuo (kN)	32	24
<i>Veículo com carga útil de 60 kg</i>		
Massa na decolagem (kg)	1615	1456
Comprimento total (mm)	6717	5423
Apogeu (km)	700	500
Tempo de microgravidade (s)	750	600
Número de voos	23	6

A versão M1 utilizava o propulsor S23 no segundo estágio, menor 1294 mm que o propulsor S20, para que o veículo não mudasse muito sua aerodinâmica e não produzisse um carregamento estrutural muito elevado no plano de separação de estágios, porque teria missões com cargas mais longas e mais pesadas.

O SIII realizou voos importantes para os desenvolvimentos tecnológicos e científicos nacionais, ao transportar experimentos do INPE e de parceiros internacionais. Em particular, o experimento Instrumentação gerou muitos frutos que merecem registro. O desenvolvimento da família de cargas úteis do projeto Instrumentação foi realizado no próprio IAE, com o objetivo principal de controlar em atitude um corpo no espaço. Essas ações seriam precursoras para o futuro controle de atitude dos foguetes. O controle em atitude da carga útil se fez por meio de seu apontamento solar. Para tanto, a carga útil era equipada com os seguintes sistemas:

- sensores ópticos para os apontamentos grosso e fino;
- sistema de gás frio (nitrogênio) para a geração do torque de controle;
- rede elétrica de controle, para processar as informações dos sensores ópticos e comandar o sistema de gás frio, obtendo assim o apontamento desejado;
- sistema de telemetria para processamento e envio ao solo das informações de bordo; e
- sistema de recuperação da carga útil no mar.

Em linhas gerais, o funcionamento do sistema é descrito a seguir:

■ após a separação do segundo estágio, era ejetada a ponta da coifa para liberar a visada do sensor solar de apontamento fino. Também eram liberadas as proteções dos quatro sensores de apontamento solar grosso instalados na região cilíndrica da carga útil;

■ o sistema de controle passava a ler a resposta dos sensores de apontamento grosso e comandava a abertura de válvulas de gás frio. Os jatos de gás criavam torques em torno do cg da carga útil e a mo-

vimentavam angularmente até que as leituras dos quatro sensores solares se tornassem iguais, dentro do nível de erro daqueles sensores;

- atingida aquela situação, o sensor fino já passava a ver o Sol. Daí em diante o controle passava a se basear somente na leitura deste último sensor, e a carga útil prosseguia voando apontada para o Sol, até a reentrada na atmosfera e até o esgotamento do reservatório de gás frio;

- após a reentrada na atmosfera, era liberado o sistema de paraquedas e eram ejetados marcadores de água para facilitar a identificação do ponto de impacto da carga no mar na busca pelo Bandeirante de Patrulha da Marinha. Este avisava a corveta da Marinha sobre a posição exata da carga, que finalmente era resgatada e analisada em laboratório.

A Instrumentação 04, que cumpriu sua missão com sucesso em 23 de agosto de 1979, encontra-se em exposição no Memorial Aeroespacial Brasileiro (MAB).

3.2.3 SONDA IV

O SONDA IV foi um foguete biestágio, com controle do vetor empuxo no primeiro estágio. Seu papel primordial foi a capacitação do país nas tecnologias a serem empregadas no lançador de satélites, a ser desenvolvido dentro da visão da MECB. Os seguintes desafios tecnológicos deveriam ser vencidos:

- produção do propulsor sólido de um metro de diâmetro (envelope metálico, proteções térmicas, ignitor, instalações para o carregamento do motor). Essa meta obrigou o estabelecimento de uma nova usina de propelentes. O local escolhido foi uma área vizinha a uma pedreira explorada pelo CTA, distante cerca de 20 km de seu campus, no município de Jacareí. O relevo e as dimensões da área favoreceram o aspecto de segurança em caso de explosões, além de permitirem a implantação do banco de ensaios em solo de motores sólidos;

- controle do vetor empuxo por injeção secundária, produzindo capacidade de controle do veículo em arfagem e guinada. O desenvolvimento do sistema de injeção secundária foi comprado na Alemanha, na empresa Messerschmit Bölkow – Blohm (MBB), tendo o contrato se iniciado em novembro de 1978;

- coifa com segmento de cone invertido. Foi idealizada essa geometria porque se admitiu que a coifa com um metro de diâmetro não ofereceria volume suficiente para os satélites da MECB;

- controle de rolamento com micropropulsores auxiliares. Esse sistema completaria a capacidade de controle do veículo em rolamento;

- lançamento a partir de plataforma, ou seja, decolagem vertical.

Foram realizados quatro lançamentos do SIV no Campo de Lançamentos da Barreira do Inferno (CLBI), sendo o primeiro em 21 de novembro de 1984 (Operação Parangaba) e o último em 28 de março de 1989 (Operação Rio de Janeiro). Durante esse período, o engenheiro José Bosco da Silveira liderou o desenvolvimento da junta flexível para a tubeira móvel do motor S30. Realizados testes em solo, decidiu-se que o segundo estágio do SONDA IV utilizaria esse sistema, o que de fato ocorreu com sucesso. Isso possibilitou o desenvolvimento das tubeiras móveis dos motores S43 e S40 a serem empregados no VLS-1.

A figura 3.25 ilustra o veículo e são fornecidos dados básicos de constituição e desempenho na tabela 3.2.



Figura 3.25 Aspecto do SONDA IV

Nota-se, em cada empena do primeiro estágio, a presença de um apêndice que constituía uma carenagem para um micromotor sólido. Em duas empenas opostas, os micromotores atuavam no controle de rolamento da fase propulsada do primeiro estágio. O propelente queimava lentamente em “cigarro” (a superfície livre é a base circular do propelente cilíndrico; o propelente é consumido como se fosse um cigarro) e a tubeira era inclinada. Os micromotores eram montados sobre rolamentos e acionados por um motor elétrico de passo. Na posição neutra, o plano de simetria dos divergentes ficava alinhado com o plano das empenas em que estavam montados. Dessa forma, as linhas de ação de seus empuxos ficavam no plano das empenas e não geravam torque de rolamento no foguete. Quando era necessário torque de rolamento, os motores eram girados em direções opostas. No final de queima do primeiro estágio, esses micromotores eram comandados para induzir o rolamento do foguete antes da separação de estágios. Nas empenas situadas no plano ortogonal, ficavam alojados retropropulsores de afastamento do primeiro estágio. Os dois micromotores eram montados no sentido oposto ao do motor principal. Na separação de estágios, eram ejetadas as pequenas coifas que cobriam as tubeiras dos retrofoguetes, e estes eram então iniciados, gerando empuxo no sentido de afastar o primeiro estágio em relação ao segundo estágio.

Tabela 3.3 Dados do SONDA IV

Motor do primeiro estágio	S40
Diâmetro externo (mm)	1007
Tempo de ação (s)	40
Comprimento (mm)	5041
Massa de propelente (kg)	4244
Massa estrutural (kg)	1028
Empuxo no vácuo (kN)	254
<i>Veículo com carga útil de 513 kg</i>	
Massa na decolagem (kg)	7270
Comprimento total (mm)	11000
Apogeu (km)	700
Número de voos	4

3.2.4 SONDA IIIA

O projeto do Veículo Lançador de Microsatélites (VLM) levou ao desenvolvimento do motor S33, a ser usado no quarto estágio. Pensou-se então na possibilidade de ampliar a utilização desse motor, criando um foguete de sondagem que o empregasse. Assim nasceu o SIIIA, composto do motor S30 no primeiro estágio e do motor S33 no segundo estágio, conforme ilustra a figura 2.26:

Imagem básica Jorge Amery

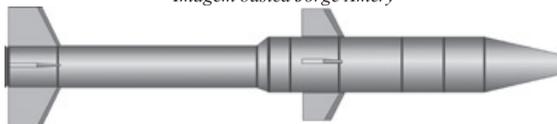


Figura 3.26 Aspecto do SONDA IIIA

Em 2002, foi completada a qualificação do motor S33. O desempenho previsto para o foguete é apresentado na tabela 3.4.

O veículo teria desempenho semelhante ao do SIII, mas com maior volume disponível para a carga útil. Inicialmente não se cogitava a necessidade de empenas no segundo estágio. No entanto, a separação ocorre ainda sob pressão dinâmica e o segundo estágio é aerodinamicamente instável. Optou-se por acrescentar as empenas, de modo que a rotação induzida e a margem estática inicial garantissem um voo estável.

O primeiro protótipo do SONDA IIIA teve sua fabricação mecânica concluída, mas não foi autorizado seu lançamento.

Tabela 3.4 Dados do SONDA IIIA

Motor do primeiro estágio	S33
Diâmetro externo (mm)	655
Tempo de ação (s)	42
Comprimento (mm)	1265,9
Massa de propelente (kg)	340
Massa estrutural (kg)	153
Empuxo médio no vácuo (kN)	21,8
<i>Veículo com carga útil de 289 kg</i>	
Massa na decolagem (kg)	1968
Comprimento total (mm)	7365
Apogeu (km)	218
Tempo de microgravidade (s)	305

3.2.5 VS-30

Esse veículo compõe-se do primeiro estágio do SIII, sem o cone de acoplamento. A carga útil é acoplada diretamente ao flange dianteiro do motor S30. Todos os seus voos, até o quinto veículo, foram solicitados pela Base Móvel de Foguetes (MORABA), responsável pela carga útil. Dois voos partiram do Campo de Andoya (Noruega). Apesar de sua simplicidade, o bom funcionamento do motor S30 demonstra capacidade de desenvolvimento e produção com qualidade de itens de conteúdo tecnológico, no cenário internacional. O aspecto externo do VS-30 e alguns de seus dados são mostrados na figura 3.27 e na tabela 3.5 respectivamente.

Imagem básica Jorge Amery



Figura 3.27 Aspecto do VS-30

Tabela 3.5 Dados do VS-30

<i>Veículo com carga útil de 300 kg</i>	
Massa na decolagem (kg)	1508
Comprimento total (mm)	8525
Apogeu (km)	140
Tempo de microgravidade (s)	220
Número de voos	5

A MORABA também criou o VS30/Orion, pela adição de um segundo estágio movido pelo motor Improved Orion. Voos no Brasil e no exterior foram realizados com sucesso. No entanto, em setembro de 2013, em Andoya, ocorreu a fragmentação do inserto de grafite no momento da ignição do motor S30. Disso resultou jato assimétrico, o que produziu trajetória perigosa para a cidade de Andenes. Logo após a ignição, o divergente foi ejetado e em seguida o cárter também. A carga útil e o motor Orion caíram na entrada do porto de Andenes. Foi o primeiro voo com falha no motor S30 no exterior.

3.2.6 VSB-30

O VSB-30 é fruto da proposta do DLR em substituir o Skylark 7, no programa de microgravidade europeu. O veículo de origem britânica atendia o programa TEXUS e já havia lançado quarenta e uma

cargas com sucesso. No entanto, sua fabricação foi descontinuada, surgindo então a necessidade de um substituto. Em reunião nas instalações do DLR em Oberpfaffenhofen, em 2000, onde se encontravam representantes do IAE, do DLR/MORABA, EADS e do campo sueco de Esrange, foi proposto que o Brasil desenvolvesse um foguete com características semelhantes às do Skylark 7, para ser utilizado nas mesmas condições. Portanto, as diretrizes para o desenvolvimento do novo veículo foram:

- utilização do motor S30 no segundo estágio;

- desenvolvimento de um *booster* para produzir um efeito de catapulta no restante do veículo. Esse motor foi designado S31 e compôs o primeiro estágio do foguete. Além de participar no desempenho global do foguete, o tipo de propulsão do motor gera alto empuxo inicial em tempo reduzido, com o objetivo de impor ao foguete velocidade inicial alta, para torná-lo mais imune à ação dos ventos de superfície na dispersão da trajetória e nos pontos de impacto dos motores principais e da carga útil. Essa preocupação deve-se aos limites da área de livre evolução, que consideram as fronteiras com os países vizinhos. O rápido desenvolvimento do S31 foi possível graças ao bom entrosamento entre as equipes de propulsão, engenharia de sistemas e de desenvolvimento de propelente. Esta última aplicou com sucesso a experiência adquirida no desenvolvimento de propelentes para mísseis;

- utilização do sistema de impulsão de rolamento (*spin up*): esse sistema está alojado no módulo dianteiro do primeiro estágio e é constituído de três micropropulsores sólidos desenvolvidos para sistema semelhante no VLS-1. O conjunto é acionado assim que o veículo perde o vínculo mecânico com o lançador, induzindo rolamento no foguete. O objetivo é acrescentar o benefício da estabilidade dinâmica ao da velocidade inicial mais alta, conforme comentado no item anterior;

- ausência de sistema de separação e de afastamento de estágios: a propulsão do primeiro estágio mantém os dois estágios solidários. O maior arrasto do primeiro estágio, em relação ao segundo estágio, encarrega-se de efetuar a separação, na cauda de empuxo do primeiro estágio. Após alguns voos, passou-se a diminuir o tempo de espera para o início da ignição do segundo estágio, chegando perto da separação “a quente”, em que o estágio é ignitado sobre o que está abaixo;

- o projeto aerodinâmico e o desenvolvimento das empenas e do porta empenas do segundo estágio foram realizados no DLR/MORABA. Essa foi uma boa experiência para ambos os lados, em um momento em que o IAE já enfrentava desfalque em suas equipes de projeto.

Durante o desenvolvimento do foguete, o DLR/MORABA solicitou ainda que o temporizador de eventos do veículo comandasse a abertura do ioiô e da cinta de fixação da carga útil.

VS-30, na figura 3.28 e na tabela 3.4 respectivamente.

Imagem básica IAE



Figura 3.28 Aspecto do VS-30

Desde o início dos trabalhos, o IAE foi solicitado a preparar a documentação do veículo para que fosse possível avaliar formalmente a qualificação dos equipamentos e do foguete. Também seria necessária a documentação de produção visando à garantia da reprodutibilidade do desempenho nos voos operacionais. O engenheiro Eduardo Dore Roda, gerente do VS-30, encarregou-se da documentação citada e satisfez, com elogios, os requisitos impostos pela EADS, empresa responsável pela avaliação da qualificação perante a ESA.

Tabela 3.6 Dados do VSB-30

Motor	S31
Diâmetro externo (mm)	557
Tempo de ação (s)	14
Comprimento (mm)	2550
Massa de propelente (kg)	650
Massa estrutural (kg)	219
Empuxo no vácuo (máx) (kN)	255
<i>Veículo com carga útil de 400 kg</i>	
Massa na decolagem (kg)	2500
Comprimento total (mm)	12583
Apogeu (km)	250
Tempo de microgravidade (s)	350
Número de voos	14

O voo de qualificação ocorreu em outubro de 2004, no CLA, e sua primeira missão operacional ocorreu em novembro de 2005, quando o VSB-30 V02 decolou de Esrange (Suécia), levando a carga TEXUS 42. As referências (Palmerio et al, 2003), (Palmerio et al., 2005) e (Palmerio et al., 2007) dão mais detalhes sobre esse veículo.

No dia 12 de abril de 2013, decolou em Esrange o VSB-30 XV17 (mas que corresponde ao 14º voo, porque foi designado o XV13 para um voo nacional e o XV14 e o XV15 para voos do experimento de reentrada HyFire, a serem efetuados em Andoya) portando a carga útil TEXUS50, que continha quatro experimentos de instituições de pesquisa alemãs. Tendo os objetivos sido atingidos com sucesso, o evento foi comemorado considerando o número significativo de voos daquela família de cargas úteis científicas. Foram convidadas para o evento pessoas que se dedicaram ao desenvolvimento dos vários segmentos que compõem a missão. Do Brasil, foram convidados o engenheiro Mauro Melo Dolinsky e o autor deste livro. Além disso, a equipe de trabalho brasileira foi constituída pelos seguintes profissionais:

Eduardo Dore Roda – gerente do VSB-30 e responsável pela integração mecânica;

Francisco Antônio Visconti Júnior – responsável pela integração eletrônica;

Heuller Aloys Carneiro Procópio – em treinamento na integração eletrônica;

Júlio Hisashi Miyoshi – responsável pela integração pirotécnica;

Thais Passos França – em treinamento na integração eletrônica.

Naquele período da operação de lançamento, o engenheiro Visconti já estava aposentado pelo IAE e trabalhava nas redes elétricas do VLS-1 VSISNAV contratadas à Mectron. A empresa concedeu férias ao funcionário, para que ele pudesse ministrar o treinamento em campo dos dois *trainees* do IAE. Esclarece-se que o citado engenheiro conduziu o desenvolvimento da rede elétrica do veículo, de vários equipamentos elétricos de bordo, das várias versões do banco de controle, inclusive a que fica em Esrange, e dos procedimentos de segurança operacional do sistema elétrico de acionamento dos eletropirotécnicos. Os encargos dos participantes não mais vinculados ao IAE e DCTA foram assumidos pela MORABA.

3.2.7 VS-40

O VS-40 surgiu da necessidade de se testar o motor S44, a ser utilizado no quarto estágio do VLS-1, em condições semelhantes ao voo neste último veículo. O último estágio de um lançador de satélites deve atender a requisitos muito severos quanto à dispersão de seus parâmetros. O motor S44 foi desenvolvido para essa finalidade, devendo ter suas características propulsivas e de massa estritamente

controladas. As condições ambientais mais atuantes no desempenho do motor são o vácuo e a rotação de 2,5 rps, em torno de seu eixo. A reprodução desse ambiente no solo é de grande vulto financeiro, especialmente no que concerne à queima no vácuo. Diante dessa barreira, surgiu a ideia de se efetuar o tiro em voo, com a monitoração dos parâmetros propulsivos, via telemetria. O estudo de configuração do veículo voltado para tal experimento levou ao primeiro protótipo do VS-40. Também foram incluídos sistemas de separação, a serem usados no VLS-1, para ensaio em voo.

Efetuada o primeiro voo e identificado um potencial de interesse no uso do veículo, foram eliminados sistemas desnecessários ao VS-40, para que se tivesse um veículo de fato. O S44 foi mantido como propulsor do segundo estágio. Com essa configuração, foi realizado o segundo voo, em 1998. O aspecto externo do veículo e alguns de seus dados são mostrados na figura 3.29 e tabela 3.7 respectivamente.

Imagem básica Jorge Amery



Figura 3.29 Aspecto do VS40

Tabela 3.7 Dados do VS-40

Motor do segundo estágio	S44
Diâmetro externo (mm)	1009
Tempo de ação (s)	57,3
Comprimento (mm)	1710
Massa de propelente (kg)	814
Massa estrutural (kg)	150
Empuxo no vácuo (máx) (kN)	39
<i>Veículo com carga útil de 500 kg</i>	
Massa na decolagem (kg)	6736
Comprimento total (mm)	7390
Apogeu (km)	640
Tempo de microgravidade (s)	760
Número de voos	2

O VS40 não teve demanda de voos, tanto nacional quanto estrangeira. No entanto, em junho de 2012, um veículo que utilizou seus motores e módulos estruturais decolou de Andoya (Noruega) transportando o experimento europeu SHEFEX II. O experimento SHEFEX (*Sharp Edge Flight Experiment*) é um esforço europeu de desenvolver a proteção térmica externa de veículos que reentrarão na atmosfera terrestre, utilizando placas planas de material isolante. O seu primeiro voo ocorreu em outubro de 2005, em que o foguete foi constituído de um motor S30 no primeiro estágio e um motor Improved Orion no segundo estágio, ou seja, um VS30/Orion. Os resultados científicos foram satisfatórios, e foi autorizado o experimento seguinte, o SHEFEX II, em um voo com maior velocidade de reentrada na atmosfera. Foi assim concebido um veículo que efetuasse uma fase de voo horizontal a 100 km de altitude atingindo Mach 11. A MORABA efetuou os estudos de desempenho e concluiu que a aplicação dos motores S40, em sua versão para foguete de sondagem, e do S44 traria o desempenho necessário.

Devido ao porte do veículo, à complexidade da carga útil e à repercussão da missão, houve uma pré-integração do veículo completo no lançador em setembro de 2011. A equipe do IAE foi composta de:

Nelson Snellaert Tavares: coordenador da produção dos motores e dos subsistemas produzidos no Brasil, bem como de sua integração em operações de lançamento;

Lafaiete Moreira Dias: especialista em pirotecnia; e

Josué Moreira: especialista em integração mecânica.

O autor participou desse evento como engenheiro de sistemas.

O voo realizou-se em Andoya, em junho de 2012, com perfeição. Os resultados dos experimentos permitiram prosseguir na busca de voos mais ainda representativos, como será comentado na seção sobre o veículo VLM-1.

A produção desse veículo teve como pano de fundo uma série de manobras dignas de registro histórico. Quando a MORABA identificou a potencialidade dos motores S40 e S44 para o cumprimento da missão do SHEFEX II, havia duas versões do motor S40. Uma era usada no terceiro estágio do VLS-1, mas a geometria do bloco é estrelada em todo o seu comprimento, o que proferia baixo empuxo na decolagem e, portanto, baixa aceleração inicial, tornando o foguete sensível aos ventos de superfície. A outra versão do S40 era oriunda do SONDA IV, com o segmento trombeta que provê alto empuxo na decolagem, mas seu envelope motor tinha interfaces mecânicas por cavalete e não por cinta, o que obrigaria a execução de saias com a mesma interface. Havia duas possibilidades de resolver a questão: desenvolver um motor em fibra de carbono ou utilizar o envelope motor do S40 do VLS-1, mas carregando o propelente com a geometria trombeta.

O motor em fibra teria o atrativo da menor massa estrutural, o que aumentaria o desempenho do foguete e permitiria a recuperação da carga útil em solo, em Svaalbard. Sabendo que o IAE não teria apoio financeiro para desenvolver tal motor e que a MORABA teria sinalizado a possibilidade de financiar o desenvolvimento, houve entusiasmo por parte do DCTA de que esta fosse a solução adotada. O carregamento do envelope motor do VLS-1 com a geometria trombeta foi objeto de estudo dentro do IAE, e concluiu-se que ela era viável e traria a uniformidade no que se refere ao envelope motor, passando a ser o mesmo para o VS-40 e o VLS-1. A tampa traseira seria diferente, para acomodar as diferentes tubeiras. Após amadurecimento da questão, a MORABA concluiu que o desenvolvimento do envelope em fibra seria impraticável do ponto de vista de obtenção dos recursos financeiros e implicaria período de desenvolvimento muito longo. O DCTA alegou que precisaria reservar os envelopes motores S40 do VLS-1 para o próximo voo do veículo e, portanto, não autorizaria a retirada de um exemplar para o SHEFEX II. Foi então aventada a hipótese de se construir os envelope motores em aço maraging, o que foi aceito pelo DCTA. Sabia-se que o desenvolvimento do envelope em maraging também não era uma solução de curto prazo, porque:

- as chapas de aço deveriam ser importadas, e esse tipo de aço contém alto teor de cobalto, que é material estratégico controlado;

- o IAE deveria desenvolver toda a tecnologia de uso do aço no país, envolvendo os procedimentos de conformação, soldagem e tratamento térmico;

- sabendo ainda que um lote de motores S40 para o VLS-1 estava em fabricação, conseguiu a equipe técnica do IAE convencer os dirigentes do DCTA a aceitarem a entrega de um envelope motor S40 do VLS-1, que já tinha sido utilizado em um tiro em banco e que não iria voar no VLS-1, para compor a missão do SHEFEX II, se o desenvolvimento em maraging não ficasse pronto a tempo.

Como era de se esperar, até o momento desta redação, o envelope motor em maraging não foi concluído, mas o lote de novos envelopes em 300M o foi.

O leitor pode, em um primeiro momento, estranhar o empenho da equipe técnica em prover meios

para um experimento europeu. A razão é a mesma que alimentou o desenvolvimento do VSB-30: os maiores esforços para a entrega dos itens para o SHEFEX II estavam na fabricação em fase de testes, que pouco podiam fazer pelo VLS-1, já que este estava em revisão das redes elétricas. Por outro lado, realizações de voos com sucesso são necessárias para manter o ímpeto das equipes, enquanto a tarefa maior se desenrolava.

3.2.8 VS-43

O VS-43 enquadra-se na categoria do TRIA (Japão) e do Castor IVB/MAXUS (EUA/Europa) e surgiu para se tornar uma opção nesse mercado, além de promover um desenvolvimento interno ao compreender a plataforma de experimentos, esta a cargo do INPE. Houve, por duas vezes (em 1998 e em 2000), propostas europeias de desenvolvimento do foguete para substituição do motor Castor IVB, produzido pela Thiokol. O projeto não passou da fase de estudo de viabilidade, porque não foi demonstrado interesse efetivo pelo lado europeu. Nesse aspecto, falhou o lado brasileiro em não levar o projeto adiante, porque ele cumpriria os seguintes papéis:

- o esforço de desenvolvimento exercitaria as equipes de projeto, já com poucos encargos do VLS-1;
- o projeto de controle seria proveitoso para o IAE, porque havia a possibilidade de parceria com a equipe de controle da SAAB (Suécia);
- vencida a fase de definição preliminar, o lado europeu seria fortemente atraído pela sua utilização no projeto MAXUS, mesmo que fosse necessária redução de massa de experimentos; e
- o Brasil teria um veículo que poderia ser modificado para aplicação militar.

Esses fatores não foram suficientes para engajar o IAE, porque suas energias estavam minadas pela ausência de ações em favor do Programa Espacial Brasileiro.

Seguem-se os dados preliminares do veículo e seu aspecto externo, na tabela 3.7 e na figura 3.30 respectivamente.

Imagem básica Jorge Amery



Figura 3.30 Aspecto do VS-43

Tabela 3.8 Dados do VS-43

Motor do segundo estágio	S43
Diâmetro externo (mm)	1007
Tempo de ação (s)	65
Comprimento (mm)	7378,8
Massa de propelente (kg)	7185
Massa estrutural (kg)	1267
Empuxo no vácuo (máx) (kN)	340
<i>Veículo com carga útil de 700 kg</i>	
Massa na decolagem (kg)	8450
Comprimento total (mm)	13617
Apogeu (km)	590
Tempo de microgravidade (s)	675
Número de voos	0

3.3 Foguetes estrangeiros

Todos os países com tradição na área espacial tiveram seus foguetes de sondagem. Alguns perderam o interesse no seu uso por utilizar outras formas de realização de experimentos na atmosfera. A França é um desses países que favorecem o uso de balões. Alguns veículos são esquematizados na figura 3.31, para fins de comparação com foguetes brasileiros, conforme consta em Boscov (1998).

Seguem alguns comentários a título de curiosidade:

- os motores Nike e Orion (EUA) são oriundos de aplicações militares e hoje são excedentes de guerra. Esses motores não são mais fabricados, estando seus estoques em declínio. O motor Improved Orion ainda está em uso no programa europeu de pesquisas espaciais. As vantagens de seu uso são a confiabilidade, mesmo depois de mais de trinta anos de estocagem e baixo custo. Sua principal desvantagem é a alta aceleração imposta à carga útil, devido ao curto tempo para queima do propelente, típico da aplicação militar;

- o motor Castor IVB, do foguete Aries, tem sido utilizado na Alemanha no programa MAXUS de experimentos científicos de medidas físicas na atmosfera e de microgravidade. O motor é fabricado pela Thiokol (EUA). Embora a empresa aceite encomendas, é necessário um lote mínimo, o que pode ser um problema se não puder haver aproveitamento de produção para o governo americano;

Imagem básica Jorge Amery

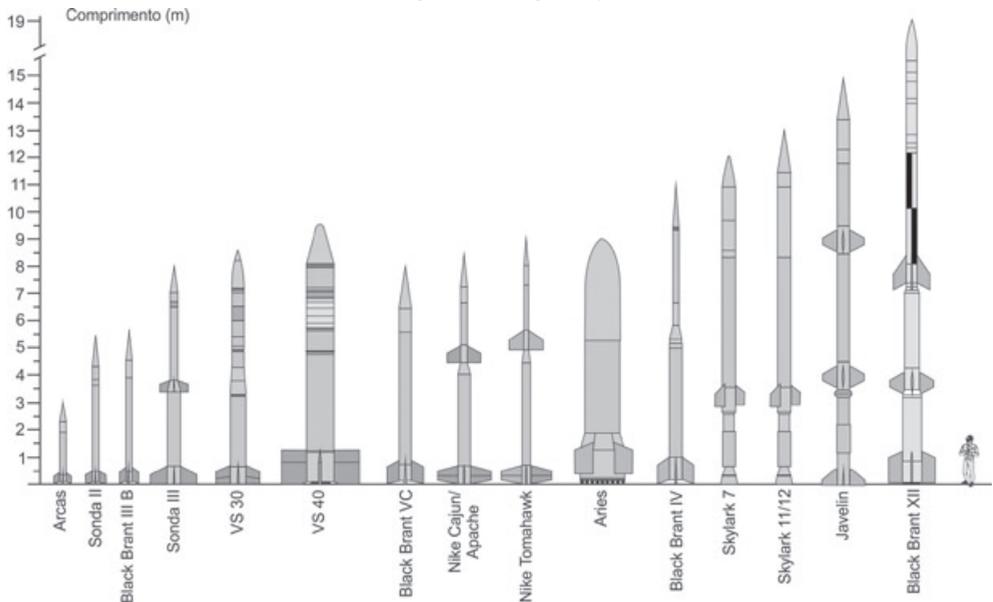


Figura 3.31 Foguetes de Sondagem

- a família Black Brant é de origem canadense e tem sido utilizada por vários países, com lançamentos em vários pontos do mundo. Seu principal cliente são os EUA;

- a família Skylark é de origem britânica. O Skylark 7 foi utilizado no programa TEXUS, mas sua produção foi encerrada, conforme já informado nos comentários sobre o VSB-30;

- o TR1A, ilustrado na figura 3.32, é de procedência japonesa. Foram realizados sete voos, levando experimentos de microgravidade. Houve um momento em que o Japão esteve à procura, no mercado internacional, de um lançador que tivesse um custo mais baixo e que cumprisse a missão desejada. O Brasil foi consultado, em 1999, sobre a possibilidade de desenvolver o foguete completo, inclusive a

infraestrutura (*bus*) dos experimentos embarcados, e estava propenso a aceitar a proposta, mas as conversações foram interrompidas pelo lado japonês, por motivo desconhecido.

Imagem JAXA digital archives

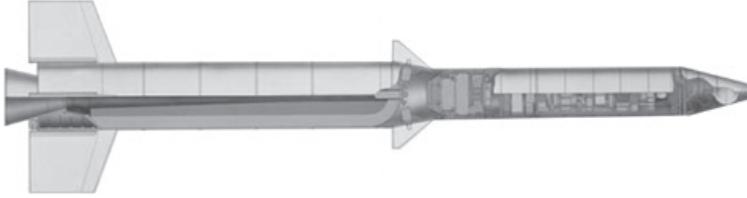


Figura 3.32 Aspecto do TRIA e sua carga útil

Na figura 3.33, é apresentada uma comparação de desempenho entre vários foguetes de sondagem (Boscof, 1998).

Imagem Jorge Amery

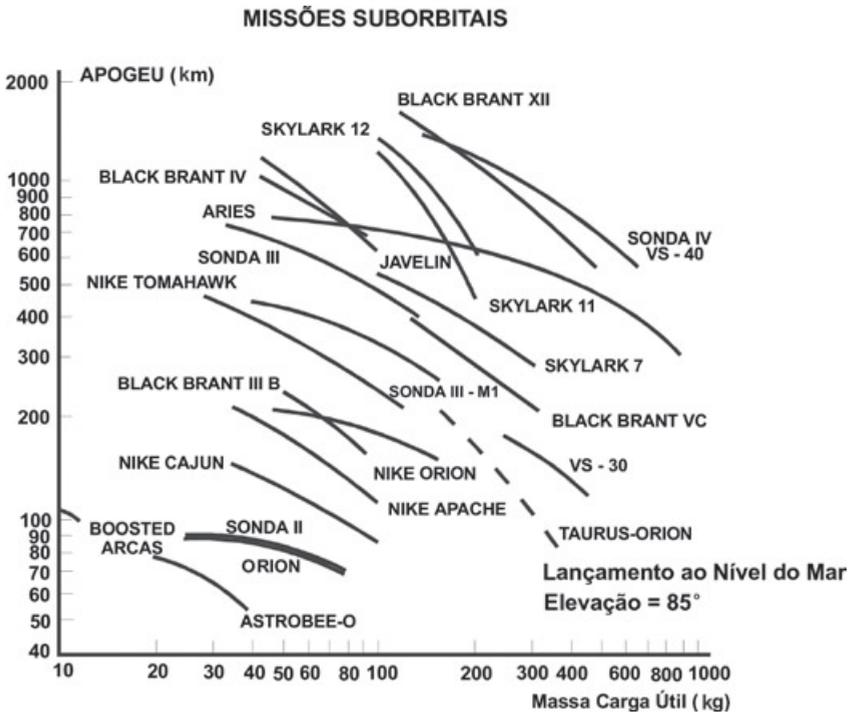


Figura 3.33 Foguetes de sondagem: apogeu vs. massa de carga útil

O preço de lançamento com foguetes de sondagem é difícil de apurar, considerando que:

- em muitos casos, o lançamento conta com subsídio governamental;
- em alguns casos, o preço da carga útil é alto em relação ao do veículo;
- alguns foguetes utilizam motores de mísseis desativados, constituindo uma solução barata, até que o estoque seja consumido.

- alguns preços correntes no mercado, na década de 1990, eram:

– TRIA: a operação de sete veículos custou ao Japão US\$20M cada;

– Castor IVB: cerca de US\$2,0 M, incluindo o motor equipado com o sistema de controle do empuxo, saia traseira e empenas. A carga útil MAXUS tem seu preço em separado da ordem de dezenas de

milhões de euros;

– os foguetes nacionais não têm um preço de mercado estabelecido. Os preços cobrados, quando cobrados, são parciais porque não cobrem a engenharia e a administração da produção. Os voos têm sido mais uma parceria, em que as partes dividem custos e benefícios do lançamento.

3.4 Operação de lançamento do foguete de sondagem

Tratemos inicialmente da operação de lançamento de foguetes de sondagem estabilizados aerodinamicamente. Nesse caso, a operação simplifica-se no que se refere ao foguete, no qual a rede elétrica do foguete é simples, porque só necessita de comandos de ignição e separação de estágios. Quando os sistemas do foguete já efetuaram mais de dez voos bem-sucedidos, a telemetria de parâmetros de seu funcionamento não é aplicada ou se utilizam canais livres da carga útil. É prática internacional de segurança de voo que os foguetes estabilizados aerodinamicamente não utilizem sistema de terminação de voo. Em alguns casos, quando algum estágio voa ativo em camadas altas da atmosfera, a segurança de voo impõe o sistema de terminação, em função do local sobre o qual o voo ocorre.

A operação de lançamento pode se alongar em função dos seguintes fatores:

- integração e testes dos experimentos alocados na carga útil. Os experimentos em biologia requerem muitos cuidados e troca do espécime caso seu período de validade seja ultrapassado em razão de demora na cronologia de lançamento por fatores a serem mencionados a seguir;

- os experimentos de física da atmosfera ou de fenômenos espaciais dependem do acontecimento das condições necessárias para a realização dos experimentos. Nesses casos, é comum adiar o lançamento dia após dia;

- a segurança de voo é um fator de adiamento do voo, em função de invasões dos espaços terrestre, marítimo e aéreo. Os barcos pesqueiros são frequentes invasores das áreas interditas, o que obriga a intervenção da guarda costeira;

- as condições climáticas também afetam a decolagem, em função do regime de ventos de superfície, do cisalhamento do vento e das chuvas; e

- quando há resgate da carga útil no mar, é preciso que sua superfície esteja calma para que a carga útil flutue por tempo suficiente e as equipes de resgate marítimo ou aéreo tenham condições de aproximação.

Quando o foguete é estabilizado pelo sistema de controle, sua operação é bem mais laboriosa porque:

- a rede elétrica de controle é complexa;

- é necessário o emprego de sistema de terminação de voo, para o caso em que o sistema de controle falhe;

- a rede telemetria é necessária para que se tenham dados para uma eventual análise de falha do foguete; e

- a pirotecnia é mais complexa para atender à necessidade da terminação de voo.

Portanto, esse tipo de operação demanda mais pessoal especializado, maiores esforços de integração, testes e rastreamento do voo. Se o foguete é controlado, provavelmente sua carga útil é que suscitou a necessidade, e por sua vez sua complexidade requer maior trabalho em sua preparação para voo. Logo, uma operação desse porte tem maior duração e se faz com revezamento de equipes.

Uma operação de lançamento pode ter custo elevado em função dos seguintes fatores:

- o campo de lançamento passa a operar em regime contínuo, sendo comuns lançamentos noturnos ou no alvorecer. Dependendo da legislação trabalhista local, o pessoal participante recebe indenização

específica nessas condições de trabalho;

- as equipes responsáveis pelo foguete e pela carga útil são originárias de outros locais do país e de outros países. Portanto, a cada dia deve ser pago o correspondente ao volume de diárias;

- há campos de lançamento que cobram diária pelo período da operação;

- o transporte do foguete, da carga útil, do ferramental e das equipes técnicas até o campo de lançamento;

- os meios de resgate da carga útil, envolvendo equipes e o seu transporte, tais como embarcações, aviões, helicópteros, suas tripulações, homens-rã;

- os meios de vigilância da zona não protegida antes do lançamento. No Brasil, recorre-se a equipes da Marinha que operam com o Bandeirante Patrulha, tanto para o esclarecimento da zona não protegida, bem como para a primeira visualização da carga útil sobre o mar; e

- em algumas operações em Alcântara, um helicóptero da FAB fica de prontidão, para eventual transporte de feridos.

O assunto é complementado no capítulo 4, no que se refere aos campos de lançamento.

Um item que merece destaque é o lançador do foguete que possibilita a execução das seguintes tarefas:

- sustentação dos estágios do veículo;

- integração final dos estágios;

- integração final da carga útil ao veículo;

- elevação do veículo para simulações de lançamento e testes que precedem o lançamento;

- ajuste da elevação e do azimute de lançamento do veículo; e

- abrigo do veículo durante as fases de integração e testes.

Tanto no CLBI quanto no CLA, é utilizado o chamado lançador universal que permite o lançamento de foguetes de sondagem de diferentes portes, tais como o SII, SIII, VS-30, VSB-30, VS-40 e outros. Para tanto, basta trocar os trilhos sob os quais os foguetes são integrados. Essencialmente, o lançador é constituído de uma coluna e uma haste. A coluna sustenta toda a estrutura no solo e abriga motores de posicionamento da haste. A haste é uma estrutura rígida que aloja:

- os trilhos e suas placas de fixação;

- os umbilicais elétricos do foguete e da carga útil. Pode abrigar também umbilicais de ar-condicionado.

A figura 3.34 mostra o SONDA III no lançador universal.

A participação em campanhas de lançamento em Andoya (Noruega) chamou a atenção para algumas facilidades que foram introduzidas no lançador universal do CLA:

- acionamento remoto do lançador a partir da casamata. Essa melhoria favorece a segurança operacional, eliminando operações do lançador na presença do foguete. Após a calibração do sistema de servoatuadores, a precisão de posicionamento do foguete para lançamento é maior, constituindo assim benefício adicional;

- sustentação da carga útil. Cargas úteis longas e/ou pesadas devem contar com um apoio ou uma sustentação enquanto o foguete está na horizontal, para não solicitar excessivamente a junção estrutural com o foguete. Em Andoya, são utilizadas hastes articuladas que sustentam a carga útil e que se abrem por sistema hidráulico quando o foguete está na elevação de lançamento;

- devido à inclemência do inverno na Noruega, o lançador fica totalmente protegido durante a preparação do foguete. O teto do abrigo se abre para que a haste possa ser elevada. No CLA, foi adotada

solução mais simples em que o abrigo (*shelter*) protege o foguete da chuva, sendo posicionado e retirado ao deslizar sobre rodízios e sendo tracionado por uma empilhadeira. Em Esrange (Suécia), o lançador tem um conceito bastante diferente. Em razão do regime de ventos e da proximidade das fronteiras com a Noruega e a Finlândia, a elevação do lançador deve ser maior (cerca de 88°) do que aquelas utilizadas na Noruega e no Brasil (cerca de 86°). Além disso, o foguete desliza sobre três trilhos distribuídos a cada 120° em torno do foguete. O lançador fica permanentemente coberto por um abrigo cônico como um vulcão, sendo que o foguete sai pelo que seria a cratera. O *site* do campo permite que se assistam a filmes de lançamentos que ilustram a descrição.



Figura 3.34 O SIII no lançador universal

Capítulo 4: Lançadores de satélites

O avanço tecnológico tem permitido à humanidade aumentar a sofisticação de suas criações, ampliando sua capacidade de decisão e substituindo o ser humano em tarefas cada vez mais complexas. Em algum ponto da estirpe dos robôs, encontram-se os lançadores de satélite. Sua função é específica: colocar um objeto em determinado ponto do espaço, com uma determinada velocidade, dentro de uma precisão especificada, requisitos que nada têm de inocentes, bastando evocar o número de insucessos registrados na crônica espacial. Assim como o homem difere em vários pontos da Terra, seus artefatos têm etnia. É curioso constatar como a cultura e condicionantes de um povo se refletem na concepção e execução de seus foguetes. Os russos destacam-se nas áreas de controle e propulsão, baseados em modelos matemáticos elaborados e em exaustivos ensaios em laboratórios. O projeto valoriza a confiabilidade e despreza cuidados com o acabamento e a aparência, se estas não forem funcionais. Seus lançadores são concebidos para serem transportados totalmente integrados, por linha férrea, até o campo de lançamento. Os lançadores franceses e americanos primam pela otimização estrutural, pela sofisticação dos métodos de fabricação e pela eletrônica embarcada. O Ariane é concebido de forma a ser transportado, em módulos, por navio até o campo de lançamento. O Shuttle pode ser transportado no dorso de um Boeing 747, entre as duas pistas de pouso. Essa variedade de concepções tende a se fundir em menor diversidade, em consequência da crescente otimização dos veículos, quando todas as ideias esbarram nas mesmas leis físicas. Outro fator de homogeneização, ou de miscigenação, é a iniciativa transnacional, que forma parcerias cada vez mais abrangentes. O exemplo pioneiro foi a construção dos veículos da família Ariane, somando as melhores competências de cada país participante. Espera-se que todos os grandes empreendimentos do futuro consolidem essa comunhão tecnológica, científica e econômica.

No corpo de um foguete podem ser identificados os análogos a pele, esqueleto, músculos, nervos e cérebro. Como nos seres animados, os foguetes têm seu lado invisível que comanda as funções do corpo, com uma capacidade de decisão. O aplicativo de bordo, ou software de bordo, desencadeia a lógica de seu comportamento. O aplicativo é executado pelo computador de bordo, cujo processamento é transmitido ao veículo pelo sistema elétrico. Este sistema pode ser simples em um foguete de sondagem controlado, mas pode ser constituído de computadores redundantes executando um complexo *software* de gerenciamento, no caso de lançadores comerciais.

Apesar do nível de qualidade necessário ao funcionamento de um foguete, seus projetistas especificam o máximo de materiais e equipamentos padronizados por limitações econômicas e para facilitar o processo de procura no mercado. Ainda assim, muitos materiais e equipamentos são desenvolvidos especificamente para atender aos requisitos do projeto. Muitos desses itens (é usual empregar o termo *hardware* para qualquer item, ou conjunto de itens, mecânicos ou elétricos) passam a ser empregados em situações menos exigentes, mas de grande produção, levando a consideráveis reduções de custo devido à economia de escala. Exemplos clássicos são as fibras orgânicas de vidro, carbono e aramida que hoje encontram aplicações no dia a dia. Essa transferência de conhecimento e o estímulo ao crescimento econômico constituem um poderoso argumento em favor da atividade espacial.

Neste capítulo, o leitor verá como a experiência com os foguetes de sondagem é útil para o desenvolvimento de um primeiro lançador de satélites, embora o esforço a ser feito seja duas ordens de magnitude superior.

O enfoque dado a este capítulo se relaciona fortemente com o Veículo Lançador de Satélites

(VLS-1). Comentários e extensões relativas a outros tipos de foguetes são apresentados, principalmente, para fins de comparação, para que o leitor se situe no esforço realizado no Brasil e o que ainda deveria ser feito para que pudesse se tornar autônomo na tecnologia de lançadores de satélites.

O VLS-1 surgiu das diretrizes da MECB, visando à colocação em órbita das famílias de satélites SCD e SSR. Estando o foguete qualificado, haveria a expectativa de comercializá-lo. No entanto, ao longo do tempo, ficou claro que seu papel era capacitar o país para a futura inserção em órbita de satélites mais pesados, o que exigiria esforço adicional de desenvolvimento de lançadores. É claro que o Brasil poderia aplicar o veículo em missões científicas e tecnológicas, a exemplo dos foguetes de sondagem, se a política espacial vigente assim estabelecesse.

No início da década de 1980, foram tomadas as seguintes decisões fundamentais de projeto que orientavam todo o desenvolvimento a ser realizado:

- a propulsão principal seria sólida;
- os motores principais deveriam ter um metro de diâmetro interno;
- o envelope motor do último estágio deveria utilizar a tecnologia de fibra orgânica embebida em resina orgânica;
- do primeiro ao penúltimo estágio, o controle de atitude em arfagem e guinada seria realizado por controle do vetor de empuxo, utilizando o sistema de injeção secundária;
- o último estágio seria estabilizado em rotação;
- a coifa do veículo seria do tipo *hammerhead*; e
- o lançamento seria feito no CLA.

Os estudos preliminares mostraram que a limitação do diâmetro dos motores implicava a utilização de motores em *cluster* no primeiro estágio. Inicialmente, seriam necessários três propulsores S43 para esse fim. Mais tarde, em 1986, após melhor avaliação do desempenho possível dos motores, de acordo com o domínio tecnológico existente, o primeiro estágio passou a ser composto de quatro motores S43. Embora essa solução seja factível, ela impõe severos encargos, tais como:

- a produção, integração e testes do primeiro estágio (motores, sistema de atuação das tubeiras, pirotecnia e rede elétrica) são quadruplicados;
- como resultado, o custo e o volume de trabalho, relativos ao estágio, são quadruplicados, considerando que a quantidade produzida é ainda pequena para redução do custo global.
- a dispersão de funcionamento entre os quatro motores é um encargo adicional para o sistema de controle;
- a aerodinâmica do voo do primeiro estágio é mais complexa e agressiva, principalmente para os equipamentos do corpo central do veículo, com repercussão no ambiente do satélite;
- a concepção do sistema de fixação/separação do primeiro estágio foi complexa e de laboriosa qualificação; e
- a repercussão no corpo central do transiente de separação dos quatro motores do primeiro estágio pode ser excessiva para o sistema de controle, caso a dispersão entre os braços de separação seja suficientemente alta.

O esforço de desenvolvimento do VLS-1 deveria trazer os seguintes benefícios para o país:

- aumento na capacitação de pessoal do IAE, dos campos de lançamento e de empresas prestadoras de serviços. Esperava-se que os meios acadêmico e estudantil também se beneficiassem. Houve um período em que esse envolvimento se iniciou, mas teve pouca duração. Igualmente as empresas não tiveram a oportunidade de se integrar à engenharia do foguete;

- cumprimento da etapa inicial de conquista espacial, abrindo caminho para realizações de maior porte;
- abertura ao país e a países amigos da possibilidade de ocupação do espaço pela execução de inserção em órbita de toda a sorte de satélites;
- abertura ao país da porta da comercialização de missões de satelitização; e
- aumento do nível de formação tecnológica da sociedade, dando sustentação para a satisfação de outras demandas do país.

O que de fato aconteceu é assunto do capítulo 1.

4.1 Classificação dos lançadores

A variedade de lançadores de satélite em operação atualmente é grande. Essa variedade decorre de vários fatores, dentre os quais se salientam:

- tipo de propelente. A propulsão sólida é a menos empregada, mais ainda assim tem-se o Pegasus, o Taurus, o Shavit e oVLS-1. No passado, o Scout fez cerca de duzentos voos. A propulsão líquida é mais utilizada por possibilitar maior desempenho dos propulsores. O PSLV indiano tem propulsores sólidos e líquidos. Existem lançadores empregando oxigênio e hidrogênio líquidos, ou seja, o par combustível: combustível de maior eficiência e também de maior sofisticação tecnológica no momento;

- porte do lançador. O porte do lançador está associado à massa do satélite e à órbita a que ele se destina. Os lançadores de grande porte são utilizados em lançamentos de múltiplos satélites. Normalmente, são colocados dois satélites comerciais, na faixa de 2 a 4 toneladas de massa, destinados a órbitas de transferência geoestacionária (GTO). No mesmo lançamento, podem ser levados também cerca de quatro satélites de 200 kg, por exemplo. Os lançadores de médio e pequeno porte podem levar um ou mais satélites da faixa de uma tonelada para uma órbita baixa (LEO). O advento das constelações de satélites tem utilizado essa classe de lançadores na formação e na manutenção da constelação. Os microlançadores injetam satélites de cerca de 200 kg em órbitas baixas. A tabela 4.1 caracteriza lançadores em função de seus portes:

Tabela 4.1 Categorias de lançadores segundo seus portes

Porte	Lançador	Massa de satélite (kg)	Órbita
Grande	Ariane 44L	10 000	GTO
	Ariane 5	18 000	GTO
	Atlas V 500	20 000	GTO
	Delta III	8 000	GTO
	Titan VB	22 000	GTO
Médio	Ciclone 2	3 200	GTO
	Longa Marcha 2C	3 900	GTO
	PSLV	3 700	GTO
Pequeno	Athena I	800	185 km, 28,5°
	Kosmos 3M	1 500	250 km, 51,8°
	Taurus	1 300	185 km, 28,5°
Micro	Pegasus XL	445	185 km, 28,5°
	Shavit	225	366x695, 143°
	VLS-1*	115	750 km, 16°

* Valores estabelecidos em (Palmerio, Del Monaco, 2011)

- modo de decolagem. A maioria dos lançadores decola de uma base no solo. Mais recentemente, duas alternativas estão em uso: lançamento a partir de um avião ou a partir de plataforma marítima. O Pegasus foi inicialmente lançado de uma fortaleza voadora B52 e agora é lançado do jato Stargazer L-1011. As vantagens principais são: possibilidade de efetuar o lançamento na latitude apropriada; eliminação de parte do voo atmosférico; ganho no desempenho pelo fato de o voo se iniciar em altitude. As principais limitações são: o porte do lançador é limitado pela capacidade de carga do avião; o início da fase propulsada do lançador impõe uma forte carga transversal ao satélite. O projeto Sea Launch (Boeing) compreende uma plataforma flutuante, o lançador Zenit (Ucrânia - Rússia) e um navio de rastreamento e suporte operacional. As principais vantagens desse sistema são o lançamento a partir de latitude conveniente e a minimização de problemas de segurança de voo. As desvantagens são o tempo necessário para se chegar ao local do lançamento e a necessidade de condições favoráveis para a navegação da plataforma marítima e de estabilidade para lançamento. A Rússia tem efetuado lançamentos de pequenos satélites com o míssil Volna (Onda), que decola de um submarino submerso. A empresa Centro Estatal de Foguetes (GRTs Makeyev) desenvolveu os mísseis no período da Guerra Fria e os adaptou para desempenhar o novo papel. O país tem na gaveta o desenvolvimento do veículo Polyot (Voo) de cerca de 100 t, que é ejetado de um avião Antonov 124-100 AL, à altitude de 10 km. A ignição do primeiro estágio se faria cerca de 15 s após a ejeção (brochura da empresa Air Launch Space Transportation System, sem data).

- veículos reutilizáveis. No momento, só o Space Shuttle é reutilizável, pelo menos no que diz respeito à nave tripulada. A reutilização dos propulsores sólidos auxiliares depende das condições em que são resgatados. A empresa Kistler tentou desenvolver um lançador biestágio não tripulado e totalmente reutilizável, mas não atingiu seu objetivo por falta de financiamento. Houve também tentativas do projeto de veículos tripulados monoestágio (SSTO - *Single Stage to Orbit*), que entrariam em órbita baixa e retornariam com passageiros, satélites para reparos e materiais da Estação Espacial Internacional (ISS), mas que esbarraram em dificuldades tecnológicas, porque os materiais necessários e a eficiência da propulsão são áreas que requerem forte desenvolvimento.

4.2 Constituição e funcionamento dos lançadores

Esta seção complementa as informações já prestadas para os foguetes de sondagem, tocando em aspectos que se destacam no projeto do VLS-1.

Propulsores

Conceitualmente, são semelhantes aos motores dos foguetes de sondagem. No caso dos motores do primeiro estágio na configuração agrupada, ou em *cluster* (VLS-1, ASLV), torna-se necessário ter tubearias inclinadas, que façam convergir os empuxos para um mesmo ponto do eixo de simetria do lançador. A inclinação é calculada de modo que as linhas de empuxo possam convergir, no fim de queima, para o centro de gravidade do veículo.

No VLS-1, essa inclinação é obtida em duas etapas: o divergente tem uma inclinação inicial de 10°, dada pela tampa traseira do motor; o restante da inclinação, específica de cada veículo, é obtido pelo ajuste de um braço rígido de comprimento regulável, que inclina a junta flexível, de modo que o divergente atinja a inclinação total desejada. O motivo da inclinação da tubeira resulta da impossibilidade prática de os motores se extinguirem simultaneamente. O apontamento para o cg minimiza, ou anula, os momentos gerados pelos motores em torno daquele ponto, conforme ilustram as figuras 4.1 e 4.2. Como a regulação da inclinação das tubeiras é fixa, as linhas de ação dos quatro empuxos coincidirão com o cg em apenas um instante.

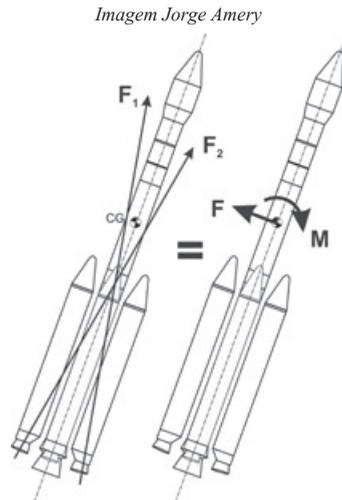


Figura 4.1 Empuxos não convergentes sobre o centro de gravidade

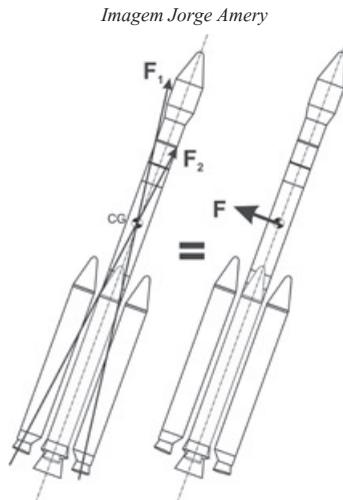


Figura 4.2 Empuxos convergentes sobre o centro de gravidade

Note-se que foram assinaladas nas figuras apenas as perturbações decorrentes da defasagem dos vetores empuxo. A soma dos empuxos na direção longitudinal não foi indicada.

Pode-se verificar que a inclinação das linhas de ação do empuxo é benéfica durante toda a fase propulsada do primeiro estágio, no que se refere à diminuição do torque perturbador oriundo da diferença de funcionamento entre os dois motores. Para se ter uma ideia de valores, admitamos os seguintes parâmetros:

- empuxo nominal máximo de cada motor do primeiro estágio: 300 kN;
- maior diferença percentual entre o empuxo do motor e o valor nominal: 2%;
- distância entre o eixo de cada motor do primeiro estágio e o eixo do foguete: 1,1 m;
- inclinação fixa de cada tubeira dos motores do primeiro estágio: 11° ;
- maior distância entre o cg do veículo, durante a fase propulsada do primeiro estágio e o cg em

50s, no qual as linhas de ação dos motores convergem: 1,0 m.

Com os dados acima, temos:

- maior empuxo de um motor: $300000 + 6000 = 306000 \text{ N}$;
- menor empuxo de um motor: $300000 - 6000 = 294000 \text{ N}$;
- torque perturbador, se as tubeiras fossem alinhadas com o eixo do motor: $(306000 - 294000) \times 1,1 = 13200 \text{ N}\cdot\text{m}$;
- maior torque perturbador, com as tubeiras inclinadas: $(306000 - 294000) \times 1,0 \times \cos 79 = 2290 \text{ N}\cdot\text{m}$.

Esse cálculo simples dá a noção da diferença entre as duas soluções. Na prática, os seguintes fatores devem ser levados em conta:

- na fase de pleno funcionamento dos motores do primeiro estágio, em que a distância entre o ponto de convergência dos motores e o cg é maior, a capacidade de controle também é maior, da ordem de $2 \times 300000 \times \sin 3 \times 5 = 157000 \text{ N}\cdot\text{m}$, em que foi considerado que:

- dois motores controlam em conjunto a perturbação em torno do eixo de arfagem seja de guinada;

- a máxima deflexão da tubeira é de 3° ; e

- a distância entre o ponto de articulação da tubeira e o cg do veículo é de 5 m.

- na fase em que o empuxo dos motores do primeiro estágio começa a diminuir, é ligado o motor do segundo estágio. Dessa forma, o sistema de controle do segundo estágio controla os torques perturbadores inerentes ao final da atuação dos motores do primeiro estágio, inclusive durante a separação.

O benefício obtido pela inclinação das tubeiras do primeiro estágio tem seu preço, no que se refere ao desempenho do veículo. A inclinação de 11° reduz o empuxo de cada motor em $(1 - \cos 11) \times 100 = 1,8 \%$ durante todo o tempo de sua atuação.

Os motores do segundo, terceiro e quarto estágios são dotados de maior relação entre o diâmetro do plano de saída da tubeira e o diâmetro da garganta. No capítulo sobre propulsão, mostra-se que essa característica melhora o desempenho do motor, quando este opera em atmosfera rarefeita. Isso também vale para os foguetes de sondagem, mas nos lançadores de satélite o refinamento do projeto é maior para que se obtenha o maior desempenho possível, sobretudo fora da atmosfera, região em que os motores trabalham com mais eficiência.

O motor do último estágio é aquele que produz o incremento final da velocidade necessário à satelitização. É o motor que deve ter funcionamento dentro de faixa estreita de tolerância, para que os erros nos parâmetros orbitais sejam minimizados. São parâmetros críticos desses motores:

- empuxo: no caso do VLS-1, o último estágio não é dotado de sistema ativo de controle de atitude. Há apenas a estabilização giroscópica produzida pelo rolamento. Portanto, os eventos do estágio são programados durante o voo do terceiro estágio, admitindo que o histórico do empuxo do quarto estágio se dará como previsto. Caso ocorra desvio de comportamento fora da faixa de tolerância, haverá erro excessivo nos parâmetros orbitais reais;

- massas de propelente e de estrutura: o histórico de massa afeta a precisão dos parâmetros orbitais da mesma forma que o empuxo;

- alinhamento da tubeira: na prática, o divergente contém imperfeições que podem ser totalizadas como uma inclinação de seu eixo, o que produz um desvio angular da linha de ação do empuxo. Têm-se obtido superfícies internas dos divergentes que levam a inclinações entre 1 e $4'$. A consequência é que, na fase controlada, parte do torque de controle é consumida para anular o torque oriundo do citado

desalinhamento do vetor empuxo. Na fase estabilizada por rolamento, o desalinhamento gera precessão, o que resulta em imprecisão na inserção em órbita, como será comentado na descrição da trajetória real, na seção 5.5;

- excentricidade da tubeira: se o eixo da tubeira estiver fora do eixo de simetria do propulsor, então é gerado torque parasítico que é igual ao produto do empuxo pela excentricidade. Nesse caso também o rolamento induzido diminui o efeito sobre o erro no ponto de injeção, mas a precessão resultante afeta da mesma forma exposta no item anterior.

Saiotes e saias

As saias e saiotes são essencialmente elementos estruturais que compõem a estrutura primária, podendo seu volume interno ser utilizado para alojar equipamentos necessários ao funcionamento do veículo.

No caso do VLS-1, os propulsores do primeiro estágio, e o do segundo estágio são equipados com saiotes dianteiros e traseiros. Sua geometria constitui-se de um anel com parede reforçada, e seu objetivo fundamental é ancorar o sistema de fixação/separação e afastamento do primeiro estágio, compondo também a estrutura primária do foguete. O primeiro estágio não tem propriamente saia dianteira e traseira. O que aparenta ser saia traseira é, na verdade, uma carenagem para não expor a tubeira e o seu sistema de atuação ao escoamento aerodinâmico. O segundo estágio tem saia dianteira que aloja equipamentos elétricos e pirotécnicos. Sua saia traseira sustenta todos os equipamentos hidropneumáticos dos sistemas de atuação da tubeira. Seu formato cônico se deve à necessidade de volume interno para acomodar tais equipamentos.

No caso do VLS-1, os propulsores do primeiro e segundo estágios são equipados com escudos térmicos na região da tubeira. Sua função é fechar o espaço existente entre a saia traseira e o divergente, de modo que não ocorra recirculação dos gases de combustão e da radiação da chama dos motores ativos. Já ocorreu acidente com um foguete de sondagem europeu em que a interação do escoamento aerodinâmico com os gases de combustão provocou a entrada de gás quente no ambiente do sistema de atuação da tubeira, causando a perda de controle do veículo e a sua destruição.

A figura 4.3 ilustra os dois escudos térmicos.

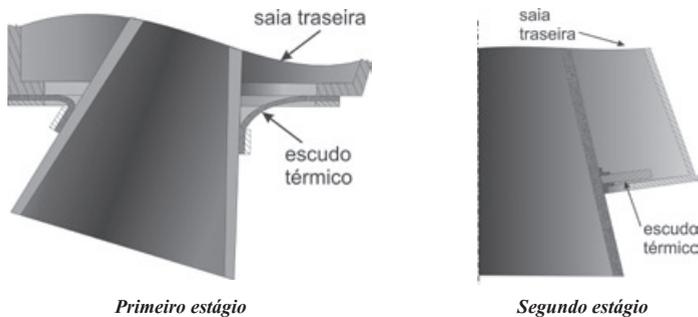


Figura 4.3 Escudos térmicos

O escudo térmico do primeiro estágio é feito de um tecido de fibras orgânicas não impregnadas de resina para manter a flexibilidade necessária ao movimento da tubeira. O escudo tem furos de equalização de pressão com o meio ambiente. Esse mesmo recurso é utilizado na Coifa Principal do VLS-1. O escudo térmico do segundo estágio é uma placa rígida presa ao divergente e acompanha o movimento da tubeira. O fundo da saia traseira também é parte do escudo térmico. Note-se que, entre a saia traseira e o escudo, há uma fresta de equalização de pressão atmosférica. Ambas as saias têm papel de carenagem

aerodinâmica e não compõem a estrutura primária do foguete. A saia traseira do primeiro estágio é feita em fibra de vidro impregnada com resina epóxi, e a saia traseira do segundo estágio é feita em alumínio e aloja os equipamentos necessários ao sistema de atuação da tubeira.

As saias podem ser cilíndricas ou cônicas, segundo o diâmetro dos módulos com os quais fazem interface. A concepção estrutural das saias depende do nível das cargas a que serão submetidas, dos materiais empregados e do nível desejado de otimização. Normalmente essas estruturas recebem furações de vários diâmetros para a fixação dos mais variados equipamentos. Essa necessidade constitui importante fator no projeto estrutural.

O ambiente a que as saias são submetidas se reflete sobre os equipamentos alojados em seu interior. Sob o aspecto de vibração e choque mecânico, a concepção estrutural considera fatores tais como:

- a ancoragem de pratos de equipamento na saia. Esse vínculo deve ao mesmo tempo:
 - ter robustez para suportar as máximas cargas estáticas atuantes;
 - proporcionar ambiente dinâmico suportável para os equipamentos. Durante o voo, vibrações e choques propagam-se ao longo do veículo, e o projeto da estrutura externa e interna das saias deve ser capaz de amortecer vibrações e mesmo mudar seu espectro para níveis de aceleração e faixas de vibração compatíveis com as especificações dos equipamentos embarcados; e
- a distribuição dos equipamentos fixados na estrutura da saia ou em pratos, que pode favorecer o ambiente dinâmico para os equipamentos.

Sob o aspecto térmico, as saias devem ser equipadas com isolantes ou dissipadores caso o ambiente térmico a ela imposto seja intolerável para a própria estrutura da saia e/ou para os equipamentos nela alojados.

Esses requisitos aplicam-se também aos foguetes de sondagem, mas em geral são mais críticos nos lançadores de satélites, porque o voo atmosférico é mais lento, submetendo a estrutura e os equipamentos a um maior tempo de exposição ao ambiente agressivo.

Sistemas de fixação/separação e afastamento

A variedade de sistemas de separação nos lançadores existentes é imensa. Para fins de ilustração, são apresentadas a seguir duas concepções utilizadas no VLS-1.

Sistema de separação/fixação e afastamento do primeiro estágio

Esse sistema é constituído de dois braços, uma guia na região dianteira e dois braços e uma rótula na região traseira, que ligam cada propulsor do primeiro estágio ao segundo estágio. Na figura 4.4, é ilustrado o posicionamento dos braços.

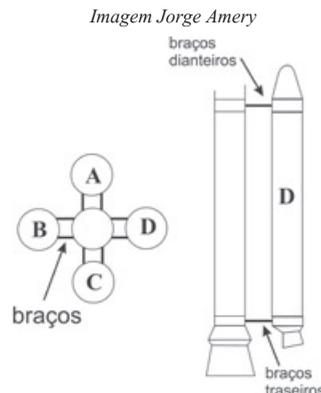


Figura 4.4 Sistema de fixação/separação/afastamento do 1º estágio

Cada braço é formado por um pistão pressurizado e travado. No momento da separação, a região de corte é cortada pirotécnicamente por uma carga oca nela alojada, e o pistão é liberado para expulsar os propulsores do primeiro estágio. A pressurização é obtida por nitrogênio contido em reservatórios de alta pressão situados nos saíotes traseiros do primeiro estágio. Quando liberados para efetuarem o afastamento dos motores do primeiro estágio, os braços superiores atuam com uma força, cerca de 40 kN, ligeiramente maior que a dos braços inferiores para induzir um movimento de rotação nos propulsores alijados, evitando que forças aerodinâmicas provoquem a colisão destes com o corpo central. Um braço, ou elemento de fixação/separação e afastamento, é ilustrado na figura 4.5. O desenho não mostra todos os detalhes que permitem entender como a camisa e o êmbolo ficam independentes após o corte. O lado direito do braço é fixado a um saioite do primeiro estágio por meio da rótula. Da mesma forma, o lado esquerdo do braço é fixado a um saioite do segundo estágio.

Imagem básica IAE

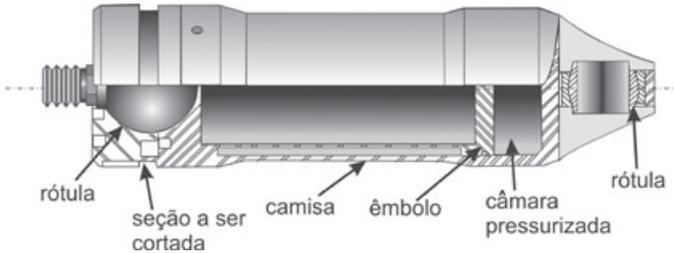


Figura 4.5 Atuador de fixação/separação/afastamento do 1º estágio

No plano de separação dianteiro, entre os braços, fica alojada a guia deslizante, que permite o alongamento (cerca de 3 mm) dos propulsores do primeiro estágio, quando pressurizados. Note-se que, durante cerca de 55s, os motores do primeiro estágio estão pressurizados, mas o motor do segundo estágio está inativo; portanto, não é possível ligá-los rigidamente, sob pena de ruptura da conexão estrutural. Por essa razão, os braços são articulados e a guia deslizante permite acomodação entre os quatro motores do primeiro estágio e o corpo central. No plano de separação traseiro, entre os dois braços traseiros, fica alojada a rótula, que transmite o empuxo. A figura 4.6 ilustra uma guia e a 4.7 uma rótula (Villas Boas, 2001).

Imagem básica IAE



Figura 4.6 Guia situada no saioite dianteiro

O pino é fixo ao saioite dianteiro de cada propulsor do primeiro estágio e se encaixa em uma guia fixada ao saioite dianteiro do propulsor do segundo estágio. A guia só restringe o movimento linear transversal ao pino, portanto ele tem liberdade de movimento linear na direção vertical nos dois sentidos. O pino tem liberdade para girar em torno de seus três eixos. Os braços de fixação/separação superiores restringem o movimento linear do pino na direção de seu eixo.

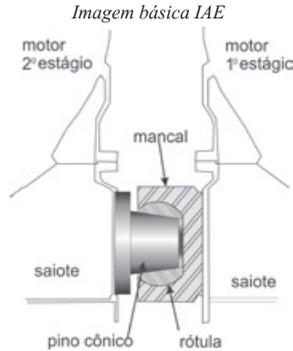


Figura 4.7 Rótula situada no saiote traseiro

A rótula constitui-se de um pino cônico fixado ao saiote traseiro do segundo estágio. O pino encaixa-se em uma sede rotulada fixa ao saiote traseiro do primeiro estágio. Essa montagem restringe os deslocamentos transversais ao pino e deixam livres as rotações em torno dos três eixos. Os braços de separação/afastamento inferiores restringem o deslocamento na direção do eixo do pino.

O conjunto formado pela guia, pela rótula e pelos braços superiores e inferiores forma uma estrutura estaticamente estável de sustentação de cada motor do primeiro estágio. Cada braço é articulado em suas duas extremidades, sendo assim, nenhum motor do primeiro estágio transmite momentos em suas interfaces estruturais com o segundo estágio. Do ponto de vista de transmissão de cargas estruturais, a rótula é o caminho de passagem das forças principais (peso durante a integração, parcela do empuxo, peso antes da separação). Os braços de fixação/separação, junto com a guia e a rótula, resistem às cargas transversais aos propulsores do primeiro estágio, e os braços resistem à tendência de rotação desses propulsores em torno da rótula.

Sistema de fixação/separação e afastamento do segundo estágio

A saia dianteira do segundo estágio e a saia traseira do terceiro estágio são fixadas por meio de cinta rígida de separação. A cinta é formada por duas semicintas que se conectam por meio de dois fechos abertos em voo por atuadores pirotécnicos, conforme visto no capítulo sobre foguetes de sondagem.

Quando a cinta é aberta, os pistões do sistema de afastamento, que já estão pressurizados desde a decolagem, provocam o afastamento entre o segundo e terceiro estágios tal que o divergente do motor do terceiro estágio e o anel de interface da saia dianteira do segundo estágio estejam distantes entre si de 1 m, 1 s após o comando de liberação da cinta.

Imagem básica Odilon Franco Jr

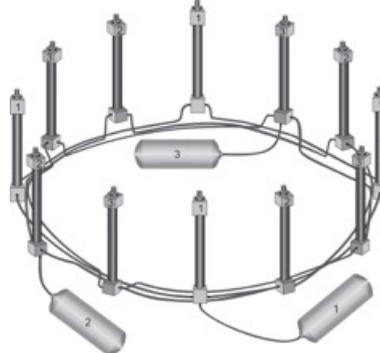


Figura 4.8 Atuadores de separação do segundo estágio (Franco Jr., 2001)

Esse sistema de afastamento é formado por doze pistões pressurizados com nitrogênio, e cada pistão atua com 12000 N. Note-se que são três os reservatórios de gás interligados com quatro pistões intercalados de modos a uniformizar as pressões e obter uma separação sem momentos perturbadores.

Outros sistemas de fixação/separação

No VLS-1, a separação do terceiro estágio, da Baía de Equipamentos e do satélite do VLS-1 é feita de forma semelhante àquela do segundo estágio, mas os pistões são acionados por molas. Esse sistema é mais simples, mas requer cuidadosa seleção das molas, para que se minimizem as perturbações da separação.

A título de exemplos de outro sistema de separação, comenta-se que há lançadores estrangeiros que utilizam a separação a quente, em que os gases da ignição do estágio superior rompem a ligação entre os estágios. Normalmente, a estrutura fechada de uma saia é substituída por uma estrutura em treliça, que permite o escape dos gases.

O sistema de fixação/separação da Coifa Principal do VLS-1 será tratado na seção sobre coifas.

Sistemas propulsivos auxiliares

Esses sistemas têm baixo empuxo, comparativamente aos propulsores principais, e desempenham variadas funções, entre as quais:

■ controle de rotação no eixo de rolamento do veículo. Dependendo da concepção do sistema de controle de atitude do lançador, podem ocorrer limitações quanto à magnitude da velocidade angular em rolamento do foguete. Esse é o caso do VLS-1, em que o sistema inercial instalado é capaz de tolerar até 20 graus/s no eixo de rolamento. Nesses casos, é possível que as fontes parasitas de velocidade angular em rolamento sejam controladas por um sistema auxiliar que gere torque em rolamento. São exemplos das principais fontes de torque de rolamento:

- assimetrias geométricas externas que geram forças e momentos aerodinâmicos em rolamento;
- assimetrias geométricas nas tubeiras durante a queima dos respectivos motores;
- assimetrias de distribuição de massas, que produzem produtos de inércia e acoplam os movimentos do foguete nos vários eixos;
- a atuação do sistema de controle em arfagem e guinada; e
- assimetria na separação do primeiro estágio do VLS-1.

No VLS-1, é utilizado um sistema de propulsão líquida, alojado acima do motor do terceiro estágio e que atua durante a fase de voo do segundo estágio. A figura 4.9 ilustra o sistema.

Imagem Jorge Amery

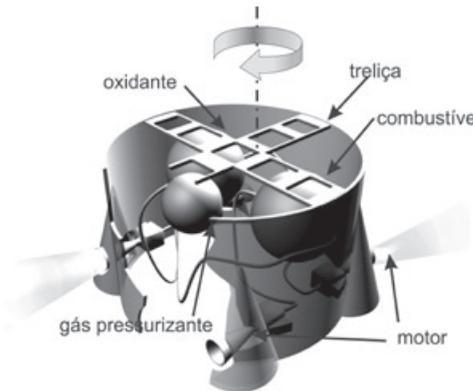


Figura 4.9 Sistema de controle de rolamento (SCR)

A figura 4.10 indica como o torque de controle é gerado.

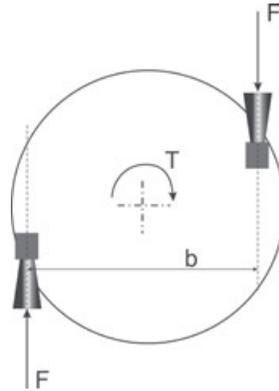


Figura 4.10 Torque do sistema de controle de rolamento do VLS-1

Quando dois motores opostos são ligados e cada um gera o empuxo F , o torque produzido é dado por:

$$T = F b$$

onde b é a distância entre as linhas de ação dos motores. Esse torque é transmitido ao veículo, no sentido contrário ao movimento angular indesejado. Quando o movimento se anula, os motores são desligados. Na prática, o processo é mais complexo porque é preciso considerar:

- o os tempos de crescimento e diminuição do empuxo;
 - o a variação da inércia de rolamento do veículo, já que o propelente sólido está sendo consumido;
- e
- o o movimento angular residual resultante da ação do próprio SCR.

O sistema de propulsão é fornecido pelo Salyut D. B. (Rússia), já integrado à estrutura externa, fornecida pelo IAE. Note-se que as tubeiras são salientes em relação à estrutura externa, sendo então protegidas em relação ao fluxo aerodinâmico por carenagem. O propelente é formado pelo par dimetilhidrazina assimétrica e o tetróxido de nitrogênio. A figura ilustra a situação em que o sistema gera um torque no sentido horário, e os jatos indicam os motores em funcionamento. Caso seja necessário torque no sentido anti-horário, os dois outros motores é que serão ligados. O torque máximo gerado por um par de motores é de 400 N. Salienta-se que não é desejável ligar apenas um dos motores para gerar um torque de rolamento menor, porque seria também gerado torque perturbador nos eixos de arfagem e guinada.

O sistema é ligado no fim de queima do primeiro estágio para eliminar o rolamento induzido pela separação dos quatro motores e continua ativo durante o voo do segundo estágio. Durante o voo do terceiro estágio, o SCR não é utilizado porque a inércia de rolamento do veículo é muito menor nessa fase do voo e o torque do sistema é o mesmo, produzindo uma resposta em rolamento exagerada, dificultando o controle em rolamento.

- auxílio no afastamento de partes alijadas. Nesse caso, um conjunto de retropropulsores impõe o afastamento do segmento alijado nas condições desejadas. Não há uma regra de uso deste ou daquele sistema de afastamento. O projetista procura tirar o melhor partido do projeto em mãos para tomar sua decisão. Esse recurso foi utilizado no SONDA IV como já comentado no capítulo 3;

- indução de rolamento. Há situações em que é necessário induzir rotação em torno do eixo de rolamento, para fins de minimização de efeitos de assimetrias. No VLS-1 são utilizados micropropulso-

res sólidos, conforme ilustra a figura 4.11. Cada Propulsor de Indução de Rolamento (PIR) é fixado a um berço, que por sua vez é fixado à Baía de Equipamentos. Cada PIR fica protegido por uma carenagem com uma abertura para a passagem dos gases de combustão. A vista de topo mostra o conjunto de quatro PIR operando simultaneamente, formando o Sistema de Impulsão de Rolamento (SIR).

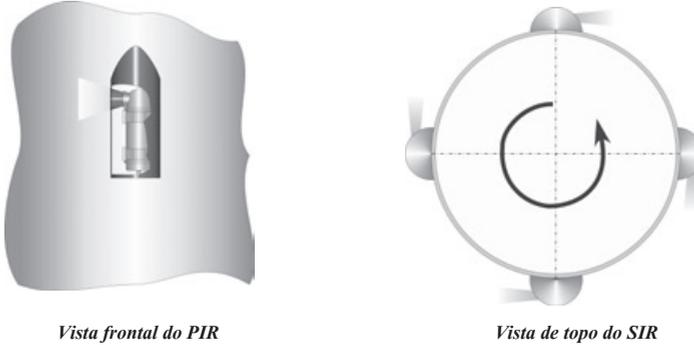


Figura 4.11 Propulsores de indução de rolamento (PIR)

Cada um dos quatro propulsores tem empuxo de 200N e age por 2s. O momento gerado é suficiente para induzir uma rotação de 2,5 rps no conjunto formado pela Baía de Equipamento; Cone de Acoplamento e satélite. Note-se que os motores estão posicionados de tal forma que as tubeiras estão mais próximas do cg do conjunto, visando diminuir um eventual torque perturbador, em arfagem e/ou guinada, devido a assimetrias;

■ manobras na fase balística. Entre uma fase propulsada e a seguinte, podem ser feitas manobras corretivas na atitude do veículo, fora da atmosfera. Um sistema utilizado no VLS-1 consiste de garrafas de nitrogênio pressurizado a 300 bar e de válvulas que liberam a passagem do gás para escapar por diminutas tubeiras, gerando assim um pequeno empuxo, da ordem de 1 N. O torque em rolamento é produzido em separado dos torques de arfagem e guinada, pelas seguintes razões:

- para que o rolamento gere nos outros planos o mínimo de perturbação, devida a assimetrias, as tubeiras de rolamento estão localizadas em um plano próximo ao cg do conjunto;
- para aumentar os torques a serem produzidos nos eixos de arfagem e guinada, as respectivas tubeiras estão localizadas em um plano o mais afastado possível do cg.

Na figura 4.12, é esquematizado o sistema que propicia momentos em torno do eixo de arfagem ou guinada.

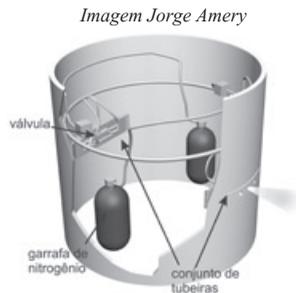


Figura 4.12 Sistema de gás frio (SGF)

No plano das tubeiras de arfagem e guinada, há duas tubeiras a 180° para gerar torque em arfagem e igual situação para o torque de guinada, ou seja, cada par de tubeiras está a 90° um do outro. No plano de rolamento, há dois conjuntos dispostos a 180°, cada conjunto com duas tubeiras tangenciais opostas.

As tubeiras denominadas rol+ geram torque em torno do eixo de rolamento no sentido positivo (regra da mão direita), e as tubeiras rol- geram torque no sentido oposto, conforme ilustrado na figura 4.13, na qual as vistas são de topo e o plano das tubeiras de arfagem e guinada estão abaixo do cg do conjunto.

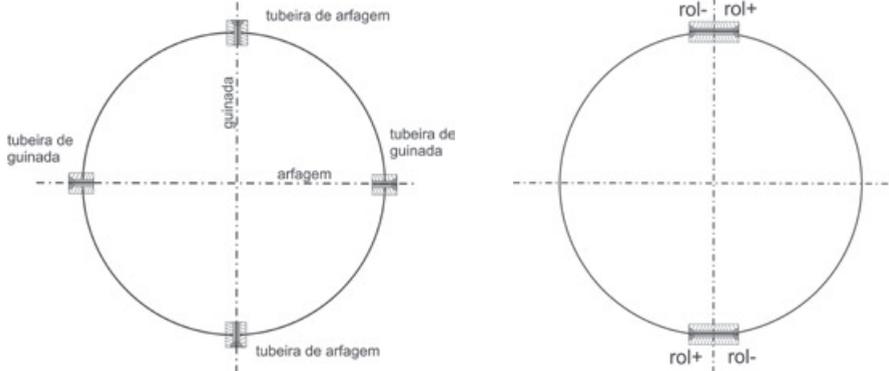


Figura 4.13 Disposição das tubeiras do SGF

A cada tubeira citada acima é associada uma válvula que abre e fecha a passagem do gás. Dessa forma, o conjunto é capaz de eliminar as rotações residuais nos três eixos e depois induzir o deslocamento angular necessário ao posicionamento do conjunto.

Após a separação do terceiro estágio, o sistema de gás frio (SGF) do VLS-1 anula as rotações em torno dos três eixos do corpo, oriundas de eventual resíduo de atuação do sistema de controle do terceiro estágio e dos atuadores da última separação. Concluída essa etapa, o conjunto é apontado para a direção correta, de modo que, durante a queima do quarto estágio, o conjunto descreva a trajetória necessária e atinja a órbita desejada;

- *ullage*. Esse recurso é usado em alguns foguetes com propulsão líquida, quando é preciso iniciar o motor durante o voo balístico. Nessa situação, a linha de alimentação de propelente pode estar sem a pressão suficiente para promover a alimentação do motor na ignição. São então acionados os micromotores de *ullage*, de propelente sólido e de curta duração de queima, que, ao acelerarem o conjunto, pressurizam as linhas de propelente, possibilitando a ignição. Quando os motores entram em regime, a própria aceleração, ou um sistema de pressurização, mantém as linhas pressurizadas.

Atuadores de controle do vetor empuxo

Na seção anterior, alguns dos sistemas propulsivos auxiliares constituem atuadores de controle, tais como o SCR e SGF. Um sistema de controle primordial é aquele que controla o vetor empuxo, mudando sua direção e criando um torque em torno do cg do veículo. No Brasil, dois desses sistemas foram desenvolvidos e utilizados. O primeiro foi o Sistema de Injeção Secundária (SIS) aplicado ao SIV e poderia ter equipado o VLS-1. O SIS consistia do seguinte conjunto de equipamentos principais:

- reservatório de um líquido pesado, sendo os mais usados o freon (utilizado no SIV) ou o perclorato de estrôncio;
- garrafas de nitrogênio pressurizado, cuja função era manter a pressão na linha do fluido pesado;
- válvulas de regulagem de pressão das linhas de gás;
- válvulas *on-off* que liberavam a passagem do líquido pesado para o interior da tubeira do motor;
- válvulas fluidicas que liberavam continuamente o líquido pesado. Havia duas válvulas, uma

no plano de arfagem e outra no plano de guinada, e cada válvula liberava o fluido nos dois sentidos, (positivo e negativo). Se não houvesse necessidade de correção, elas eram comandadas em uma frequência alta para oscilarem nos dois sentidos de modo que na média não resultava comando nenhum. Após o primeiro voo do SIV, verificou-se que as válvulas *on-off* eram suficientes e as válvulas fluidicas foram eliminadas;

- sistema elétrico de abertura e fechamento das válvulas *on-off* e de modulação das válvulas fluidicas; e
- tubeira com furação de passagem do líquido pesado.

A figura 4.14 ilustra o que ocorre quando uma válvula é aberta e o líquido pesado penetra o ambiente dos gases de exaustão do motor em operação.

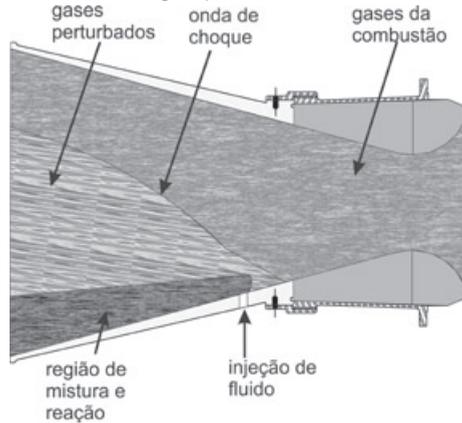


Figura 4.14 Efeito da injeção secundária

Uma força lateral é então obtida pela combinação de três fatores (Zeamer, 1975):

- o próprio empuxo resultante da injeção do fluido;
- as pressões sobre a parede da tubeira, resultantes da onda de choque; e
- pressão na parede da tubeira resultante da adição de massa e energia ao escoamento dos gases de combustão.

A força lateral cria momento em torno do cg do foguete. Abrindo-se as válvulas de modo conveniente, cria-se uma força lateral com a magnitude e a direção desejadas, para controlar a atitude do foguete.

O segundo sistema, o Sistema de Atuação por Tubeira Móvel (SATM), compõe-se dos seguintes itens principais:

- acumuladores do óleo que movimentam os atuadores hidráulicos;
- garrafas de nitrogênio pressurizado, cuja função é manter a pressão nos acumuladores de óleo;
- válvulas de regulação de pressão das linhas de gás;
- válvulas de controle da alimentação de óleo;
- sistema elétrico de comando das válvulas;
- atuadores hidráulicos;
- junta flexível; e
- proteções térmicas da junta flexível.

Para o controle em arfagem e guinada, o sistema é equipado com dois atuadores hidráulicos po-

sicionados em torno da tubeira, dispostos a 90° entre si. Quando o atuador avança ou recua, a tubeira se inclina em consequência da elasticidade da junta flexível. A figura 4.15 ilustra a tubeira móvel de um dos motores do primeiro estágio do VLS-1.

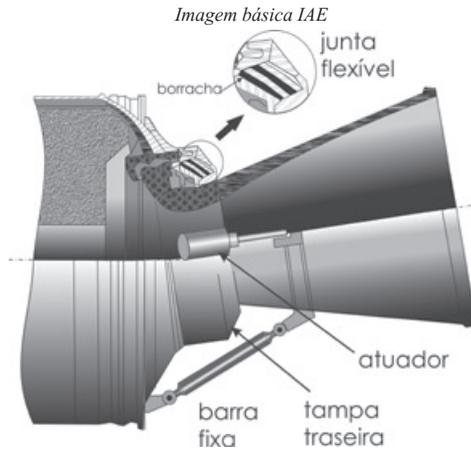


Figura 4.15 Tubeira do primeiro estágio do VLS-1

Nota-se que a tubeira (garganta e divergente) está montada sobre uma junta que permite sua rotação. A junta é constituída de camadas alternadas de aço e borracha, proporcionando em seu conjunto a mobilidade. No caso do primeiro estágio, a atuação ocorre em apenas um plano, e, para tanto, é necessário apenas um atuador. A tampa traseira inclina a tubeira de 10 graus. A barra fixa permite complementar o ajuste, no seu plano e durante a integração do veículo, do ângulo da tubeira, de modo que o jato possa convergir para o cg do veículo, no fim de queima. Nos três veículos integrados para o voo do VLS-1, a inclinação final das tubeiras foi de 11 graus aproximadamente.

Coifa

A coifa de lançadores de satélite cumpre as seguintes funções:

- proteção do satélite em relação ao escoamento aerodinâmico. Como os satélites trabalham em ambiente rarefeito, não são projetados para resistir à pressão aerodinâmica que se desenvolve durante o voo;
- proteção do satélite em relação à acústica de decolagem e do escoamento aerodinâmico. O ruído dos motores é da ordem de 140 dB, o que é muito agressivo para os equipamentos elétricos e dispositivos mecânicos em geral, tanto do lançador como do satélite. No caso específico dos satélites, as células dos painéis solares são frágeis para esse nível de sollicitação;
- proteção do satélite, em relação ao ambiente térmico desenvolvido no exterior da coifa, seja em solo, ou em voo. Tanto a insolação durante a cronologia de lançamento quanto o calor desenvolvido na superfície externa da coifa devem ter seus efeitos mantidos abaixo dos níveis tolerados pelo satélite;
- favorecimento do comportamento do veículo pela escolha da melhor geometria externa. Esse assunto é abordado com maior profundidade na seção 5.3;
- disponibilização de volume dinâmico suficiente para que não haja colisão entre a coifa e o satélite, devido à dinâmica estrutural dos mesmos;
- exposição do satélite, assim que o ambiente externo a ele seja suportável. Para tanto a coifa deve ser alijável; e
- comportamento dinâmico de separação tal que não provoque colisão com o satélite ou o veículo.

Para o cumprimento das funções acima, o projeto da coifa deve considerar os seguintes aspectos:

- sua concepção estrutural deve conciliar as conflitantes necessidades de robustez, rigidez e leveza. Para tanto, atualmente são usados materiais derivados de fibras orgânicas, que, além dessas necessidades, também provêm bom isolamento térmico e acústico;

- caso os materiais estruturais escolhidos não promovam o ambiente térmico necessário, então a coifa deve ser equipada com isolante térmico. No caso do VLS-1, a estrutura da coifa é feita em alumínio, coberta externamente por placas de cortiça;

- em alguns veículos, o interior da coifa é revestido com material absorvedor de ruído;

- em alguns veículos, a coifa têm orifícios para equalizar a pressão interna com a externa. Isso evita que:

- o escape do ar aprisionado se faça de forma brusca durante a separação;

- a coifa fique pressurizada nas camadas rarefeitas da atmosfera, produzindo carga estrutural adicional.

A coifa do VLS-1 é equipada com dezesseis orifícios na superfície externa, os quais se comunicam com o interior da coifa por meio de um pequeno labirinto, cujo objetivo é reter alguma partícula arrastada pelo escoamento do ar.

Quanto ao sistema de fixação/separação e afastamento das coifas, existe uma grande variedade em uso no mundo. No início do projeto do VLS-1, planejava-se utilizar a concepção que envolvia o uso de um elemento pirotécnico comercialmente conhecido por Lockheed Super*Zip (o leitor pode encontrar mais informações sobre esse item em (Bement, 1995)) conforme ilustrado a seguir.

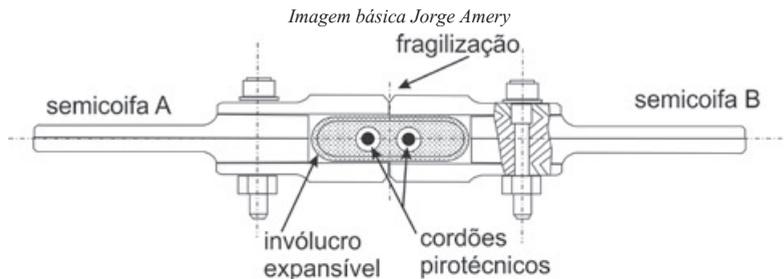


Figura 4.16 Junção das semicoifas com Super*Zip

Em essência, a função separação ocorre quando os cordões pirotécnicos queimam, produzindo gás e o invólucro se expande provocando a ruptura da seção fragilizada. A figura 4.16 ilustra a seção ao longo de toda a interface de separação das semicoifas. Sabendo que a velocidade de propagação da queima pirotécnica é da ordem de 7000 m/s, tudo se passa como uma separação simultânea ao longo de toda a interface entre as duas semicoifas.

As vantagens desse sistema são:

- boa junção estrutural das duas semicoifas;
- separação suave e rápida;
- grande confiabilidade de funcionamento; e
- os gases da queima ficam confinados, evitando a contaminação do ambiente do satélite.

No entanto, o item pirotécnico é de origem americana e é controlado para fins de exportação. O Brasil não obteve autorização de compra para uso espacial.

A solução concebida no Brasil tem as seguintes características:

- a coifa é fixada ao motor S44 por meio de uma cinta ejetável flexível. Essa cinta tem essen-

cialmente a mesma concepção da cinta rígida, mas é constituída de pequenos segmentos presos a uma lâmina de aço. Quando a cinta é liberada, seu deslocamento de afastamento da coifa é bem maior que no caso da cinta rígida;

- as duas semicoifas são fixadas entre si por meio de um conjunto de travas deslizantes ligadas a uma corrente de bicicleta. Quando a corrente é puxada para cima, todas as travas se soltam simultaneamente;
- no topo da coifa, por baixo da calota, que é o nariz da coifa, ficam alojados dois balancins a cujas extremidades estão presas as duas correntes de bicicleta;
- acima dos balancins, está fixado um atuador pirotécnico que atua em dois estágios: o primeiro estágio move os balancins, para que as correntes sejam puxadas e as travas liberadas; o segundo estágio empurra as duas semicoifas de modo que girem sobre um pivô situado na interface com o motor S44;
- o pivô guia o giro de cada semicoifa até que estas girem 90°. Nesse ponto, as semicoifas ficam livres do pivô e se afastam do foguete.

A cinemática de abertura e afastamento da coifa é mostrada na figura 4.17 (Franco Jr., 2004).

Imagem básica Odilon Franco Jr

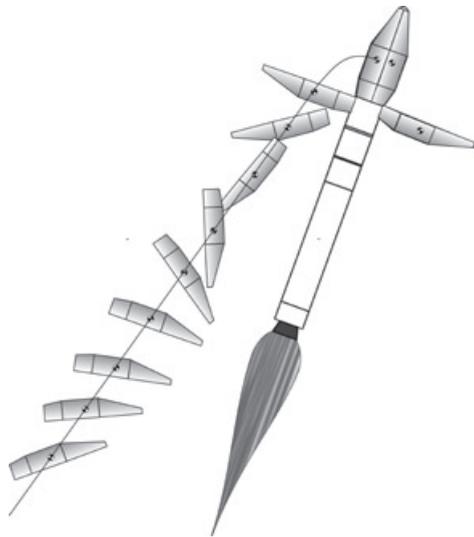


Figura 4.17 Cinemática de abertura da Coifa Principal (Franco Jr., 2001)

Cone de adaptação do satélite

O cone de adaptação do satélite, ou simplesmente adaptador, tem as seguintes funções essenciais:

- fixar o satélite ao lançador;
- alojar o sistema de separação do satélite; e
- alojar conectores elétricos de interface com o lançador, para transmissão de comandos e comunicação.

A concepção do adaptador é bastante variada. No caso do Scout, existem várias geometrias disponíveis, segundo as necessidades de cada satélite. A estrutura consiste em um cone de magnésio fundido, que tem a função adicional de ajustar a frequência de vibração do satélite ao lançador. No capítulo sobre estruturas, os comentários sobre análise acoplada esclarecem melhor o assunto.

No caso do VLS-1, o adaptador é de alumínio e tem formato cônico. Uma vista esquemática do adaptador é mostrada na figura 4.18.

Imagem IAE

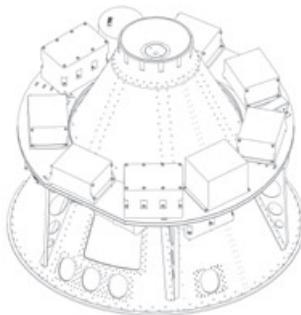


Figura 4.18 Adaptador do VLS-1

Nesse caso, pode ser visto um prato em volta do adaptador, que apoia equipamentos necessários ao funcionamento do lançador. No interior do adaptador, há outro prato com equipamentos. No topo do adaptador, localiza-se a interface com o satélite, cuja fixação é feita por cinta ejetável. O afastamento do satélite é proporcionado por seis pistões acionados por molas.

Nos grandes lançadores, o adaptador permite lançamentos duplos de grandes satélites e múltiplos de satélites menores. A figura 4.19 esquematiza um prato, em que são instalados pequenos satélites para lançamento simultâneo com um grande satélite.

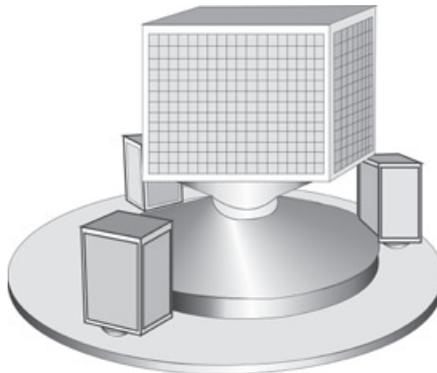


Figura 4.19 Adaptador para vários satélites

Cada microsatélite tem seu sistema de separação, e todos são ejetados simultaneamente.

Sistema elétrico

O conjunto de equipamentos eletroeletrônicos, sua cablagem e conectores constitui o sistema elétrico. Todas as funções internas do lançador são iniciadas ou integralmente executadas pelo sistema elétrico, constituindo um circuito elaborado e extenso. Para o VLS-1, o sistema elétrico, ou rede elétrica, foi organizado em sub-redes, segundo funções específicas executadas, como se segue:

Rede de controle

Essa rede inclui:

- o controlador, ou seja, o computador de bordo (CDB), que gera todos os comandos para os atuadores de controle e para os pirotécnicos executores dos eventos de voo;
- os sensores inerciais, ou seja, a plataforma giroestabilizada e o bloco girométrico;
- os equipamentos eletrônicos de interface com os atuadores; e
- a cablagem.

As funções executadas por essa rede são:

- identificação das acelerações, velocidades e deslocamentos lineares e das velocidades e deslocamentos angulares;
- processamento dessas informações no computador de bordo e identificação de possíveis correções a serem feitas na trajetória do veículo;
- acionamento dos atuadores de controle de modo a corrigir a trajetória;
- acionamento dos eletropirotécnicos que desencadeiam a execução da sequência de eventos pré-programada (separações de estágios, acendimento de motores, manobras).

Um elemento essencial para que todas essas funções sejam realizadas é o aplicativo de bordo, ou *software* de bordo. Mais informações sobre esse assunto são dadas na seção 5.5.1. A figura 4.20 esquemmatiza a composição da rede de controle do VLS-1.

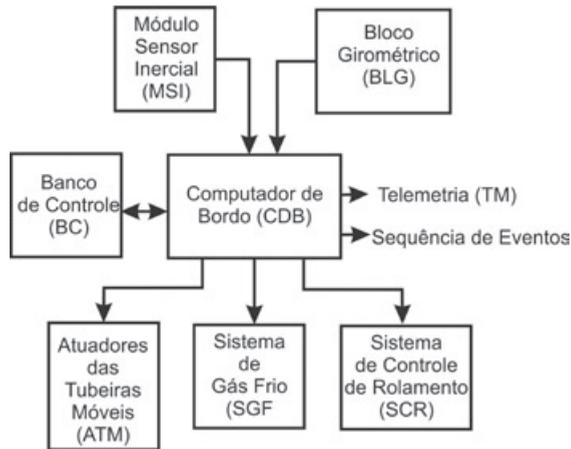


Figura 4.20 Organização da rede de controle do VLS-1

Rede de segurança

Esta rede é responsável pela destruição do veículo, quando essa necessidade se apresenta. A ordem de destruição pode ser gerada pelo próprio veículo, quando ele passa por situações em que o ser humano não poderia agir na velocidade necessária. A ordem pode ser gerada também por operadores em terra. Para tanto, o veículo é equipado com um receptor que decodifica, a bordo, a ordem de destruição. Essa ordem é levada a pontos dos motores principais, rompendo-os, impedindo assim que o motor em funcionamento continue a levar o foguete para áreas protegidas. No caso do VLS-1, os estágios alijados intempestivamente, ou após separação normal, autodestroem-se, pela mesma rede pirotécnica que destrói o veículo quando a ordem de destruição é dada. A razão é que não se inibe o sistema de autodestruição no caso de separação normal, por simplicidade, já que a inibição requereria o emprego de mais equipamentos para esse fim.

Outra função da rede de segurança é acentuar a visibilidade do veículo em relação ao sistema de rastreamento por radar. O radar em geral opera por “eco de pele”, ou seja, a emissão de seu feixe eletromagnético é refletida pelo objeto visado e assim o radar acompanha o seu movimento. No caso dos lançadores de satélites, é utilizado um sistema respondedor (*beacon*) a bordo, que emite sinais em frequência reconhecida pelo radar, mantendo-o em perfeito rastreamento. As razões são as seguintes:

- o respondedor mantém o radar em rastreamento do veículo que prossegue o voo, sem que o radar passe a rastrear os estágios alijados; e

- quando o lançador está distante do radar, sendo mais tênue o rastreamento, o respondedor mantém o enlace.

A figura 4.21 esquematiza a composição da rede de segurança do primeiro protótipo do VLS-1. Seu funcionamento na função de terminação do voo é o seguinte:

- as antenas captam os sinais de rádio, e o receptor de telecomando (RT) os amplia;
- o detector de telecomando (DOT) verifica se no sinal recebido está contida a ordem codificada. Em caso positivo, a ordem de terminação de voo é encaminhada à Caixa de Segurança (CDS). Esta distribui a ordem às Unidades de Comando de Destruição (UCD) do terceiro e do segundo estágio e ao DMS do quarto estágio. Note-se que as ordens passam pelos Conectores de Interface Pirotécnica (CIP), cuja função é prover segurança operacional. Enquanto o foguete está no solo sendo preparado, os CIP estão desconectados, impedindo que algum comando intempestivo da rede de segurança inicie algum eletropirotécnico. Os CIP são conectados durante as últimas intervenções dos operadores antes da total evacuação do local onde se encontra o veículo;

- a ordem elétrica chega aos eletropirotécnicos instalados nos DMS. Aqueles itens transformam a ordem elétrica em pirotécnica que é transmitida às Cargas Ocas Lineares (COL), que cortam os envelopes motores, estejam eles em operação ou não.

Note-se que a redundância da rede não foi mostrada completamente para não congestionar a figura. No entanto, algumas redundâncias são apontadas:

- os Dispositivos Mecânicos de Segurança (DMS) mostrados recebem sinais elétricos redundantes assinalados por uma seta cuja origem é o circuito elétrico redundante não mostrado; e

- o CIP que conduz a ordem ao DMS do motor A também a conduz aos motores B, C e D do primeiro estágio. O CIP correspondente à rede redundante conduz também a ordem aos quatro motores, recebendo cada DMS de cada motor as ordens redundantes dos dois CIP.

Rede de serviço

Essa rede é responsável pelo suprimento de energia do todo o veículo, no solo e em voo. No solo, a energia é proveniente do Banco de Controle e a rede de serviço faz a sua distribuição internamente ao veículo. Em certo ponto da cronologia, a rede comuta a alimentação para as várias baterias instaladas no veículo, e assim permanecendo durante o voo.

Outra função dessa rede é a execução dos eventos de voo pelo acionamento dos pirotécnicos que desencadeiam sistemas de separação, ignição e destruição.

Rede de telemetrias

Estão alocados nessa rede os sensores de temperatura, pressão, vibração e outros, cujas informações serão transmitidas ao solo para monitoramento do funcionamento de equipamentos, do ambiente, do acionamento de dispositivos.

A leitura de todos os sensores é enviada, via um transmissor, para uma estação terrena de telemetrias. Alguns desses dados são processados em tempo real, e outros são armazenados.

É pela interpretação desses dados que se podem identificar eventuais problemas no lançador e obter as informações para se saber como o sistema funciona. Essa é a única forma fiel de se testar o sistema completo. Portanto, a análise dos dados de telemetria constitui a atividade mais nobre, após a realização do lançamento.

Incluem-se, nos sinais enviados ao solo, as imagens obtidas por câmeras de TV de bordo, que auxiliam na documentação e análise do voo.

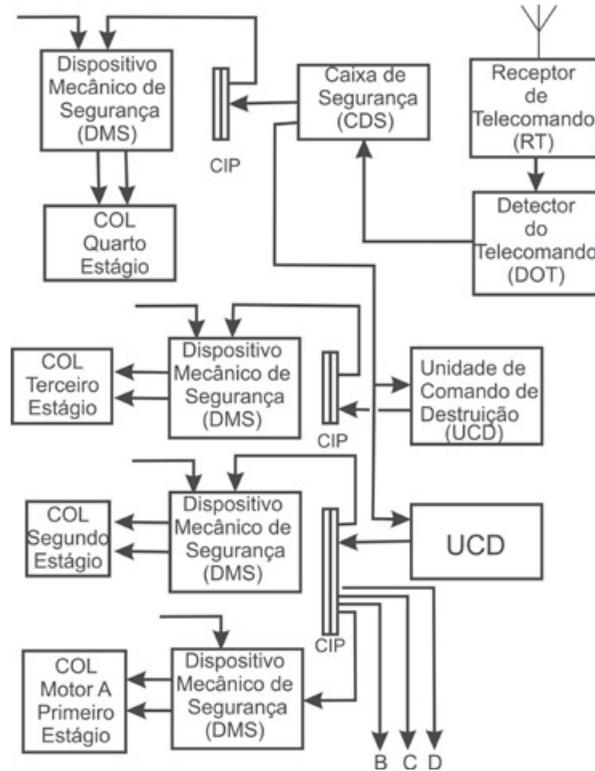


Figura 4.21 Organização da rede de segurança do primeiro protótipo do VLS-1

Metalização

A metalização consiste de um conjunto de técnicas que protegem o sistema elétrico dos efeitos danosos provocados por eletricidade eletrostática e por campos magnéticos. As várias técnicas de metalização praticadas visam à proteção contra efeitos específicos, mas algumas delas protegem os equipamentos contra mais de um efeito. Todas as técnicas aplicam os conceitos de condução e blindagem típicos dos metais, daí vem o nome metalização.

A metalização contra cargas eletrostáticas visa eliminar áreas não condutivas do veículo pela aplicação de condutores metálicos que serão ligados à massa condutora principal do foguete. Dessa forma, os potenciais eletrostáticos que venham a se formar nas áreas não condutivas são descarregados para a massa metálica do foguete. Esse tipo de metalização adquiriu vulto em consequência de acidentes em que eletropirotécnicos foram acionados por carga eletrostática. Dois exemplos de metalização para proteção eletrostática são dados a seguir:

- o envelope motor S44 utilizado no quarto estágio do VLS-1 é bobinado em fibra de aramida embebida em resina epóxi, constituindo, portanto, uma grande superfície não condutiva. Próximo à superfície do envelope, foi adicionada uma folha fina de alumínio em toda a superfície, que atende a um propósito de metalização: o de formar o plano de terra das antenas instaladas nos saíotes de alumínio. A metalização eletrostática preconizada se constitui de tiras de folha de alumínio conectadas aos saíotes de alumínio. O espaçamento entre as tiras é tal que a área não metalizada deve ser menor que um valor prático aceitável. Ou seja, a área não metalizada pode acumular um potencial, mas que é considerado inofensivo. As tiras devem ser instaladas abaixo da última camada de resina, ou externamente ao envelope,

lembrando que a metalização eletrostática do S44 desempenha seu papel principal durante a operação em solo do veículo, podendo ser consumida durante o voo;

- as calhas do VLS-1 são produzidas em tecido de carbono embebidas em resina epóxi, constituindo uma superfície eletricamente não condutiva. Nesse caso, a metalização externa é necessária dentro do mesmo espírito do S44. A aplicação na superfície interna só seria necessária em caso de dúvida sobre a susceptibilidade da COL. Quanto ao cabeamento elétrico, sendo este contínuo e blindado, não suscita preocupação. A metalização da calha deve ter suas extremidades perfeitamente aterradas às estruturas metálicas, às quais os terminais de calha são fixados.

A prática de projeto consiste, então, em identificar todos os componentes internos e externos ao veículo que sejam produzidos em materiais não condutivos. Para cada um deve ser tomada a decisão sobre a necessidade de metalização e como deve ser aplicada. Salienta-se que a aplicação de metalização eletrostática é parte integrante do projeto dos componentes de bordo.

Quanto à metalização para fins de blindagem eletromagnética, existe uma vasta literatura a ser consultada e aplicada. Uma obra seminal a ser consultada é o conjunto de volumes publicados por Don White Consultants, Inc (1978).

Proteção de equipamentos

Mais recentemente no projeto do VLS-1, foi aplicado o conceito do Índice de Proteção (IP), já usado e normalizado para equipamentos elétricos de solo. O conceito visa classificar o ambiente a que os equipamentos serão submetidos durante sua vida, quanto ao teor de umidade e suspensões sólidas. Os índices variam entre quantidades muito pequenas até completa imersão. No caso do VLS-1, há que se considerar os seguintes aspectos:

- o veículo não foi projetado para vedar a infiltração de chuvas. A sua operação de lançamento não permite a remoção da TMI quando chove ou quando há previsão de precipitação durante o período em que o VLS-1 ficaria exposto ao tempo. No entanto, podem ocorrer chuvas rápidas em que o veículo poderia ficar exposto até que a TMI o protegesse. Essa eventualidade foi considerada na classificação do IP do VLS-1;

- a atmosfera do CLA é densamente salina, chegando a formar depósitos durante a integração e apronto do foguete. Essa consideração também foi levada em conta na classificação do IP.

Elementos pirotécnicos e rede pirotécnica

Os componentes pirotécnicos são extensamente usados em lançadores, desempenhando as seguintes funções:

- abertura de válvulas de fluidos e gases;
- acionamento de dispositivos de separação;
- ignição de motores;
- conversão de ordens elétricas em pirotécnicas e propagação dessas ordens;
- corte de partes do veículo para fins de separação ou destruição;

Os componentes pirotécnicos não podem ser testados porque ficam inutilizados. Portanto, carecem de um demorado e caro programa de qualificação e de demonstração de confiabilidade.

A seguir são ilustrados dois tipos de dispositivos pirotécnicos usados em foguetes nacionais:

- carga oca linear (COL). A COL é feita de um perfil oco de chumbo trefilado. O seu interior é preenchido com um explosivo (RDX ou HMX). Ao ser iniciado, o explosivo cria um feixe de plasma de alta temperatura capaz de cortar chapas de vários materiais. A figura 4.22 ilustra o funcionamento da COL.

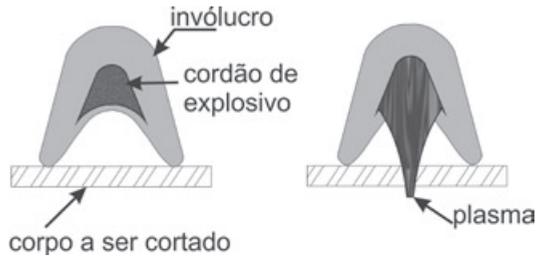


Figura 4.22 Corte efetuado pela COL

No VLS-1, a COL é utilizada no sistema de separação do primeiro estágio, no qual os dezesseis atuadores de separação são liberados pelo corte de uma seção cilíndrica, conforme visto na figura 4.5. O sistema de terminação de voo também utiliza a COL para cortar o envelope motor de todos os motores principais. No caso dos motores S43 do primeiro estágio, por exemplo, há uma COL sob cada calha longitudinal, ao longo no terço inferior do comprimento do envelope motor.

■ detonador. Na concepção a ser exemplificada, o detonador é um eletropirotécnico que gera uma detonação ao receber uma corrente elétrica. A detonação gerada inicia um item pirotécnico que requer alta energia da detonação para ser iniciado, como um ignitor pirogênico. A figura 4.23 (Pinheiro, 2002, Cap. 2, pag. 7) ilustra um detonador (DE) desenvolvido no IAE.

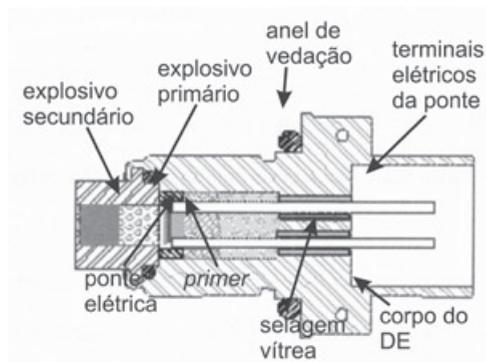


Figura 4.23 Detonador

Foram utilizadas duas concepções para o acionamento dos itens pirotécnicos a bordo do VLS-1:

- acionamento elétrico de cada item no V02 e V03, sendo a segurança operacional implantada pela rede elétrica por meio de relés; e
- acionamento elétrico de eletropirotécnicos e acionamento pirotécnico do restante dos itens pirotécnicos (PT01 e futuros veículos), sendo a segurança operacional implantada por meio de barreiras mecânicas (DMS), além daquela obtida pela rede elétrica.

O segundo caso leva à chamada rede pirotécnica, que se baseia no conceito ilustrado na figura 4.24.

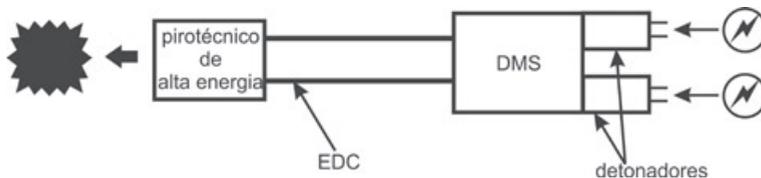


Figura 4.24 Segmento de uma rede pirotécnica

Da direita para a esquerda, o primeiro evento é a ordem elétrica que chega ao detonador. Este está montado diretamente no corpo da barreira mecânica (DMS), que, se estiver em posição “segurança” impede que a detonação chegue aos Estopins Detonantes Confinados (EDC). Se o DMS estiver na posição de “armada”, a detonação propaga-se até atingir o item pirotécnico final, que executa uma ação em um dos vários sistemas do foguete: ignição de motor, acionamento de sistemas de fixação e separação, terminação de voo. No caso dos lançadores de satélites, o número de atuadores pirotécnicos (ignitores, atuadores dos mecanismos de aberturas de cintas, de coifa) é elevado, e a redundância para fins de confiabilidade dobra aquele número. Sendo assim, o conjunto de itens forma uma rede pirotécnica para cada função a ser executada. As razões para o uso de tal solução são as seguintes:

- o DMS provê segurança operacional adicional em solo, eliminando completamente a possibilidade de que um eletropirotécnico acionado intempestivamente desencadeie o acionamento do pirotécnico final;
- os EDC têm alta confiabilidade e flexibilidade semelhante àquela de um cabo elétrico, permitindo a instalação dos equipamentos pirotécnicos em todo o veículo.

Dentre as várias ações que aumentam a segurança operacional e do voo, pode-se destacar o desenvolvimento dos eletropirotécnicos com características de não iniciação (*no fire*) denotadas por 1A/1W/5 min, ou seja, o eletropirotécnico não opera se submetido à corrente de 1 A, com a potência de 1 W, por cinco minutos. Esse padrão de segurança é adotado internacionalmente, com o objetivo de tornar o eletropirotécnico mais imune a correntes espúrias a que venha ser submetido durante sua utilização na área aeroespacial. Há também critérios de resistência à exposição a cargas eletrostáticas. Esse tipo de eletropirotécnico agora é empregado também no VSB-30.

A equipe de pirotecnia do IAE adotou para os voos posteriores ao V03 o DMS acionado remotamente, isto é, cada DMS a bordo pode ser passado da condição de “segurança” para a de “armado”, e vice-versa, por comando elétrico a partir da casamata. Adicionalmente, foi introduzido um pino de segurança que desabilita o acionamento do DMS. Portanto, os DMS só são habilitados pela equipe de pirotecnia quando não há mais ninguém no local de integração do foguete. Essa segurança adicional foi adotada para permitir que cada operador do foguete possa, enquanto trabalha, ver que o DMS está no modo de “segurança”.

4.3 Lançadores - propulsão líquida

Os veículos com propulsão líquida dominam o cenário comercial porque sua eficiência é muito superior à propulsão sólida, para fins de satelitização. No capítulo sobre propulsão, veremos como essa superioridade pode ser quantificada. Além dessa, outra possibilidade oferecida pela propulsão líquida é a de controlar, dentro de certos limites, o nível de empuxo e de extinguir o motor, quando necessário. Alguns motores podem ser religados.

Existem algumas possibilidades de propelentes líquidos em uso atualmente:

- propelentes estocáveis. Esse tipo de propelente teve grande aceitação durante a guerra fria, porque os foguetes podiam permanecer carregados em seus silos à espera de uma decolagem momentânea. O início do programa Ariane utilizou-se desse propelente devido a sua boa característica propulsiva. A dimetilhidrazina assimétrica (UDMH) e o tetróxido de nitrogênio (N₂O₄), por exemplo, constituem um par comburente-oxidante ainda em uso. Atualmente, em função de sua alta toxidez, os estocáveis estão caindo em desuso nos propulsores principais, nos quais a quantidade de propelente é grande. Nos pequenos propulsores, sua aplicação ainda é atraente;
- propelentes semicriogênicos. Nesse caso, um dos elementos é criogênico, sendo o par quero-

sene e oxigênio líquido (LOX) o mais utilizado. Esse propelente foi bastante usado no início da corrida espacial e está de volta, devido à facilidade de obtenção e de uso de seus componentes e consequente baixo custo. Atualmente, o impacto ambiental dos propelentes é levado em conta. Este par é considerado aceitável;

- criogênicos (hidrogênio e oxigênio líquidos). Esse par é o de maior eficiência que se conhece na atualidade e é bastante empregado em grandes lançadores, tendo baixo impacto ambiental. A sua tecnologia é complexa, sobretudo em relação às turbobombas que pressurizam os componentes criogênicos.

Os motores líquidos trabalham em uma das duas categorias abaixo.

Motores pressurizados

O esquema simplificado (Sutton, 2010, pag. 6) de funcionamento é ilustrado na figura 4.25. A pressão sobre o comburente e o oxidante é dada por um gás pressurizado. O papel do regulador de pressão é de manter a pressão de gás constante sobre os tanques. Isso é possível porque a pressão inicial de trabalho do reservatório de gás é alta (cerca de 200 bar) e permanece acima da pressão desejada sobre os tanques até o final da utilização do motor. O papel das válvulas de controle é de permitir que o sistema de controle do veículo altere as vazões de oxidante e comburente, tornando a mistura mais rica ou mais pobre, controlando assim o empuxo do motor. É uma solução simples, mas de menor eficiência propulsiva e estrutural. Devido ao fato de os tanques de oxidante e comburente serem pressurizados, estes devem ter resistência estrutural, sendo mais pesados. O esquema permite a inserção de mais motores sendo alimentados simultaneamente. Uma série de detalhes foi omitida, e o leitor pode recorrer à referência citada para outras informações.

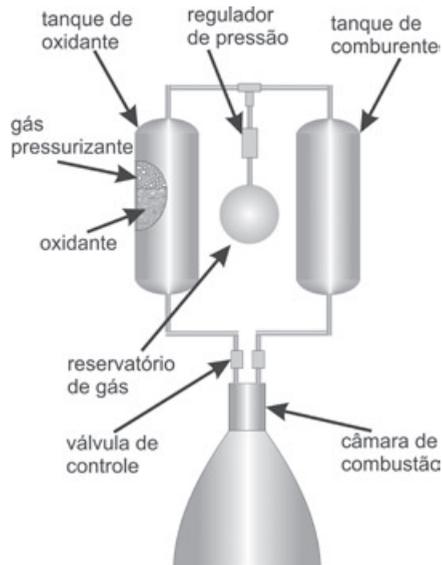


Figura 4.25 Sistema pressurizado

Motores com turbobombas

Nesse caso, a pressurização do comburente e do oxidante é dada por turbobombas. Esse sistema permite uma pressão de câmara maior, o que leva à maior eficiência propulsiva. Os tanques de comburente e oxidante podem ser mais leves, produzindo ganho de desempenho. Os russos são os detentores do mais alto nível tecnológico em propulsão líquida. Entre várias características importantes, destaca-se a alta pressão com que trabalham as câmaras de combustão de seus motores, trazendo elevado desempenho

para o veículo. A figura 4.26 (Sutton, 2010) ilustra de forma simplificada um motor desse tipo. Note-se que o mesmo propelente do motor principal move a turbina, por meio de uma derivação nas linhas de alimentação que leva o propelente a um gerador de gás quente. O eixo da turbina aciona uma caixa de redução da rotação de acionamento das bombas de propelente. Outra derivação das linhas de alimentação passa por dentro do duto de descarga da turbina, quando o oxidante e o comburente são aquecidos e vaporizados. O vapor formado é injetado nos tanques, causando sua pressurização, mas em nível bastante inferior ao do motor pressurizado.

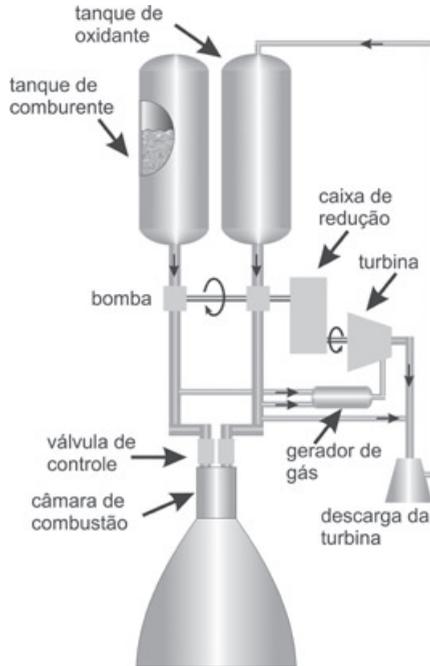


Figura 4.26 Sistema com turbobomba

Como se pode observar pelos esquemas apresentados, a operação dos motores líquidos é muito mais complexa que a dos motores sólidos.

Os foguetes à propulsão líquida são sujeitos a alguns fenômenos, já dominados, mas que merecem discussão:

- efeito *pogo* (pula-pula). Consiste da falha na alimentação dos motores em consequência da oscilação de pressão na linha de alimentação de propelente. Essa oscilação resulta da vibração longitudinal do veículo e da tubulação;

- chaqualhamento (*sloshing*). É o movimento da superfície livre do propelente dos tanques, devido ao movimento lateral do veículo. Esse movimento pode se acoplar com modos de vibração do veículo e levar a uma situação de perda de controle. Esse fenômeno é eliminado pela colocação de defletores nos tanques e tubulações;

- a ignição de motores, em queda livre, pode ser difícil, porque o propelente não pressuriza suficientemente as linhas de alimentação. Uma solução é o acendimento de um pequeno propulsor sólido (*ullage*), que produz a aceleração suficiente para que o propelente pressurize as linhas de alimentação;

- a reignição pode ser necessária em missões com transferência de órbita. Poucos são os motores que oferecem essa facilidade.

Os cuidados no projeto estrutural dos lançadores dessa categoria são maiores que naqueles à propulsão sólida. As paredes dos tanques de propelente são bastante finas (2 a 3 mm), em relação ao diâmetro (3 a 6 m). Resultam então alguns cuidados:

- a flambagem deve ser cuidadosamente estudada. Após um ensaio de vibração de um tanque de um grande lançador, o operador do esvaziamento da água, simuladora do propelente, não seguiu corretamente as instruções, deixando ocorrer uma vazão mais alta que a permissível. O tanque flambou completamente, ficando inutilizado;
- a estrutura passa a ter modos de vibração de cascas finas, com repercussão no controle, cargas em voo e no chaqualhamento.

Os componentes de motores líquidos não serão apresentados neste livro, por não ter o autor vivido essa tecnologia. Os leitores interessados dispõem de boas fontes de informação já citadas, tais como Barrère e Sutton.

Passa-se a analisar fatores que afetam a concepção e a missão dos lançadores em geral.

4.4 Localização do Campo de Lançamento

Agradeço a colaboração do engenheiro Gabbas Kaznovsky (GRTs Makeyev) na construção desta seção, tendo ele efetuado simulações de missões, comparações de resultados e elucidação de dúvidas. Agradeço também ao meu caríssimo amigo Sergey Aleksandrovitch Makhankov (GRTs Makeyev) por ter intermediado a colaboração.

Agradeço ao colega e amigo Luiz Roberto Del Monaco por ter facilitado o uso do DAB Ascent (Baker, 1996) e do Skynav (Schlingloff, 19910) e pelas valiosas trocas de ideias.

A posição do campo de lançamento sobre a Terra influi significativamente sobre o desempenho dos lançadores de satélite, podendo ajudá-los ou torná-los inviáveis. A influência não consiste em um único fator, mas na soma de vários fatores que afetam com pesos diferentes o cômputo total. Serão analisados qualitativamente e, em parte, quantitativamente, os seguintes fatores:

- latitude do campo de lançamento;
- forma da Terra;
- restrições de segurança de voo; e
- altitude do campo de lançamento.

Latitude do campo de lançamento

Ao se comparar o desempenho de um lançador designado a efetuar satelitização na mesma órbita circular, mas decolando de diferentes pontos da Terra, nota-se que a latitude do campo é o fator de maior peso para beneficiar, ou para prejudicar a missão.

O primeiro aspecto a analisar é a relação entre a latitude do campo e a inclinação da órbita a ser alcançada. Imaginemos que o campo esteja situado exatamente sobre o Equador. Nessa situação, qualquer que seja a inclinação da órbita, o plano que a contém intercepta o plano de Equador. Sendo assim, o lançador pode decolar quando o campo de lançamento passar pelo plano da órbita. Imaginemos agora que o campo está situado na latitude de 20°. O traço dos planos das órbitas com inclinação no intervalo (-20° ; 20°) – no qual os extremos são excluídos – não passarão pela latitude do campo. Caso o lançador tivesse que efetuar missão desse tipo, sua perda de desempenho seria muito grande, o que é evitado na prática. Na figura 4.27, constam resultados de simulações que ilustram a queda acentuada de massa de carga útil satelitizada para lançamentos efetuados do Cabo Canaveral para órbitas com inclinações inferiores àquela correspondente à latitude do campo. Um conjunto de resultados foi gentilmente gerado por Gabbas Kaznovsky, utilizando ferramenta da empresa GRTs Makeyev. O outro conjunto de resultados

foi obtido pelo uso do aplicativo Dab Ascent (Baker, 1966). O veículo utilizado nos cálculos é o foguete padrão (*default*) do Dab Ascent para a missão de inserção de massa máxima em órbitas circulares de 500 km de altitude, decolando da latitude de 28,5°.

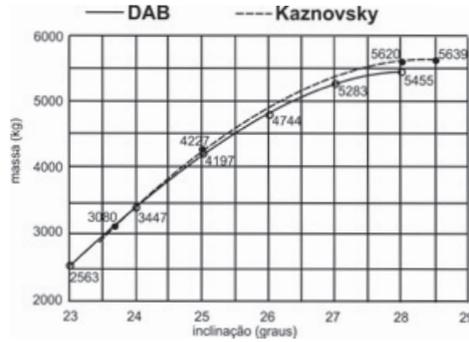


Figura 4.27 Desempenho em missões abaixo da latitude do campo

Note-se a queda de quase metade da massa satelitizável ao se lançar para uma inclinação 5° inferior àquela do campo de lançamento.

A solução encontrada para tal situação é a inserção do satélite em uma órbita cuja inclinação é a mesma da latitude do campo, e o satélite efetua a mudança de inclinação de sua órbita quando passar pelo nodo ascendente ou descendente. Portanto, os lançadores comerciais só efetuem missões em que a órbita tenha inclinação igual ou superior àquela do campo de lançamento.

Outra consequência da latitude do campo é a respectiva velocidade da superfície da Terra. Por simplicidade, imaginemos que a Terra seja esférica, de raio R , e que o campo de lançamento se encontra na latitude L , conforme mostra a figura 4.28.

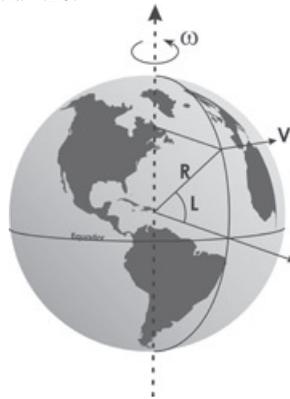


Figura 4.28 Velocidade de um ponto sobre a superfície da Terra.

A velocidade V de um ponto sobre a superfície da Terra é dada por:

$$V = \omega R \cos L$$

onde:

ω = rotação da Terra = 0,2618 rad/h;

R = raio médio da Terra = 6378 km.

Portanto, a velocidade superficial da Terra varia entre 1.670 km/h no Equador e 0 km/h nos pólos.

Se um lançador decola de um ponto sobre o Equador e deve realizar missões com diferentes inclinações de órbita, a figura 4.29 mostra como a velocidade da Terra influi no voo.

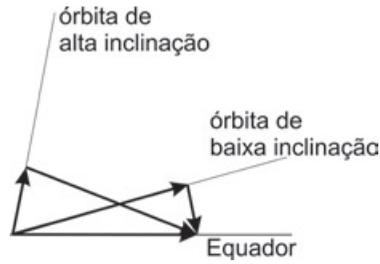


Figura 4.29 Componente da velocidade da Terra no plano da órbita

Se o plano da órbita coincide com o plano do Equador, a velocidade imposta pela Terra é integralmente aproveitada pelo lançador. À medida que a inclinação da órbita aumenta, diminui o componente de velocidade do campo na direção do plano da órbita e surge um componente de velocidade transversal, que deve ser eliminado pela atuação do sistema de controle de atitude do foguete. No caso extremo das órbitas polares, a velocidade inicial oriunda da rotação da Terra, ao contrário de contribuir, prejudica, pois é preciso eliminá-la, conforme ilustrado na figura 4.30.



Figura 4.30 Efeito da velocidade do campo equatorial no lançamento polar

Se o lançador decola de locais com latitude mais alta, a velocidade inicial imposta ao local de lançamento contribui menos para que as órbitas favoráveis sejam alcançadas e também influi menos na energia a ser dissipada para missões com órbita de alta inclinação.

Forma da Terra

É frequente, em estudos preliminares, a utilização do modelo esférico para representar a forma da Terra. Em investigações mais detalhadas e precisas, adota-se a forma oblata e o respectivo campo gravitacional. A adoção desses diferentes modelos conduz a diferentes desempenhos. As tabelas 4.2 e 4.3 exemplificam o desempenho do lançador Proton em efetuar missões de inserção máxima de massa de satélite em órbitas circulares de 500 km.

Tabela 4.2 Desempenho no modelo de Terra esférica

Inclinação (°)	Alcântara	Canaveral	Vandenberg	Plesetsk
3,0	1,000	-	-	-
17,0	0,989	-	-	-
28,5	0,969	0,975	-	-
34,6	0,955	0,961	0,963	-
45,0	0,928	0,933	0,936	-
62,5	0,872	0,874	0,881	0,892
89,0	0,780	0,787	0,790	0,805

Tabela 4.3 Desempenho no modelo de Terra oblata

Inclinação (°)	Alcântara	Canaveral	Vandenberg	Plesetsk
3,0	1,000	-	-	-
17,0	0,989	-	-	-
28,5	0,970	0,957	-	-
34,6	0,955	0,940	0,938	-
45,0	0,924	0,916	0,911	-
62,5	0,861	0,857	0,853	0,825
89,0	0,754	0,757	0,753	0,730

Os valores de massa máxima em órbita foram normalizados pelo maior valor obtido em cada conjunto de simulações. Na simulação com modelo esférico, a massa máxima foi de 11.267 kg e, no modelo da Terra oblata, 11.838 kg. No modelo de Terra oblata, o raio do Equador é maior, e a velocidade da superfície da Terra é então maior, o que leva à maior massa de satélite. A diferença entre as duas massas deve-se a pequenas discrepâncias nas bases de dados do Proton, utilizadas pelos aplicativos Dab Ascent e Skynav e aos respectivos modelos da Terra.

Observando os resultados, conclui-se que:

- para um campo de lançamento, a maior massa a ser satelitizada é a da órbita cuja inclinação tem o mesmo valor que a latitude do campo. Quanto maior a inclinação da órbita, menor será o desempenho do lançador. Isso resulta diretamente dos componentes de velocidade cedidos pela Terra: diminui o componente na direção da órbita e aumenta o componente perpendicular ao plano da órbita, que deve ser dissipado;

- no modelo de Terra oblata, é maior o decréscimo de desempenho com o aumento da inclinação da órbita, porque:

- o raio da Terra é maior próximo ao Equador e a velocidade da superfície da Terra é maior, do que no modelo esférico; e

- o raio da Terra é menor em latitudes mais altas do que no modelo esférico; e

- no modelo de Terra esférica, fixada em uma inclinação de órbita, o desempenho aumenta com o aumento da latitude do campo, e o contrário ocorre no modelo de Terra oblata.

Restrições de segurança de voo

Idealmente, a trajetória do lançador se desenvolveria sobre o plano da órbita desejada. No entanto, para algumas missões, essa prática implica o impacto de partes alijadas ou dos destroços, no caso de interrupção do voo, sobre áreas restritas. Nesses casos, o azimute inicial de lançamento deve ser tal que evite aquela situação. Assim que a região de pontos de impacto se afasta da área protegida, o veículo executa manobra em guinada (*dogleg maneuver*) em direção ao plano da órbita. Quanto mais tardia for a manobra, maior será a perda de desempenho do foguete, porque quanto maior for sua velocidade, maior será a energia spendida para mudar seu rumo.

Para fins de ilustração, foram realizadas duas simulações com o foguete padrão do DAB Ascent, decolando de Alcântara e realizando a missão semelhante àquela do VLS-1 V02, ou seja, órbita circular, inclinação de 16° e 744 km de altitude. A maior massa obtida, sem restrições de segurança de voo, foi de 2.776 kg. Utilizando o azimute inicial de 78° e efetuando manobras em guinada, a maior massa obtida foi de 2.683 kg, ou seja, uma perda de 93 kg de capacidade de inserção em órbita.

Um caso famoso é aquele enfrentado pelo lançador israelense Shavit, que é lançado para oeste a fim de para não sobrevoar o território palestino. Nessa situação, o veículo deve dissipar a velocidade da Terra do local de lançamento, situado na latitude de 31°, de aproximadamente 860 km/h, além de outras

restrições de segurança de voo, conforme a órbita a ser alcançada.

Altitude do campo de lançamento

Um campo de lançamento em altitude elevada gera os seguintes ganhos de desempenho:

- diminui o tempo de voo vertical, responsável pela perda gravitacional, que constitui a maior perda a que o lançador é submetido; e
- diminui a fase de voo atmosférico, diminuindo as solicitações de origem aerodinâmica, diminuindo a perda por arrasto e amenizando o ambiente para o foguete e sua carga útil.

Isso explica, em parte, a iniciativa de efetuar lançamentos a partir de aviões. Nesse caso, há ainda o ganho de velocidade horizontal do avião, no caso do Pegasus. No caso do Polyot, o foguete seria expulso do avião, durante um voo parabólico. Outra razão forte para o lançamento a partir de avião é a liberdade de procura por locais mais favoráveis em termos de latitude e de segurança de voo.

Mais adiante, será vista a localização de importantes campos existentes no mundo.

Energia do lançador e a energia cedida pela Terra

A tabela 4.4 mostra o comportamento do VLS-1 para as mesmas missões apresentadas para o Proton. Note-se que, nesse caso, para uma inclinação de órbita fixada, o desempenho aumenta com o aumento da latitude.

Tabela 4.4 – Sequência de voo do VLS-1 V01

Inclinação (°)	CLA	KSC	VAN	PLK
2,18	270	-	-	-
17,0	263	-	-	-
28,5	250	253	-	-
34,6	242	245	245	-
45,0	218	228	230	-
62,5	185	194	195	208
89,0	109	139	139	151

A diferença de comportamento entre o VLS-1 e veículos de maior porte, quanto ao acréscimo de desempenho em maiores latitudes para uma inclinação de órbita, pode ser explicada pela sensibilidade do veículo à energia inicial imposta pela rotação da Terra no local do lançamento. Veículos de menor porte são mais sensíveis a esse efeito, quando o lançamento ocorre em baixas latitudes e o lançamento se faz para inclinações elevadas, ou seja, quando a energia cinética cedida pela rotação da Terra deve ser dissipada pelo lançador, como já comentado. Evidencia-se esse fato pela comparação da energia cedida pela Terra, com a energia necessária à entrada em órbita e com a energia embarcada.

No campo de lançamento, o veículo recebe a energia cinética oriunda da rotação da Terra, E_T , dada por:

$$E_T = \frac{1}{2} m_v V_T^2$$

onde:

m_v = massa do veículo na decolagem

V_T = velocidade da superfície da Terra no local de lançamento

A energia embarcada, cedida por um motor é dada por:

$$E_M = \frac{1}{2} m_p v_e^2$$

onde:

E_M = energia do motor

m_p = massa de propelente

v_e = velocidade de escape dos gases = $I_{sp} g$

Portanto, a energia embarcada no lançador é a soma das energias de todos os motores que produzem acréscimo de velocidade.

Comparemos as energias cedidas pela Terra ao foguete padrão do Dab Ascent e ao VLS-1, para o lançamento feito do CLA. O raio da Terra no Equador é 6.378 km e será tomado o mesmo valor para o CLA, dada a sua baixa latitude.

A velocidade imposta pela Terra é igual a $V_T = \omega r_T$ e $\omega = 2\pi/(24 \times 3600)$ rad/s. Tem-se então $V_T = 463,8$ m/s, e:

Tabela 4.5 – Energia cedida pela Terra

Veículo	mv(kg)	E_T (kg m ² s ⁻²)
VLS-1	49 699	5,3 E9
Padrão Dab	159 757	17,2 E9

A energia embarcada é obtida a seguir.

Tabela 4.6 – Energia embarcada

	VLS-1	Default
m_{p1}	4 X 7185	117 950
Isp_1	265	272
E_1	9,7 E10	419 E9
m_{p2}	7185	26 997
Isp_2	277	460
E_2	2,6 E10	274 E9
m_{p3}	4316	-
Isp_3	272	-
E_3	1,5 E10	-
m_{p4}	814	-
Isp_4	275	-
E_4	3 E9	-
E_e	14,1 E10	69,3 E10

Logo, a relação entre a energia cinética cedida pela Terra e a energia embarcada para os dois veículos é dada por:

Tabela 4.7 – Relação entre a energia cedida pela Terra e a energia embarcada

Veículo	E_T	E_o	E_T/E_o
VLS-1	5,3 E9	14,1 E10	0,038
Padrão Dab	17,2 E9	69,3 E10	0,025

Comparemos agora a energia da órbita, E_o , com a energia cinética na decolagem. A massa em órbita é a soma da massa do satélite mais a massa do último estágio no momento da separação do satélite. A energia da órbita é igual à energia específica da órbita multiplicada pela massa em órbita. Os resultados são mostrados na tabela a seguir, para lançamento do CLA para a órbita de 89° de inclinação.

Tabela 4.8 – Relação entre a energia cedida pela Terra e a energia da órbita

Veículo	massa em órbita	E_o	E_T/E_o
VLS-1	348,5	1,1 E10	0,48
Padrão Dab	7 451	23,3 E10	0,07

Portanto, a energia a ser dissipada pelo VLS-1 é a metade da energia da órbita a ser atingida, ou seja, um valor significativo para o veículo. Para o veículo padrão do Dab, a relação é bem inferior.

É interessante também comparar a energia embarcada com a energia da órbita, como mostrado na tabela 4.9.

Tabela 4.9 – Relação entre a energia da órbita e a energia embarcada

Veículo	E_o/E_e
VLS-1	0,078
Padrão Dab	0,336

Nota-se que o rendimento energético do VLS-1 é baixo, devido a várias perdas, sendo uma delas a fase balística anterior à ignição do quarto estágio, em que o conjunto dissipa energia cinética.

4.5 Perfil da trajetória nominal

A trajetória nominal de um lançador é aquela que deveria ser idealmente seguida. Ela é calculada com base nos seguintes fatores:

- parâmetros nominais do foguete;
- coordenadas geográficas (latitude, longitude e altitude) do centro de gravidade do foguete, nas condições de aptidão para a decolagem sobre o pedestal de lançamento. Informações equivalentes são usadas segundo a modalidade (lançamento de avião, de plataforma marítima, de silo, de submarino, de trem, ou qualquer outro) de lançamento do foguete;
- horário Zulu (Greenwich) de lançamento;
- restrições de segurança de voo;
- ângulo de ataque nulo durante a travessia da atmosfera, após as manobras iniciais próximas ao local da decolagem;
- órbita a ser alcançada;
- massa da carga útil; e
- ausência dos ventos de superfície e de altitude.

A definição da trajetória nominal evolui ao longo do desenvolvimento do veículo, só adquirindo forma final durante a operação de lançamento, quando é então introduzida na memória do computador de bordo sob a forma do seguinte conjunto de informações:

- sequência de eventos, ou seja, o instante em que cada evento do voo deve ocorrer, em relação a uma referência de tempo; e
- atitude de referência.

O assunto é explorado em maior detalhe na seção 5.5

4.6 Veículos nacionais

4.6.1 VLS-1

Os aspectos históricos da origem do VLS-1 já foram expostos no capítulo das Memórias, portanto, esta seção trata dos aspectos técnicos do veículo.

As características principais do VLS-1 são:

Tabela 4.10 Dados do VLS-1

Número de estágios	4
Comprimento total	19,5m
Diâmetro dos motores principais (todos)	1,0m
Massa na decolagem	49,7 t
Massa de propelente no 1º estágio	28,7 t
Massa de propelente no 2º estágio	7,18 t
Massa de propelente no 3º estágio	4,45 t
Massa de propelente no 4º estágio	0,81 t
Guiagem: 1º e 2º estágios 3º estágio 4º estágio	malha aberta malha fechada controle passivo por rotação

A figura 4.31 ilustra a sua arquitetura.

O VLS-1 foi projetado para satisfazer prioritariamente as missões do SCD. Teoricamente a missão do SSR também seria satisfeita, mas não houve suficiente estudo que demonstrasse isso, em função dos problemas ocorridos durante os voos iniciais. Após as alterações implementadas a partir do quarto voo,

conforme comentado mais adiante, o desempenho do veículo deve diminuir, o que poderá comprometer as missões polares.

A trajetória típica do VLS-1 é ilustrada e comentada na seção 5.5.

Imagem IAE

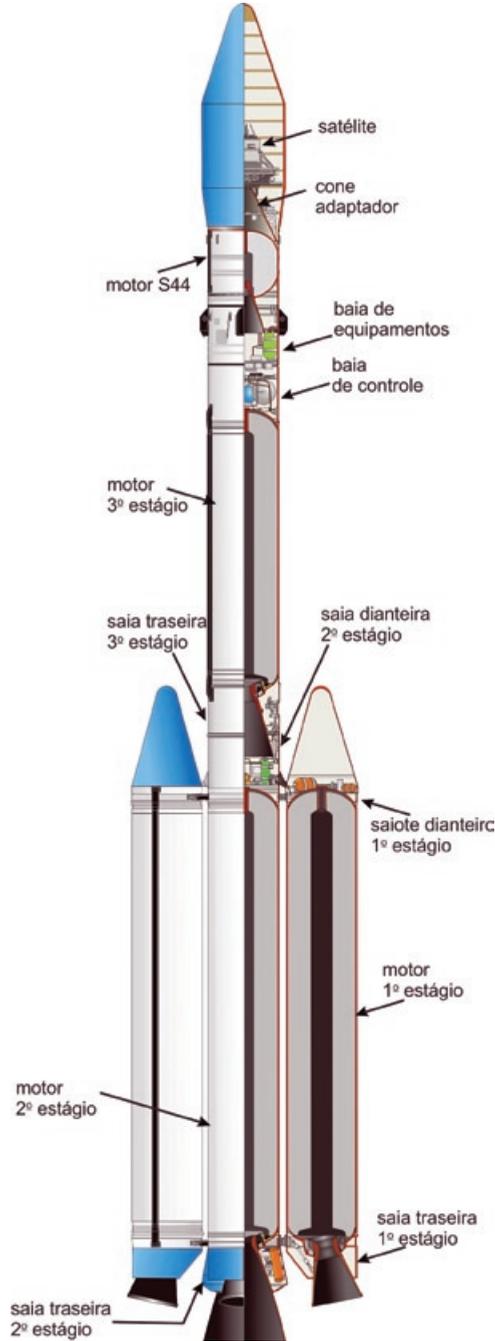


Figura 4.31 Arquitetura do VLS-1

Convém aqui esclarecer como funciona o sistema de tubeiras móveis do primeiro estágio. Como se vê na figura 4.31, as quatro tubeiras do primeiro estágio têm uma inclinação fixa em relação ao eixo de simetria do foguete. A mobilidade de cada tubeira ocorre no plano transversal àquele da inclinação, como ilustra a figura 4.32.

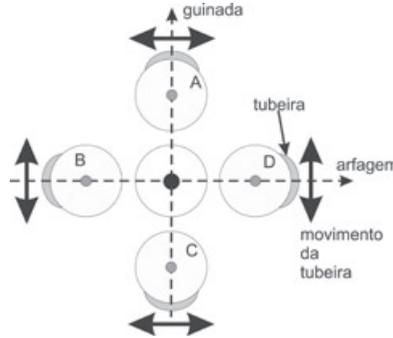


Figura 4.32 Movimento das tubeiras do primeiro estágio do VLS-1

Olhando o veículo por cima, vê-se a protuberância das tubeiras em relação ao corpo de cada motor. O plano formado pelo eixo longitudinal do veículo e a linha AC coincidem com o plano de arfagem da trajetória.

Duas tubeiras opostas movimentam-se apenas na direção perpendicular à linha que une os centros dos respectivos motores. Assim as tubeiras B e D controlam o eixo de arfagem e as tubeiras A e C controlam o eixo de guinada.

Imagem básica Jorge Amery

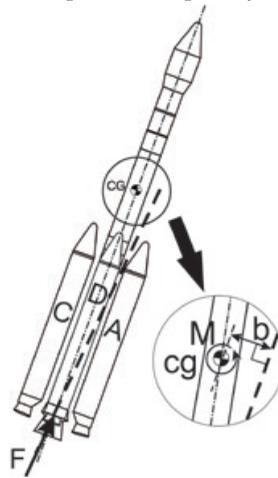


Figura 4.33 Correção em arfagem com a tubeira do motor D

Na figura 4.33, é ilustrado o torque de controle M gerado pelo empuxo defletido pela tubeira do motor D. A linha de ação do empuxo F passa à distância b do centro de gravidade, gerando o torque $M = Fb$. Esse torque produz movimento angular do foguete em torno do eixo de arfagem. Se apenas a tubeira do motor D for acionada, será também gerado um torque em torno do eixo de simetria do foguete, produzindo rolamento. Caso seja desejada apenas a correção em arfagem, então a tubeira do motor B, oposto a D, deve também ser defletida. O ângulo de deflexão das duas tubeiras é calculado considerando que os dois motores estão gerando torque. Caso seja necessário corrigir simultaneamente a arfagem e o

rolamento, então as tubeias dos motores B e D terão inclinações diferentes, calculadas de modo que os torques gerados satisfaçam a necessidade momentânea de correção. O mesmo raciocínio se aplica à correção em guinada. Na prática, em consequência das assimetrias de massa, de empuxo dos quatro motores, geométricas e da ação do vento, todas as tubeias são defletidas de pequenos ângulos ao longo da fase de voo do primeiro estágio.

No segundo e terceiro estágios, as tubeias móveis são alinhadas com o eixo de simetria do motor e são acionadas por um par de atuadores dispostos a 90° entre si. Dessa forma, a tubeira pode gerar torque de controle em arfagem, em guinada e nos dois eixos simultaneamente. Essa solução não permite controle em rolamento. Prevendo que a separação do primeiro estágio viesse a induzir forte rolamento no corpo central do veículo, devido a assimetrias dos afastadores do sistema de separação, então o VLS-1 foi equipado com o Sistema de Controle de Rolamento (SCR), já apresentado.

Lançamento do PT01

Este texto e os demais, envolvendo pirotecnia, contaram com a revisão do engenheiro químico Afonso Paulo Monteiro Pinheiro, do IAE.

O primeiro voo do VLS-1 ocorreu em 2 de novembro de 1997, a partir do CLA, levando a bordo o SCD 2A. Na ignição do primeiro estágio, o propulsor D não acendeu, devido a uma falha no respectivo DMS, no qual não houve a perfeita transmissão da ordem pirotécnica, que acenderia o ignitor do motor. São apresentados a seguir todos os detalhes constantes na investigação do acidente, conduzida pelo autor do livro.

A figura 4.34 mostra esquematicamente todos os componentes pirotécnicos envolvidos. Os detonadores montados na entrada do DMS receberam a corrente elétrica oriunda do painel de disparo do Banco de Controle (BC), do campo de lançamento.

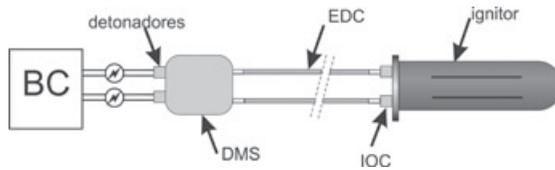


Figura 4.34 Sistema de ignição dos motores do primeiro estágio do PT01

A figura 4.35 mostra o interior do DMS, na qual se pode ver, em frente a cada detonador, um explosivo (*booster*) montado sobre o eixo de armamento do DMS. Na posição “segurança”, o eixo impede que os *boosters* recebam o plasma dos detonadores. Ao girar o eixo do DMS, os *boosters* ficam alinhados com os detonadores e os EDC, o plasma do detonador inicia o *booster* e este inicia o EDC.

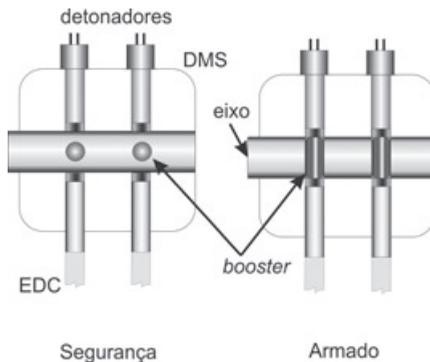


Figura 4.35 DMS em segurança e armado

No PT01, ocorreu uma dispersão do plasma emitido pelo detonador. Na figura 4.36, são ilustradas duas formas de comportamento do plasma.

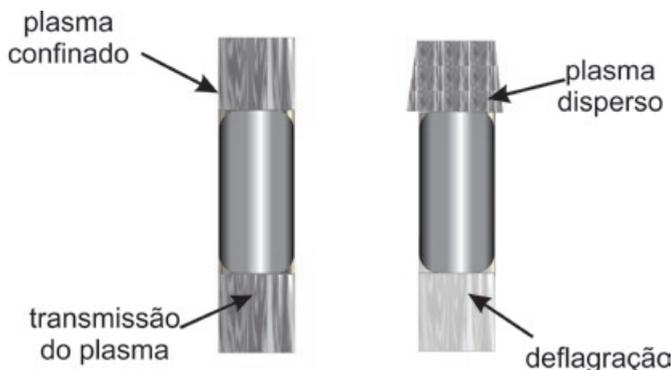


Figura 4.36 Detalhe da falha de transmissão da energia pirotécnica

À esquerda mostra-se o plasma confinado emitido pelo detonador. Nesse caso, toda a energia é absorvida pelo *booster*, que também detona, e transmite a detonação para o EDC. À direita mostra-se o plasma disperso em nível tal que o *booster* apenas deflagra, não conseguindo transmitir a detonação para o EDC, que deixa de transmitir a ordem pirotécnica ao item seguinte.

Foi possível afirmar que a falha ocorreu no PT01, porque ela se repetiu em teste em solo, durante o processo de investigação do acidente. No caso do motor que não acendeu e no teste em solo, a mesma perda ocorreu nos dois trens pirotécnicos de um mesmo DMS. Caso apenas um trem tivesse funcionado, o motor teria acendido.

O contexto envolvendo o projeto do foguete e seus itens é resumido a seguir.

Foi qualificado um detonador eletropirotécnico para uso no DMS. No entanto, sua selagem vítrea liberava fragmentos com a detonação. Na época, a gerência do projeto não aceitou essa condição para voo. Foi então desenvolvido um novo eletropirotécnico, que passou por testes individuais e em DMS simplificados, observando-se que havia uma dispersão do plasma emitido, mas suficiente para iniciar o EDC. Esse segundo detonador foi instalado no veículo de voo.

Apesar de ser identificada a razão técnica da falha, ela é mera consequência de um contexto que domina o Programa Espacial muito antes do primeiro voo do VLS-1. A qualificação para voo de um item qualquer é um processo tecnicamente complexo e tem custo elevado, porque requer equipamentos de testes, e muito trabalho, até que o projeto seja corrigido a ponto de o item se tornar capaz de suportar seu processo de qualificação, mantendo sua funcionalidade. No caso dos itens pirotécnicos, além da qualificação, o item precisa passar por testes que demonstrem sua confiabilidade nas condições nominais de uso. O processo de demonstração de confiabilidade envolve um número elevado de itens, que são perdidos porque queimam. No caso do DMS usado no VLS PT01, não houve a demonstração de confiabilidade porque:

- não havia mais tempo de qualificar completamente o novo detonador, devido à pressão para o lançamento do VLS-1;
- não havia recursos financeiros para comprar EDC e fabricar DMS completos necessários à qualificação.

Este é mais um exemplo da fragilidade do Programa Espacial Brasileiro, entre aqueles apontados ao longo do livro.

O motor inativo produziu assimetria de massa e de empuxo no momento da decolagem e no que se seguiu. O motor B tornou-se a única fonte de controle em arfagem, e os motores A e C tiveram que compensar o desequilíbrio de massa e do empuxo no eixo de guinada, além do rolamento gerado pelo motor B ao exercer controle em arfagem. A manobra inicial de rolamento, para colocação dos motores A e C no plano da trajetória, e o *pitch over* foram realizados, e o PT01 seguiu a trajetória programada. Com o aumento da velocidade, as forças aerodinâmicas aumentam com o seu quadrado (*vide* capítulo sobre aerodinâmica). Os torques aerodinâmicos dependem daquelas forças e dos ângulos de ataque em arfagem e guinada. O torque de controle em torno do eixo de guinada, ao exaurir sua capacidade de controle em razão da forte assimetria de massa e de empuxo, permitiu a criação de um pequeno ângulo de ataque em guinada. Como o veículo é aerodinamicamente instável, as forças aerodinâmicas produzem torque realimentador do ângulo de ataque. Dessa forma, aos 26 s de voo, o momento fletor atuante sobre o corpo do veículo, devido a sua inclinação em relação ao escoamento, atingiu nível insuportável, e a estrutura primária se rompeu na saia traseira do terceiro estágio, próxima ao plano de separação. Nesse momento, o VLS-1 já havia adquirido a velocidade de 700 km/h.

Lançamento do V02

O voo do VLS-1 V02 ocorreu em 11 de dezembro de 1999, levando o segundo Satélite de Aplicações Científicas (SACI-2). O veículo seguiu a trajetória prevista até o momento da ignição do segundo estágio, quando esse explodiu, encerrando prematuramente a missão. A comissão de investigação concluiu que houve penetração de chama entre o bloco de propelente e o *flap* da proteção térmica flexível dianteira. Devido à proximidade entre o corpo do ignitor e o bloco de propelente, formou-se uma subcâmara de combustão, na qual a pressão se elevou muito rapidamente. A leitura da pressão máxima, obtida por telemetria, foi de 1060 MPa, tendo atingido por volta de 1100 MPa, causando a ruptura estrutural do domo dianteiro do motor. As figuras 4.37, 4.38 e 4.39 ilustram o que ocorreu.

Imagem básica Jorge Amery

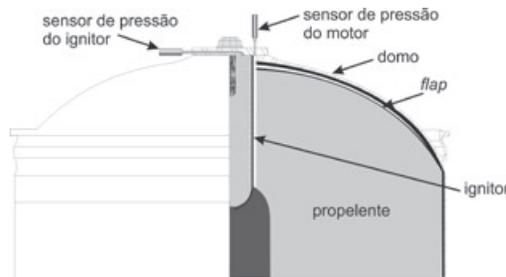


Figura 4.37 Detalhe do domo dianteiro do motor

Imagem básica Jorge Amery

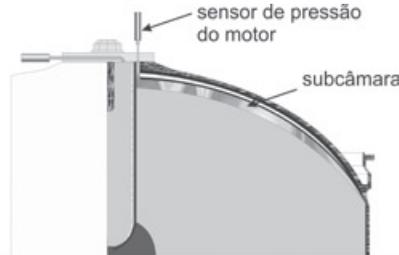


Figura 4.38 Formação da subcâmara

As conclusões tiradas se devem ao fato de que os dados de pressão da câmara de combustão e do interior do corpo do ignitor foram completamente diferentes, conforme ilustra o gráfico a seguir.

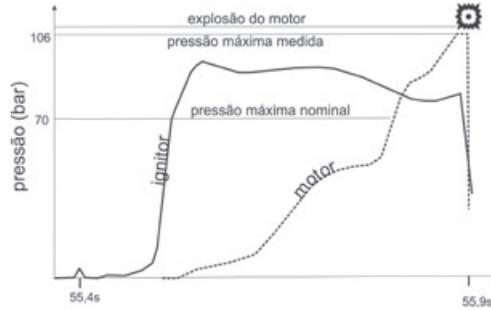


Figura 4.39 Curvas de pressão no ignitor e na câmara

O sensor que mede a pressão interna ao corpo do ignitor registrou evolução normal. O sensor que mede a pressão da câmara diretamente registrou o rápido aumento da pressão.

A razão para ter acontecido tal descolamento não pode ser perfeitamente estabelecida, no entanto, alguns fatores foram aventados como colaboradores, tais como:

- o espaço entre o corpo do ignitor e o bloco de propelente e, por conseguinte, a extremidade do *flap* era tão pequeno que a inserção do ignitor exigia esforço. É possível que a inserção do ignitor tenha danificado a interface entre o *flap* e o bloco de propelente, dando início a uma trinca na interface entre a PTF e o bloco por onde o gás quente poderia penetrar. Após o voo, foi feita modificação de projeto, em que a folga entre o corpo do ignitor e o bloco de propelente passou a ser de 1 cm. Posteriormente, o GRTs Makeyev propôs que essa folga passasse a ser de 2 cm, o que foi aceito;

- a vibração oriunda dos motores do primeiro estágio teria provocado uma trinca no bloco de propelente do segundo estágio. Essa hipótese seria confirmada ou derrubada com a realização de um voo parcial do veículo, em que apenas o primeiro e o segundo estágio seriam ativos. Esse voo ainda não ocorreu.

A investigação desse acidente foi conduzida pelo Coronel RR Valter Carrara, contratado pelo IAE especificamente para executar a tarefa. Salienta-se nesta oportunidade a competência técnica do Cel. Carrara demonstrada ao longo do desempenho de várias funções na AEL. Sua mente investigativa é invulgar.

Lançamento do V03

O terceiro voo do VLS-1 estava sendo preparado em agosto de 2003. No dia 22, o veículo estava todo integrado sobre a mesa de lançamento, e estavam sendo realizados ajustes mecânicos em uma calha próxima à Coifa Principal, testes do sistema de atuação das tubeiras, medições no sistema elétrico e documentação fotográfica. A instalação de eletropirotécnicos do sistema de ignição dos motores tinha sido realizada. Subitamente, o motor D do primeiro estágio iniciou sua queima. A comissão de investigação não conseguiu comprovar a origem de uma eventual ordem elétrica de iniciação. Havia forte suspeita que uma descarga eletrostática tivesse sido originada no local de trabalho da calha próxima à Coifa Principal, mas nenhum teste efetuado, durante e após a investigação, mostrou a susceptibilidade dos eletropirotécnicos a esse efeito. Nos destroços, a comissão de investigação encontrou os eletropirotécnicos do motor D e verificou que um deles funcionou normalmente e o outro foi queimado no incêndio.

A investigação foi um processo doloroso e de proporções internacionais, porque o acidente causou a morte de 21 pessoas. A perda inesperada e conjunta de pessoas atuantes na atividade aeroespacial

ocorreu também em outros lugares da Terra, sabendo todos aqueles que praticam essa atividade dos seus perigos. Marcante de forma particular é aquela perda quando ocorrida na entrega do idealismo. Só aquela comunidade formada pelos profissionais, suas famílias e amigos sabem a verdadeira dimensão do que significou morrer no ideal do VLS-1. Esse saber não se exprime por palavras, mas só pode ser sentido.

Em homenagem àqueles colegas que perderam suas vidas, as suas famílias e a todos que se dedicam a uma atividade inerentemente perigosa, mas com amor, é registrada a seguir, a relação de seus nomes:

Amintas Rocha **Brito**
Antonio Sergio **Cesarini**
Carlos Alberto **Pedrini**
Cesar Augusto Costalonga **Varejão**
Daniel Faria Gonçalves
Eliseu Reinaldo Moraes Vieira
Gil César Baptista Marques
Gines Ananias **Garcia**
Jonas Barbosa Filho
José Aparecido Pinheiro
José **Eduardo** de Almeida
José Eduardo Pereira (**Chicão**)
José Pedro Claro Peres da Silva
Luís **Primon** de Araújo
Mario César de Freitas Levy
Massanobu Shimabukure
Maurício Biella de Souza Valle
Roberto Tadashi **Seguchi**
Rodolfo Donizetti de Oliveira
Sidney Aparecido de Moraes
Walter Pereira Júnior (**Tim**)

Que esta página, mais do que todas as outras, motive o país a perseverar em sua conquista espacial.

Durante a investigação, foi contratada a assessoria de especialistas russos, com o objetivo de opinar sobre a condução técnica da investigação. Posteriormente, o Comando da Aeronáutica contratou os serviços da empresa GRTs Makeyev, com o objetivo de assegurar um voo com sucesso do VLS-1, pelo desenvolvimento de atividades de revisão de projeto, emissão de recomendações, acompanhamento da implementação das recomendações e acompanhamento da operação de lançamento. As recomendações mais marcantes são resumidas a seguir:

- aumento do espaço entre o ignitor e o bloco de propelente. Os especialistas do GRTs Makeyev recomendaram que a folga fosse de 2 cm, com base em um critério bastante conservativo adotado na empresa Iskra. O IAE acatou a recomendação e qualificou em tiro em banco a modificação;

- redesenho da entrada do *flap* dianteiro da PTF, que promoveria a mais rápida entrada dos gases de combustão entre o *flap* e o segmento fixo da PTF. A recomendação foi igualmente acatada e

qualificada;

- adoção de barreiras mecânicas nas linhas de ignição dos motores. A recomendação foi acatada, mas utilizando a solução praticada no Ariane, que permitia sua integração ao VLS-1, ao passo que alguns itens russos apresentavam impossibilidades técnicas;

- segurança das redes elétricas. A concepção das redes elétricas adotada pelo IAE segue os padrões internacionais do mundo ocidental, oriundas do projeto Ariane, e difere da concepção aplicada na Rússia, embora os requisitos de segurança fundamentais sejam os mesmos. A repercussão das mudanças nas redes elétricas e pirotécnicas para os próximos veículos se fez sentir no tempo do desenvolvimento como um todo (projeto, fabricação, testes) e se fará sentir no aumento de massa do veículo, principalmente nos terceiro e segundo estágios, o que resultará em redução do desempenho; e

- gerenciamento do projeto e da qualidade. Foi proposta uma envergadura mais ampla e profunda em relação à existente. O IAE não acatou a íntegra das recomendações, porque não dispõe dos meios administrativos para tal mudança de atuação.

Vários estudos e testes foram encomendados à empresa, tendo sido concluídos em 2011. O objetivo dos testes era obter propriedades físicas de materiais empregados no VLS-1, para as quais o Brasil não dispõe do equipamento necessário. Os estudos de engenharia envolveram aerodinâmica, gásdinâmica, cargas estruturais, acústica, termoelasticidade. Um dos estudos surgiu de uma crítica dos especialistas da empresa sobre a concepção das tubeiras dos motores. Segundo eles, a concepção adotada favorecia a expulsão do inserto de carbono-carbono durante a queima do motor. A realização do estudo envolveu a determinação das propriedades termofísicas de materiais utilizados na fabricação das tubeiras, seguida da análise numérica das tubeiras sob a ação dos gases de combustão. O estudo revelou que a concepção usada era segura. Havia confiança do IAE na solução empregada porque foi recomendada, no passado, por especialistas da Société Nationale de Poudres et Explosives (SNPE), da França, e testada em vários motores no Brasil. Os dois eventos em que o inserto foi expulso em tiro em banco e que assustaram os especialistas russos foram plenamente justificados, sem com a preocupação levantada, como se relata a seguir:

- em um tiro de motor S44, foi reutilizado um inserto, que não suportou ser novamente exposto à carga térmica; e

- em tiro do motor S40, foi utilizado um inserto de baixa qualidade que foi soltando as varetas de carbono-carbono, causando a sua expulsão.

Os resultados dos outros estudos citados foram avaliados pelas equipes técnicas do IAE, mas após minha aposentadoria, o que não me permite relatar suas eventuais consequências.

Pessoalmente, considero que os contatos com a empresa poderiam ser mais bem aproveitados, pelas seguintes razões:

- a resposta do IAE durante a avaliação do VLS-1 foi lenta. A proposta principal de efetuar um voo parcial com apenas os dois primeiros estágios ativos foi acatada e prevista inicialmente para dois anos após o início da avaliação, mas o voo ainda não ocorreu;

- a preparação dos requisitos sobre os estudos encomendados ocorreu por *e-mail*, o que foi insuficiente para estabelecer o escopo de cada trabalho com a perfeição necessária. Embora fossem previstas reuniões intermediárias durante a execução dos trabalhos, estas não ocorreram por insuficiência administrativa;

- não foi contratada a participação dos especialistas russos para o acompanhamento dos testes de desenvolvimento e qualificação dos equipamentos e subsistemas modificados para o voo. A própria

morosidade nos trabalhos em curso no IAE inviabilizaria tal acompanhamento. Essa atividade conjunta poderia aumentar muito a segurança do próximo voo, porque os especialistas russos já conheciam o projeto em detalhes e eram experientes na realização dos ensaios de qualificação;

- o trabalho conjunto viabilizaria e aceleraria a evolução das etapas do próximo lançador de satélites; e

- a existência de um parceiro externo contratado exerce pressão positiva em todas as camadas participantes, desde a alta esfera governamental até a base da pirâmide funcional. Para isso, é preciso querer que os projetos evoluam, como quiseram outros países.

4.6.2 VLM

Em meados da década de 1990, o andamento do desenvolvimento do então VLS estava insatisfatório e sem uma perspectiva palpável do primeiro lançamento. Pensou-se então em atingir um objetivo político de inserção em órbita de pequenas massas. Na época, o INPE demonstrou interesse neste tipo de missão (Kasemodel, 2005, pág. 5). Especulou-se sobre a possibilidade de o corpo central do VLS ser capaz de inserir uma pequena massa, um “radinho de pilha”, em órbita baixa. Os estudos preliminares mostraram que o corpo central não dispunha de energia suficiente e era preciso acrescentar um pequeno motor sólido de apogeu, denominado S33, que seria alojado no interior da Coifa Principal, o que resultaria na inserção de 50 kg em uma órbita circular equatorial de 770 km de altitude. Foram estudadas também configurações em que eram adicionados *boosters* com motores S20 e S30 para aumento de desempenho. Obtido esse resultado, a AEB inseriu no Plano Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) o desenvolvimento do Veículo Lançador de Microsatélites (VLM), para o qual era previsto um prazo máximo de dois anos. Com o prosseguimento dos estudos preliminares, identificou-se a dificuldade de controlar o veículo na fase de voo do terceiro estágio, porque o sistema de controle aventado para tal fim ficava muito próximo ao centro de gravidade do conjunto, tornando assim o torque de controle muito baixo. Esta e outras considerações constantes na referência citada acima levaram à recomendação de paralisar o projeto. Nesse ínterim, a qualificação do motor S33 foi concluída, mas o motor nunca foi utilizado em voo (veja também os comentários sobre o foguete SONDAIIIA).

O episódio do VLM amadureceu em mim o óbvio tardio. Percebi que deveríamos ter escolhido a arquitetura mais simples possível para o primeiro lançador, com capacidade para inserir apenas um “bip-bip” em órbita baixa equatorial. Esse feito, embora de pequena relevância no cenário internacional e aparente irrelevância nacional, teria possibilitado que adquiríssemos a experiência de uma inserção em órbita bem antes do primeiro lançamento do VLS. Acredito que o ímpeto ganho nesse “pequeno” feito teria alinhado as vontades nacionais para que viéssemos a ter um Programa Espacial na prática. Concluí que a meta de satelitização estabelecida pela MECB foi excessiva em relação à capacidade de realização existente, mesmo naquela época em que se vivia em efervescência. O quadro agravou-se porque não houve o crescimento de investimentos compatíveis com o porte do VLS-1.

4.6.3 VLS-2

Durante o desenvolvimento do VLS-1, houve sempre a preocupação com o aumento de desempenho, visando a satélites de maior massa e diferentes órbitas, a serem identificados no interesse nacional. Em diversos contatos com entidades europeias (CNES, DLR) e russas (MAI, GRTs Makeyev, Keldish Institute por meio do Prof. Yuri Goergievitch Sikharulidze (2001), foram realizados estudos de viabilidade empregando motores sólidos maiores que o S43 e motores líquidos de vários portes. A documentação gerada está arquivada no IAE. Não houve o desenvolvimento de um motor sólido de maior porte até 2013. Quanto à propulsão líquida, foi realizado o desenvolvimento no IAE do motor L5, com empuxo

nominal de 5 kN no vácuo, com o objetivo de impulsionar o quarto estágio do VLS-1. Está em preparação um veículo composto pelo S30 e o L5, que tem por objetivo testar os sistemas do L5 em voo. Um dos desafios consiste em efetuar a ignição do motor líquido em queda livre, quando podem ser formadas bolhas nas linhas de alimentação.

4.6.4 VLM-1

Por volta de 2010, ressurgiu o interesse em lançamentos de micro e nanossatélites, sugerido pelo DLR/MORABA. A origem da ideia está no lançamento do experimento SHEFEX III, que necessita de uma velocidade de reentrada superior àquela obtida para o SHEFEX II. O parceiro europeu percebeu que a energia embarcada no foguete de sondagem que executará a missão suborbital é suficiente para a inserção de pequenas massas em órbita baixa. O DCTA e o IAE aceitaram os dois desenvolvimentos, e o veículo VLM-1, como foguete de sondagem, está na fase de estudos preliminares. Seu projeto inclui o desenvolvimento de um motor sólido com 12 toneladas de propelente a ser utilizado nos dois primeiros estágios. O experimento deverá atingir a velocidade de 7 km/s a 100 km de altitude. Os estudos de desempenho do lançador de satélites derivado ainda serão realizados.

4.7 Veículos estrangeiros

Diante da fartura de informações disponíveis na internet, convém aqui apontar algumas referências para que o leitor interessado inicie sua busca.

A referência (Isakowitz, 1991) constitui uma excelente fonte de informações sistematizadas sobre os mais variados lançadores existentes à época daquela publicação. A empresa Space Launch (<http://www.spacelaunchreport.com>) apresenta os lançamentos efetuados e programados, bem como dados dos lançadores.

Os seguintes *sites* merecem ser visitados:

- <http://www.arianespace.com> (a empresa comercializa os lançamentos de satélites utilizando o lançador europeu Ariane 5).
- <http://www.braeunig.us/space/specs/lgmarch.htm> (a página apresenta dados da família de foguetes Longa Marcha, do programa espacial chinês. Os satélites CBERS são lançados por foguetes dessa família).
- <http://www.cla.aer.mil.br> (página do Centro de Lançamento de Alcântara)
- <http://www.iae.cta.br> (página do IAE)
- <http://www.isro.org> (a Indian Space Research Organization – ISRO – é o órgão estatal de desenvolvimento de todos os segmentos espaciais da Índia).
- <http://www.khrunichev.ru> (a empresa é a produtora do lançador Proton. O *site* tem versão em inglês).
- <http://makeyev.ru> (a empresa GTs Makeyev é a desenvolvedora dos mísseis russos nucleares lançados de submarinos. Atualmente, alguns mísseis foram adaptados para realizar missões de lançamento de satélites. A empresa trabalhou junto ao IAE, na revisão do projeto do VLS-1 e na proposição de melhorias. Recentemente, a empresa está utilizando a sigla GRTs Makeyev para ficar mais fiel ao seu nome em russo).
- <http://www.orbital.com> (a Orbital Sciences foi a empresa que desenvolveu, com o apoio da NASA, o foguete Pegasus, que colocou em órbita o satélite brasileiro SCD-1).
- <http://www.sea-launch.com> (a empresa Sea Launch é a subsidiária da *Boeing* que opera o sistema de lançamento de satélites utilizando o foguete Zenith, o qual decola de uma plataforma de exploração de petróleo adaptada. A operação de lançamento é controlada por um navio).

- <http://www.spacex.com/> (SpaceX é a empresa privada que desenvolveu os lançadores de satélite da família Falcon).
- <http://www.yuzhnoye.com> (o Bureau de Projetos Yuzhnoye tem longa tradição no desenvolvimento de mísseis e lançadores de satélites, cuja origem foi o esforço militar da URSS. Atualmente, a empresa produz o lançador Zenith, que compõe o empreendimento Sea Launch).

4.8 Campos de lançamento

A figura 4.40 ilustra a localização de vários campos de lançamento no mundo. Observa-se que cada país quer ter sua base doméstica, escolhendo a melhor situação possível. Ainda assim, muitas dificuldades devem ser superadas. Algumas delas são comentadas a seguir:

- Centro Espacial Kennedy (KSC). Essa foi a localização mais próxima do Equador e que atende a requisitos de segurança, encontrada pelos norte-americanos, dentro de seu território continental. As dificuldades para lançamento a partir do KSC não são poucas: tráfego intenso de aviões e navios; frequência de tufões, perda de eficiência nos lançamentos equatoriais;
- Baikonur (Tyuratam). O lançamento do Proton foi planejado para esse campo, na época da União Soviética. Naquele período, já havia uma séria restrição de segurança, obrigando o lançador a percorrer um estreito corredor, sobre o Afeganistão. Atualmente, a Rússia aluga do Kazakstão o uso do campo, bem como áreas de impacto de estágios;

Imagem Jorge Amery



Figura 4.40 Campos de lançamento no mundo

- Wallops. Os EUA estão promovendo esse campo da costa da Virgínia para lançamentos de foguetes de sondagem, sua atividade tradicional, e lançadores. O Brasil já efetuou dois lançamentos de SIII, a partir dessas instalações, e viveu as restrições do intenso tráfego aéreo e naval da região, ocasionando janelas de lançamento bastante estreitas. Para lançamentos de satélites, a localização do campo é desfavorável para lançamentos equatoriais devido a sua latitude;

- CLA. O campo é bastante favorável a lançamentos equatoriais. Do ponto de vista de segurança de voo, existem restrições a considerar: a proximidade de São Luis e de algumas ilhas (Santana e Carrapatal) e a costa da África, no caso dos lançadores de satélites.

O clima das relações internacionais está favorável ao uso de campos por nações estrangeiras. Por exemplo, o Zenit, de origem ucraniana, é lançado de plataforma marítima, dentro do projeto Sea Launch, liderado pela Boeing. Cogita-se lançar o Pegasus (EUA) e o Ciclone (Ucrânia) do CLA. A Rússia especula efetuar lançamentos a partir de Woomera, na Austrália, bem como planejava o projeto Kistler (EUA). Em todos os casos citados, o principal aspecto das negociações é a transferência de tecnologia de satélites e lançadores. Os compromissos de salvaguarda de informações e de não intromissão são selados

entre governos, de modo que os itens para lançamento entram no outro país sem inspeção alfandegária. As operações de integração, testes e lançamento são efetuadas exclusivamente por pessoas do país de origem do lançador e do satélite.

4.9 Preços de lançamento

Pode-se comparar de duas formas os preços de lançamento: preço da operação de lançamento total de cada lançador, ou o preço do quilo de carga útil.

O preço do lançamento de um satélite comercial é em média US\$51 milhões (Selding, 2009). No entanto, o preço do lançamento a ser pago pelo proprietário do satélite depende de muitas variáveis, tais como:

- o volume de satélites a ser lançado. A manutenção da constelação de satélites Iridium contratou, por US\$492 milhões, o lançamento de 72 satélites, perfazendo o preço de US\$6,8 milhões por satélite, o que é considerado um preço muito atraente (Space News, 2011);
- a categoria do lançador, em termos de sua confiabilidade. Veículos novos atraem clientes com um preço menor, em função do risco maior;
- interesses comerciais e políticos. Normalmente os governos dos países subsidiam a produção dos lançadores de satélites e podem subsidiar mais fortemente o lançamento de satélites de seu interesse, sejam eles internos ao país ou estrangeiros. O artigo (Foust, 2013) aborda a influência da NASA Launch Services (NLS) no aumento de preço de lançamentos; e
- lançamento de satélites militares. Fatores como os níveis de sigilo, complexidade e confiabilidade elevam o preço do lançamento.

A seguir são fornecidos alguns exemplos de preços de lançamentos coletados na internet:

- a Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) pretende construir um pequeno lançador cujo preço de lançamento seja de US\$32 milhões, o equivalente a menos de um terço do atual H-2A (Via Satellite, 2009);
- o lançamento do AsiaSat pelo Proton custou US\$107 milhões. A AsiaSat também contratou um lançamento por US\$52,2 milhões, a ser realizado pelo Falcon9 (Selding, 2012);
- o preço médio de lançamento do Delta2 é de US\$137 milhões (Leione, 2012); e
- o satélite franco-americano Jason-3 pagou US\$82 milhões pelo Falcon9, preço este superior àquele pago pela AsiaSat, por ter sido negociado pelo NLS, o que não favoreceu o cliente.

A figura 4.41 baseia-se em dados compilados pelo engenheiro Toshiaki Yoshino, e ilustra o preço por quilo de carga útil para diferentes lançadores, evidenciando que os satélites maiores pagam menos por quilo.

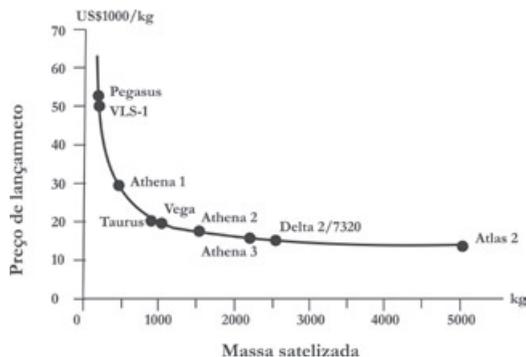


Figura 4.41 Preço de lançamento por quilo de carga útil

4.10 Operação de lançamento

A operação de lançamento de um satélite, ou de uma carga útil de foguete de sondagem, consiste na conjugação dos esforços dos três principais segmentos envolvidos: o campo de lançamento, o foguete e o satélite. Trata-se de um evento dispendioso, em vários aspectos, e delicado. Sua abordagem completa é volumosa, sendo, portanto, selecionados alguns poucos tópicos e apresentados de forma resumida.

Missão de lançamento

A missão de lançamento é definida com tanta antecedência quanto a necessária para que todas as interfaces entre o satélite, o lançador e o campo fiquem resolvidas, dentro do prazo requerido para o lançamento em si.

Em um lançamento comercial, além dos aspectos técnicos, é preciso estabelecer:

- os acordos governamentais prevendo *trade-offs*, *offsets*, a preservação do sigilo de informações, *end use* e *end user*;
- as cláusulas contratuais que especificam prazos, multas, preços, salvaguardas, dados técnicos a serem fornecidos pelas partes envolvidas;
- o contrato de seguro do satélite, cobrindo a possibilidade de insucesso na chegada do satélite a sua órbita.

Do ponto de vista técnico, os requisitos do satélite (parâmetros orbitais e janela de lançamento) constituem a principal informação quanto à missão a ser cumprida pelo lançador. Mas para que a missão se cumpra, a coesão entre as interfaces do trinômio campo – lançador – satélite é essencial. Como serão vistas a seguir, as interfaces são complexas porque não se restringem ao contato mecânico e elétrico, mas envolvem as organizações que dão sustentação a cada segmento.

Interface entre o satélite e o lançador

O Manual do Usuário do lançador contém todos os dados necessários ao proprietário do satélite, para que seja feita a análise de compatibilidade. O documento descreve as interfaces mecânicas, elétricas, eletromagnéticas e as condições ambientais no solo e em voo.

As interfaces mecânicas compreendem:

- o acoplamento mecânico entre o adaptador do lançador e o satélite. O lançador pode disponibilizar vários adaptadores para que seja selecionado aquele que mais se adequa. O acoplamento prevê também a interface de atuação do sistema de separação. É possível haver a negociação sobre as interfaces a serem providas pelo lançador, satisfazendo requisitos do satélite;
- o volume disponível dentro da coifa. Esse volume é menor que as dimensões internas da coifa, já que esta vibra e se deforma. O próprio satélite pode vibrar, devendo-se então verificar se não existe interferência em alguma fase do voo; e
- a análise acoplada, mencionada na seção 5.3.

As interfaces elétricas compreendem:

- alimentação no solo e em voo;
- transmissão de sinais de monitoramento do satélite pelo enlace de rádio do lançador;
- acionamentos do satélite pelo lançador.

A interface eletromagnética relaciona-se com as interferências que possam ocorrer entre os equipamentos do lançador e do satélite, ocasionando falhas.

As condições ambientais do lançador são descritas por:

- ambiente térmico no solo. Em geral, o habitáculo do satélite recebe insuflação de ar-condicionado em temperatura, umidade e limpeza;

- ambiente térmico em voo. O aquecimento do ambiente devido à presença do satélite é um estudo a ser feito. Embora a coifa sofra a ação intensa do escoamento aerodinâmico, sua proteção térmica é suficiente para que a sua parede interna não atinja temperatura elevada e afete o satélite;

- pressão ambiente. A coifa tem orifícios que permitem o escape do ar, à medida que o veículo sobe. A variação de pressão do ambiente em função da altitude é o dado fornecido. Essa informação é importante na identificação de um possível choque mecânico no satélite no momento de abertura da coifa. Caso não haja a equalização, no momento da abertura da coifa, o ar atmosférico aprisionado é subitamente liberado, causando excitação mecânica sobre o satélite;

- acústica. O ambiente acústico é bastante intenso na decolagem, devido à reflexão da acústica dos motores no solo. As plataformas de lançamento dos grandes lançadores são projetadas para atenuar esse efeito, utilizando-se de túneis, lençóis de água e defletores. O nível acústico de um motor é da ordem de 160 dB, podendo chegar a 140 dB no nível da coifa. A coifa pode ser equipada com atenuadores em suas paredes para que o satélite possa sobreviver. São dois os pontos fracos dos satélites em relação a esse aspecto: os grandes painéis solares são recobertos de películas que vibram em alta frequência, podendo entrar em fadiga. O mesmo pode ocorrer com os diminutos componentes eletrônicos. A passagem pelo transônico e pela pressão dinâmica máxima também pode representar um carregamento excessivo. Para que se tenha sentimento físico do que aqueles números significam, o nível acústico audível ao qual o ouvido humano é sensível é denotado por dB(A), que é a ponderação do sinal acústico por um filtro que simula a audição humana. O limiar da dor é alcançado em 120 dB(A), já podendo causar lesões (EADS, 2008);

- acelerações. Da mesma forma que os equipamentos do veículo são sensíveis a esses fatores, os satélites podem ser ainda mais frágeis. A estimativa das solicitações dinâmicas sobre o satélite, durante o voo, é obtida na citada análise acoplada.

Outro requisito do satélite, que se refere simultaneamente ao lançador e ao campo de lançamento, é a classe de limpeza do ambiente do satélite. As instalações de integração e teste devem satisfazer a limites de: impurezas em dispersão no ar, temperatura e umidade. Da mesma forma, o ambiente de integração do satélite ao lançador deve satisfazer àquelas condições. O ambiente da coifa também deve prover a classe de limpeza requerida.

Interface entre o campo, o lançador e o satélite

O campo deve colocar à disposição de seus usuários uma vasta infraestrutura com as seguintes facilidades, entre outras:

- instalações de armazenagem de motores, embalagens, equipamentos;
- instalações de integração e testes que satisfaçam necessidades ambientais peculiares (temperatura, umidade, classe de limpeza) e de segurança em caso de incêndio e explosões;
- equipamentos de integração e de transporte;
- estações de radar, telemetria e meteorologia;
- meios de integração do foguete e do satélite ao foguete;
- meios de lançamento do foguete;
- instalação de controle e acompanhamento das atividades no solo e do voo; e
- no caso de motores com propelente líquido, são necessárias as instalações de armazenamento e de carregamento do propelente no foguete e no satélite.

Há também os serviços a serem prestados pelo campo, tais como:

- apoio administrativo;

- hospedagem das equipes de trabalho e de visitantes;
- transporte dos contêineres entregues em aeroporto ou porto das proximidades;
- segurança de solo;
- segurança de voo;
- operação das várias estações locais e remotas;
- interface com estações remotas pertencentes a outras organizações nacionais e estrangeiras;
- acompanhamento da trajetória;
- interface com as equipes de resgate de cargas úteis e partes de veículos;
- interface com as equipes de esclarecimento da área de lançamento;
- interface com as equipes de pronto-socorro.

A segurança de solo inicia suas atividades antes da chegada das equipes do lançador e do satélite, ao designar os vários postos de trabalho e ao organizar as áreas de diferentes riscos. Com a chegada das equipes, é atribuído o nível de acesso de cada profissional de acordo com suas atividades e em que momento elas serão executadas. Durante todo o processo de integração, testes e lançamento, a segurança de solo zela pela obediência aos preceitos e regras estabelecidas tanto sobre o efetivo interno à operação de lançamento quanto a visitantes. Sobre os procedimentos técnicos relativos ao lançador e ao satélite, cabe à segurança de solo limitar atividades concomitantes àquelas de risco, limitar o número de participantes nos momentos de risco e prover meios de socorro em caso de acidente a qualquer tempo. As regras de segurança de solo do campo de lançamento subordinam-se às regras estabelecidas pela AEB, e ambos os documentos, nos quais essas regras são estabelecidas, estão disponíveis na página da internet das respectivas organizações. O gerenciamento da segurança de solo localiza-se no Centro de Controle (esse nome que varia em cada organização), onde são tomadas as decisões, inclusive de interrupção e continuidade das atividades durante a cronologia de lançamento, com base nas informações emitidas pelos vários agentes e pela observação dos vários pontos de controle, por meio de câmeras de vídeo.

A atividade de segurança de voo, em síntese, compreende as seguintes ações:

- delimitação da Zona de Livre Evolução (ZLE), na qual é aceitável a evolução do ponto de impacto do veículo e suas partes. Um diagrama típico da ZLE para o VLS-1 é esquematizado na figura 4.42. A região mais escura é aquela em que há propulsão dos motores. A região mais clara corresponde à entrada do satélite em órbita, quando não há mais risco de queda no solo decorrente da operação de lançamento.

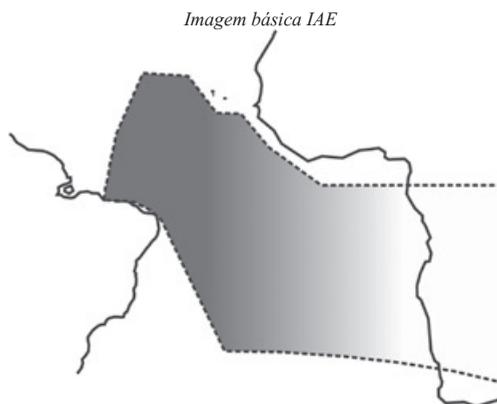


Figura 4.42 Zona de Livre Evolução para o VLS-1

A definição acima foi utilizada nos dois primeiros voos do VLS-1, em que a órbita era equatorial com injeção no Hemisfério Sul. Note-se que a linha limítrofe inferior acompanha o litoral entre o Maranhão e o Rio Grande do Norte e depois se afasta em direção à África. A linha superior acompanha a costa norte da península de Alcântara, seguindo até a ilha de Cabo Verde e costeando a África até ficar paralela à linha inferior. O fato de que as linhas prosseguem sobre o território africano não significa que ali é permitido o tombamento de partes do veículo, mas sim a evolução do satélite em órbita, já que a extinção do motor S44 ocorreria sobre o oceano, significando que ao sobrevoar aquele continente o motor estaria em órbita;

- definição dos critérios de teledestruição do veículo e acionamento do sistema de terminação de voo, caso os critérios de segurança sejam violados;
- estabelecimento e operação de todos os recursos necessários ao acompanhamento do voo e à identificação dos parâmetros que permitem julgar se os critérios de segurança são atendidos durante o voo;
- estabelecimento das probabilidades de impacto do veículo e suas partes, no próprio Campo, em territórios nacionais e estrangeiros. A título de exemplo, as probabilidades de impacto adotadas pelo campo de Wallops (EUA) são reproduzidas na tabela 4.11.

Tabela 4.11 Probabilidades de impacto autorizadas em Wallops

	Não participantes da operação	Participantes da operação
Morte	10E-06	10E-05
Impacto em navio	10E-05	10E-05
Impacto em avião	10E-07	10E-07

No estudo de Gomes (2003), são detalhados os conceitos que permitem o estabelecimento das probabilidades acima. Em resumo, admite-se que a dispersão de cada ponto de impacto, em torno de sua posição nominal, é uma distribuição gaussiana. É possível então obter a probabilidade de impacto sobre um objeto de dimensões conhecidas quando este está situado dentro da área de impacto. Quando a segurança de voo atribui a máxima probabilidade de impacto sobre um navio, por exemplo, significa que durante a operação de lançamento, o navio só pode navegar além da distância em relação ao ponto de impacto nominal, correspondente à probabilidade de impacto especificada.

Portanto, cabe ao campo desviar os tráfegos marítimo e aéreo no interior da ZLE, durante o período considerado necessário, ou interromper a cronologia de lançamento, caso haja algum tráfego que desobedeça as restrições. Durante a fase inicial do voo, todo o pessoal presente no campo deverá estar abrigado em áreas designadas pela segurança de solo.

Quanto ao resgate de cargas úteis e partes dos foguetes, cabe ao campo solicitar auxílio de unidades de resgate marítimo e de reconhecimento aéreo, a qual identifica visualmente o local do resgate, orientada por sinalizadores e pelo rastreamento de radar. No Brasil, as equipes de resgate e reconhecimento aéreo são compostas de pessoal e equipamentos militares.

O campo de lançamento detém uma vasta, complexa e sofisticada infraestrutura. Sua implantação e manutenção são caras. No Brasil, os dois campos de lançamento são à beira-mar, favorecendo aspectos de segurança de voo, mas a atmosfera salina é agressiva em relação aos equipamentos eletrônicos e aos itens feitos em aço. Portanto, o campo exerce atividade permanente de manutenção de suas instalações para estar sempre apto às operações de lançamento. A melhor maneira de promover essa condição é o lançamento frequente de foguetes. Para esse fim, foram comprados e desenvolvidos foguetes de treinamento do campo, que também pretendem manter os operadores aptos. Inicialmente, a cadência prevista

de lançamento dos foguetes de treinamento é de quatro por ano, em cada campo. O leitor é convidado a visitar as páginas dos campos americanos e os de Esrange e Andoya, para que possa comparar com as atividades dos campos nacionais e tirar suas conclusões.

Na figura 4.43, é ilustrado o complexo de instalações do CLA, indicando a distância de cada instalação em relação à Torre Móvel de Integração (TMI) do VLS-1.

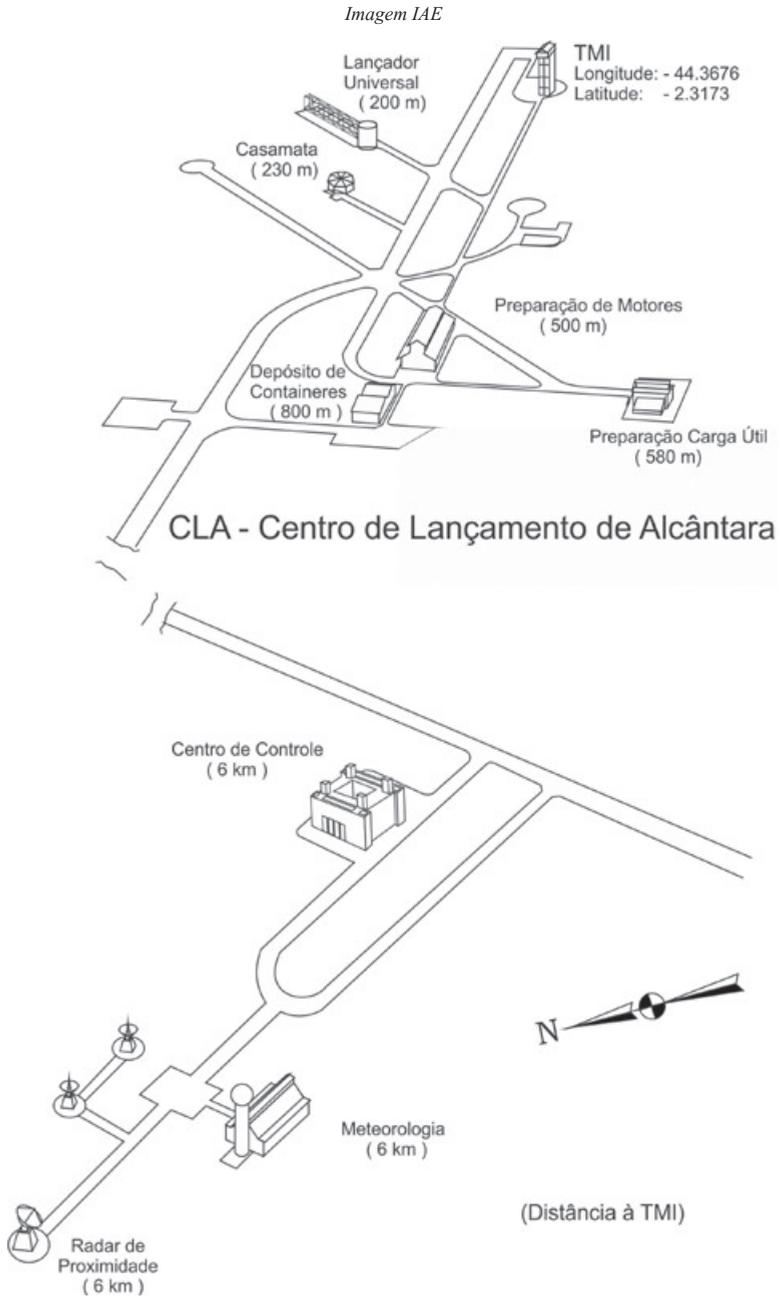


Figura 4.43 Campo de Lançamento de Alcântara

Em 2012, foi finalmente concluída a reconstrução da Torre Móvel de Integração (TMI), destruída no acidente de 2003. A instalação conta com muitas melhorias oriundas da experiência adquirida. O sistema de controle do deslocamento da TMI e sua instalação elétrica foram elevados a um alto nível de sofisticação, visando aumentar a segurança da operação de lançamento. Pela mesma razão, foi acrescentada uma torre fixa de escape, caso venha a ocorrer alguma situação de perigo durante a integração e apronto do VLS-1. Cabe à sociedade brasileira ponderar sobre as seguintes questões:

- por que a reconstrução da TMI precisou de nove anos para ocorrer? A razão é exclusivamente devido às impugnações das duas primeiras licitações?
- a complexidade da nova TMI é compatível com o VLS-1?
- há ou haverá VLS-1 a ser lançado?
- quando seriam de fato esses lançamentos?
- como justificar que, após tanto tempo, não houvesse veículo pronto para lançamento?
- quando houve o acidente, estimava-se um voo, mesmo que parcial em 2006, pactuado no contrato de assistência técnica com a empresa GRTs Makeyev. Por que a meta não foi atendida?

Para que o leitor não seja conduzido a pensar em aspectos associados à corrupção e ao mau comportamento deste ou daquele, sugiro que procure saber qual foi o esforço feito pelos países bem sucedidos no desenvolvimento de lançadores de satélites e compare com esforço realizado no Brasil. Provavelmente, o leitor concluirá que, mesmo preservadas as proporções dos veículos em desenvolvimento, o esforço nacional foi insignificante.

Uma das atividades mais importantes do campo de lançamento é o acúmulo de informações a respeito dos fatores climatológicos na região do voo atmosférico dos foguetes. Esses fatores incluem dados sobre velocidade e direção do vento ao longo do ano, identificação de rajadas e ventos cortantes, estudo estatístico dessas informações, determinação da incidência de chuvas ao longo do ano, incidência de descargas elétricas, salinidade, umidade, pressão, atmosfera padrão. Apesar do esforço feito ao longo dos anos por profissionais abnegados, o volume de dados é ainda insuficiente, se comparamos ao que outros países fizeram para proporcionar precisão as suas atividades. Este é apenas um exemplo, dentre uma vasta gama de atividades necessárias ao suporte à atividade espacial.

Lembro-me que em 1986 visitei o Epcot Center e o pavilhão da Kraft, o gigante da alimentação americana. Em um subterrâneo iluminado por luz artificial, havia o cultivo de vegetais em condições de iluminação similares às de uma nave espacial. O propósito do experimento era colher dados para a futura viagem a Marte. Portanto, quando se fala de esforço espacial, é preciso entender sua extensão.

Muitos tópicos tratados acima aplicam-se também aos foguetes de sondagem e complementam o respectivo capítulo.

Capítulo 5: Projeto de foguetes

Este capítulo dedica-se aos conceitos utilizados no projeto do foguete, como um sistema, ou seja, em cada área evocada do saber, desenvolvem-se conceitos de forma integrada com outras áreas para que o sistema possa cumprir sua missão da melhor forma, dentro dos recursos disponíveis. Cada área especializada constitui um universo de saber ao mesmo tempo amplo e profundo. Normalmente, um novato domina os conceitos de sua área de especialização após cerca de três anos, supondo que a base obtida pela formação universitária tenha sido boa e que, futuramente, o especialista conte com um mentor já experiente. Hoje existe um grande volume de informações disponíveis em livros, artigos e na internet, mas o saber só se consolida pela união da base teórica com a realidade do desenvolvimento. Quando se diz que “na prática a teoria é diferente”, isso significa que os modelos matemáticos existentes ainda não representam a nova condição a ser compreendida e dominada. É a combinação da realização de bons testes, ou ensaios, sua análise profunda e o conseqüente enriquecimento de um modelo matemático que produz saber na prática da engenharia de desenvolvimento. É comum, ao realizar testes, encontrar comportamentos inesperados, que nos obrigam a refletir e finalmente dominar um novo problema de engenharia. Isso explica o custo de um desenvolvimento, em que o volume de testes demanda muitos homens-hora, materiais, fabricações, instalações e equipamentos. A negação dessa prática tem produzido resultados trágicos, mesmo quando o desenvolvimento é conduzido por equipe experiente.

5.1 Estagiamento e propriedades de massa

Como já comentado, uma decisão importante a ser tomada no momento da concepção de um foguete é o seu número de estágios. Essa caracterização do foguete denomina-se estagiamento ou repartição de massas e é consequência de muitos fatores. Essa seção se dedica aos conceitos que ajudam na decisão, sob o ponto de vista da física, do comportamento de um foguete, quando ainda não há decisão sobre a propulsão do foguete.

5.1.1 Equação de Tsiolkovskii

Em 1896, o cientista russo Konstantin Eduardovitch Tsiolkovskii, figura 5.5.1, estabeleceu a equação básica que rege o ganho de velocidade dos foguetes (Tsiolkovskii, 1947).

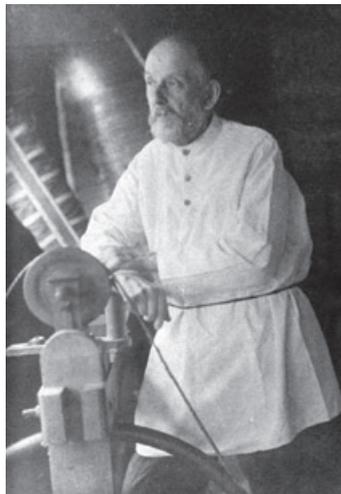


Figura 5.1.1 Konstantin Tsiolkovskii

A equação é utilizada até os dias de hoje nas estimativas preliminares de desempenho e apoia-se em ideias simples, mas de profundo significado. Considere-se o motor foguete em repouso. O Princípio da Conservação de Momentum nos diz que o momentum de um corpo não se altera se não houver uma ação externa. Portanto, quando o motor expulsa uma pequena quantidade de massa de gases (dm) a uma velocidade v_e , a massa do motor diminui de dm e ganha um pequeno acréscimo de velocidade dv . O momentum do conjunto não se altera porque tudo se passa sem ação externa, ou seja:

$$(m - dm)dv + v_e dm = 0$$

Desprezando o termo $dm dv$, por ser de segunda ordem, tem-se:

$$\frac{dv}{v_e} = -\frac{dm}{m} \rightarrow v = v_e \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right)$$

onde m_0 e m_f são as massas inicial e final do sistema, o qual perde massa e ganha velocidade.

Mas

$$v_e = I_{sp} g$$

onde:

- I_{sp} é o impulso específico a ser discutido posteriormente;
- g a aceleração da gravidade, com valor aproximado de 9,8 m/s².

Logo:

$$v = I_{sp} g \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right)$$

A equação de Tsiolkovskii é bastante simples e não considera muitos fatores reais e que influem no ganho final de velocidade, normalmente produzindo perdas. Por essa razão, a equação só deve ser usada na fase embrionária do projeto ou para testar a coerência de resultados. A análise da equação permite as seguintes conclusões:

- não importa como a massa do propelente é gasta, pois só interessam os valores inicial e final, ou seja, as queimas lenta ou instantânea produzem o mesmo resultado. No caso dos lançadores de satélites, a velocidade na travessia da atmosfera deve ser tal que os efeitos aerodinâmicos fiquem abaixo dos limites aceitáveis para o satélite e os equipamentos de bordo. Na fase fora da atmosfera, a velocidade de queima também deve ser tal que as acelerações sejam suportáveis pelo satélite;

- a relação entre as massas inicial e final evidencia a importância da massa estrutural (massa final) mínima. Como a massa estrutural não gera energia e a consome, quanto menor ela for, melhor será. A redução de massa estrutural só é possível pelo desenvolvimento de novos materiais ou pela otimização de massa nos veículos. No entanto, a otimização é cara e conduz a soluções que podem não representar um expressivo aumento na capacidade de lançamento. As soluções atuais equilibram o custo e as tecnologias disponíveis;

- o impulso específico (I_{sp}) traduz a eficiência do motor em produzir empuxo, sendo a velocidade final diretamente proporcional a esse parâmetro. No momento, estão disponíveis motores cujos limites de eficiência já foram atingidos. Portanto, outras tecnologias precisam ser desenvolvidas para haver ganho de eficiência.

Veículo com apenas um estágio

Um sonho perseguido na área espacial é o foguete monoestágio capaz de entrar em órbita (Single Stage to Orbit – SSTO). A equação de Tsiolkovskii nos ajuda a entender o porquê de ainda não se ter

conseguido realizá-lo. Analisemos a inserção de um satélite em uma órbita circular de 160 km, cuja velocidade a ser atingida é de 9.650 m/s. Os motores mais eficientes atuais têm impulso específico entre 300 e 400 s. Substituindo na equação de Tsiolkowskii, obtemos que a massa final do veículo deve ser aproximadamente um décimo da massa na decolagem. Atualmente, a melhor relação que pode ser obtida é de 25% nos veículos não reutilizáveis projetados para esse tipo de missão (Kaplan, 1995). Embora a referência citada date de cerca de vinte anos atrás, não há ainda solução prática para tal veículo. Portanto, para se chegar a um lançador monoestágio é preciso evoluir para motores bem mais eficientes e materiais que permitam a construção de estruturas mais leves, resistentes e rígidas. Se o objetivo fosse um veículo tripulado, então ele teria que ter combustível para regressar e considerar a massa da tripulação. Ainda será preciso muito trabalho para voar no foguete do Flash Gordon!

Veículo com vários estágios

Os veículos atuais aproximam-se da solução ótima de injeção em órbita, considerando que, à medida que os estágios inferiores se extinguem, são alijados, não sendo necessário levar sua massa estrutural até a órbita. Os lançadores atuais têm dois, três ou quatro estágios, raramente cinco.

É possível aplicar a equação de Tsiolkovskii aos veículos de vários estágios, admitindo que a velocidade final de injeção seja obtida pela soma dos incrementos de velocidade de cada estágio, ou seja, para um lançador com quatro estágios, tem-se:

$$v_f = v_1 + v_2 + v_3 + v_4$$

Utilizando a equação de Tsiolkovskii para cada estágio, temos:

$$v_f = I_{sp1} g \ln(m_1) + I_{sp2} g \ln(m_2) + I_{sp3} g \ln(m_3) + I_{sp4} g \ln(m_4)$$

onde

- m_i é a relação entre as massas inicial e final do veículo no final de queima do i -ésimo estágio;
- a velocidade final v_f é característica da órbita desejada. No caso de órbitas circulares, esse valor

é dado por: $v_f = \sqrt{\frac{GM}{r}}$, onde G é a constante gravitacional, M é a massa da Terra e r é o raio da órbita (altura da órbita + raio da Terra). O produto GM é conhecido por parâmetro gravitacional, que assume o valor 3,986 E5 km³/s². Para uma órbita de 700 km, $r = 6.373 + 700 = 7.063$ km. Portanto, a velocidade da órbita é de $v_f = 7,512$ km/s = 27.044 km/h.

Dessa forma, escolhendo o desempenho propulsivo de cada estágio e a tecnologia que resultará na massa estrutural e de acordo com a missão desejada, a relação acima permite que se verifique a viabilidade, ou não, das escolhas efetuadas. A mesma relação permite que se estabeleça o desempenho necessário a estágios a serem desenvolvidos, completando a energia inerente à missão do veículo.

Agora o leitor pode entender porque a técnica soviética adotou o conceito de estágio como sendo a fase de voo do veículo durante seu incremento de velocidade. Note-se que o ganho de velocidade se faz sob a ação do propulsor principal ativo, mas que impulsiona toda a massa inerte do veículo durante aquela fase ou aquele estágio de voo.

Salienta-se que existem massas alijadas além dos estágios. Consideremos dois exemplos no VLS-1:

- a Coifa Principal é alijada durante a fase propulsada do terceiro estágio. Sendo assim, pode-se dividir essa fase em duas etapas: aquela em que a Coifa está presente e aquela em que sua massa não mais absorve a energia do motor;

- a massa do propelente do SCR é gasta parcialmente durante a fase do voo do segundo estágio. Embora ela seja pequena em comparação com a massa total do veículo, seu consumo representa um

pequeno ganho de desempenho;

- o fluido do Sistema de Atuação da Tubeira Móvel também é perdido;
- o Sistema de Gás Frio e o Sistema de Impulsão de Rolamento também perdem massa na fase que antecede a ignição do quarto estágio. Nesse caso, o voo é balístico, ou seja, não há propulsão dos motores principais. Esses dois sistemas são ejetados junto com a Baía de Equipamentos e, portanto, não influem na perda de massa nem do terceiro nem do quarto estágio.

5.1.2 Balanço de massas

As propriedades de massa de um corpo compõem-se da distribuição de massa, do centro de gravidade, das inércias de arfagem, guinada e rolamento e dos produtos de inércia. O histórico das propriedades de massa consiste da variação das propriedades de massa de um corpo em função do tempo. O balanço das propriedades de massa, ou simplesmente balanço de massas, consiste da contabilização de todas as propriedades de massa em determinado instante de um sistema, ou subsistema. Sua importância no projeto está no mesmo nível de quaisquer outros dados fundamentais do veículo.

No cálculo do balanço de massas, estão incluídos todos os itens do veículo, não importando o seu porte, tais como: parafusos, arruelas e porcas; suportes; tubulações; gases e fluidos; equipamentos eletrônicos e pirotécnicos; propelente; elementos estruturais; pintura, e quaisquer outros presentes no foguete.

O detalhe e o refinamento dos dados evoluem durante o projeto, passando por fases, tais como:

- estimativa por semelhança a partes já conhecidas, de projetos desenvolvidos pela equipe, ou de informações obtidas de veículos de outra procedência;
- estimativa por fórmulas de geometria e pelo uso de CAD; e
- medição de itens, equipamentos e subsistemas prontos e substituição dos dados simulados por aqueles medidos.

No caso de um lançador de satélites, o estabelecimento de um balanço de massas preciso é essencial ao cumprimento da missão. Os estágios superiores são medidos ou estimados com grande precisão, para permitir a inserção em órbita dentro das tolerâncias impostas pelos requisitos do satélite.

O cálculo das propriedades de massa não é complexo em sua essência, como pode ser visto na formulação que se segue, em que se toma um subsistema como exemplo.

A massa M de um subsistema é dada por:

$$M = \sum_{i=1}^n m_i$$

onde:

m_i = massa de cada item do subsistema; e

n = número de componentes do subsistema.

O centro de gravidade é dado por:

$$X = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{M}$$

onde:

X = centro de gravidade do subsistema, em relação a uma origem arbitrária. Normalmente escolhe-se como referência a interface do subsistema com o anterior;

x_i = centro de gravidade de cada item, em relação à mesma referência para a qual se quer obter X .

O momento de inércia, ou simplesmente inércia, de arfagem ou guinada é dada por:

$$I = \sum_{i=1}^n [I_i + m_i (X - x_i)^2]$$

onde:

I = inércia de arfagem ou guinada do subsistema, em relação ao sistema de eixos com origem no cg do subsistema;

I_i = inércia de arfagem ou guinada de cada item, em relação ao cg de cada item.

No caso da inércia de rolamento, tem-se:

$$I_r = \sum_{i=1}^n (I_{ri} + m_i r_i^2)$$

onde:

I_r = inércia de rolamento do subsistema;

I_{ri} = inércia de rolamento de cada item do subsistema;

r_i = distância do cg de cada item ao eixo de rolamento do subsistema.

A dificuldade em se obter o balanço de massas reside em:

- obter bons dados relativos aos itens que compõem o subsistema;
- representar corretamente a evolução de massas dependentes do tempo, em relação ao que ocorre no veículo, durante o desenrolar da trajetória. Tais massas variáveis podem ser exemplificadas por:

- propulsores principais. Essa é a maior variação das massas durante as fases propulsadas principais;

- partes alijadas tais como estágios e a coifa. Esses eventos produzem perda abrupta de massa;

- sistemas propulsivos auxiliares localizados na parte alta e que são acionados durante a operação de vários estágios;

- queima simultânea de propulsores principais em uma janela de tempo. Essa situação ocorre no VLS-1, quando o motor do segundo estágio é iniciado antes da extinção dos motores do primeiro estágio.

Finalmente observa-se que não é possível realizar o cálculo de trajetória sem o correto balanço de massas. Ficam assim todos os outros estudos igualmente dependentes da qualidade desses dados.

Nas próximas seções, são apresentados os conceitos mais especializados necessários ao projeto de lançadores. Esses conceitos são abordados em estudos preliminares, em que os modelos de análise são simplificados, mas ainda assim poderosos, porque definem a essência do projeto.

O foguete, não importando o seu porte, é um sistema complexo no que se refere às várias áreas do saber que foram desenvolvidas para tornar possível dominar todos os aspectos de sua física, química e do gerenciamento do desenvolvimento e da produção. As principais áreas são exploradas nas próximas seções, com nível de detalhe apenas suficiente para dar entendimento do comportamento do foguete como um todo. Cada uma dessas áreas constitui hoje um universo de informações às quais se dedicam profissionais extremamente especializados.

A título de ilustração da importância em se contabilizar as propriedades de massa, cita-se a referência (Boynton, 1987), na qual são ilustradas práticas aplicadas aos foguetes.

5.2 Propulsão

A elaboração desse capítulo contou com a revisão do engenheiro Wilson Kiyoshi Shimote, especialista em propulsão do IAE.

A propulsão do foguete é responsável pela geração da energia que o move e é originária geral-

mente da queima de um par, combustível – oxidante, denominado propelente. Os gases oriundos da combustão são ejetados em alta velocidade, promovendo assim o movimento do foguete. A essência do conceito é a mesma do caso de um balão de aniversário quando a soltamos. O ar expelido faz com que o balão se desloque velozmente no ambiente. No caso do foguete, os gases são acelerados quando passam pela tubeira, aumentando muito a eficiência da energia gerada pela queima do propelente.

A questão que vem sempre à mente das pessoas curiosas sobre a atividade espacial é se o emprego de propelente sólido é válido, ou se é uma tecnologia ultrapassada. A resposta é que tanto a propulsão sólida como a líquida são válidas, e o que define a escolha são fatores técnicos e econômicos. Os detalhes desse assunto são discutidos ao final deste capítulo, para que as razões técnicas sejam mais bem compreendidas. No entanto, salienta-se que lançadores comerciais modernos utilizam os dois tipos de propulsão, como no caso do Ariane 5 e Space Shuttle, em que os *boosters* são sólidos e os motores principais são líquidos, e, no caso do PSLV indiano, há estágios com propulsão sólida e outros com líquida.

5.2.1 Parâmetros propulsivos

Os parâmetros propulsivos apresentados a seguir aplicam-se tanto à propulsão sólida quanto a líquida, porque caracterizam o comportamento do motor sem entrar profundamente no campo das transformações termofísico-químicas da combustão do propelente e de seus gases. A literatura sobre todos os aspectos da propulsão de foguetes é vasta, e a bibliografia deste livro indica textos fundamentais para a iniciação daqueles que a desejarem.

A figura 5.2.1 esquematiza um foguete se movendo na atmosfera (Barrère, 1960)

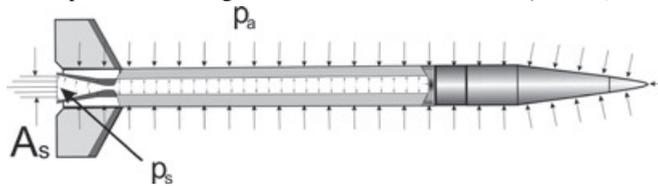


Figura 5.2.1 Geração do empuxo em um motor

A integração das pressões interna (câmara de combustão e tubeira) e externa (pressão do ar) atuantes sobre o foguete produz a expressão da força de empuxo apresentada a seguir:

$$F = v\dot{m} + A_s(p_s - p_a)$$

onde:

F = empuxo

v = velocidade média de escape dos gases

\dot{m} = vazão de massa dos gases

A_s = área de saída da tubeira

p_s = pressão estática de saída

p_a = pressão do ambiente

Portanto, o empuxo é composto de duas parcelas:

- a primeira decorre da alta vazão de massa dos gases associada a sua velocidade de escape, que produz a principal parcela do empuxo; e
- a segunda deve-se ao desequilíbrio entre a pressão estática dos gases de combustão na saída da tubeira e a pressão atmosférica. Essa parcela tem pequena magnitude, se comparada à primeira, mas é importante porque pode significar a redução do empuxo.

Analisemos os parâmetros da equação apresentada para melhor entendermos o funcionamento de

um motor de foguete.

Velocidade média de escape dos gases e vazão de massa

A determinação de v na saída da tubeira se apoia nos seguintes conceitos:

- conservação da energia no processo de combustão, ou seja, a energia química de combustão se transforma na energia cinética dos gases gerados;
- conservação de massa, ou seja, a massa de gases gerada pela queima é constante ao longo da tubeira; e
- os gases gerados se comportam como um gás ideal ($pV = nRT$).

Resultam as seguintes equações:

$$v = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{RT_0}{\mu} \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad e \quad \dot{m} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{\gamma\mu}{RT_0}} A_g p_0$$

Logo,

$$v\dot{m} = \gamma A_g p_0 \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

onde:

γ = razão de calores específicos = 1,28 (valor típico de propelentes sólidos)

R = constante universal dos gases perfeitos = 8,31 J/mole K

μ = massa molecular do gás = 25 g/mol (valor típico de propelentes sólidos)

T_0 = temperatura de combustão na câmara = 3200 K

p_0 = pressão na câmara de combustão

p_s = pressão na saída da tubeira

A_g = área da garganta

Essa equação mostra como os parâmetros listados anteriormente influem no empuxo:

- os parâmetros R , μ e T_0 são ligados à composição química dos gases da combustão, portanto, após sua escolha, sofrem pequena ou nenhuma influência dos demais parâmetros de projeto do motor;
- os parâmetros A_g e p_0 influem linearmente em $v\dot{m}$. Note-se que a pressão de saída é bem menor que a pressão de câmara. Logo, o termo em p_0 dentro do radical varia mais lentamente que o termo em p_0 fora do radical. Por isso, para pequenas variações dos parâmetros, pode-se considerar que a pressão de câmara influi linearmente em $v\dot{m}$;

■ o aumento da pressão de câmara é perseguido no projeto dos motores, mas quanto maior a pressão de câmara, maior a massa estrutural. Nos motores sólidos, é preciso encontrar a pressão ótima de trabalho porque o envelope motor, que contém o propelente, é a própria câmara de combustão, que deve ter espessura suficiente para resistir à pressão interna. Nos motores principais, é usual trabalhar com pressões máximas na vizinhança dos 70 bar. Nos motores líquidos a câmara de combustão é diminuta se comparada ao veículo, portanto sua massa tem influência muito menor na massa estrutural global. Sendo assim, os motores líquidos trabalham com pressões mais elevadas, podendo chegar a 300 bar. O aumento da pressão na câmara resulta na maior eficiência propulsiva dos motores líquidos;

■ o aumento da área de saída da tubeira também é buscado. Na prática, é preciso calcular a área de saída ótima, considerando a pressão ambiente de operação, e conciliar o aumento da massa do divergente com o aumento do impulso específico e também com o diâmetro do veículo;

■ o parâmetro γ é muito ligado às propriedades do propelente, mas é influenciado positivamente pela pressão de câmara.

Velocidade característica

A equação da vazão de massa pode ser escrita da seguinte forma:

$$\dot{m} = \frac{A_g p_0}{c^*} \quad , \quad c^* = \frac{\sqrt{RT_0}}{\sqrt{\gamma} \mu \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2}}}$$

onde c^* é a chamada de velocidade característica. Esse parâmetro tem duas utilidades práticas:

- permite comparar o desempenho de diferentes propelentes; e
- permite avaliar o desempenho de um determinado propelente, antes de utilização em voo, mediante o ensaio de motores em escala.

A equação de c^* mostra que, quanto maior o produto da temperatura de combustão pela constante do gás, maior o valor da velocidade característica e maior a energia gerada pela combustão do propelente. A adição de metais, como o alumínio, eleva a temperatura dos gases, mas, como consequência, eleva a massa molecular dos gases, o que reduz a constante do gás.

As considerações anteriores referem-se a um motor ideal. Na prática, existem perdas que também devem ser consideradas no projeto do motor. Se considerarmos a energia de combustão disponível no propelente, consegue-se utilizar menos da metade para produzir o escoamento dos gases em alta velocidade. A grande perda ocorre no processo termodinâmico de transformação da energia térmica em cinética.

Coefficiente de empuxo

Este coeficiente é adimensional e é definido pela relação:

$$C_F = \frac{F}{A_g p_0}$$

ou seja,

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \frac{p_s - p_a}{p_0} \frac{A_s}{A_g}$$

O coeficiente de empuxo mede a eficiência do escoamento dos gases na tubeira, indicando se ela está ou não adaptada às condições ambientes de operação.

Impulsão específica ou impulso específico

A impulsão específica é definida pela razão entre o empuxo e a vazão em peso de propelente que passa pela tubeira:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{C_F c^*}{g}$$

onde g é a aceleração da gravidade de referência (9,8 m/s²).

A impulsão específica é um parâmetro essencial para se comparar a eficiência de motores de qualquer natureza. Quanto maior a impulsão específica, para um dado empuxo, menor é a vazão de massa, e mais eficiente é o motor. Note-se que o I_{sp} é expresso por meio de dois coeficientes que medem a eficiência do motor: C_F mede a eficiência da tubeira e c^* mede a eficiência da combustão.

Note-se que, se $F = \dot{m}v_e$, então $F/\dot{m} = v_e$. Da equação de I_{sp} , obtém-se que $v_e = I_{sp}g$, conforme afirmado em 5.1.

A tabela que se segue fornece valores típicos de impulso específico para alguns tipos de tecnologias existentes ou em desenvolvimento, para que se possa apreciar a vasta gama de desempenhos e sua aplicação.

Tabela 5.2.1 Aplicação de motores

Tipo de propulsão	I_{sp} (s) (vácuo)	Emprego
sólida	280	micropropulsores, propulsores principais
líquida	até 430	micropropulsores, propulsores principais
iônica	até 6 000	sondas espaciais, satélites

As tecnologias de propulsão sólida e líquida podem produzir alto empuxo, com uma baixa relação massa do propulsor/empuxo. Os propulsores de alto impulso específico produzem baixíssimo empuxo, da ordem de 0,01 N. No caso dos motores iônicos com alta relação de massa do propulsor/empuxo, como mostrado por Schlingloff (2005, 422).

O projeto de motores consiste do melhor compromisso entre os parâmetros propulsivos, sua massa estrutural e a curva de empuxo desejada para sua aplicação a um foguete. As limitações surgem das tecnologias disponíveis em termos de materiais ou do nível de conhecimento do projetista.

5.2.2 Tubeiras

O escape dos gases de combustão por si só é insuficiente para o aproveitamento da energia disponível na combustão de um motor de foguete. Como foi visto na equação de Tsiolkovkii, a velocidade do foguete é proporcional à velocidade de escape dos gases de combustão. A função da tubeira é acelerar escoamento dos gases gerados de modo que sua velocidade seja elevada na área de saída da tubeira.

São vários os tipos de tubeiras existentes, mas serão focalizadas as chamadas tubeiras supersônicas constituídas de:

- convergente, onde os gases gerados na câmara de combustão são acelerados até a velocidade sônica, em consequência da grande diminuição da área de passagem;
- garganta, a seção mais estrangulada, onde os gases atingem Mach 1;
- divergente, onde os gases são expandidos e ainda mais acelerados, como mostra a figura 5.2.4.

Nesse processo, a pressão estática dos gases cai, e sua pressão dinâmica aumenta. Idealmente, a pressão estática de saída dos gases deve ser igual à pressão ambiente externa, tornando nula a segunda parcela do empuxo $A_s(p_s - p_a)$, como comentado adiante.

A figura 3.9 ilustra uma tubeira.

O perfil interno do divergente é cônico e tem semiângulo na faixa de 15° para motores de baixo desempenho. Motores de melhor desempenho trabalham com maior pressão de câmara e, portanto, maior taxa de expansão (relação entre a pressão de câmara e a pressão ambiente). Nessa situação, a geometria cônica levaria a divergentes muito longos, trazendo dois inconvenientes: aumento da massa estrutural e aumento da inércia. Esta dificulta a atuação de sistemas de controle do vetor empuxo que deslocam a tubeira. Como alternativa, existem perfis curvos, quase parabólicos, que produzem uma rápida expansão dos gases, logo após a garganta e mais lenta perto da saída. A definição desse perfil é bastante elaborada se baseia no método das características, resultando em um divergente mais curto que o cônico, em forma de sino. Além disto, o ângulo de saída é inferior, por volta de 8°, o que diminui a divergência dos gases na saída, tornando o escoamento mais paralelo ao eixo da tubeira. Esse efeito aumenta a eficiência da tubeira e do motor.

Uma tubeira é dita adaptada quando a pressão estática dos gases, na área de saída, é igual à pressão ambiente. No caso de motores que só vão atuar no vácuo, procura-se desenhar um divergente que anule a pressão estática dos gases na saída da tubeira. Na prática, é difícil obter tal resultado, sendo uma das razões o grande diâmetro de saída necessário. O diâmetro é limitado pela geometria do foguete. Por outro lado, para obter o maior diâmetro possível, é preciso acomodar o divergente de maior comprimento. Um

exemplo de solução para essa necessidade é a tubeira submersa, que entra parcialmente na câmara do motor. O motor S44, desenvolvido para o VLS-1, utiliza esse recurso, conforme ilustra a figura 5.2.14.

Motores foguetes utilizados em estágios inferiores operam em largas faixas de altitude e conseqüentemente de pressão ambiente, e, se é utilizada uma tubeira de razão de expansão constante, é necessário calcular a altitude ótima para a qual se deve projetar a tubeira. Portanto, antes de atingir aquela altitude, o motor trabalha superexpandido. Ao ultrapassar aquele ponto, o motor trabalha subexpandido. A seguir é ilustrado o formato da chama em cada uma dessas situações. É comum confundir os esquemas da figura 5.2.2 quanto ao tipo de expansão de gás que representam. A nomenclatura baseia-se em quanto o gás foi expandido no interior da tubeira. Sendo assim, o gás superexpandido foi tão expandido que sua pressão estática se tornou inferior à pressão ambiente externa. Ao mesmo tempo, a pressão dinâmica do gás anula-se na parede do divergente e aumenta à medida que se afasta. A razão é que a pressão dinâmica é proporcional ao quadrado da velocidade do gás, que é nula na parede. Nessa situação, o ar ambiente penetrou em uma região do divergente até sua pressão estática se equilibrar com a pressão total do gás. Já o gás subexpandido chegou ao plano de saída da tubeira com pressão estática superior à ambiente. Nesse caso, a chama se expande ao sair do divergente até se equilibrar com a pressão ambiente.

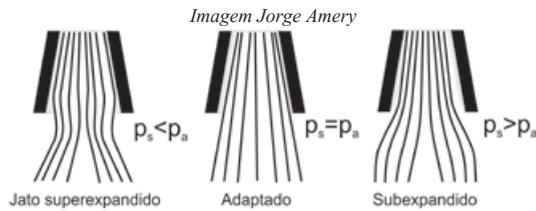


Figura 5.2.2 Expansão dos gases no divergente

Uma solução praticada em alguns foguetes são as tubeiras telescópicas, cujo divergente é formado por segmentos que vão sendo adicionados ao final do divergente fixo à medida que a pressão ambiente externa diminui. A figura 5.2.3 ilustra a solução adotada pela empresa russa NPO ISKRA.

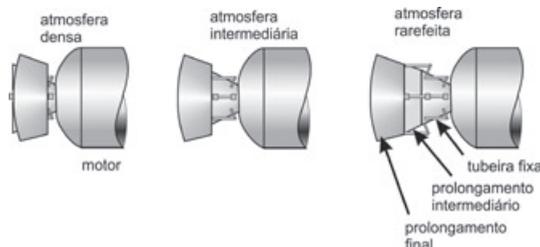


Figura 5.2.3 Tubeira telescópica

Note-se que essa solução também se aplica aos motores que atuam no vácuo, quando se deseja reduzir o comprimento total do foguete. Os últimos estágios podem ter a tubeira retraída, que será expandida após a separação do estágio anterior. No cômputo de perdas e ganhos, deve-se considerar que a tubeira telescópica tem massa adicional devido ao sistema de expansão do divergente.

Agora se pode voltar à equação do empuxo e analisar melhor seu segundo termo, considerando as seguintes possibilidades:

- a tubeira está adaptada: isso significa que o segundo termo se anula, e o empuxo se deve apenas ao efeito de expulsão dos gases de combustão;
- a tubeira está subexpandida: isso significa que o segundo termo contribui para o empuxo. No entanto, o maior valor de p_s diminui o valor de $v\dot{m}$, que é a parcela principal do empuxo;

■ a tubeira está superexpandida: isto significa que a segunda parcela torna-se negativa, constituindo perda do empuxo.

Para a pressão de câmara e vazão de massa fixas, Barrère (1960, 90) mostra que o empuxo máximo ocorre quando $p_s = p_a$.

Na figura 5.2.4 é ilustrada a variação de alguns parâmetros dos gases desde sua origem na câmara de combustão até sua expulsão no plano de saída da tubeira (Barrère, 1960). Os valores na câmara e no plano de saída são indicativos e variam com cada motor.

Da figura podem ser observados os seguintes fenômenos:

- a velocidade dos gases evolui de praticamente zero, no interior da câmara de combustão, até 2400 m/s (8640 km/h), desde a região de convergência até o plano de saída da tubeira. Daí se nota o papel da tubeira na aceleração dos gases de combustão;
- a temperatura dos gases cai substancialmente, cerca de 1500 K, durante o processo de aceleração, havendo uma troca de energia térmica por cinética;
- a pressão estática cai de 60 bar a quase zero; e
- a evolução da velocidade dos gases, em termos do número de Mach, mostra que o regime sônico ($M = 1$) é atingido na garganta da tubeira.

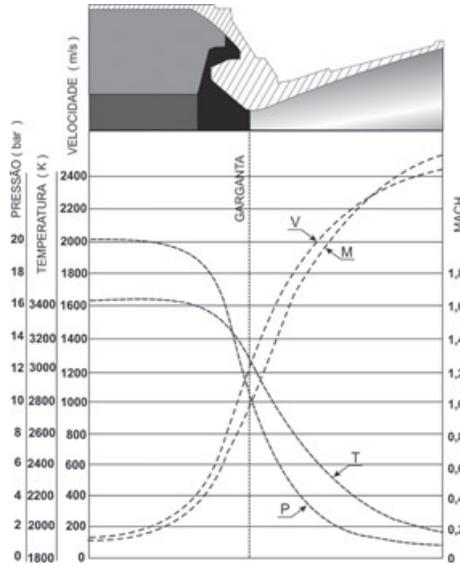


Figura 5.2.4 Variação de parâmetros dos gases na tubeira

Durante o voo atmosférico, ocorrem interações entre os gases de combustão e o escoamento aerodinâmico, tais como:

- se o jato estiver superexpandido, ocorre o descolamento do jato em relação ao divergente, produzindo perda de empuxo e aumento do arrasto aerodinâmico;
- se o jato estiver subexpandido, então este se comporta como um corpo sólido, aumentando o arrasto do foguete. Se o choque entre os dois fluxos for suficientemente intenso, pode haver descolamento do escoamento aerodinâmico em relação à superfície externa do divergente.

O jato subexpandido também tem repercussão no voo fora da atmosfera. No vácuo, a chama se expande dando lugar à chamada pluma. A pluma pode irradiar calor para os equipamentos vizinhos à tubeira, danificando-os, e pode também formar uma cortina, que pode abranger uma área com 5 km de

diâmetro, que dificulta a comunicação entre o foguete e o solo, conforme ilustra a figura 5.2.5.

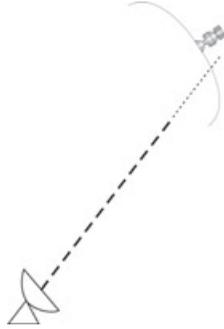


Figura 5.2.5 Efeito da pluma na comunicação com o solo

Outra interação entre o fluxo aerodinâmico e o jato é a recirculação de gases na região traseira do motor. Forma-se uma região de escoamento turbulento que invade o compartimento do estágio reservado aos equipamentos e os danifica. Conforme ilustrado na figura 4.3, uma solução é o emprego de escudos térmicos.

O escoamento dos gases representa uma elevada carga térmica na garganta e no divergente da tubeira. Quanto maior for a vazão de massa, maior a sollicitação. Aquelas partes da tubeira devem ser construídas com materiais que resistam a esse ambiente térmico. Alguns materiais comportam-se de modo eficiente naquelas circunstâncias por meio de um mecanismo conhecido por ablação, ilustrado a seguir (Andrade, 1998).

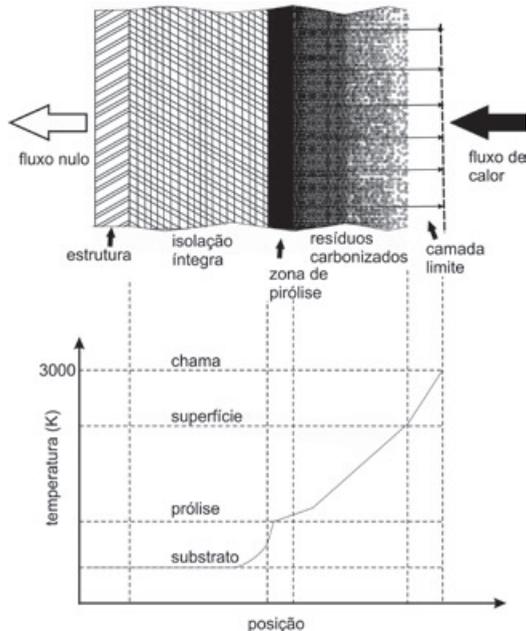


Figura 5.2.6 Evolução do processo ablativo

Portanto, a deterioração progressiva do material forma uma camada protetora para as camadas a serem consumidas.

Nos motores do VLS-1, a garganta é construída do material ablativo denominado carbono-carbono, que consiste de varetas de carbono, montadas de forma propícia, confinadas em um meio carbonoso.

Blocos de carbono-carbono são obtidos da seguinte forma:

- varetas de carbono são montadas em um dispositivo que as sustenta nas direções necessárias ao uso, ou seja, no produto final as varetas estarão alinhadas em relação aos fluxos de calor dos quais se deseja proteger o componente estrutural, por exemplo;

- o conjunto é impregnado com uma resina e levado ao forno para carbonização da resina. Ao final dessa carbonização, a primeira camada da matriz de carbono está formada, mas o conjunto contém muitos vazios;

- é feita nova impregnação e nova carbonização. O processo é repetido até que o corpo adquira a forma final e a densidade desejadas, sem porosidades ou bolhas.

A figura 5.2.7 ilustra um arranjo de varetas de carbono que forma um bloco.

Imagem AIAA archive

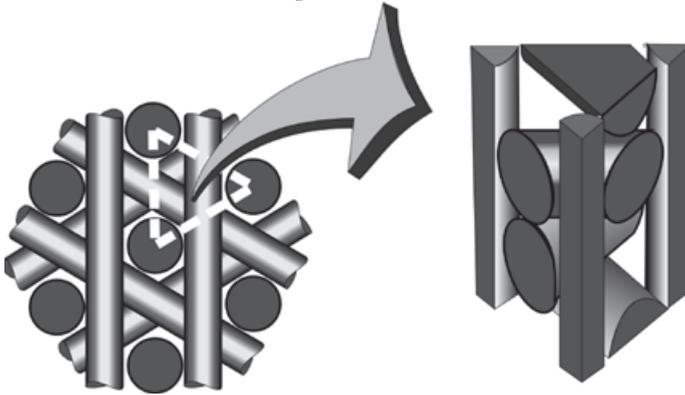


Figura 5.2.7 Arranjo de varetas de carbono

Nos motores do SONDA III, a garganta é feita de grafite de alta densidade. Esse material não é capaz de resistir ao regime de funcionamento dos motores do VLS-1.

A região de escoamento supersônico que se inicia após a seção crítica (garganta) é denominada divergente, também construída de materiais ablativos. Nesse caso são empregadas nos veículos nacionais as fibras de carbono, ou de quartzo, impregnadas de resina fenólica.

5.2.3 Propelente sólido

O propelente sólido tem composição bastante variada segundo seu emprego. O presente texto se limita aos propelentes usados nos foguetes de sondagem e no lançador de satélites desenvolvidos pelo IAE. Nesses casos, os três componentes básicos do propelente são:

- resina polibutadiênica hidroxilada (PBLH), que desempenha o papel de combustível e que, após o processo de cura, dá forma ao bloco de propelente;

- perclorato de amônio (PA), que é rico em oxigênio e trabalha como oxidante ou comburente;

e

- pó de alumínio, que aumenta a energia entregue pelo motor ao contribuir para o aumento da temperatura, densidade e da vazão de massa dos gases de combustão.

Além desses componentes, há inúmeros outros que desempenham variados papéis, tais como a catalisação da cura do bloco, o aumento da resistência mecânica e a facilitação da adesão do propelente às proteções térmicas.

Todos os componentes devem ser selecionados segundo suas propriedades físico-químicas dentro de faixas de tolerância, propiciando a repetitividade na produção de motores com comportamento tam-

bém dentro de uma faixa admissível. No caso específico do perclorato de amônio, o produto é fornecido sob a forma de grãos, ou pérolas, de diferentes diâmetros. É selecionada uma combinação de diferentes tamanhos de grão de modo a se obter a velocidade de queima desejada para o propelente e a maior densidade possível. Sendo este um fator de grande influência no comportamento do motor, e consequentemente do foguete, há grande cuidado na citada seleção.

Os componentes são misturados em uma usina de propelentes, no equipamento denominado macerador. Obtida a mistura homogênea sob a forma de pasta, esta é vertida no interior do envelope motor. Segundo a capacidade do macerador, essa operação é repetida, até que o volume necessário ao motor seja produzido. Durante o carregamento do propelente, o motor é inserido em uma câmara de vácuo, para eliminação de bolhas de ar. Em seguida, o motor é levado a uma estufa, na qual permanece por uma semana à temperatura de 60 °C e, em seguida, é deixado esfriar naturalmente até a temperatura ambiente. Ao fim desse processo, o bloco adquiriu as suas propriedades mecânicas. O motor só pode ser usado após um mês, quando ocorre sua cura completa.

O propelente sólido tem propriedades mecânicas peculiares devidas à dominância da presença do ligante, que é uma resina. Dependendo da formulação do propelente, o bloco pode ter comportamento estrutural viscoelástico, deformando-se lentamente sob a ação de seu próprio peso. Esse tipo de comportamento denomina-se relaxamento ou *creep*. Portanto, o bloco de propelente deve ser analisado e testado estruturalmente para se verificar seu comportamento sob as seguintes condições:

- pressurização interna;
- acelerações encontradas durante o voo;
- vibrações encontradas em voo e durante os transportes; e
- períodos de armazenagem.

Nos blocos de propelente produzidos no IAE, não foi constatado relaxamento perceptível após anos de armazenagem na horizontal ou na vertical. Tradicionalmente, durante a armazenagem horizontal, gira-se o motor periodicamente, eliminando-se a possibilidade de que uma deformação permanente se estabeleça.

As situações mais perigosas quanto à produção ou dano do bloco de propelente são:

- trinca na superfície ou no interior do bloco: a superfície de queima ao atingir a trinca aumenta a superfície de combustão o que muda o comportamento do motor. A pior consequência é o aumento da pressão interna capaz de levar à explosão do motor; e
- descolamento entre o bloco e a proteção térmica: o efeito é o mesmo da trinca, em que a superfície não colada passa a queimar, facilitando a propagação da queima ao longo da interface propelente – proteção térmica (veja o capítulo 4, em que se comenta o acidente do VLS-1 V02).

O início da queima do propelente é promovido pela presença de gases quentes, gerados pelo ignitor, ao longo de sua superfície livre. A superfície aquecida produz inicialmente a sublimação do propelente. Forma-se uma região gasosa em frente à superfície sólida na qual o PA queima como monopropelente. Logo a seguir se forma outra região gasosa em que a resina sublimada é queimada (Branco, 1998). Iniciado o processo, o mesmo se autossustenta até que todo o propelente seja consumido.

Curva de empuxo de motores sólidos

Cada tipo de aplicação dos motores sólidos requer um histórico de como o empuxo evolui durante sua queima. A maneira de se obter diferentes históricos de queima se baseia no projeto da geometria interna do bloco de propelente. Esse assunto é vasto, e o texto se limita a noções básicas.

Admitamos que o propelente seja homogêneo. Nesse caso, a queima se faz na direção perpendi-

cular à superfície. Imaginemos que o bloco seja cilíndrico com um canal cilíndrico concêntrico interno, conforme ilustrado na fig. 5.2.8.

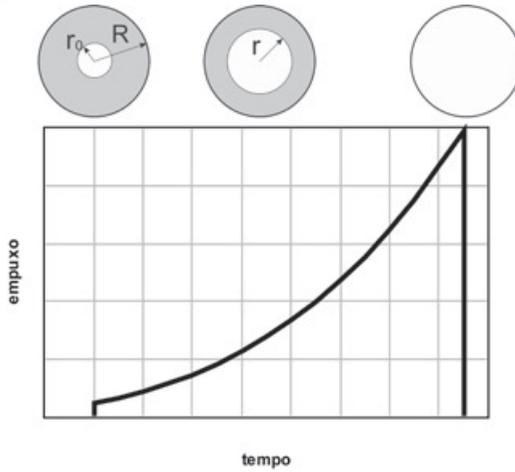


Figura 5.2.8 Evolução do empuxo do cilindro com área de passagem circular

A área da seção transversal da geometria interna do bloco em qualquer instante da queima denomina-se área de passagem. Nesse exemplo, a área de passagem evolui de πr_0^2 até πR^2 . Admitindo que a velocidade v de propagação da queima seja constante, então o raio do círculo durante a queima é dado por:

$$r = r_0 + (R - r_0)t/T$$

onde T é o tempo de queima do motor, e t é um instante durante a queima.

Logo, a área de passagem em um instante qualquer é dada por:

$$A_p = \pi r^2 = \pi \left(r_0 + \frac{R - r_0}{T} t \right)^2$$

a variação da área de passagem tem o formato dado. A relação entre o empuxo e a área de passagem é dada por:

$$F = k A_p^{1-n}$$

onde k depende de parâmetros do motor e $n = 0,4$ é o índice de combustão para motores que utilizam perclorato de amônio, como mostra Barrère (1960, 195 e 216).

A curva tem três fases distintas:

- o início é abrupto nesse caso idealizado, porque se considera que toda a superfície livre do bloco inicia sua combustão simultaneamente e instantaneamente. Na prática, há a ação do ignitor que inicia a superfície livre e depois esta começa a queimar, podendo o início da combustão do bloco demorar 100 ms;

- a segunda fase é resultado da evolução da geometria da área de passagem. No exemplo dado, o empuxo é sempre crescente, iniciando seu crescimento lentamente, e depois crescendo com maior velocidade; e

- o final do empuxo, ou cauda de empuxo, nesse caso é abrupto porque a superfície de queima se consome ao mesmo tempo ao longo de toda a superfície em combustão.

Em um foguete de sondagem, o crescimento lento do empuxo é inconveniente, porque torna o

foguete mais sensível ao vento de superfície, o que aumenta a dispersão do ponto de impacto das partes do veículo e da carga útil. No início das discussões sobre o VSB-30, o DLR deixou clara a necessidade de áreas bastante reduzidas de ponto de impacto, principalmente a da carga útil, para facilitar o resgate e para que ela não caísse em território da Noruega, país vizinho à Suécia. A solução empregada utilizou a geometria interna denominada “roda de vagão” (*wagon wheel*), ilustrada a seguir, que apresenta elevada área de queima inicial.

A curva de empuxo correspondente é ilustrada na figura 5.2.9. A fase de alto empuxo, chamada de fase *boosted*, corresponde à queima das pontas de propelente, na qual a área de queima é elevada. Quando as pontas são consumidas, formando pontas triangulares, o empuxo cai para nível inferior, na fase denominada sustentada, ou *sustained*.

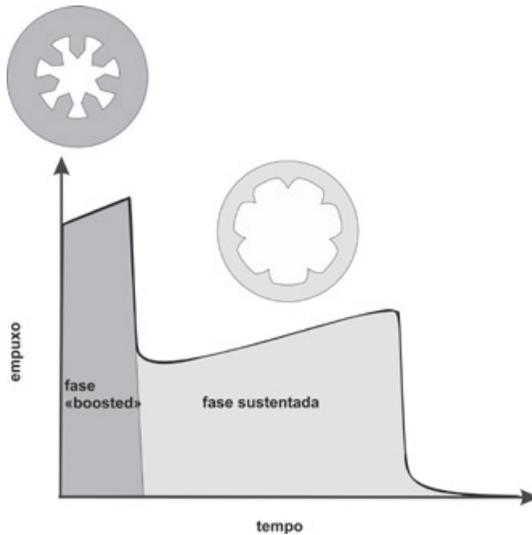


Figura 5.2.9 Geometria da roda de vagão e a respectiva curva de empuxo

No caso do propulsor do segundo estágio do VLS-1, a geometria da área de passagem (área da seção interna do bloco) varia ao longo do comprimento do motor. Próximo ao ignitor, a forma é circular. A partir de uma seção, a forma é de uma estrela de tamanho crescente, formando um cone, conforme ilustrado na figura 5.2.10.

Imagem básica IAE



Figura 5.2.10 Aspecto interno do bloco de propelente do motor S43

O resultado é uma curva de empuxo com o formato mostrado na figura 5.2.11.

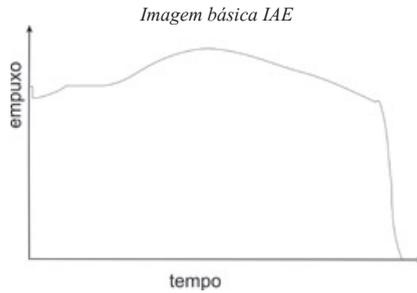


Figura 5.2.11 Forma da curva de empuxo do motor S43

Esse tipo de curva tem duas características típicas:

- o empuxo apresenta um longo trecho quase constante;
- a reduzida cauda de empuxo.

A cauda de empuxo reduzida tem como objetivo reduzir o tempo de final de queima dos motores do primeiro estágio para que eles possam ser logo alijados do veículo, após a conclusão de sua fase útil. No entanto, isso pode representar uma sobrecarga para o sistema de controle do segundo estágio, porque uma pequena defasagem de funcionamento significa considerável diferença no nível de empuxo, conforme é ilustrado na figura 5.2.12.

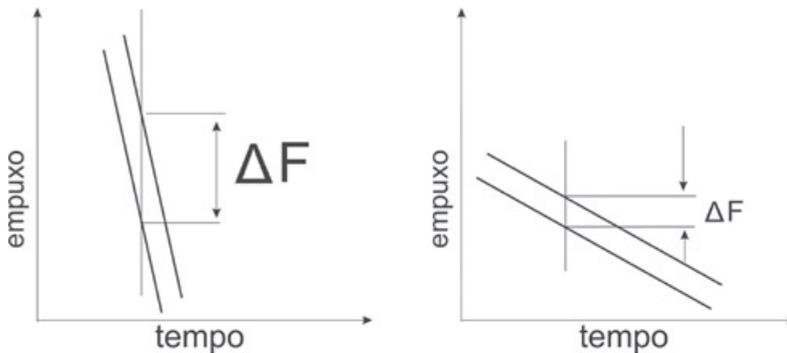


Figura 5.2.12 Cauda curta e cauda longa

Na figura da esquerda, é ilustrada a cauda curta, em que uma pequena defasagem nas curvas de empuxo de dois motores produz uma diferença de empuxo ΔF maior do que no caso da cauda longa, na figura da direita.

No caso do motor S44 (quarto estágio do VLS-1), a geometria interna é de um cilindro circular, com duas seções. A curva de empuxo resultante é mostrada na figura 5.2.13.

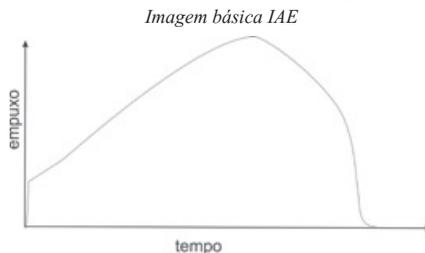


Figura 5.2.13 Forma da curva de empuxo do S44

A ilustração desse motor em corte está na figura 5.2.14.

Imagem básica IAE

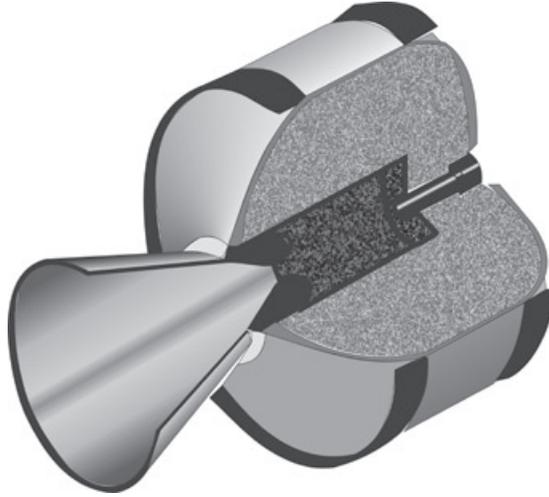


Figura 5.2.14 Motor S44 em corte

Observe-se que o nível crescente do empuxo produz uma aceleração progressiva, solicitando o satélite somente no final da fase propulsada.

Motor segmentado

Existem em operação grandes motores sólidos, tais como os *boosters* do Space Shuttle e do Ariane 5, com 270 t de propelente em cada *booster*, respectivamente. O carregamento de propelente poderia ser feito de uma só vez, bastando construir uma usina de tais proporções; no entanto, há razões para não fazê-lo:

- caso haja um defeito no carregamento, toda a massa será perdida; e
- uma instalação maior tem custos inicial e de manutenção maiores. Caso haja uma parada na produção, os custos da vida vegetativa e a retomada da produção são maiores.
- A solução encontrada foi o desenvolvimento do motor segmentado, ou seja, o motor é formado pela junção de módulos cilíndricos e os das extremidades. Algumas vantagens dessa solução, em termos de produção, são:
 - é possível produzir módulos intercambiáveis carregados com propelente, armazená-los e depois montá-los em um *booster*, de acordo com a demanda; e
 - havendo defeito em um módulo, perde-se apenas aquele. Caso seja necessário testar a correção com novo carregamento, o risco de nova perda se limita ao tamanho do módulo.

Os motores segmentados possuem massa estrutural do envelope motor maior, porque cada segmento tem flange em cada extremidade para permitir a montagem (veja também o capítulo 3, figura 3.5).

Em alguns motores, as superfícies transversais dos blocos de propelente são coladas ao segmento vizinho. Em outros, as superfícies transversais são inibidas, e há em espaço entre os vários blocos. A inibição é uma resina que impede a queima do propelente na direção perpendicular à superfície inibida.

Isolamento térmico interno

Já foram vistos, no capítulo 3, os tipos de proteção térmica utilizados nos motores sólidos. Resta ainda elucidar uma questão que frequentemente ocorre: se o propelente é um isolante térmico, por que é

necessário empregar isolante na região cilíndrica interna do envelope motor?

Para ilustrar o entendimento do assunto, imaginemos que a área de passagem inicial do bloco de propelente tenha formato triangular. A evolução de sua geometria, devido à queima, é ilustrada a seguir:



Figura 5.2.15 *Evolução da área de passagem*

Observe-se que, no instante intermediário, as pontas do triângulo constituem o início da exposição da superfície interna aos gases da queima. Nos instantes seguintes, cada vez mais a superfície interna está exposta. Portanto, dependendo da geometria da área de passagem, a região cilíndrica fica exposta aos gases de combustão a partir de um instante da queima, necessitando assim de proteção.

Em alguns motores, é utilizada a geometria denominada trombeta, que tem formato cônico (o motor S43 ilustrado na figura 5.2.10 é um exemplo, em que a região estrelada é cônica). Nesse caso, o corte longitudinal do bloco de propelente e do *liner* tem o aspecto ilustrado a seguir:

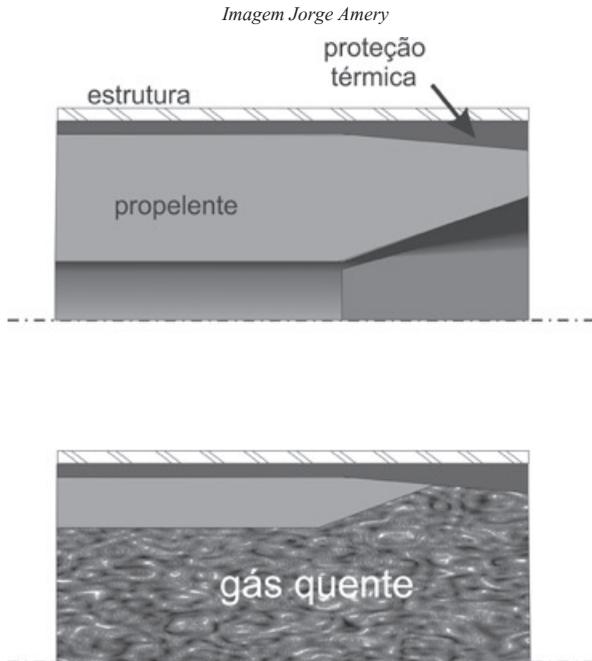


Figura 5.2.16 *Queima do motor trombeta*

Note-se que a região interna traseira fica exposta aos gases quentes, a partir do instante em que a geratriz do cone encontra a superfície cilíndrica. Nesses casos, a espessura de proteção térmica deve levar em conta o tempo de exposição de cada região aos gases. Resulta uma progressão da espessura da proteção térmica entre a região menos exposta até a mais exposta.

Desvios parasíticos do jato

Os desvios parasíticos do jato podem ser de dois tipos, conforme ilustrado na figura 5.2.17:

- a linha de ação do empuxo é paralela ao eixo do veículo. Nesse caso, o empuxo gera um torque perturbador igual a $M = Fb$, onde b é a distância entre a linha de ação do empuxo e o eixo de simetria do veículo onde idealmente se localiza o cg;

- a linha de ação do empuxo é inclinada em relação ao eixo do veículo. Nesse caso, o empuxo gera um torque perturbador igual a $M = Fb$, em que b é a distância entre a linha de ação do empuxo e o cg.

Na prática, os dois casos combinam-se no espaço tridimensional. Nota-se que o desvio angular produz mais perturbação que o desvio lateral. Esses desvios são resultantes da soma das deformações e imperfeições do foguete e sempre estarão presentes. Os métodos de fabricação trabalham com tolerâncias tais que os desvios se reduzam a valores suficientemente pequenos para que o veículo cumpra sua missão.

Uma fonte importante do desvio angular do jato pode ser a tubeira. No IAE, todas as tubeiras passam por um mapeamento da superfície interna, o qual é processado numericamente para a determinação da inclinação e a excentricidade de cada exemplar. As excentricidades dos eixos da tubeira são inferiores a 0,5 mm, sendo muitas vezes da ordem de centésimos de milímetro, e as inclinações são inferiores a 5'. Note-se que a tubeira influi diretamente nos desvios do jato e deve ser utilizada dentro de tolerâncias pré-estabelecidas para não produzir comportamentos dinâmicos prejudiciais ao cumprimento da missão.

Os desvios apontados contribuem na dispersão da trajetória dos foguetes de sondagem estabilizados aerodinamicamente. No caso dos foguetes com sistema de controle, o desvio consome uma parcela da margem de controlabilidade, ou, se sua magnitude for suficiente, pode consumir parte substancial do torque de controle.

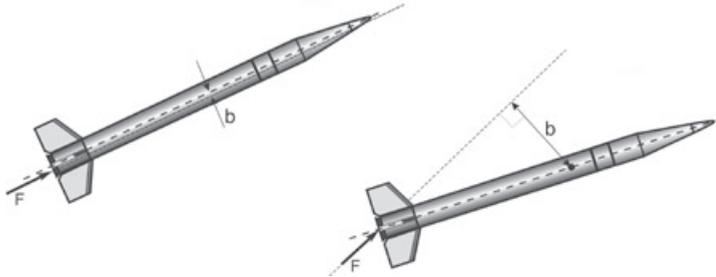


Figura 5.2.17 Desvios parasíticos do jato

Outras fontes de desvio do jato são o enflexamento do envelope motor e o não paralelismo entre os módulos.

Se a tubeira estiver perfeitamente alinhada com o motor, mas este não for um cilindro reto, e tiver um pequeno enflexamento, ou os módulos não têm suas faces opostas paralelas, então a linha de ação do empuxo não passará pelo cg do foguete, causando torque indesejado.

Nas figuras 5.2.18 e 5.2.19 são ilustradas de forma exagerada essas situações:

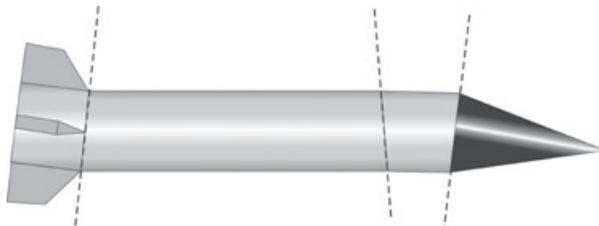


Figura 5.2.18 Não paralelismo dos módulos

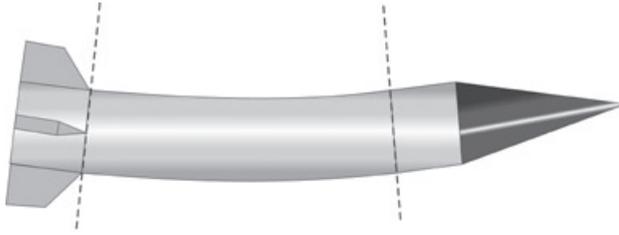


Figura 5.2.19 Motor enflechado

Durante os estudos do Veículo Lançador de Microsatélites (VLM), o desvio parasítico atribuído ao jato do terceiro estágio gerava um momento que não podia ser vencido pelo sistema de gás frio que se desejava utilizar no sistema de controle de atitude. Outro fato que dificultou o dimensionamento do sistema de controle foi a necessidade de afastá-lo do centro de gravidade, de modo que o momento gerado pudesse superar o desvio de jato assumido para o empuxo do motor S44. Na época, o projeto foi paralisado, porque não se encontrou solução de curto prazo para o impasse.

Propulsores sólidos desenvolvidos no IAE

Os propulsores sólidos desenvolvidos no IAE retratam o esforço de desenvolvimento e o nível tecnológico alcançado. O seu emprego em veículos pode ser avaliado no capítulo 3.

A tabela que se segue mostra alguns parâmetros dos motores, que permitem aquilatar seus portes.

Tabela 5.2.2 Parâmetros de motores desenvolvidos no IAE

Motor	m_e (kg)	m_p (kg)	E_{max} (kN)	p_{max} (MPa)	I_{sp} (s)	t_q (s)	1º voo	Veículo
S20	320	242	38,0	5,30	259	18,0	1970	SII
S30	250	875	130,3	6,76	263	29,0	1976	SIII
S31	240	670	211,2	5,92	260	15,5	2004	VSB-30
S33	55	340	31,5	5,64	274	49,0	-	SIII-A
S40E	620	4 240	370,0	7,20	269	50,6	1984	SIV
S40T	890	4 445	229,2	6,32	275	56,0	1997	VLS-1
S43	1 440	7 150	362,3	6,46	280	66,0	1997	VLS-1
S44	115	810	54,23	6,39	280	62,0	1993	VS-40

Dados cedidos pelo IAE

onde:

m_e = massa estrutural

m_p = massa de propelente

t_q = tempo de queima

E_{max} = empuxo máximo no vácuo

p_{max} = pressão máxima

I_{sp} no vácuo

5.2.4 Propelente líquido

O propelente líquido aplica-se, como no caso do sólido, a motores de uma ampla gama de empuxos. Atenção será dada àqueles utilizados nos propulsores principais de lançadores.

Diante do grande número de oxidantes e combustíveis, surgem várias maneiras de classificar os propelentes líquidos. As categorias usadas em foguetes são mencionadas a seguir.

Monopropelentes: suas moléculas contêm o oxidante e o combustível, ou os compostos que consistem da mistura de oxidante e combustível. Sua iniciação é feita por um catalisador. São exemplos

desse caso o peróxido de hidrogênio e a hidrazina.

Bipropelentes: a maioria se enquadra nesse tipo, no qual o oxidante e o combustível são unidos somente no momento da combustão e podem ser classificados nas categorias que se seguem.

Hipergólicos: são aqueles em que o contato entre o oxidante e o combustível produz combustão espontânea, ou seja, a mistura entra em combustão sem a necessidade de qualquer outro recurso, por exemplo, um ignitor. Um exemplo desse par hipergólico é formado pela dimetil hidrazina assimétrica (unsymmetric dimethylhydrazine UDMH) e o tetróxido de nitrogênio (oxidante). O sistema de controle de rolamento do VLS-1 utiliza essa solução.

Estocáveis: seus componentes são usados à temperatura ambiente e que podem permanecer nos tanques, necessitando de cuidados relativos a vazamentos apenas. O combustível mais utilizado, dessa categoria, é a hidrazina e suas derivadas. Seu oxidante é o ácido nítrico e seus derivados, que são tóxicos e corrosivos, além do tetróxido de nitrogênio, peróxido de hidrogênio. Portanto, os grandes lançadores, que operam com esses produtos, são cercados de cuidados quanto a vazamentos. Sua grande aplicação faz-se nos mísseis lançados de solo por ficarem em prontidão por vários anos. Os lançadores de satélites soviéticos oriundos de mísseis utilizaram esse tipo de combustível, bem como a família Ariane até o Ariane 4. O Ciclone 4, que seria lançado de Alcântara utiliza propelentes estocáveis.

Não estocáveis: estes combustíveis dividem-se em semicriogênicos e criogênicos.

Semicriogênicos: nesse caso, o oxidante é o oxigênio líquido e o combustível é um querosene, por exemplo, o RP-1. Os lançadores americanos utilizaram muito esse par.

Criogênicos: esse propelente emprega oxigênio e hidrogênio líquidos. Os equipamentos de solo e embarcados têm alto conteúdo tecnológico para lidar com fluidos a temperaturas da ordem de 20 K. Na atualidade, os motores que empregam propelente criogênico são os de maior I_{sp} .

A escolha dos propelentes baseia-se em diversos fatores:

- nível tecnológico disponível no país ou a ser desenvolvido;
- custo global (produção, armazenagem, infraestrutura);
- eficiência de combustão;
- tipo de aplicação: propulsão principal ou auxiliar; e
- impacto ambiental, em caso de acidente.

Quanto à eficiência, a tabela abaixo mostra a impulsão específica obtidas em motores (Marty, 1986).

Tabela 5.2.3 Valores típicos de I_{sp} para motores líquidos

Propelente	I_{sp} (s)
hidrogênio - oxigênio	391
hidrazina - tetróxido	282
querosene - oxigênio	320
hidrazina (monopropelente)	185

O I_{sp} do primeiro par mostra porque é compensador lidar com a complexidade de sua tecnologia, porém a massa estrutural dos tanques para armazenar hidrogênio líquido, que apresenta densidade muito menor que a do querosene, por exemplo, é mais elevada.

5.2.5 Características de motores líquidos equipados com turbobombas (Sutton, 2010)

São salientadas neste parágrafo algumas características fundamentais dos motores líquidos. Como já comentado no capítulo 4 sobre lançadores de satélites, os motores principais que utilizam propulsão

líquida são os mais eficientes, embora mais complexos em razão dos numerosos equipamentos que os compõem. A complexidade dos equipamentos origina-se na alta vazão de propelente a ser entregue à câmara de combustão. As turbobombas que produzem a vazão necessária trabalham a altas rotações (algumas trabalham a 30000 rpm). No caso de líquidos criogênicos, maior é a sofisticação dos equipamentos para trabalharem com fluidos em temperaturas que fragilizam os metais.

Os motores líquidos que pressurizam o oxidante e o comburente por meio de turbobombas podem ser classificados quanto ao ciclo de combustão empregado. Os ciclos diferem entre si pela forma com que:

- fornecem gás quente para as turbobombas;
- fazem os propelentes percorrerem os equipamentos; e
- descarregam os gases de combustão.

Há duas categorias principais dos motores em pauta: motores de ciclo aberto e de ciclo fechado, descritos a seguir.

Motores de ciclo aberto: a figura 5.2.20 esquematiza um motor desse tipo. Nele existe um gerador de gás quente, alimentado pelo mesmo par propelente do motor. O gás gerado gira as duas bombas, a de combustível e a de oxidante (comburente). O ciclo é chamado de aberto porque os gases de acionamento das turbobombas são descarregados em pequenas tubeiras, que podem funcionar como atuadores do sistema de controle do foguete ou descarregados dentro da tubeira do motor. O combustível passa por uma serpentina ao longo do divergente e da câmara de combustão, promovendo a refrigeração deste, e se aquece antes de ser injetado na câmara de combustão. Esse processo denomina-se refrigeração regenerativa, em que o combustível ganha energia ao refrigerar o motor e é injetado diretamente na câmara de combustão, proporcionando um pequeno aumento da velocidade de saída dos gases, o que se traduz em ganho de velocidade do veículo. O oxidante é bombeado diretamente para os injetores da câmara de combustão. O desempenho desse motor é de 2 a 7 % inferior aos dois outros tipos.

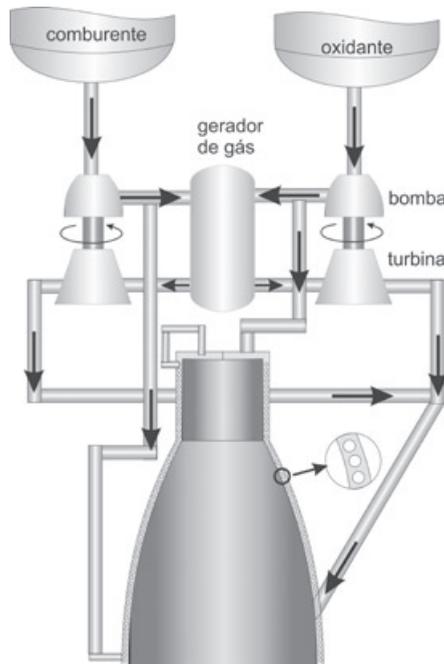


Figura 5.2.20 Ciclo aberto

Motores de ciclo fechado: nesse caso, o fluido de trabalho das turbinas ou seus gases de combustão são injetados na câmara de combustão do motor para uso eficiente da energia residual daqueles gases. Dois tipos bastante usados desses motores são apresentados a seguir.

Motores estagiados: a figura 5.2.21 esquematiza o motor estagiado, que é constituído de duas câmaras de combustão em série. A primeira gera os gases em alta pressão que acionam as turbobombas e são posteriormente injetados na câmara de combustão do motor. Esse é um motor de alto impulso específico, mas é complexo e pesado.

Motor de ciclo expansor: a figura 5.2.22 esquematiza o motor que usualmente utiliza hidrogênio como combustível. Este é gaseificado ao percorrer a serpentina de refrigeração da tubeira e, em seguida, movimenta as turbobombas. Depois, os gases são injetados na câmara de combustão junto com o oxidante. Esse motor tem bom impulso específico, além de ser, relativamente a outras soluções, mais simples e mais leve.

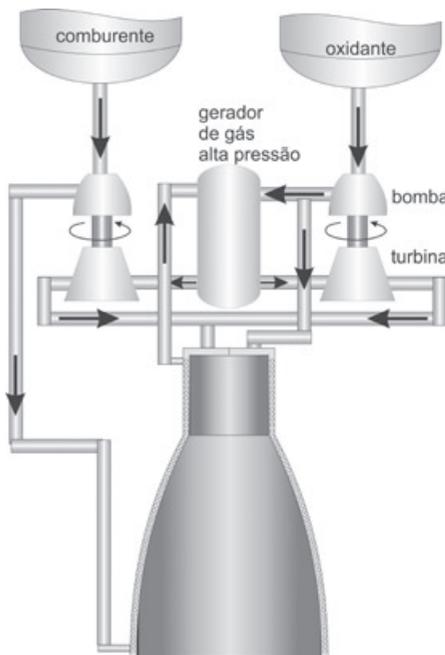


Figura 5.2.21 Ciclo estagiado



Figura 5.2.22 Ciclo expansor

A ignição de motores líquidos pode ser obtida por diferentes métodos, tais como (Marty, 1994, pág. 115):

- ignição por um fluido auxiliar hipergólico com o LOX;
- ignição por velas ou resistências elétricas;
- ignição pirotécnica;
- ignição catalítica, que inicia a decomposição do comburente; e
- utilização de uma câmara de ignição que se comunica com a câmara principal.

5.2.6 Escolha de motores

Complementam-se agora as informações constantes no capítulo 3, sobre o processo de seleção do tipo de propulsão a ser empregado em foguetes, porque o leitor tem mais recursos para entendê-lo melhor. Idealmente as decisões devem ser livres de preconceitos ou quaisquer outros fatores subjetivos; no

entanto, os técnicos não devem se iludir quanto ao peso de seus argumentos, porque razões econômicas e políticas podem prevalecer. Para melhor abordar o assunto, é preciso analisar em separado o emprego de motores principais e os auxiliares.

Motores principais

Os foguetes de sondagem beneficiam-se dos motores existentes, alguns sendo excedentes de guerra e da experiência obtida em desenvolvimentos anteriores, e preferencialmente utilizam motores sólidos. Essa aplicação é coerente com a missão dos foguetes de sondagem, ao proporcionar voo balístico a um conjunto de experimentos de curta duração (dezenas de minutos), em operação de lançamento simples e confiável. Como já comentado, os foguetes de sondagem proporcionam meios de teste para novas tecnologias. Sendo assim, motores líquidos podem constituir estágios de um foguete de sondagem, com o objetivo de testar tecnologias em pequena escala. Caso seja considerada conveniente, essa configuração de veículo pode prosseguir no cumprimento de missões suborbitais.

No caso dos lançadores de satélites, a missão dita o tipo de motor a ser usado, considerando os seguintes fatores:

- se for desejada precisão nos parâmetros orbitais, o motor de apogeu deve ser líquido por permitir melhor controle da duração do empuxo, ou também permitindo reignição nas órbitas de transferência;
- o primeiro estágio é um possível candidato ao emprego de propulsão sólida se o regime de voo for suportável pelo satélite. Como a queima do propulsor sólido é rápida (1 a 2 minutos), o regime de voo atmosférico é intenso em termos de vibrações em larga faixa do espectro. Por outro lado, se a energia necessária ao primeiro estágio for suficientemente grande, pode requerer tal quantidade de propelente que, no caso do motor sólido, a massa estrutural seja inviável;
- um estágio intermediário atuante fora da atmosfera pode utilizar propulsão sólida, sobretudo se o motor já existir ou seu desenvolvimento seja simples em função de experiência já adquirida;
- por um lado, o maior número de estágios favorece a otimização de massas, já que a massa estrutural vai sendo alijada; por outro, quanto maior o número de estágios, menor é a confiabilidade do sistema, porque mais sistemas em série (veja a seção 5.8) deverão funcionar corretamente até o final do voo. No caso de maior número de estágios intermediários, a propulsão sólida é mais aplicável, por sua simplicidade;
- caso a carga útil necessite de um nível baixo de acelerações longitudinais, então necessariamente deve-se usar a propulsão líquida, que proporciona regimes de voo mais longos e lentos;
- a propulsão líquida proporciona maiores níveis de I_{sp} . Portanto, se a maximização da massa de carga útil é desejada, os estágios acima do primeiro devem ser líquidos. Segundo Marshal Kaplan, o primeiro estágio deve ser simples e barato, significando que aquela fase do voo requer energia, mas pouca sofisticação.

Motores auxiliares

É grande a gama de opções no cumprimento das funções propulsivas auxiliares. Algumas ideias orientadoras da escolha são comentadas a seguir:

- se a atuação for única e de curta duração, os micromotores sólidos são uma boa opção pela sua simplicidade. No entanto, se vários motores forem usados simultaneamente, é necessário bom controle na produção para que a dispersão entre os motores seja pequena. No VLS-1 e no VSB-30, o sistema de indução de rolamento aplica essa solução com quatro e três micromotores respectivamente, cada um atuando por 2 s com empuxo de 100 N. No SONDA IV eram empregados dois micromotores operando com retropropulsores de frenagem do primeiro estágio após a separação, e outros dois usados no sistema

de controle de rolamento na fase de voo do primeiro estágio;

- no caso de múltiplos acionamentos, o uso de gás pressurizado é uma boa opção se o torque necessário for baixo. O empuxo disponível em uma tubeira com gás frio é da ordem de 1 N apenas. No VLS-1, esse tipo de propulsão é usado para bascular e apontar a parte alta do foguete antes da ignição do quarto estágio;

- no caso de múltiplos acionamentos, mas com torque elevado, uma boa solução é o emprego de propelentes hipergólicos, porque não necessitam de sistema de ignição. O VLS-1 utiliza essa solução para fins de controle de rolamento durante o voo do segundo estágio. Cada tubeira entrega 400 N de empuxo.

5.2.7 Estabilidade de combustão

Tanto a propulsão sólida quanto a líquida são sujeitas à instabilidade de combustão, que se caracteriza pela oscilação no nível de pressão na câmara de combustão. Nos foguetes com propulsores sólidos, o efeito da instabilidade não traz danos para a estrutura do veículo, mas pode excitar em vibração pratos de equipamentos ou equipamentos presos à estrutura primária.

No caso dos motores líquidos, a instabilidade pode ocorrer em diferentes faixas de frequência e causar diferentes tipos de dano:

- na faixa de frequência até 200 Hz, a estrutura primária e estruturas secundárias do veículo podem ser excitadas, levando ao colapso do veículo ou seus equipamentos. Nessa categoria enquadra-se o efeito *pogo*, já comentados em 4.3;

- a faixa seguinte se estende até 1 kHz e causa pouco dano ao veículo. No entanto, pode preceder um processo de instabilidade em alta frequência;

- a instabilidade de alta frequência se situa acima de 1 kHz. Esse nível de vibração impede a formação da camada limite isolante térmica que se forma nas paredes da câmara de combustão. Com isto, a temperatura da câmara sobe, causando a sua destruição.

Todos esses fenômenos e a forma de corrigi-los são bem conhecidos hoje. Sua identificação e seu tratamento ocorrem na fase de desenvolvimento, por meio de testes em banco de provas.

5.2.8 Testes

É na fase de testes que a teoria e a prática primeiramente se encontram e os desenvolvedores se deparam às vezes com realidades imprevistas. A atividade de teste de motores é uma especialidade por si só, e a infraestrutura de testes é resultado de vultoso investimento de recursos humanos e financeiros.

O principal teste realizado consiste em fixar o motor a um banco de provas, acioná-lo e medir todos os parâmetros que permitam identificar o comportamento do motor. As principais medições são: empuxo, pressão na câmara, temperaturas em vários pontos, nível acústico, e a pressão interna do ignitor nos motores sólidos. Nos motores líquidos, mede-se o consumo de propelente, pressão, perda de carga nas linhas, temperatura dos líquidos e parâmetros dos equipamentos agregados. Após a queima, mede-se o desgaste da tubeira e das proteções térmicas. O teste do motor pode ser feito na horizontal ou vertical. No caso de motores sólidos, o teste na vertical pode se dar com o jato dirigido para baixo ou para cima.

Quando o motor é munido de controle do vetor empuxo, são realizados testes em que esse sistema atua e são realizadas medições para avaliar seu comportamento.

Como já comentado no caso dos motores sólidos, é possível queimar motores em escala para estimação do comportamento do motor de voo. O parâmetro que permite a comparação é a velocidade característica. Além disso pode-se estabelecer como o comportamento do motor varia em função da temperatura ambiente, pelo mesmo processo.

5.3 Aerodinâmica

A travessia da atmosfera impõe ao foguete as condições mais adversas do voo, sob o ponto de vista ambiental, em decorrência da velocidade desenvolvida naquele meio. Idealmente, se a travessia fosse feita em baixa velocidade, em muito seria amenizado o ambiente a que o foguete e seus equipamentos são submetidos. Dentro do nível tecnológico atual, o regime de voo do foguete cria os seguintes ambientes: aerodinâmico, aerotérmico e aeroacústico, originando efeitos exemplificados a seguir:

- a resistência do ar ao avanço do veículo (arrasto) é um fator de consumo de energia dos propulsores. No caso do VLS-1, há um momento em que o empuxo de um dos propulsores do primeiro estágio é integralmente usado para vencer essa resistência (na altitude em que isto ocorre, a magnitude do arrasto, que se iguala ao empuxo de um motor S43, é de cerca de 270 kN!);
- pequenos desvios de atitude do veículo produzem ângulo de ataque, que gera a força normal e o correspondente momento aerodinâmico. Ambos produzem cargas estruturais e consomem energia do sistema de controle;
- o escoamento do ar, à alta velocidade, sobre a superfície externa do veículo, produz aquecimento. Dependendo do nível do fluxo de calor, é necessário proteger o corpo com materiais isolantes ou até construir algumas partes integralmente em materiais resistentes àquele fluxo de calor;
- o escoamento aerodinâmico interage com a chama dos motores, influenciando na recirculação da chama nas regiões do veículo próximas à área de saída das tubeiras;
- a presença de assimetrias na geometria externa do veículo induz rolamento aerodinâmico, podendo consumir parte da margem de controle;
- em consequência da geometria externa, o escoamento pode gerar ruído acústico de alta energia, produzindo fadiga por vibração de pequenos componentes eletrônicos;
- a fase do voo, nas vizinhanças de Mach 1, caracteriza-se por intensa vibração do lançador e de seus equipamentos;
- a fase de reentrada caracteriza-se por velocidades bem mais elevadas que aquelas da fase ascendente. Os problemas térmicos e de dinâmica de voo são muito severos em tais condições.

5.3.1 Conceitos fundamentais

Números adimensionais da Mecânica dos Fluidos

Em Mecânica dos Fluidos (Shames, 1982), recorre-se a modelos em escala para se obter resultados válidos para a situação real. Para que isso seja possível, é preciso que:

- o modelo em escala seja fiel ao objeto real, ou seja, todas as suas dimensões estão na mesma escala, em relação às dimensões correspondentes ao objeto real;
- as características dinâmicas do escoamento real e do ensaio sejam as mesmas. Portanto, os campos de pressão, velocidades, viscosidade e outros parâmetros de interesse devem ser similares.

Essa similaridade é traduzida por relações entre aqueles campos que devem ser mantidos no teste, de modo a representar a situação real. Dessa forma surgem dois números que exprimem essas relações:

Número de Mach (M). Esse número exprime a relação entre a raiz quadrada das forças de inércia e das forças oriundas da compressibilidade do fluido, resultando:

$$M = \frac{\sqrt{\rho V^2 / L}}{\sqrt{\rho a^2 / L}} = \frac{V}{a}$$

onde:

V = velocidade do deslocamento do corpo no ar

a = velocidade do som no ar

ρ = massa específica do ar

L = dimensão característica do objeto em movimento

Em função de Mach, são definidos os regimes de voo do veículo, como se segue:

- regime subsônico: o veículo se desloca com velocidade abaixo da do som, na mesma altitude. A maioria dos aviões civis voa nesse regime. Os lançadores voam por pouco tempo no subsônico, em relação ao tempo total do voo;

- regime transônico: o veículo se desloca com velocidade próxima à velocidade do som, ou seja, entre Mach 0,9 e 1,1. Como esse regime é turbulento, o ideal é ultrapassá-lo rapidamente para se evitar danos aos equipamentos embarcados;

- regime supersônico: esse regime de voo está compreendido entre Mach 1,1 e Mach 5. A maioria dos lançadores trabalha nessa região. Quando a velocidade do veículo ultrapassa esse nível, a atmosfera é rarefeita, e não há mais sentido em medir a velocidade pelo número de Mach;

- regime hipersônico: esse regime está acima do supersônico e é atingido por corpos durante a reentrada na atmosfera.

Número de Reynolds (Re). Esse número exprime a relação entre as forças de inércia e de atrito no escoamento e tem por expressão:

$$R_e = \frac{\rho V^2 / L}{\mu V / L^2} = \frac{\rho V L}{\mu}$$

onde μ é o coeficiente de viscosidade, ou apenas viscosidade.

Forças e momentos aerodinâmicos atuantes sobre o veículo

As forças e os momentos aerodinâmicos são calculados com base em medições efetuadas em túnel de vento e em voo. As medições em túnel se fazem sobre modelos em escala reduzida em relação ao objeto real e são processadas produzindo coeficientes aerodinâmicos adimensionais. A relação entre os coeficientes e as forças e os momentos será vista a seguir.

Na fase de estudos preliminares, é usual recorrer a métodos de cálculo existentes na literatura ou utilizar correlações com veículos semelhantes. Há também as ferramentas comerciais de simulação aerodinâmica baseadas em dinâmica dos fluidos computacional. No entanto, na fase de definição, é preciso contar com resultados de medições em túnel para se obter a segurança de que as estimativas foram corretas. Cita-se aqui a nona regra de projeto de Kaplan (Kaplan, 1995): “Nunca dependa dos métodos da mecânica dos fluidos computacional (Computational Fluids Dynamics, CFD) somente, para determinar as propriedades aerodinâmicas de uma nova configuração de veículo”. Na prática, já houve projeto de lançador que não seguiu a regra e teve que fazer as medições para corrigir problemas encontrados em voo, devido a erros nos coeficientes aerodinâmicos. Isso não significa que a ferramenta de simulação não deva ser usada. No entanto, se não houver experiência anterior, é mais seguro verificar os resultados de simulação pelas medições. No caso do VSB-30 e do veículo que levou a carga SHEFEX II, o projeto aerodinâmico realizado pelo DLR utilizou apenas o aplicativo de simulação Missile Datcom, e o resultado foi excelente, porque havia experiência com configurações semelhantes.

Aquecimento aerodinâmico

Durante o voo subsônico, o ar flui em torno do corpo e gera atrito, que não chega a criar fluxo de calor e conseqüente aquecimento. Na fase supersônica, a forte compressão do ar produz seu aquecimento, que se manifesta sobre o corpo. Forma-se em uma pequena região, à frente do nariz, em que o fluxo de ar é nulo, a chamada região de estagnação, onde ocorre a maior temperatura, a temperatura de estagnação.

No VLS-1, a temperatura do ar estagnado é da ordem de 1300 K.

Outras protuberâncias do veículo também podem estar sujeitas à estagnação: bordos de ataque de empenas, carenagens, transições de diâmetro. Em todos esses casos, é necessário estudar como se dá a transferência de calor e então decidir se há necessidade de proteger aqueles pontos com materiais isolantes.

Espalhamento de vórtices

O escoamento aerodinâmico acompanha a superfície externa do corpo em movimento. Quando ocorre o fim abrupto de uma superfície, esse escoamento é perturbado, gerando o escoamento turbulento. Essa situação pode ser desejada quando se produz diminuição do arrasto.

Muitas vezes a turbulência perturba o movimento do corpo, de forma catastrófica. O caso mais notório ocorre com o foguete na mesa de lançamentos, sob o efeito do vento de superfície, conforme é ilustrado na figura 5.3.1.

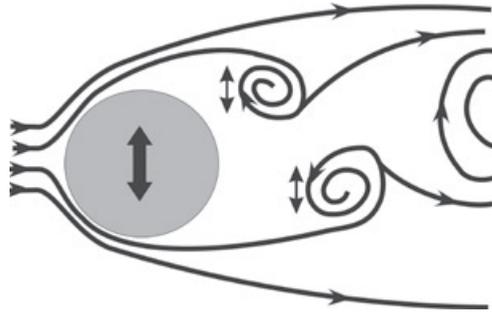


Figura 5.3.1 Formação de vórtices

Os vórtices formados atrás do corpo induzem uma oscilação lateral. Dependendo dessa frequência e das frequências naturais de vibração do veículo, inicia-se um processo de vibração que acaba por derrubá-lo. Esse fenômeno deve ser simulado em túnel de vento para se determinar a velocidade do vento que induz a oscilação e que servirá de limitante para as condições operacionais de lançamento.

Fenômenos aeroelásticos

O escoamento aerodinâmico produz pressões e forças que provocam deformações na estrutura primária do foguete e em estruturas secundárias. A geometria da estrutura deformada por sua vez altera a distribuição das pressões e forças aerodinâmicas, modificando os coeficientes aerodinâmicos. O estudo desse comportamento constitui a área especializada da aeroelasticidade. Este livro limita-se a citar alguns fenômenos de interesse para o projeto de foguetes.

No que diz respeito ao veículo, a estrutura primária comporta-se como uma barra submetida a um conjunto de cargas. Uma das respostas da estrutura é a flexão, que pode ter consequências indesejáveis quando os valores de X_{cg} e X_{cp} se modificam significativamente. Essa situação pode ocorrer no caso dos foguetes delgados, em que a relação entre o comprimento e o diâmetro é superior a 20. Se o foguete é controlado e a margem estática é pequena, a posição relativa do cg em relação ao cp pode se alternar durante o voo, o que deverá ser administrado pelo sistema de controle. Essa situação se agrava se a frequência fundamental em flexão do foguete é baixa e próxima da frequência de atuação do sistema de controle.

As empenas podem apresentar um comportamento denominado *flutter*. Esse fenômeno é divergente, ou seja, ao se iniciar, só aumenta de amplitude até que a empena se quebre. As empenas propensas a esse fenômeno caracterizam-se pelo acoplamento entre modos de vibração em flexão e em torção excitado pela força aerodinâmica incidente.

As coifas podem apresentar um comportamento denominado *buffeting*. Esse fenômeno se deve à transição da região cônica da coifa para a cilíndrica, onde o fluxo de ar se descola do cilindro e produz uma região de turbulência, que excita a superfície da coifa, a qual pode vibrar excessivamente. Essa situação ocorre, em geral, no regime transônico.

5.3.2 Coeficientes aerodinâmicos

Coeficiente de arrasto e arrasto

O arrasto é a força que o ar faz em oposição ao avanço do veículo. Cada parte do corpo contribui para o arrasto, principalmente aquelas que fazem frente ao escoamento: coifas, protuberâncias, saias cônicas, empenas. O corpo cilíndrico contribui no arrasto total com pequena parcela de atrito. A presença ou não da chama do propulsor ativo influi no arrasto: quando o motor está ativo (*jet on*), o arrasto é menor, como será visto adiante.

O coeficiente de arrasto C_D e a força de arrasto relacionam-se por:

$$C_D = \frac{A}{QS}$$

onde A é a força de arrasto, Q é a pressão dinâmica e S a área de referência.

A escolha da área de referência é arbitrária. É usual utilizar a área transversal do estágio ativo. No caso de veículos com estágios de diferentes diâmetros, é fundamental observar quais são as áreas de referência preconizadas pela equipe de aerodinâmica.

O arrasto é formado pela soma de vários componentes. Os quatro mais significativos para os foguetes são descritos a seguir de forma sucinta:

- arrasto de fricção: esse componente surge do atrito entre a superfície do corpo e o ar;
- arrasto de pressão: o avanço do corpo empurra o ar e este reage pressionando as superfícies que fazem frente ao escoamento;
- arrasto de base: o escoamento do ar ao deixar o corpo produz uma região de baixa pressão, conforme ilustrado na figura 5.3.2;

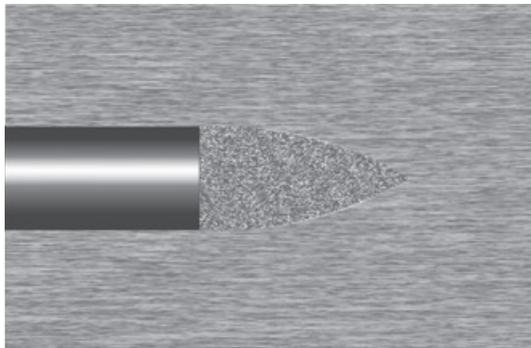


Figura 5.3.2 Escoamento na base rombuda de um corpo

O efeito é um aumento do arrasto por sucção do corpo. No caso dos foguetes, a existência de uma chama reduz o arrasto de base, já que os gases agem como uma continuação do corpo do veículo.

- arrasto de onda de choque: com o progressivo aumento da velocidade do foguete, ocorre a compressão das camadas de ar, a sua frente do veículo, a ponto de se formar uma parede de ar ou onda de choque, perpendicular ao eixo do veículo. Outras protuberâncias, tais como bordos de ataque de empenas, superfícies cônicas e apêndices, geram também ondas de choque. Esse fenômeno desenvolve-se no regime transônico e é ilustrado na figura 5.3.3.

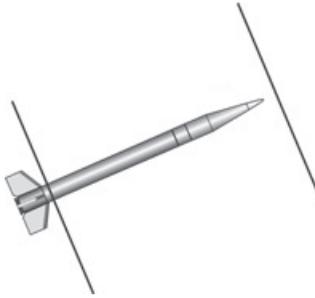


Figura 5.3.3 Ondas de choque no transônico

As duas linhas representam duas ondas de choque formadas pelo nariz e pelas empenas do foguete. A região entre as protuberâncias do foguete e as ondas de choque é constituída de ar altamente comprimido pelo avanço do veículo em velocidade próxima à do som naquela altitude. O ar localizado à frente da onda de choque não está perturbado pelo veículo. Nessa situação, o arrasto do veículo aumenta muito porque ele está empurrando aquela parede de ar contra o ar que está em repouso a sua frente. Com a continuação do aumento da velocidade do veículo, as ondas de choque inclinam-se, conforme ilustra a figura 5.3.9. Observe-se que todas as protuberâncias significativas do veículo produzem ondas de choque localizadas. Na nova situação, o arrasto diminui porque sua aparência em relação ao ar que está a sua frente é a de um corpo mais afilado.

A figura 5.3.4 ilustra o coeficiente de arrasto das configurações do Ariane 4 (Marty, 1986, pag 103).

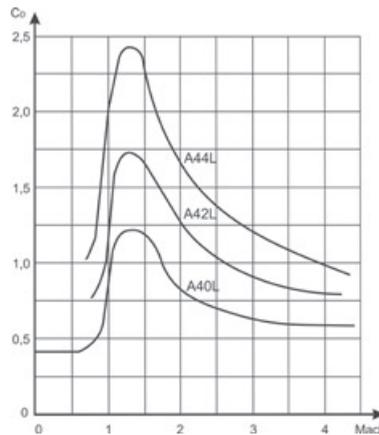


Figura 5.3.4 Arrasto da família Ariane 4

Observe-se, em cada curva, o aumento do coeficiente de arrasto quando o veículo se aproxima de Mach 1 e, em seguida sua queda, conforme explicado. As figuras 2.13 e 5.3.4 permitem entender porque o coeficiente de arrasto das versões 42L e 44L aumenta progressivamente em relação à configuração básica do Ariane 4, em que a adição de *boosters* aumenta a energia interna do veículo, mas uma fração dessa energia é perdida pelo aumento de massa estrutural e pelo aumento do arrasto na travessia da atmosfera.

O leitor é convidado a apreciar fotografias de vários tipos de escoamento de fluidos em (Van Dyke, 1982), sendo a figura 5.3.2 baseada na foto 71. Na referência citada há fotos de formação de ondas de choque em vários regimes sobre diferentes geometrias.

Coefficiente de força normal e força normal

A força normal N é transversal ao eixo do veículo e tem a expressão abaixo:

$$N = QSCN$$

onde CN é o coeficiente de força normal. Esse coeficiente depende linearmente do ângulo de ataque, até cerca de 5 graus. Além dessa magnitude, a relação é não linear. No entanto, para lançadores de satélites só há interesse na região de pequenos ângulos de ataque, quando as velocidades são elevadas. Note-se que o lançador que decola na vertical inicia sua trajetória com ângulo de ataque de 90° , mas sua velocidade é baixa, gerando forças aerodinâmicas baixas. Logo que o lançador se libera da plataforma, inicia manobras que o introduzem no voo atmosférico com ângulo de ataque quase nulo. Observe-se que o mesmo não se aplica aos mísseis, que desenvolvem manobras acentuadas durante todo o voo.

A relação entre CN e o ângulo de ataque é dada por: $CN = C_{N_\alpha} \cdot \alpha$ onde:

$$C_{N_\alpha} = \left. \frac{\partial CN}{\partial \alpha} \right|_{\alpha=0}$$

e α é o ângulo de ataque.

Como se pode observar, a força normal só se manifesta quando houver ângulo de ataque. C_{N_α} faz parte das chamadas derivadas de estabilidade, terminologia adotada na área de controle.

A força normal é a resultante da integração das pressões externas atuantes no veículo, na direção normal ao seu eixo longitudinal, e manifesta-se no centro de pressão (cp) que se posiciona à distância X_{cp} em relação ao nariz do foguete. Como o X_{cp} raramente coincide com o centro de gravidade, a força normal também gera momento em torno do cg do veículo. A distância entre o cg e o cp é chamada de margem estática. Os especialistas em aerodinâmica adotam o sistema de eixos de referência no nariz dos foguetes e dos aviões. Quando o veículo é estável, o centro de pressão fica atrás do centro de gravidade, em consequência, a margem estática é positiva nesse caso e igual a $(X_{cp} - X_{cg})$. A margem estática de veículos instáveis é negativa. Nos veículos controlados, na fase atmosférica, é ideal que a margem estática seja pequena, podendo ser positiva ou negativa. Nesta condição, caso o sistema de controle falhe, o foguete não pode realizar o voo estabilizado aerodinamicamente, sendo então dotado de sistema de terminação de voo, a ser acionado logo que a falha for identificada.

A força normal pode também ser vista como resultante das forças normais distribuídas ao longo do veículo. Essa distribuição de forças normais é essencial para o cálculo de cargas, conforme será visto em próxima seção. O coeficiente aerodinâmico que exprime essa distribuição é denotado por: dCN/dx , ou seja, é a derivada do coeficiente de força normal, em relação à coordenada ao longo do comprimento. Essa derivada permite obter a força transversal e o momento em cada seção do veículo. As figuras 5.3.5 a 5.3.7 mostram curvas típicas dos parâmetros mencionados.

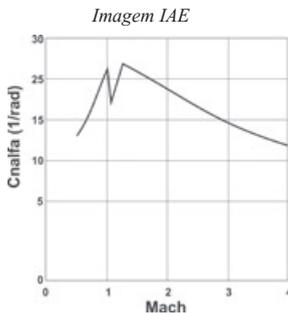


Figura 5.3.5 C_{N_α} vs. Mach

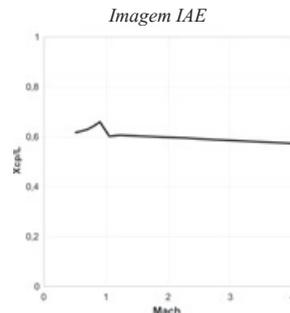


Figura 5.3.6 X_{cp}/L vs. Mach

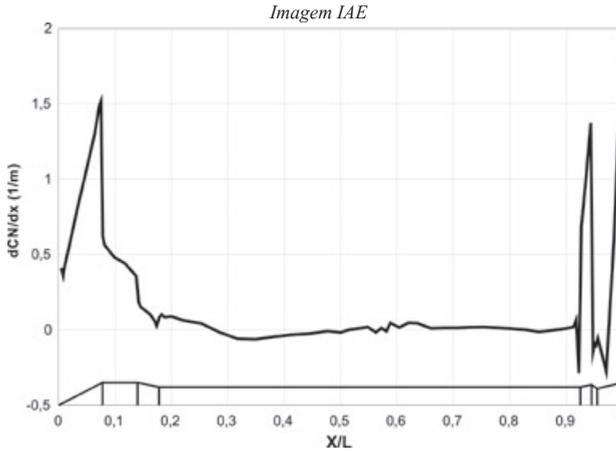


Figura 5.3.7 dCN/dx vs. x , para Mach 3

A observação da última curva indica que partes do veículo contribuem com força normal. A coifa é uma fonte de força normal, devido ao seu formato cônico, e que leva o centro de pressão para frente. As empenas também dão sustentação, como asas, e trazem o X_{cp} para trás. Com base nesses fatos é que se estabiliza um veículo, dimensionando empenas que proporcionem a margem estática desejada. No caso apresentado, observa-se que a saia traseira (cônica) e o divergente (superfície externa cônica) produzem força normal, atuando como empenas. A distribuição apresentada mostra que um foguete cilíndrico com apenas a coifa é aerodinamicamente instável. Se o veículo for controlado, então o sistema de controle deverá conter o momento aerodinâmico. Se o veículo for estabilizado aerodinamicamente, então providências adicionais deverão ser tomadas, para tornar a margem estática positiva.

Observe-se que a curva acima permite o cálculo da posição do centro de pressão para aquela situação, por meio da expressão abaixo:

$$X_{cp} = \frac{\int_0^L \frac{dCN}{dx} x dx}{CN}, \quad CN = \int_0^L \frac{dCN}{dx} dx$$

Coefficiente de rolamento induzido pelas empenas

O veículo pode ter rolamento induzido de forma projetada ou de forma parasítica. Em foguetes com empenas, é usual induzir rolamento para fins de estabilização dinâmica ou pela anulação da média de efeitos indesejáveis. Nesse caso, o coeficiente de momento de rolamento induzido pelas empenas é dado por:

$$C_l = \frac{M_x}{QSL}$$

onde:

M_x = momento de rolamento, em torno do eixo longitudinal do veículo;

L = comprimento de referência. Esse valor é arbitrário, mas normalmente igual ao comprimento do veículo.

Outro parâmetro necessário para a determinação da inclinação, em relação ao eixo longitudinal do foguete, a ser dada às empenas é a derivada do coeficiente de momento de rolamento, em relação ao ângulo de inclinação das empenas,

$$C_{l\delta} = \left. \frac{\partial C_l}{\partial \delta} \right|_{\delta=\alpha}$$

em que δ é o ângulo de inclinação das empenas, que induz o rolamento.

As empenas em rotação comprimem o ar como pás, produzindo resistência à rotação, dada por:

$$C_{lp} = \left. \frac{\partial C_l}{\partial \bar{p}} \right|_{\bar{p}=0}$$

onde

$$\bar{p} = \frac{pL}{2V}$$

onde V é a velocidade do veículo e p é a velocidade de rolamento induzida em rad/s.

Portanto, o coeficiente de momento em rotação tem a seguinte expressão:

$$C_l = C_{l\delta} \cdot \delta - C_{lp} \frac{pL}{2V}$$

Observe-se que o amortecimento tem sinal negativo quando entra no cômputo do momento de rolamento, porque seu efeito é de se opor ao rolamento do veículo.

A figura 5.3.8 ilustra a indução de rolamento pelas empenas e o amortecimento.

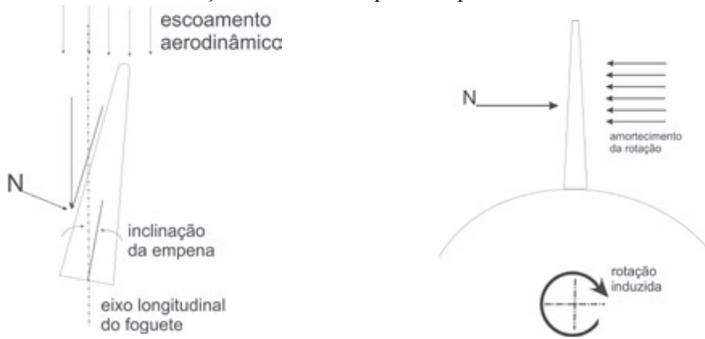


Figura 5.3.8 Indução de rolamento das empenas e o amortecimento

O escoamento aerodinâmico produz uma força sobre a empena, que se decompõe em um componente de arrasto e outro normal N . Este empurra a empena provocando a rotação. Do outro lado da empena, o ar resiste ao avanço, produzindo o amortecimento, que se manifesta por uma força aplicada a cada empena e que, no conjunto de empenas, resulta em um momento de rolamento no sentido contrário ao do rolamento induzido.

Note-se que as informações expostas se referem a um foguete com apenas um conjunto de empenas. Em foguetes equipados com empenas em mais de um estágio devem considerar as interações entre os conjuntos de empenas, para que seja obtido o comportamento do conjunto. Esse assunto excede o escopo deste livro.

Coeficiente de momento em arfagem

Da mesma forma que em rolamento, existe o momento em torno do eixo de arfagem, responsável pela manutenção, ou desvio, de atitude do veículo. O coeficiente de momento em arfagem é dado por:

$$C_m = \frac{M_y}{QSL}$$

onde M_y é o momento em arfagem.

A derivada do coeficiente de momento em arfagem em relação ao ângulo de ataque é dada por:

$$C_{m\alpha} = \left. \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right|_{\alpha=0}$$

Esse coeficiente pode ser obtido a partir de dCN_α , como se segue:

$$C_{m\alpha} = CN_\alpha \frac{X_{cg} - X_{cp}}{L}$$

O amortecimento do momento de arfagem é dado por:

$$C_{mq} = \left. \frac{\partial C_m}{\partial q} \right|_{\bar{q}=0} ; \bar{q} = \frac{qL}{2V}$$

onde q é a velocidade angular em arfagem.

A relação entre o coeficiente de momento em arfagem e suas derivadas é dada por:

$$C_m = C_{m\alpha}\alpha - C_{mq}\left(\frac{qL}{2V}\right)$$

Os mesmos tipos de coeficientes se aplicam ao momento em guinada.

Portanto, conhecidos os coeficientes aerodinâmicos, obtêm-se as forças e os momentos pelas relações:

$$\begin{aligned} A &= C_D QS \\ N &= CN_\alpha \alpha QS \\ M_x &= QSL \left(C_{lx} \cdot \delta - C_{lp} \frac{pL}{2V} \right) \\ M_y &= QSL \left(CN_\alpha \frac{X_{cg} - X_{cp}}{L} \alpha - C_{mq} \frac{qL}{2V} \right) \end{aligned}$$

Observe-se que, se o cg estiver fora do eixo de simetria do veículo, as forças aerodinâmicas produzirão momentos fora de seu plano. Um dos mais conhecidos efeitos é a indução de rolamento.

Os coeficientes aerodinâmicos estáticos (C_D , CN , C_m , C_l) são inerentes a movimentos lentos, ou estáticos, do veículo. Durante o voo, o veículo é excitado por forças de curta duração, tais como rajadas e forças de separação desbalanceadas e seu comportamento em voo atmosférico é diferente do voo no vácuo. Se o veículo for aerodinamicamente estável, a força restauradora é acompanhada de amortecimento, como visto em dois casos. Por exemplo, o maior coeficiente de amortecimento em arfagem, C_{mq} , produz maior rapidez no amortecimento de oscilações em torno da posição de equilíbrio. Nos veículos controlados, o amortecimento em arfagem e guinada ajuda o sistema de controle a eliminar a resposta do veículo às perturbações.

No vácuo, as perturbações produzem movimentos oscilatórios não amortecidos.

5.3.3 Ensaios aerodinâmicos

Os ensaios aerodinâmicos têm por objetivo determinar os coeficientes aerodinâmicos mencionados. São realizados com modelos em escala reduzida, já que é possível estabelecer a similaridade entre as dimensões reais e as reduzidas. São ensaios caros pelas seguintes razões:

- em escoamento subsônico, tem-se uma seção de teste maior (o pessoal técnico circula normalmente em seu interior). As instalações têm grandes proporções para gerar o fluxo de ar, mais livre possível de turbulências, em uma faixa de velocidades controladas;

- no caso dos túneis supersônicos, a seção de teste é bem mais reduzida (por exemplo, 60 x 60 cm), para que seja possível gerar o escoamento de alta velocidade com o volume de ar menor possível. A “corrida” do teste é obtida pela compressão do volume de ar na entrada da seção de teste. Na outra extremidade é feito o vácuo. A abertura simultânea das duas câmaras produz o escoamento, que dura 20 s. Nesse curto intervalo de tempo, também são feitas medidas para diferentes ângulos de ataque;

- a energia elétrica necessária, associada com o porte das instalações e o nível de especialização

dos operadores do túnel levam a custos de centenas de milhares de dólares para se efetuar uma campanha de ensaios.

A figura 5.3.9 é a visualização do campo de pressões durante um ensaio do VLS-1.

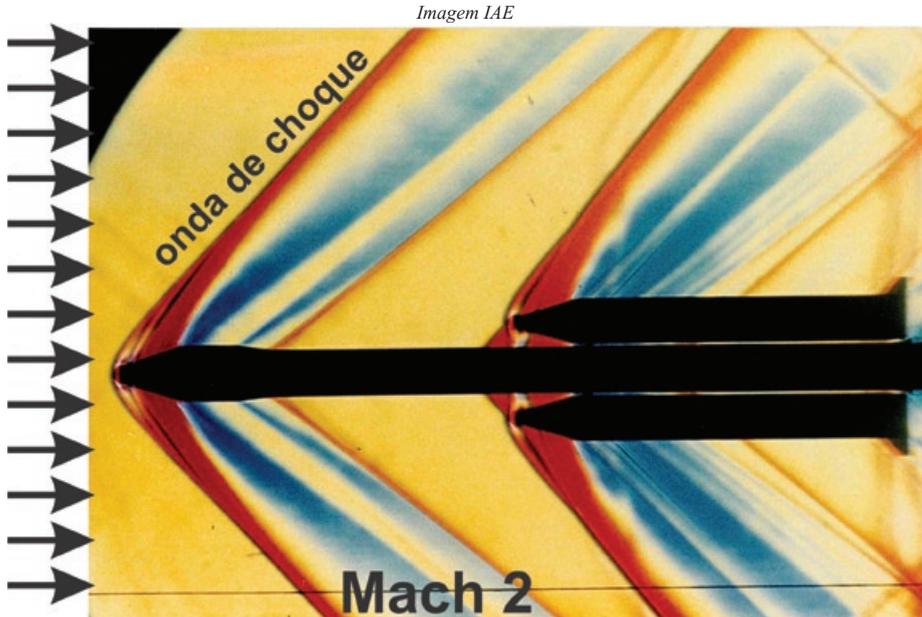


Figura 5.3.9 Visualização de ensaio em túnel de vento

A foto mostra os seguintes fenômenos aerodinâmicos importantes para o veículo:

- a onda de choque inicialmente formada no transônico vai se inclinando à medida que a velocidade do foguete cresce;
- a cor vermelha indica alta pressão na região da onda de choque; a cor laranja indica pressão positiva; e a azul indica pressão negativa. Portanto, atrás da onda de choque, regiões de pressão positiva e negativa se alternam;
- há uma região de pressão negativa na região do cone invertido da Coifa Principal. Ali são feitos os orifícios de equalização da pressão interna com a externa. A pressão negativa aspira o ar presente no interior da Coifa; e
- as coifas dos motores do primeiro estágio produzem também intensa onda de choque. Verifica-se que a presença da onda de choque produz alta pressão sobre o corpo do segundo estágio, sendo o ambiente acústico bastante intenso. Em consequência, os equipamentos embarcados na saia dianteira do segundo estágio e na saia traseira do terceiro estágio devem ser protegidos. Como já mencionado, as medições efetuadas no segundo voo do VLS-1 confirmaram que o nível de excitação é elevado, e providências adicionais de projeto foram tomadas.

5.4 Estruturas

As estruturas de foguetes devem ser capazes de desempenhar sua função contribuindo com o menor percentual de massa possível, em relação à massa total do foguete. Em um foguete à propulsão líquida, o percentual de massa estrutural é inferior a 10% da massa total na decolagem. Nos foguetes de sondagem à propulsão sólida, esse percentual pode estar em torno de 20 %, descontada a massa da carga útil, e no VLS-1 é da ordem de 17%. Nos meios convencionais de transporte, tal percentual é bem mais

elevado, da ordem de 50% em um carro de passeio, por exemplo. A razão para a economia de massa nos foguetes é a necessidade de tirar o melhor proveito possível da energia gerada pelos motores para atingir o objetivo da missão. Qualquer massa estrutural desnecessária consome energia que poderia ser empregada para aumentar a massa de carga útil. As estruturas de lançadores devem, portanto, conciliar necessidades conflitantes tais como: resistência, rigidez, peso baixo, custos baixos de desenvolvimento e fabricação. Antes de se iniciar o projeto de um elemento estrutural, é preciso definir o nível de otimização a ser atingido, levando-se em conta o benefício para o veículo e os custos de desenvolvimento e produção. A regra geral estabelece que, quanto mais otimizado o elemento estrutural, maior o seu custo. Esse custo se traduz pela composição de vários fatores: número maior de testes estruturais representativos das condições de utilização; emprego de materiais mais nobres; número maior de horas de engenharia necessário para os estudos de concepção e de análise estrutural. É preciso então estabelecer um limite de sofisticação, compatível com a categoria de foguete e com o local de atuação do elemento estrutural, sob pena de se inviabilizar o projeto como um todo. Discutem-se, neste capítulo, conceitos e soluções praticadas no mundo que dão sustentação para as soluções aplicadas aos elementos estruturais de foguetes.

5.4.1 Conceitos fundamentais

Resistência

A resistência de um material ou de um corpo exprime a sua capacidade de suportar carga sem se danificar. Um problema fundamental da mecânica dos sólidos é o estabelecimento da metodologia para se prever a resistência de um material ou de um corpo qualquer. Note-se que essa questão é ampla porque envolve materiais, geometrias e solicitações muito variadas. É possível quantificar essa capacidade, de forma que se possa também comparar o comportamento de diferentes materiais ou corpos, visando à sua aplicação estrutural. O primeiro passo consiste em identificar um parâmetro que traduza a solicitação que ocorre no interior de um corpo sujeito a forças externas. Para tanto, analisa-se o que ocorrer em uma barra simples de seção transversal A e submetida à tração pela força F agindo em suas extremidades, como ilustrado a seguir.



Figura 5.4.1 Barra em tração

Define-se a relação entre a força e a seção, chamando-a de tensão, ou seja:

$$\sigma = F/A$$

O nível de tensão representa o quanto o corpo está sendo solicitado. Dadas duas barras quaisquer em que ocorrem as tensões σ_1 e σ_2 , respectivamente, se $\sigma_1 > \sigma_2$, diz-se que a barra 1 é mais solicitada que a barra 2. Esse conceito pode ser estendido ao corpo tridimensional submetido a um conjunto de solicitações. Em qualquer ponto de seu interior, pode-se definir um sistema triortogonal de coordenadas e obter seus seis componentes de tensão. Sugere-se a leitura de livros sobre Resistência dos Materiais ou Elasticidade para entendimento mais profundo do assunto. Para fins deste livro, é suficiente saber que as tensões podem ser de tração, compressão ou de cisalhamento e podem ser despertadas por uma grande variedade de solicitações sobre o corpo. A tensão de tração age no sentido de afastar duas seções próximas do corpo; a de compressão age no sentido oposto, de aproximar as duas seções. A tensão de cisalhamento age no sentido de fazer duas seções próximas escorregarem, por translação (ação cortante)

ou rotação (ação de torção), de uma seção em relação à outra.

Note-se que o conceito de tensão não leva em consideração o material do qual o corpo é constituído, mas o conceito de resistência une a tensão ao material. Para entender como, considerem-se duas barras de igual geometria e feitas de materiais diferentes. Aplica-se a mesma força nas duas barras e aumenta-se progressivamente a sua intensidade. Em um determinado nível da força, uma das barras se rompe. Continuando a aumentar a força aplicada à outra barra, ela vai se romper também. Diz-se então que a barra que se rompeu com a maior força aplicada é a de maior resistência. Como as duas barras foram construídas com a mesma geometria, então suas seções transversais são iguais, e as tensões aplicadas também são iguais. A tensão reinante no interior das barras no momento da ruptura é denominada tensão de ruptura ou tensão máxima do material empregado, a qual constitui uma propriedade física de cada material. Em consequência, conclui-se que:

- dados dois corpos idênticos de geometria arbitrária e submetidos ao mesmo conjunto de cargas estruturais, o de menor resistência é aquele construído com o material menos resistente; e
- dados dois corpos quaisquer, submetidos a carregamentos estruturais quaisquer, para identificar o de maior resistência, é preciso conhecer o estado de tensões em todos os pontos do corpo e comparar com a tensão máxima dos materiais empregados. O corpo em que a solitação está mais afastada do limite do material é o de maior resistência.

A maioria dos materiais tem valores característicos para definir os seus limites, que são:

- a tensão de escoamento (σ_e) a partir da qual o material sofre deformações permanentes, ou seja, mesmo com a retirada da carga, o corpo fica deformado;
- a tensão de ruptura (σ_r), na qual o material se rompe, mesmo que parcialmente.

A tabela 5.4.1 apresenta valores de tensões limites de tração para alguns materiais.

Tabela 5.4.1 Tensões limites

Material	σ_e (MPa)	σ_r (MPa)
Liga de alumínio	400	450
Liga de magnésio	200	270
Aço de alta resistência	800	1 000
Aço de ultra-alta resistência	1 600	1 800
Liga de titânio	1 050	2 000

São conhecidos também os limites de compressão e cisalhamento dos materiais.

Na prática, é possível calcular, e em alguns casos medir indiretamente, as tensões em um ponto qualquer de um corpo, quando submetido a um carregamento estrutural, com geometria complexa e constituído de vários materiais. A análise estrutural identifica a região do corpo em que a combinação do nível de tensões e seus valores limites possibilitam a falha estrutural. É possível encontrar pontos em que os níveis de tensão sejam mais elevados, mas o material empregado naquele ponto é mais resistente, não representando perigo para a integridade do corpo.

Os limites de tensão em compressão são em geral diferentes dos limites em tração. Nos foguetes raramente um elemento estrutural é submetido ao esmagamento, encerrando-se aqui esse assunto.

A resistência ao cisalhamento é fundamental para o comportamento estrutural. Uma regra prática consiste em considerar a tensão de cisalhamento máxima como a metade do limite de ruptura em tração. No entanto, é preciso cautela em sua aplicação porque é válida somente para os materiais dúcteis, ou seja, aqueles que têm maior capacidade de se deformar antes de se romper. A propriedade oposta é a fragilidade, em que o material se rompe com pouca deformação. O alumínio é um exemplo de material dúctil e o vidro é frágil.

Critérios de resistência

Como foi vista, a resistência de um material é caracterizada pela sollicitação em apenas uma direção. Isso se deve à facilidade e confiabilidade dos ensaios realizados dessa forma, em comparação com ensaios que sollicitam o material em várias direções simultaneamente. No entanto, nos casos práticos os corpos são sollicitados de forma complexa, tornando difícil a comparação com os dados de catálogo, ou de ensaios. Foram então concebidos critérios que combinam as várias sollicitações, reduzindo-as a um número apenas, que é comparado com o resultado do ensaio uniaxial.

Existe um grande número de critérios disponíveis, para diversas situações. Será citado apenas o critério de Von Mises, aplicável aos materiais dúcteis, com a seguinte expressão:

$$\sigma_{VM} = \frac{1}{2} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}$$

Portanto, se um ponto do corpo estiver submetido à ação simultânea das tensões atuantes em direções ortogonais $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$, pode-se dizer que o material daquele ponto está submetido à tensão σ_{VM} , cujo valor será comparado aos limites tabelados para aquele material.

Deformação

Considere-se a barra abaixo, de comprimento L , sollicitada por uma carga F .



Figura 5.4.2 Alongamento da barra em tração

Se o aumento de comprimento da barra for ΔL , então a deformação longitudinal em tração da barra é:

$$\epsilon = \Delta L/L$$

A deformação é a variação de comprimento por unidade de comprimento inicial. A deformação em compressão é negativa.

A deformação em cisalhamento é mais complexa. O leitor interessado poderá consultar Borezi (1985), por exemplo.

Rigidez

A cedência é a capacidade de um material ou de um corpo em se deformar sob a ação de cargas. A rigidez é o comportamento oposto. Sendo assim, o material mais rígido é o que se deforma menos sob a ação de uma carga.

As tensões e deformações se relacionam pela rigidez ou pela cedência. Se a barra da figura 5.4.1 for tracionada por cargas crescentes e forem medidas as deformações correspondentes, o trecho inicial da curva que relaciona a tensão com a deformação tem o aspecto abaixo.

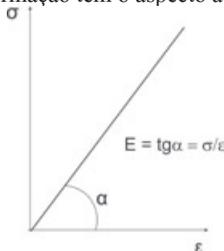


Figura 5.4.3 Curva tensão - deformação no trecho linear

A tangente da inclinação da reta é a rigidez (E) da barra, que é conhecida por módulo de elasticidade, ou de Young:

$$\sigma/\varepsilon = E, \text{ ou } \sigma = E\varepsilon$$

A equação acima é conhecida por Lei de Hooke e se aplica a um grande número de casos de interesse prático. Sua aplicação limita-se à seguinte situação:

- o material é elástico, linear e isotrópico (mesma propriedade mecânica em qualquer direção da sollicitação);
- a carga está aplicada em uma única direção do corpo;
- a tensão no corpo está abaixo do limite de escoamento.

Todos os três conceitos apresentados admitem generalização bastante ampla, para representar os casos correntes de maior complexidade. Assim como a tensão tem seis componentes, a deformação também tem. Portanto, a princípio, a Lei de Hooke generalizada deveria ser uma matriz de 36 elementos, associando cada componente de tensão aos componentes de deformação. No caso dos materiais isotrópicos, há apenas três constantes do material: o módulo de elasticidade E , o módulo de rigidez à torção G e o coeficiente de Poisson ν . O módulo de rigidez à torção associa a tensão de cisalhamento τ à deformação por cisalhamento γ , de modo que:

$$\tau = G\gamma$$

E e G se relacionam por:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad \text{e} \quad \nu = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1}$$

onde ε_1 é o alongamento do corpo na direção 1 e ε_2 é a contração do corpo na direção 2. Para entender melhor, consideremos uma placa tracionada na direção 1, conforme a ilustração.



Figura 5.4.4 Placa tracionada

Observa-se que a placa se alonga na direção da carga e também se contrai na direção perpendicular. O coeficiente de Poisson traduz esse comportamento.

Embora o comportamento elástico dos elementos estruturais seja aquele de maior aplicação, é preciso conhecer o comportamento além daquela situação, pelas seguintes razões:

- necessidade de definição da margem com que o elemento trabalha antes de atingir os limites de escoamento e de ruptura; e
- em casos de otimização estrutural, é admissível trabalhar além da zona elástica.

Na figura 5.4.5, pode-se comparar o comportamento de uma liga de alumínio (AA2024) e de um aço de alta resistência (AISI 4340) e observar que:

- no caso dos materiais apresentados, o limite de escoamento ocorre praticamente no mesmo nível de deformação. Essa foi uma coincidência, mas que facilita o entendimento do papel da rigidez, ou o módulo de elasticidade. Como a rigidez do aço (210 GPa) é três vezes maior que a da liga de alumínio (70 GPa), sob a mesma deformação, a tensão despertada no aço é três vezes superior à do alumínio dentro do regime elástico. Olhando pelo lado oposto, sob a mesma tensão uma barra de aço se deforma três vezes menos que o alumínio;

- colocadas as duas curvas no mesmo gráfico, percebe-se que a zona plástica do aço é bem mais curta que a do alumínio. O alumínio tem menor nível de resistência, mas uma grande capacidade de deformação antes da ruptura; e

- adicionalmente sabe-se que a massa específica do aço é 2,8 vezes superior à do alumínio.

Do exposto, fica fácil entender porque:

- os envelopes motores são em aço, em que se quer alta resistência para suportar a pressão interna e alta rigidez para não deixar o propelente sólido se deformar e rachar; e

- as saias são em alumínio por resultarem em estruturas mais leves e com capacidade de carga suficiente.

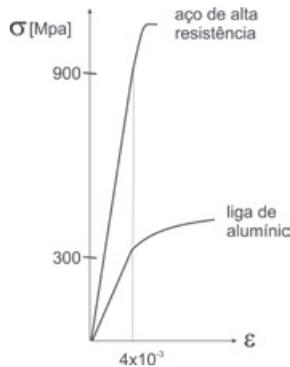


Figura 5.4.5 Tensão vs. deformação de liga de alumínio e de aço

O advento dos compósitos abriu novas perspectivas como será visto adiante.

Note-se que a liga de alumínio aceita altas deformações plásticas com baixo aumento da tensão aplicada. Esse comportamento permite que o elemento estrutural acomode as cargas ao se deformar, protelando ou impedindo a ruptura ao utilizar a energia da carga em sua deformação. Já o aço de alta resistência tem a zona plástica reduzida, o que conduz à ruptura do elemento com pequeno acréscimo de carga além da zona elástica.

Frequências, modos naturais de vibração e resposta dinâmica

Todo corpo vibra ao ser excitado por uma força variável. A situação mais visível é a das cordas de violão ou de qualquer instrumento de cordas, que, ao serem tocadas, vibram e emitem sons. Cada corda pode vibrar com uma infinidade de formas ou modos naturais de vibração, e a cada uma se associa uma frequência, ou frequência natural de vibração. No entanto, existem as formas dominantes que correspondem às menores frequências. Na prática, interessam os três primeiros modos naturais e suas respectivas frequências, porque demandam menos energia para serem estimuladas e, portanto, manifestam-se mais prontamente com a excitação dinâmica. Em situações menos comuns, é necessário considerar frequência e modos mais altos. No caso da corda, os três primeiros modos são ilustrados abaixo.

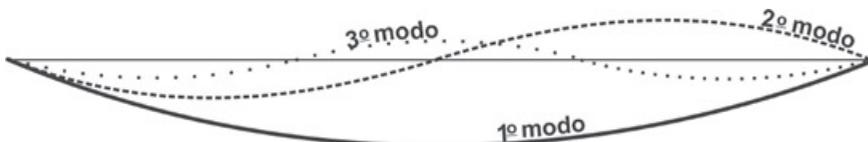


Figura 5.4.6 Os três primeiros modos de vibração de uma corda

A cada forma de vibração corresponde uma frequência, ou som, e são chamados modos e frequências naturais de vibração. Se considerarmos uma barra homogênea biapoada nas extremidades

(as extremidades são livres para girar, mas restritas em translação), obtemos modos naturais em flexão com as formas senoidais desenhadas acima e as respectivas frequências têm as expressões:

$$\omega_1 = k\pi^2; \omega_2 = 4k\pi^2; \text{ e } \omega_3 = 9k\pi^2 \text{ rad/s onde } k = \sqrt{\frac{EI}{mL^4}}$$

sendo que E é o módulo de elasticidade da barra; I é a inércia transversal de área da seção; m é a massa por unidade de comprimento; e L é o comprimento. Portanto, a vibração da barra depende de como ela é fixada, de sua rigidez à flexão (EI) e de sua massa. Observa-se nesse exemplo como crescem as frequências próprias a cada modo.

A forma e constituição de cada corpo levam às frequências e aos modos naturais de vibração, variando em complexidade. Os corpos tridimensionais vibram não só em flexão, mas também em torção e longitudinalmente. Todos esses movimentos devem ser considerados quando estamos interessados na resposta dinâmica do corpo, isto é, como o corpo responde às cargas dinâmicas atuantes. No caso dos foguetes, sua resposta dinâmica sob a ação do sistema de controle é um estudo de engenharia prioritário durante o projeto.

Os foguetes e aviões são casos peculiares porque vibram sem nenhum vínculo, em contraste com prédios, cordas, carros que estão em contato com algum meio que restringe de alguma forma seu movimento. Para ilustrar a diferença de comportamento entre uma viga biapoada e uma totalmente livre, a figura abaixo mostra o primeiro modo de vibração em cada situação.



Figura 5.4.7 Primeiro modo de vibração da viga biapoada e da livre-livre

As respectivas primeiras frequências naturais de vibração em flexão são:

$$\text{viga biapoada} \quad f_1 = \pi^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \text{ Hz}$$

$$\text{viga livre-livre} \quad f_1 = 2,268\pi^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \text{ Hz}$$

Portanto, a primeira frequência em flexão da viga livre-livre obtida por Meirovitch (1967, 166-7) é cerca de duas vezes maior que a da mesma viga biapoada. Note-se que, no caso biapoado, os dois nós da forma modal estão na extremidade, e na livre-livre os dois nós estão no interior do corpo. Uma forma intuitiva de entender porque a primeira frequência natural da viga livre é maior consiste em considerar que aplicamos momentos nos nós para produzir a forma modal. Quanto mais perto do meio da forma, mais momento temos que aplicar à barra para obrigá-la a girar em volta dos nós. Portanto, a situação que requer menor esforço e de menor frequência é a aplicação dos momentos nas extremidades.

A importância prática do conhecimento das frequências e modos naturais em foguetes se manifesta nas seguintes situações:

- controle do veículo: os sensores utilizados para controle visam medir os movimentos de corpo rígido. Como o veículo se deforma ao vibrar, os sensores medem o movimento do corpo rígido e a sua deformação simultaneamente. O modelo matemático de controle, de posse da informação das frequências e dos modos naturais é capaz de eliminar o movimento de vibração, obtendo apenas o efetivo movimento do corpo rígido, para então controlá-lo. Por outro lado, sabe-se que, se a excitação do sistema de controle atuar em frequência distante das principais frequências naturais do veículo, então só as excitará com baixa energia. Do exposto, entende-se a necessidade de simular e medir em testes em escala real as fre-

quências e modos naturais do veículo nas suas várias fases de voo;

- **aeroelasticidade:** denomina-se aeroelasticidade o comportamento elástico do veículo, ou de suas partes, sob a ação das forças aerodinâmicas e as resultantes alterações naquelas forças. Alguns destes casos são comentados na seção 5.3: *flutter*; *buffeting*; a variação da margem estática; e a oscilação do foguete sob a ação dos ventos de superfície. Nesses casos, a estrutura responde com suas frequências e modos naturais porque as forças aerodinâmicas são dinâmicas; e

- **ambiente dinâmico dos equipamentos:** saias, pratos, suportes e demais elementos estruturais vibram sob o efeito das cargas dinâmicas atuantes e transmitem a vibração aos equipamentos do foguete e da carga útil. O conjunto estrutura-equipamentos cria um ambiente vibratório para os equipamentos de bordo. O conhecimento desse ambiente é necessário para que se verifique se os equipamentos vão suportá-lo. Em caso negativo, mudanças no projeto daquele conjunto são necessárias.

O estudo da resposta dinâmica de um foguete consiste na determinação dos deslocamentos, rotações, forças e momentos internos despertados na estrutura primária e nas secundárias (suportes, pratos, adaptadores) em função das cargas estruturais não estáticas atuantes sobre o veículo. Trata-se de um ramo da engenharia que envolve modelos matemáticos detalhados e muitas horas de computador para a realização das simulações. Os testes de vibração no solo de modelos fiéis e as medições da resposta estrutural durante o voo são atividades indissociáveis das simulações. Os modelos matemáticos que representam a arquitetura do objeto e seus materiais são elaborados dentro da tecnologia do Método dos Elementos Finitos (MEF). As cargas estruturais dinâmicas podem ser divididas em:

- **determinísticas:** são aquelas conhecidas em função do tempo em que atuam. Por exemplo, o empuxo dos motores e as forças de controle têm componentes cujas dependências do tempo são bem determinadas; e

- **aleatórias:** são aquelas conhecidas somente pelo seu espectro de potência. Esse tipo de excitação não afeta as estruturas primária e secundária, mas os equipamentos eletrônicos a bordo (foguete e satélite) são sensíveis a ela. As principais fontes desse tipo de excitação são a acústica dos motores e do escoamento aerodinâmico e o componente aleatório do empuxo.

Do ponto de vista experimental, a prática estabelecida é:

- **realizar testes de vibração com modelos fiéis aos de voo, excitando-os com os níveis esperados em voo.** São os chamados testes de qualificação ambiental. Nesses testes verifica-se a compatibilidade do modelo matemático utilizado, ajustando-o se necessário, e verifica-se a necessidade de efetuar alterações de projeto de modo que o modelo permaneça íntegro e funcional após os testes; e

- **nos primeiros voos, o foguete recebe um volume de sensores que permite a avaliação do comportamento dos equipamentos mais sensíveis e a verificação do ambiente real de excitação.** É usual encontrar ambientes menos agressivos do que os supostos e também encontrar ambientes mais agressivos. Neste segundo caso, torna-se necessário rever o projeto suavizando a ambiente ou robustecendo equipamentos; e

- **em voos operacionais, a quantidade de sensores ambientais é reduzida, permanecendo apenas aqueles que confirmem informações, caso seja necessária uma investigação sobre algum desvio de comportamento do veículo durante o voo.**

Flambagem

A flambagem ocorre quando os deslocamentos de um corpo são muito grandes em relação ao incremento da força aplicada para produzi-los, caracterizando comportamento instável. O caso clássico é o de uma régua de plástico comprimida pelas extremidades. Em um dado momento, a régua flexiona

rapidamente, podendo até se quebrar. Nas estruturas espaciais, existem inúmeras situações em que a flambagem é o fator decisivo de projeto. Não é raro que partes estruturais trabalhem em flambagem elástica, ou seja, com a retirada da carga a estrutura volta à forma normal. Esse comportamento pode ser usado em estruturas otimizadas, em que o fator peso é restritivo.

A perda de estabilidade pode ser precipitada por vários fatores instabilizantes, tais como: vibrações, imperfeições localizadas ou generalizadas, assimetrias. Devido a esses fatores, os ensaios de flambagem são de difícil realização e os modelos matemáticos simulam imprecisamente o momento da flambagem. Sendo assim, é comum utilizar coeficientes de segurança maiores quanto à flambagem, quando sua presença é indesejada.

Para melhor compreender a influência desses fatores, considere o painel cilíndrico que é submetido a uma carga concentrada, conforme ilustrado abaixo,

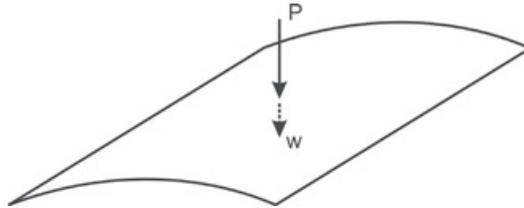


Figura 5.4.8 Flambagem de painel cilíndrico

para o qual as curvas carga vs. deslocamento do ponto de aplicação são mostradas a seguir.

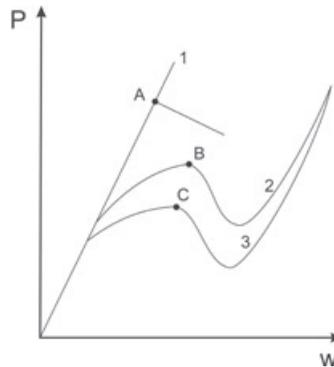


Figura 5.4.9 Carga vs. deslocamento em um painel cilíndrico

A curva 1 prevê a instabilidade a partir de A. Tal resultado é típico da análise linear geométrica da estrutura, em que são utilizadas as relações lineares entre as deformações e os deslocamentos, por exemplo: $\epsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2$. O ponto A é chamado de bifurcação e marca a magnitude da carga em que se dá a instabilidade. A curva 2 é obtida pelo emprego de uma teoria geométrica não linear, em que são considerados os efeitos das rotações locais nas deformações, ou seja, esta situação é bem mais próxima da realidade. O ponto B é chamado de limite de estabilidade. A introdução de uma imperfeição na geometria do painel pode dar margem ao comportamento descrito pela curva 3. Para fins práticos, o que se observa é que o ponto B indica uma queda na carga de flambagem, e o ponto C indica uma queda ainda mais acentuada. A carga em C pode ser a metade da carga em A.

5.4.2 Tipos de estruturas usadas em lançadores

Embora haja liberdade durante a concepção estrutural de um item a ser empregado em um foguete, as leis da física restringem as soluções e os materiais a serem empregados. Mesmo assim, diante das

restrições com que o projetista deve trabalhar, soluções engenhosas surgem em diferentes escritórios de projeto. De modo geral, a concepção estrutural se apoia nos seguintes fatores:

- solicitações impostas em todo o ciclo de vida, desde a estocagem até o último instante útil. Esse fator é preponderante no momento da concepção. É normal conceber mais de uma solução preliminar, para depois submetê-las ao escrutínio com base nas demais restrições. O conhecimento do ambiente de cargas é essencial ao sucesso do projeto. A inclusão tardia de uma carga pode inviabilizar tudo o que se fez até aquele momento;

- requisitos de resistência, rigidez, forma e outros. Esses requisitos também definem a essência do item. Aqui se incluem as margens de segurança a serem adotadas. As margens diminuem na medida em que o conhecimento sobre as cargas e os materiais empregados aumenta. O nível de otimização influi sobremaneira nas margens, que diminuem, e no custo, que aumenta. Note-se que cada projetista tem sua visão do que deve ser otimizado. Observando os projetos americanos e europeus, constata-se grande zelo na otimização de massas estruturais. Já nos projetos da União Soviética, a grande preocupação é voltada para a confiabilidade, portanto, as estruturas em geral e os equipamentos são robustos para enfrentarem situações severas, sendo alta a capacidade propulsiva dos foguetes;

- custo total, no qual se incluem a matéria-prima, o desenvolvimento (análise estrutural, ensaios de qualificação), a fabricação, a estocagem e as inspeções periódicas. Muitas vezes a análise do custo decide a solução a ser adotada;

- nível tecnológico do ambiente de desenvolvimento (materiais, métodos de fabricação). Os envelopes motores do VLS-1 obrigaram o país a criar meios inexistentes para que todo o processo de produção dos motores S43 fosse autônoma. Foi uma decisão estratégica inicial e teve seu custo; e

- confiabilidade desejada. A obtenção da confiabilidade demanda testes, quando itens novos são desenvolvidos. Portanto, a demonstração de confiabilidade é, em geral, cara e requer tempo precioso no final do desenvolvimento.

Passa-se a descrever alguns tipos de estruturas clássicas utilizadas em foguetes à propulsão sólida.

Envelopes motores

Essa estrutura tem a dupla função de operar como vaso de pressão e como elemento de viga da estrutura principal do foguete.

O envelope motor é constituído da membrana cilíndrica e dos domos dianteiro e traseiro. A grande massa dessa estrutura está na membrana, onde deve se concentrar o esforço do dimensionamento, para fins de otimização de massa. Na maior parte de seu comprimento, seu comportamento mecânico é bastante simples, como será visto a seguir.

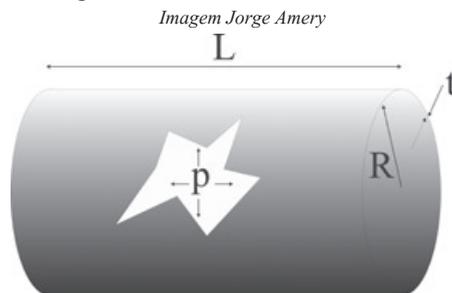


Figura 5.4.10 Cilindro pressurizado

Considere-se um cilindro de parede fina fechado nas extremidades e submetido à pressão interna, ilustrado na figura 5.4.10. A espessura da parede é t e o raio médio da seção circular é R . A tensão longitudinal se manifesta como ilustrada na figura 5.4.11.

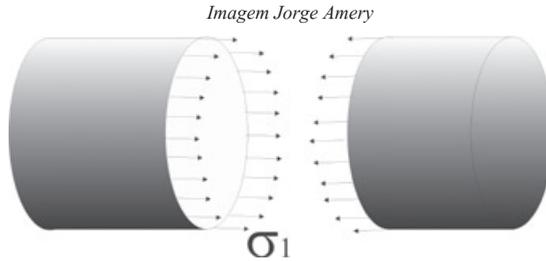


Figura 5.4.11 Tensão longitudinal na membrana cilíndrica

Ao longo do círculo, na direção da geratriz, age a tensão longitudinal σ_1 obtida pelo equilíbrio entre o efeito da pressão interna e a reação nas paredes do cilindro, como se segue.

$$\sigma_1 = \frac{\pi R^2 p}{2\pi R t} = \frac{pR}{2t}$$

Ao longo da geratriz, na direção circunferencial, age a tensão circunferencial σ_2 .

$$\sigma_2 = \frac{2RLp}{2Lt} = \frac{pR}{t}$$

Conclui-se que a tensão circunferencial é o dobro da longitudinal.

O Critério de Von Mises, para este caso, em que $\sigma_3 = 0$, tem a seguinte expressão:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 - \sigma_1\sigma_2} = \sqrt{3} \frac{pR}{2t}$$

A presença dos domos perturba o comportamento descrito, na região próxima a eles. A razão é a diferença de rigidez entre os domos e a membrana cilíndrica, fazendo com que cada parte se deforme de modo diferente, quando pressurizada. O fato de estarem unidas, por soldagem ou mesmo em uma peça usinada, cria um comportamento localizado bastante perturbado, com tensões mais elevadas. Em termos práticos, o reflexo sobre o Critério de Von Mises é um fator de 10% de aumento, passando a sua expressão para:

$$\sigma_{VM} = 0,95pR/t$$

No caso da propulsão sólida, os envelopes motores são insensíveis às cargas estruturais atuantes no veículo, mesmo quando não pressurizados pela queima do propelente, com exceção das junções com outros módulos. No caso da propulsão líquida, os tanques de propelente são sensíveis àquelas cargas, tanto estáticas quanto dinâmicas.

Os envelopes motores metálicos são produzidos em aços de alta e ultra-alta resistência, devido ao requisito de massa. Esses aços têm ruptura frágil (repentina, como a do vidro), que pode ser precipitada pela presença de microtrincas ou pontos de corrosão. Com a pressurização, essas microfalhas podem aumentar ou se propagar, levando à ruptura da estrutura. A questão que se apresenta, durante a inspeção após fabricação, ou estocagem, é se as falhas encontradas vão ou não levar o envelope motor ao colapso.

A resposta a essa pergunta surge da Mecânica da Fratura, que define o fator de intensidade de tensão e o fator crítico de tensão. O fator de intensidade de tensão é definido por:

$$K_I = \sigma_m \sqrt{\frac{\pi a}{Q}}$$

onde:

σ_m = tensão média aplicada na região da trinca

a = tamanho da trinca

Q = fator de forma da trinca, igual a 0,83, para trincas superficiais, e igual a 1, para trincas profundas.

O fator crítico K_{Ic} é determinado experimentalmente e representa uma característica do material, nas condições em que se pretende usá-lo (nível de resistência obtido por tratamento térmico) e tem o significado físico do tamanho da trinca em que sua propagação se faz sem acréscimo de energia externa. Se a inspeção de uma estrutura mostrar trincas, comparam-se os valores de K_I e K_{Ic} , e decide-se sobre a condenação ou não da estrutura.

Os envelopes motores metálicos estão sendo substituídos por envelopes motores bobinados em fibra sintética, impregnada por resinas orgânicas. Essa concepção apresenta duas grandes vantagens em relação à solução metálica: massa menor para o mesmo desempenho estrutural e rapidez na produção. A figura 5.4.12 ilustra o processo de produção de um vaso bobinado. Observa-se que um cabeçote percorre um barramento paralelo ao eixo do vaso sendo bobinado. Inicialmente um mandril com as proteções térmicas internas é montado no eixo da máquina, a qual o faz girar com velocidade coerente com o deslocamento do cabeçote. O resultado é a deposição das fibras em uma trajetória que favorece o comportamento estrutural. A última operação de bobinagem é circunferencial sobre a membrana cilíndrica, cujo objetivo é resistir à tensão circunferencial, que é o dobro da longitudinal, conforme já comentado.

Imagem CENIC



Figura 5.4.12 Envelope motor sendo bobinado

Essa concepção traz grandes vantagens sobre a solução metálica:

- a partir de uma quantidade de motores fabricados, o custo total é menor, ou seja, a soma do

custo do desenvolvimento mais o custo de produção das unidades qualificadas é menor do que o custo total do envelope motor metálico. O fator preponderante é o menor número de operações para se obter o envelope bobinado;

- a massa estrutural final é menor. Esse é um fator decisivo, dependendo da aplicação. No caso de motores de apogeu, a aplicação de envelopes motores metálicos é hoje considerada inviável. Os últimos envelopes com essa concepção eram construídos com titânio, devido a sua resistência estrutural superior a muitos aços, combinada com menor densidade. Atualmente, reinam os motores bobinados, até que surja opção melhor;

- a estrutura não apresenta corrosão. Essa degradação inexistente nos envelopes bobinados. Mesmo suas partes metálicas, os insertos, são de alumínio, imunes, portanto, à corrosão em condições ambientais normais.

Existem desvantagens no emprego de envelopes motores bobinados:

- degradação por efeitos ambientais. As resinas e fibras são sensíveis à umidade, a temperaturas altas ou baixas e à luz do Sol. Esses efeitos são significativos ao longo de meses e requerem cuidados se a estrutura vai ficar exposta a um ambiente agressivo por tempo prolongado. Se o período de estocagem for longo, é necessário proteger o envelope motor, ou o motor carregado em relação a esses fatores;

- intolerância a erros no carregamento com propelente. Se o motor carregado com propelente tiver que ser descarregado, o envelope motor não poderá ser reutilizado para voo. A razão é que seria necessário remover a proteção térmica interna no processo de limpeza, mas ela é vulcanizada no processo de cura do envelope e fica intimamente aderida à parede interna do envelope motor. No caso dos envelopes motores metálicos, é possível remover o propelente e as proteções térmicas e refazer o carregamento, embora incorrendo em risco e trabalho árduo;

No Brasil, houve o desenvolvimento de dois motores nessa tecnologia, que poderá ser também utilizada em motores futuros. A decisão considera outros fatores além daqueles puramente tecnológicos, tais como:

- a dependência de fornecimento externo de matérias primas. O Brasil não produz fibras de alto desempenho estrutural. Sua utilização deve considerar as condições de fornecimento do mercado internacional. Alternativamente, elas poderiam ser produzidas industrialmente no país, caso a indústria tivesse mercado interno e externo. Todos os países com visão estratégica de autonomia se dedicaram a produzir internamente esses materiais;

- o interesse em manter a competência na tecnologia dos aços de ultra-alta resistência. Sobretudo nos estágios inferiores, em que o requisito de massa estrutural é menos exigente (veja a seção 5.5), o uso dos aços já desenvolvidos pode ser uma solução atraente.

A bobinagem é feita sobre um molde, ou mandril, sobre o qual já estão montadas as proteções térmicas e os anéis terminais, ou insertos. As primeiras camadas têm a forma típica já mostrada e formam a estrutura básica da região cilíndrica e dos domos. Dadas as características das tensões na região cilíndrica, são acrescentadas camadas circunferenciais, somente nessa região.

Um conceito bastante utilizado de deposição da fibra fundamenta-se nos seguintes requisitos:

- a fibra deve estar igualmente tracionada ao longo de toda a sua trajetória;
- a fibra não deve escorregar durante a sua deposição sobre o mandril.

Para que isso seja possível, a fibra sobrepõe a curva geodésica que liga um ponto do bocal traseiro ao seu correspondente no bocal dianteiro. Esse tipo de bobinagem é conhecido por isotensoidal. A análise de tensões (*netting analysis*) dessa bobinagem não admite que a resina tenha papel estrutural, para fins de

resistência do vaso à pressão interna. Na prática existem fatores perturbadores que podem afetar a análise de tensões, tais como:

- a bobinagem circunferencial na região cilíndrica, feita sobre a bobinagem isotenoidal, restringe a sua expansão radial, criando flexão nas junções cilindro - domos;
- o acúmulo de fibras ao redor dos bocais pode criar uma distribuição de tensões irregular com flexões.

Portanto, os primeiros vasos produzidos em um desenvolvimento são usados para ajuste de parâmetros de bobinagem (passo de deposição das fibras, pequenas mudanças de ângulo de deposição, inserção de tecido em regiões mais solicitadas) que venham a dar o desempenho desejado.

As fibras mais usadas são a aramida (Kevlar é o nome comercial registrado pela Dupont) e a de carbono. A fibra de vidro é usada em vasos de menor desempenho. Todas as fibras estruturais estão disponíveis em vários níveis de resistência. As principais características destas fibras são comentadas a seguir.

As fibras de carbono dividem-se em duas grandes categorias: fibras de alta resistência e fibras de alta rigidez. Os dois tipos caracterizam-se pela ruptura frágil, com alta liberação de energia. A dilatação térmica das fibras de carbono é baixa, favorecendo a conservação da forma das estruturas quando submetidas a severos ambientes térmicos.

As fibras de aramida têm módulo de elasticidade mais baixo que as fibras de carbono, levando a estrutura a maiores deformações, quando sob carregamento. A ruptura de uma estrutura em aramida é bem menos energética que aquelas em carbono, mesmo porque suas fibras têm alta capacidade de absorver energia, sendo usadas em artefatos que necessitam desta propriedade, tais como coletes à prova de bala e bordos de ataque de aviões.

As fibras de vidro são as mais utilizadas na indústria geral devido ao seu baixo custo. Suas propriedades mecânicas são inferiores ao carbono e à aramida e por isto não permitem a construção de estruturas de alto desempenho.

O uso de materiais laminados se justifica, do ponto de vista estrutural, recorrendo aos conceitos de resistência e rigidez específicas, que são o quociente entre a resistência e a rigidez pela massa específica do material. A figura 5.4.13 ilustra como se comparam alguns materiais sob este enfoque, como mostrado por Jones (1975, 23).

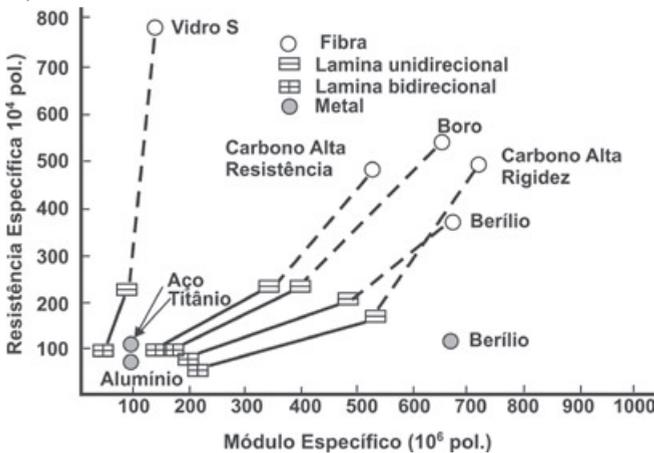


Figura 5.4.13 Comparação da rigidez e resistência específicas de materiais

Observando a figura pode-se concluir que:

- as fibras são a forma de maior resistência específica. Isso ocorre porque a fibra isolada tem suas moléculas alinhadas com a direção da sollicitação e é leve;
- em seguida, as lâminas unidirecionais são as de maior resistência específica. Nesse caso, embora as fibras estejam alinhadas com a direção de sollicitação, a presença da resina aumenta o peso do laminado, em comparação com um laminado com fibras apenas (o que seria difícil de aplicar na prática). Pode-se observar que a lâmina unidirecional tem desempenho melhor que os metais convencionais;
- finalmente, as lâminas bidirecionais equiparam-se aos metais. Note-se, no entanto, que, nas três situações citadas, o peso final do elemento estrutural é inferior àquele em que fosse empregado um metal convencional. Por exemplo, o envelope motor S44 tem massa de 114,5 kg, incluindo as proteções térmicas, os insertos de alumínio e os saíotes de carbono e de alumínio. A massa da proteção térmica interna e dos insertos de alumínio é de 58,5 kg. Os saíotes dianteiro e traseiro têm massa de 8,2 e 10,1 kg respectivamente. Portanto, a massa da estrutura bobinada é de 37,7 kg. Se o mesmo envelope motor fosse em 300M, teria aproximadamente 133 kg, ou seja, 3,5 vezes maior que a estrutura em fibra. A comparação acima é aproximada e seu papel é de apenas ilustrar o ganho de massa ao se trabalhar com estruturas em compósitos. Se o S44 fosse projetado em fibra estrutural de carbono, sua massa seria menor ainda.

Propelente sólido

O propelente sólido não desempenha papel na resistência estrutural do foguete, porque seu módulo de elasticidade é dez mil vezes menor que o do aço, ou seja, a membrana cilíndrica, ao ser sollicitada como viga, deforma-se, mas essa deformação desperta tensões dez mil vezes menores no propelente, significando que ele não trabalha.

Analisemos agora o que ocorre na vibração em flexão da viga que forma o corpo do foguete. Vimos que as frequências naturais em flexão dependem do fator $\sqrt{EI / mL^4}$. Consideremos que o propelente está perfeitamente colado à membrana de aço – o que na prática ocorre – e calculemos o fator acima para o trecho cilíndrico do motor com e sem propelente. Acabamos de ver que o módulo de elasticidade do aço é dez mil vezes maior do que o do propelente, logo o módulo de elasticidade da viga é o do aço: $E = 205000\text{MPa}$. No caso do motor S43, a inércia da seção da membrana cilíndrica é a de um anel fino de raio igual a 500 mm aproximadamente e espessura 3,3 mm. A inércia transversal de área para essa geometria é dada por: $I = \pi R^3 t = 0,0013\text{ m}^4$. A inércia transversal da área do propelente é bem maior, no entanto ela não influi na flexão porque vimos que o propelente não trabalha, comportando-se como se fosse líquido nessa situação. A massa por unidade de comprimento da membrana cilíndrica é dada por $m = \rho V/L$, $\rho = 7800\text{ kg/m}^3$ = massa específica do aço; $V = 2\pi R t L = 2\pi \times 0,5 \times 0,0033 \times 6 = 0,062\text{ m}^3$ = volume da membrana cilíndrica, e $L = 6\text{ m}$ = comprimento da membrana cilíndrica. Logo, $m = 81\text{ kg/m}$. O propelente contribui com a sua massa na viga, e sua massa por unidade de comprimento é $7500/6 = 1250\text{ kg/m}$. Portanto, para a viga sem propelente, a primeira frequência da viga livre é dada por: $f_1 = 2,268\pi^2 \sqrt{\frac{205 \times 10^9 \times 0,0013}{81 \times 6^4}} = 1128\text{ Hz}$. Considerando a presença do propelente, a massa por unidade de comprimento passa a ser $m = 81 + 1250 = 1331\text{ kg/m}$, e a frequência passa a ser 278 Hz.

Em resumo, a presença do propelente sólido influi estruturalmente como se segue:

- resistência estrutural: não há influência;
- carga estática: a massa do propelente influi pelo seu peso;
- acelerações quase-estáticas: a massa do propelente influi mais ainda ao ser acelerada;
- vibração livre: a presença do propelente abaixa as frequências da viga em flexão. O leitor é convidado a verificar o que ocorre nas vibrações longitudinais e em torção;

■ resposta dinâmica: a influência do propelente se estende à resposta dinâmica, em função de sua influência na massa e nos modos naturais. Há que se considerar nesse caso a influência no amortecimento estrutural, que deve ser determinado experimentalmente.

Na prática, a análise estrutural do foguete é realizada em vários momentos do voo, quando o propelente está sendo consumido, e, portanto, sua influência no comportamento estrutural também varia conforme o que já foi apresentado.

Saias

As saias são usadas nas extremidades dos motores e têm as seguintes funções:

- participar da estrutura primária do veículo;
- dar forma aerodinâmica (principalmente as saias cônicas);
- abrigar os equipamentos do veículo;
- conectar os vários estágios;
- abrigar os sistemas de separação.

As soluções estruturais empregadas nas saias são as mais variadas, no que tange à geometria e aos materiais. Os materiais mais empregados são as ligas de alumínio, aços (em uso decrescente) e as fibras (sob a forma de bobinagem ou laminados de tecidos), em uso crescente.

A geometria global de uma saia resulta dos vários compromissos de suas funções. Na maioria das vezes são cilíndricas, mas é comum também o formato cônico para unir módulos (motores, na maioria das vezes) de diâmetros diferentes. Em alguns casos, a saia é na realidade um conjunto de treliças, sem revestimento. Essa concepção é usada quando se deseja acender um propulsor sobre o estágio a ser separado, na chamada separação a quente.

O exame mais detalhado das saias de alumínio mostra uma geometria bastante acidentada, ocasionada pelos seguintes fatores:

- nem sempre é possível projetar um revestimento com a resistência e a rigidez necessárias. Para complementar essas características, são usados reforçadores longitudinais, ou longarinas, e circunferenciais, ou cavernas;
- é frequente a necessidade de abrir passagem para o cabeamento e dutos de fluidos, que devem ser reforçados com molduras.

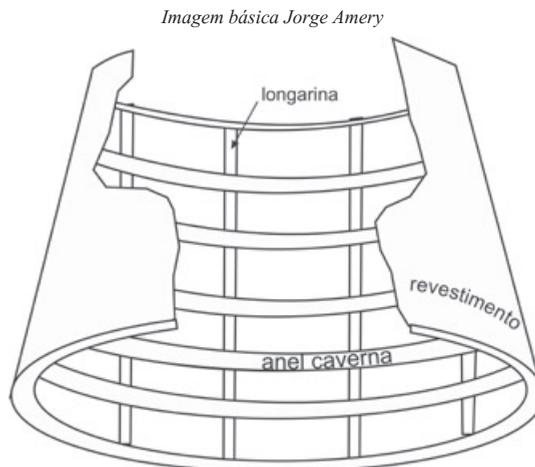


Figura 5.4.14 Saia reforçada internamente

O colapso desse tipo de estrutura ocorre em geral por flambagem. As longarinas e cavernas são colocadas de modo a impedir que isso ocorra. A sistemática de cálculo foge ao escopo deste texto. Para uma leitura mais especializada, as referências (Marty, 1986), (Bruhn, 1967) e (Baker et al., 1972) permitem a análise estrutural preliminar. Geralmente, os reforços são colocados no interior da saia. No que diz respeito às longarinas, é possível tê-las externamente, com maior eficiência estrutural. A fixação dos reforços no revestimento se faz em geral por rebites. As figuras 5.4.14 e 5.4.15 mostram exemplos das concepções estruturais mencionadas.

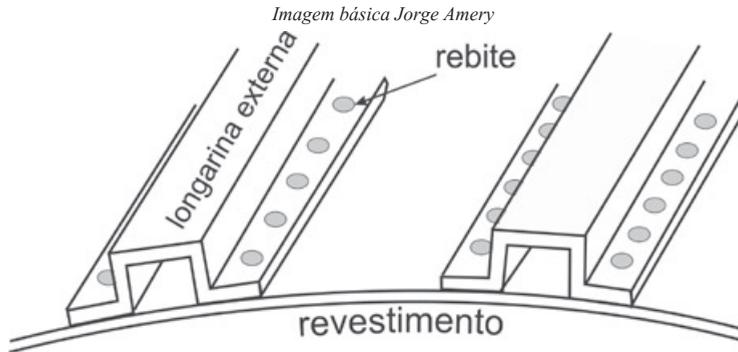


Figura 5.4.15 Detalhe de reforço externo

Note-se que apesar da concepção, os reforçadores e chapas ainda estão sujeitos à flambagem localizada.

Quanto aos quadros de reforço de uma abertura, uma prática simples consiste em desenhá-la de modo a ter a mesma massa do material retirado.

Pratos

Os pratos são elementos sempre presentes em lançadores e têm a finalidade de apoiar os vários equipamentos. Sua geometria é circunferencial, na grande maioria dos casos, podendo ser anulares ou completos. O dimensionamento dos pratos visa dar a rigidez necessária para que o ambiente em vibração dos equipamentos ali instalados fique em uma faixa aceitável. O modelo matemático para dimensionamento dos pratos leva em conta:

- o arranjo dos equipamentos sob e sobre o prato. Os mais pesados devem ficar próximos à fixação do prato na estrutura que o sustenta. Se o prato for apoiado por meio de mãos francesas, então é natural apoiar os equipamentos mais pesados sobre elas;
- o ambiente dinâmico do voo. As transições são fontes de excitação dinâmica dos pratos e equipamentos em geral. As principais transições são: subida e descida do empuxo dos motores principais; a passagem pelo transônico e o regime supersônico até as imediações da pressão dinâmica máxima; as separações; e os eventos comandados por pirotécnicos;
- a forma com que o prato é vinculado à estrutura principal. São praticadas várias possibilidades, tais como apoios discretos e apoios contínuos com fixação por parafusos;
- rigidez da estrutura principal. Se localmente a estrutura primária do foguete não tem a robustez necessária, apesar de o prato ser eficiente, sua ancoragem não é, e o ambiente vibratório para os equipamentos pode ser agressivo. No VLS-1, os testes de vibração mostraram que a rigidez da membrana cilíndrica e do anel de interface da BE com a BC tinha rigidez insuficiente para conter a vibração do prato de equipamentos. A solução dada foi a inclusão de uma viga no interior da BE, com uma haste que se fixava ao centro do prato. A figura 5.4.16 esquematiza a solução.

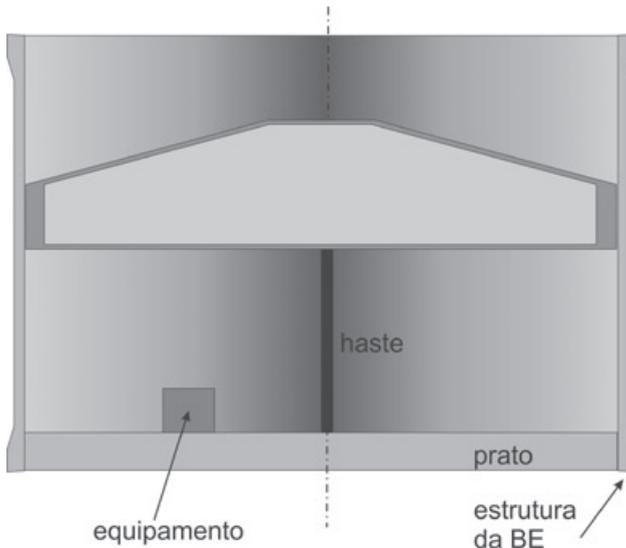


Figura 5.4.16 Solução de ancoragem adicional do prato de equipamentos

Na estrutura apresentada, a energia de vibração do prato é distribuída em duas regiões da estrutura da BE: na região do flange inferior e na membrana, nos pontos de sustentação da viga.

Uma solução bastante eficiente para enrijecer as placas é conhecida por sanduíche, que consiste de duas faces e um núcleo. As faces podem ser de alumínio ou laminados de fibra orgânica. O núcleo pode ser de espuma de poliuretano ou uma colmeia, sendo esta última a mais utilizada.

Os sanduíches com colmeias permitem a construção de estruturas de baixo peso e alta rigidez. Esse tipo de material constitui-se de um núcleo, formado pela colmeia propriamente dita, e de faces. As colmeias de alumínio são obtidas conforme mostra a figura 5.4.17.

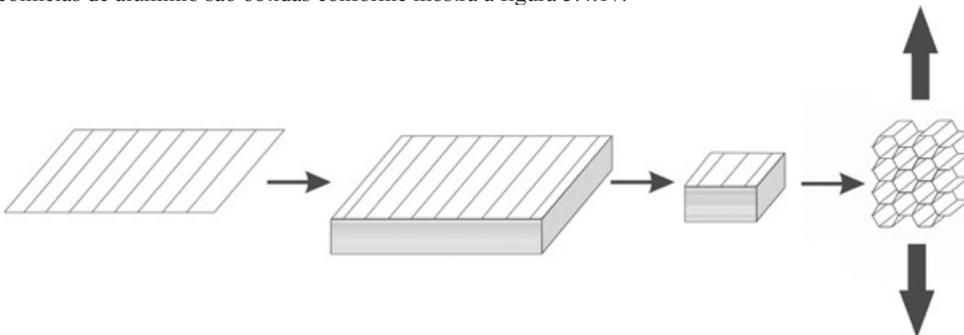


Figura 5.4.17 Produção da colmeia

Supondo que a colmeia seja de alumínio, a figura descreve o seguinte processo:

- cada chapa de alumínio recebe linhas paralelas de adesivo, com o espaçamento necessário para formar os alvéolos;
- várias chapas são superpostas desta maneira, formando o bloco ilustrado, que é a matéria-prima vendida pelo fabricante;
- o usuário usina pedaços do bloco conforme sua conveniência; e
- as faces externas do bloco são tracionadas e a colmeia se expande.

Posteriormente, duas faces de alumínio, por exemplo, são coladas à colmeia, formando a placa

sanduíche. Note-se que as chapas que formam a colmeia são finas para permitir sua expansão. Isso colabora para que o núcleo em colmeia seja leve, sendo na prática a massa da placa igual à soma das massas das faces. Nas aplicações espaciais, é preciso que os alvéolos permitam o escape do ar aprisionado em seu interior quando no vácuo. Para tanto, as chapas de alumínio da colmeia recebem diminuta furação de modo que os alvéolos se comuniquem e o ar possa escapar pelas laterais da colmeia.

Um painel formado dessa maneira possui uma alta rigidez à flexão, devido ao espaçamento entre as faces. Para entender melhor, considere uma placa quadrada de aço com espessura de 1 mm e 1 m de lado, apoiada em todo o seu contorno e submetida a uma carga uniforme de 10 N/m². A deflexão máxima ocorre no centro da placa e é dada por:

$$y_{\max} = -\frac{\alpha q b^4}{Et^3}$$

onde:

$\alpha = 0,0444$ para placas quadradas simplesmente apoiadas (Roark, 1975)

q = pressão uniforme = 10 N/m²

b = lado da placa = 1 m

E = módulo de elasticidade = 210 GPa

t = espessura da placa = 0,001 m

Resulta a deflexão de 2,1 mm no centro da placa.

Consideremos agora uma placa com núcleo de ninho de abelha de alumínio, de espessura 10 mm e faces de aço de 0,5 mm de espessura. Utilizando o procedimento de cálculo encontrado em (Hexcel), a deflexão no centro da placa é dada por:

$$\Delta = \frac{2K_1 q \lambda b^4}{E_f t_f h^2}$$

onde:

$\lambda = 1 - \nu^2 = 1 - (0,3)^2 = 0,91$

E_f = rigidez das faces = 210 GPa

t_f = espessura da face = 0,0005 m

h = espessura do núcleo mais a semissoma das espessuras das faces = 0,011 m

K_1 = parâmetro extraído de ábaco do fabricante = 0,004.

Resulta a deflexão de 0,006 mm, com peso praticamente o mesmo da placa anterior. Portanto, esse tipo de construção aplicado convenientemente produz uma estrutura bastante rígida. É claro que o custo e os cuidados na utilização são maiores nesse caso. Mas, no cômputo total, o custo é inferior pelo melhor desempenho obtido.

O dimensionamento de uma placa real é muito mais elaborado, podendo levar algumas semanas em consequência do arranjo de equipamentos sobre a placa, da sua geometria, das cargas estáticas e ambientais e das restrições de uso dos equipamentos.

No VLS-1, há algumas placas que empregam o conceito do sanduíche. Dois casos necessitaram de esforço elevado de projeto:

- prato de equipamentos da saia dianteira do segundo estágio. Esse prato precisa ter forma anular, para dar acesso operacional ao cabeçote do ignitor do motor S43. O prato suporta muitos equipamentos eletrônicos relativos às funções do primeiro e segundo estágios. A saia dianteira está imersa na região de incidência de ondas de choque resultantes do escoamento aerodinâmico sobre as coifas do primeiro estágio. Foi constatada, no voo do VLS-1 V02, a existência de intensa excitação lateral sobre o prato.

Em face desses fatores, foi preciso reprojeter o prato conferindo maior rigidez em flexão e acrescentando dissipadores de energia nos apoios do prato, com o objetivo de diminuir a excitação lateral sobre os equipamentos. A constatação da efetividade das soluções aplicadas se daria no terceiro voo;

- prato da baía de equipamentos. Esse prato é circular e aloja equipamentos nas superfícies superior e inferior. O equipamento mais sensível ali instalado é a plataforma inercial giro-estabilizada. O prato consiste de uma placa de alumínio cujos reforçadores são usinados na massa. No lado inferior, o prato é fechado com uma face espessa que cumpre dois objetivos: compor estruturalmente a placa formando o sanduíche e receber as roscas de fixação dos equipamentos.

Junções estruturais

A junção estrutural entre as estruturas que compõem a estrutura primária (corpo) do foguete pode ter diferentes concepções. Serão citados três exemplos ilustrativos. O primeiro é o das cintas.

As cintas podem ser fixas ou ejetáveis, sendo que estas devem, além de garantir a integridade estrutural do veículo, liberar de forma limpa e rápida as interfaces dos módulos a serem separados, quando necessário.

Nos dois casos, a interface sobre a qual age a cinta tem o formato ilustrado na figura 5.4.18:

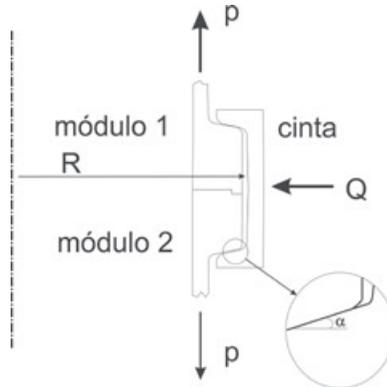


Figura 5.4.18 Junção por cinta

As cintas dispõem de sistema de aperto, de modo a tensioná-las. Esse tensionamento visa eliminar folgas; uniformizar a ação da cinta em toda a interface, pretensionar a interface, para resistir às cargas em voo. Essa carga é dada por:

$$Q = \frac{2pR(\text{sen}\alpha - \mu\text{cos}\alpha)}{\text{cos}\alpha + \mu\text{sen}\alpha}$$

onde:

Q = força a ser aplicada para tensionamento

p = carga axial, por unidade de comprimento da interface

R = raio médio da interface

α = ângulo da face de contato da cinta

μ = coeficiente de atrito entre a cinta e a interface dos módulos

Na prática, verifica-se que em função do atrito entre a cinta e os flanges duas situações podem ocorrer:

- abaixo de um valor de α , a cinta mantém a junção estrutural sob carga, mesmo sem ser tensionada. Essa situação deve ser utilizada para as cintas fixas. Nesse caso, a pré-tensão só tem o papel de eliminar as folgas da junção, e apenas a geometria da cinta deverá garantir a transmissão de carga entre

um módulo e seu vizinho;

- acima de um valor de α , a cinta escorrega do flange. Nesse caso, a pré-tensão deve ser usada para manter a cinta no lugar durante a aplicação da carga, correspondendo à carga Q descrita. Esse é o caso das cintas ejetáveis, em que seu escape dos flanges deve ser garantido.

Caso se deseje utilizar a mesma geometria para todos os flanges e cintas, então os seguintes cuidados devem ser tomados:

- se o ângulo α estiver abaixo do valor para o qual não há o escorregamento, então os atuadores de abertura das cintas devem produzir impulso adicional para expulsão das cintas ejetáveis;
- se ângulo α estiver acima do valor para o qual há o escorregamento, então todas as cintas devem ser tensionadas para resistir às cargas reinantes nas interfaces dos módulos em que estão instaladas.

As cintas promovem uma excelente junção estrutural desde que sejam tomados os cuidados para um tensionamento o mais uniforme possível. Em alguns casos, são colados extensômetros sobre a cinta para monitorar o nível de tensão em vários pontos. Para obter a uniformização, costuma-se usar martelo de borracha ao longo da cinta.

O segundo exemplo é o aparafusamento radial ilustrado na figura 5.4.19. Trata-se de um sistema simples, mas pouco eficiente estruturalmente porque:

- para tornar possível a integração, é necessário que a furação onde se assenta a cabeça do parafuso tenha uma folga, sob pena de o parafuso ser submetido à flexão onde não houver perfeita coincidência entre os furos;
- o parafuso trabalha em cisalhamento, quando o ideal é que trabalhe em tração.

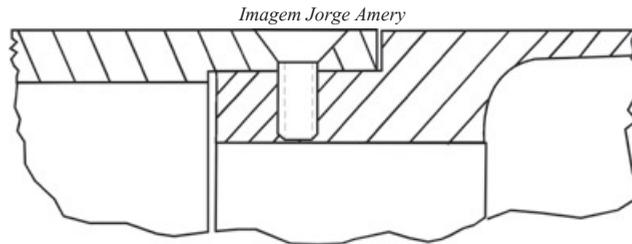


Figura 5.4.19 Junção estrutural por parafuso radial

O terceiro exemplo é a junta radax ilustrada na figura 5.4.20.

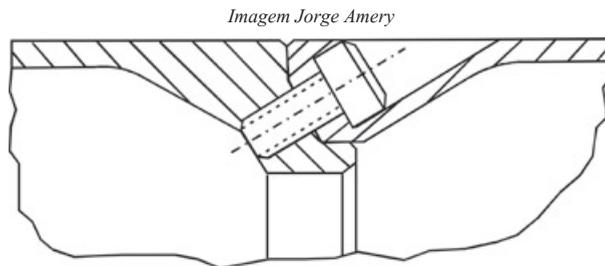


Figura 5.4.20 Junção estrutural radax

Nesse caso, os parafusos são inclinados em relação ao eixo de simetria dos módulos e trabalham em tração e cisalhamento.

A escolha do tipo de junção estrutural baseia-se no nível tecnológico do veículo. Um fator de avaliação da qualidade de uma interface é a sua histerese em flexão. Como se pode verificar da figura 5.4.21, o aparafusamento radial é o pior tipo de ligação e a junta radax é a melhor (Weydert, 1968).

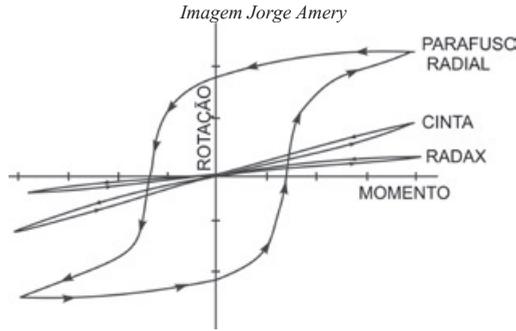


Figura 5.4.21 Histerese de junções estruturais

O gráfico acima é obtido pelo experimento ilustrado na figura 5.4.22:

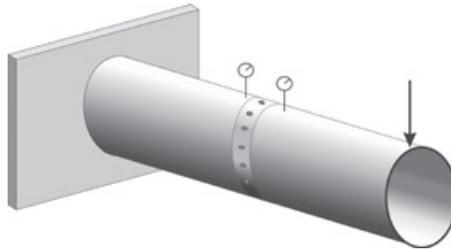


Figura 5.4.22 Determinação da histerese de uma junção estrutural

A estrutura tubular contém a junção estrutural que se deseja investigar. Aplica-se a força na extremidade e depois se inverte o sentido de aplicação. O momento fletor na junção é o produto da força aplicada pela distância da força ao centro da junção. Os relógios comparadores permitem medir os deslocamentos verticais antes e depois da junção. Dividindo os deslocamentos medidos pela distância entre os comparadores, obtém-se a rotação média da junção. Variando a magnitude da força aplicada, obtém-se o gráfico da histerese.

Estrutura primária

Para fins estruturais, o corpo do foguete se assemelha a uma viga, que é a estrutura primária. No caso específico do VLS-1, os propulsores do primeiro estágio compõem a estrutura primária, até que sejam alijados em voo.

Estrutura secundária

As estruturas secundárias podem ser várias em um foguete, mas todas estão fixadas à estrutura primária. São exemplos de estruturas secundárias: tubeiras, pratos de equipamentos, equipamentos fixados internamente o satélite e seu adaptador, na fase em que a coifa está presente.

5.4.3 Métodos de análise estrutural

O ciclo da análise estrutural envolve as seguintes fases:

- simulações com base em croquis e desenhos. Essas simulações, no início do projeto, utilizam fórmulas simples e conceitos de Resistência dos Materiais. À medida que os desenhos vão se detalhando, os modelos matemáticos podem se tornar bastante complexos, consumindo homens-hora e tempo de computação;

- especificação dos ensaios estruturais;
- acompanhamento dos ensaios estruturais;
- análise dos resultados de ensaios;

- eventual ajuste de modelos matemáticos;
- eventual modificação de projeto.

Durante todas as etapas, são redigidos relatórios técnicos que pertencerão à memória do projeto e serão analisados durante as revisões de projeto.

As áreas de análise são:

- **estática.** Esta é a análise básica de todo componente estrutural, na qual se considera o carregamento estrutural invariante no tempo. O exemplo típico é a análise dos envelopes motores sob pressão interna.

- **dinâmica.** Aqui são tratados os problemas de vibração natural e resposta forçada. Esse tipo de atividade é o que mais consome homens-hora e tempo de computação. Uma simulação típica deste tipo de análise é a chamada análise acoplada lançador-satélite, em que os modelos matemáticos do lançador e do satélite são unidos e é determinado o comportamento dinâmico do conjunto. Nesse estudo, identifica-se como o sistema responde às atuações de controle, obtendo como um dos resultados a informação mais fiel de como a presença do satélite afeta a resposta do veículo, obtida anteriormente com modelo simplificado do satélite.

- **termoelasticidade.** As várias fontes de calor (escape dos gases de combustão, aquecimento cinético) podem promover aquecimentos diferenciais na estrutura do veículo, tensionando-a. A termoelasticidade estuda essas questões.

- **viscoelasticidade e viscoplasticidade.** Os blocos de propelente têm seu comportamento mecânico fortemente influenciado pela resina polibutadiênica que tem características reológicas (sua resposta estrutural a uma carga estática varia com o tempo). A análise estrutural dos blocos de propelente leva em conta esses fatores para uma previsão do seu comportamento ao longo da fase de estocagem e em voo.

Grande parte da análise estrutural compreende simulações cada vez mais detalhadas dos vários componentes. Considerando a geometria complexa desses componentes e a forma com que são carregados, fica patente a necessidade do uso de ferramentas matemáticas poderosas. A que tem maior aceitação e aplicação é conhecida por Método dos Elementos Finitos (MEF).

O fundamento do método é bastante simples: dividir o corpo de geometria e carregamento complexos em pequenos segmentos (elementos finitos) com geometria e carregamento simples e agrupá-los de forma a representar o corpo, ainda que de forma aproximada. A concretização desse conceito tem atualmente o uso facilitado por códigos de computador comercializados sob a forma de aluguel ou venda de licença de uso. Um exemplo de resultado de aplicação dessa metodologia foi fornecido pelo engenheiro Fábio Eduardo de Almeida (IAE/ASE-E) e é comentado a seguir.

Imagem IAE

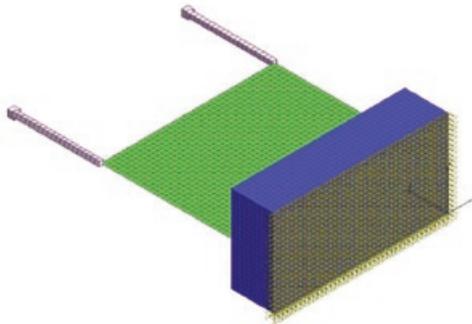


Figura 5.4.23 Modelo de uma estrutura

Na figura 5.4.23, é ilustrada a discretização de uma estrutura composta de um bloco maciço (em azul), uma placa fina (em verde) e duas barras. O bloco é representado por elementos tridimensionais, cuja face em amarelo está engastada. A placa é representada por elementos de placa fina, e a viga é representada por elementos de viga. Cada elemento representa a geometria, o material e as condições de contorno da estrutura na região em que está o elemento. A estrutura sofre a solicitação de duas cargas verticais situadas nas extremidades das barras.

Na figura 5.4.24, são ilustrados os resultados da análise estrutural, mostrando como o corpo se deforma e como se distribuem as tensões. Nesse caso, foi utilizado o programa comercial COSMOS.

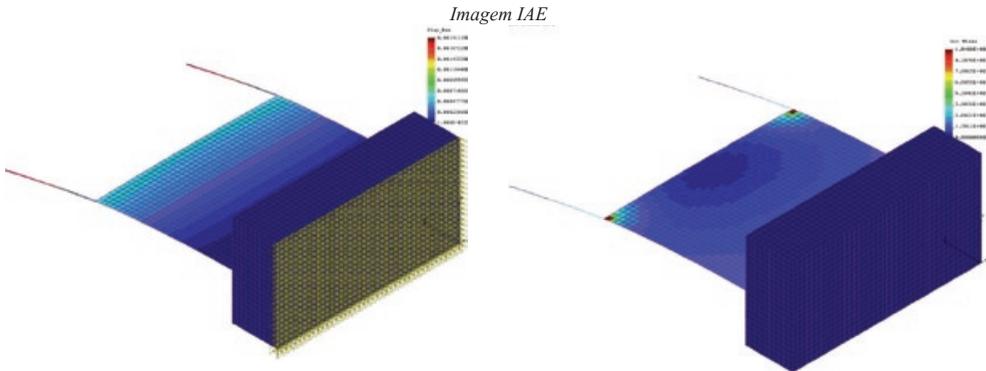


Figura 5.4.24 Resultado da análise

A figura da esquerda mostra de forma exagerada, para facilitar a compreensão do analista, a deformação sofrida pela estrutura. A figura da direita mostra a distribuição de tensões. Em ambos os resultados, os maiores valores estão em vermelho. A abrangência do MEF compreende os problemas anteriormente mencionados e muitos outros. Não cabe aqui uma discussão sobre o método, mas, para o leitor interessado, as referências (Reddy, 1984) e (Bismarck, 1998) apresentam uma boa introdução ao assunto.

Incluo aqui um alerta a respeito do uso do MEF. Já há algumas décadas o MEF é utilizado nos mais diferentes ambientes de trabalho, e a crescente eficiência da interface com o usuário torna a ferramenta acessível a quem tem pouco preparo para seu uso. No entanto, apesar da facilidade aparente no uso do MEF, é necessário entender fisicamente o problema que se deseja resolver, além de entender as facilidades e as limitações matemáticas que estão no cerne da simulação. Não são poucos os erros cometidos por usuários desinformados, resultando em sérios danos caso não ocorra análise crítica dos resultados obtidos.

Ensaio estruturais

Os ensaios estruturais são essenciais para a análise estrutural, permitindo a comprovação dos modelos matemáticos e revelando comportamentos muitas vezes inesperados. A variedade de ensaios estruturais é grande e pode ser classificada de dois modos:

- ensaios destrutivos e não destrutivos. Como o nome sugere, nos ensaios destrutivos não há possibilidade de aproveitamento do corpo de prova. Os ensaios não destrutivos são utilizados de modo a preservar a integridade da estrutura. Um exemplo interessante de combinação desses ensaios pode ocorrer durante a qualificação de um vaso de pressão. Podemos instrumentá-lo com extensômetros e microfones de detecção de emissão acústica, durante um ensaio de pressurização hidráulica. Durante o processo de elevação da pressão interna, são registradas as características da emissão até o momento da ruptura. Nos próximos vasos, é possível fazer uma pressurização bem abaixo dos limites de deformação permanente e

extrapolar o restante do comportamento, pelo nível de emissão acústica até aquele ponto;

- ensaios de qualificação e de aceitação. Os ensaios de qualificação são característicos do processo pelo qual passa um elemento estrutural, ao longo de sua vida. Durante a fase de qualificação, a estrutura é submetida a carregamentos em níveis extremos, para que sejam comprovados seus limites reais. Enquanto esses limites não forem alcançados, de acordo com a filosofia de projeto estabelecida (cargas máximas e coeficientes de segurança), o projeto deve ser modificado. É possível o caso inverso, em que as margens são elevadas e é decidida a otimização da estrutura, de modo que suas margens fiquem compatíveis com sua posição no lançador. O elemento submetido ao ensaio de qualificação não deve ser integrado ao veículo de voo. A fase de aceitação caracteriza-se por ensaios estruturais com carregamento em níveis iguais ou pouco acima do nominal, para demonstrar que aquele componente de série está apto para voo. Durante o desenvolvimento dos envelopes motores do VLS-1, foram adotados comportamentos diferentes para os envelopes motores metálicos e o envelope motor bobinado do motor S44. No caso dos envelopes metálicos, já havia experiência no desenvolvimento, e foi decidido não levar o envelope à ruptura, no entanto, o nível de pressão aplicado correspondeu a 35% acima do valor máximo de pressão esperada em operação. No caso do envelope motor do S44, foi a primeira experiência utilizando a tecnologia de bobinagem. Foi então decidido fabricar seis envelopes motores que seriam submetidos ao ensaio hidrostático de ruptura, e o motor só poderia entrar em colapso estrutural no nível de pressão de qualificação. Quanto à aceitação, tanto os envelopes metálicos e o bobinado são submetidos à pressão 10% superior ao nível máximo esperado em operação. No caso do envelope bobinado, é medida a emissão acústica para mostrar que as acomodações da bobinagem e as rupturas de fibras correspondem ao nível aceitável, pré-determinado na fase de qualificação. No caso do motor S44, sua maior fragilidade estrutural se localiza na conexão dos saiotos com o corpo bobinado. Como o motor S44 faz parte da estrutura primária, a qualificação estrutural dessa função era fundamental. O envelope motor foi então submetido à tração e flexão dentro dos limites de cargas esperados durante sua operação. Como o carregamento era menos solicitante que na situação em que o motor carregado com propelente fosse suspenso por um dos saiotos, então o motor carregado só podia ser manipulado apoiado. Posteriormente, o motor foi solicitado pelo DLR para compor o veículo que transportou a carga SHEFEX II em 2012, na Noruega. O regime desse voo seria mais intenso do que o do VLS-1 e do VS-40, e o DLR realizou ensaio estrutural na Alemanha, para verificar se havia resistência disponível suficiente para a realização da nova missão. O envelope motor S44 foi submetido a uma força de compressão pura e uma carga de tração pura em níveis bem mais altos que os necessários para o VLS-1 e para o VS-40, o que mostrou alta reserva de capacidade de carregamento estático, principalmente em tração.

Fatores de segurança e Margem de segurança

O fator ou coeficiente de segurança é um número maior que a unidade e multiplica a carga nominal a ser aplicada a um elemento estrutural, para fins de projeto e testes.

O estabelecimento de fatores de segurança estruturais depende de aspectos tais como:

- o nível tecnológico do projeto. Um projeto sofisticado e otimizado pede coeficientes de segurança baixos (próximos a 1);
- o nível de conhecimento do ambiente a que a estrutura será submetida. Um bom conhecimento do ambiente, conjugado com uma boa campanha de testes, permite baixar os coeficientes. O contrário leva naturalmente a coeficientes mais elevados;
- a presença humana, durante a operação da estrutura, obriga a coeficientes elevados, ou a uma confiabilidade elevada.

Normalmente, estabelece-se um coeficiente relativo ao limite de escoamento do material e outro relativo à ruptura.

Um exemplo de utilização de coeficientes de segurança é dado por (Bhrun, 1967), no qual, para o escoamento, usa-se o valor 1,1 de forma generalizada e, para a ruptura, os valores variam:

Tabela 5.4.2 Coeficientes de segurança usuais

Tipo de carga	Voo tripulado	Voo não tripulado
Cargas de voo	1,40	1,25
Tanques de propelente líquido	1,40	1,25
Envelopes motores sólidos	1,25	1,12
Vasos pneumáticos	4,00	4,00
Vasos hidráulicos	2,22	2,22
Linhas pneumo-hidráulicas	4,00	4,00
Outras cargas perigosas	1,50	1,50
Outras cargas de uso remoto	1,25	1,25

Margem de segurança

Esse conceito está associado com o coeficiente de segurança da seguinte forma:

$$\text{Margem} = \frac{C}{Q \cdot c} - 1$$

onde *C* é a capacidade de carga; *Q* é a carga máxima a ser aplicada; e *c* é o fator de segurança aplicado.

Portanto, a margem de segurança traduz com que folga a estrutura trabalha, além do coeficiente de segurança. A margem nula significa que a estrutura está dimensionada exatamente dentro dos coeficientes de segurança adotados. A margem positiva indica uma folga, ou seja, o projeto está conservativo em relação ao seu uso, dando margem à otimização. A margem negativa significa que o fator de segurança foi violado.

5.5 Dinâmica de voo e Controle

A dinâmica de voo trata de todos os movimentos que o veículo faz, desde o momento de sua decolagem, até seu retorno a Terra, quando a missão inclui a reentrada. Em essência, o objetivo das atividades em dinâmica de voo de foguetes consiste em projetar e executar o movimento do cg desde a decolagem até a separação da carga útil/paga. O sistema de controle de atitude é utilizado quando se deseja precisão na evolução da trajetória ou quando manobras são necessárias. O projeto da trajetória requer apenas a determinação do movimento do cg do foguete. Na prática, efeitos externos e internos atuam sobre o foguete influenciando em sua trajetória, o que obriga a simulação do movimento do corpo do foguete, considerado rígido, tanto na fase de projeto quanto na fase de reconstituição da trajetória real executada. Nos foguetes controlados há a necessidade de incluir no modelo matemático as primeiras frequências e modos naturais de vibração do corpo do foguete.

Em seguida são apresentados os conceitos específicos da dinâmica de voo e controle de foguetes, abrangendo o projeto e a execução da trajetória de voo e os movimentos de curto período.

5.5.1 Conceitos fundamentais

Sistemas de referência

A descrição do movimento de lançadores se faz com base em sistemas de coordenadas cartesianas. Na maioria dos casos, usam-se vários sistemas dextrógiros de três eixos ortogonais, cada um cumprindo sua finalidade e se relacionando entre si matematicamente.

A descrição do movimento do veículo no espaço em relação a Terra, que também se move, torna necessário o estabelecimento de um sistema inercial de coordenadas, ou seja, uma referência que per-

maneira imóvel durante o período daquela evolução. Os astrônomos da antiguidade já haviam sentido essa necessidade e definiram a direção inercial \mathcal{V} que é obtida ligando-se as duas posições do centro da Terra, quando esta passa pelos equinócios vernal e outonal, em relação ao hemisfério Norte, conforme mostra a figura 5.5.1. Essa direção foi denominada de “primeiro ponto de Aries”, porque na época apontava para aquela constelação. Devido ao movimento de precessão do eixo da Terra, essa direção aponta hoje para a constelação de Aquário. O ciclo de precessão do eixo da Terra dura cerca de 26.000 anos. Percebe-se que a direção não é inercial de fato, mas se move lentamente o suficiente para fins de referência de movimentos com a duração do voo de um lançador.

Imagem Jorge Amery

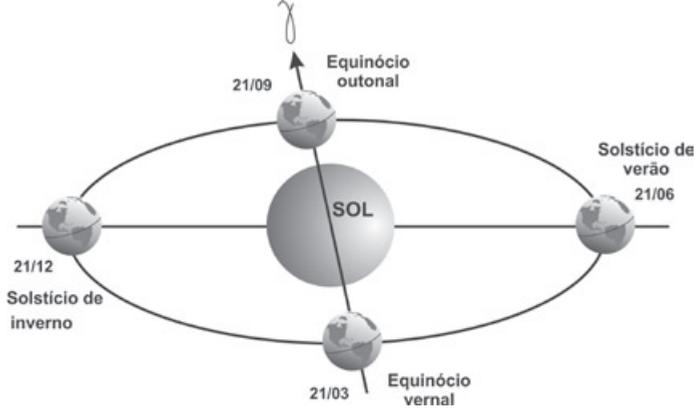


Figura 5.5.1 Direção inercial de referência

A partir da direção \mathcal{V} e em qualquer instante desejado, define-se um sistema de eixos solidário ao centro da Terra (sistema geocêntrico), tal que:

- a direção X_T liga o centro da Terra à interseção do Equador com o meridiano de Greenwich;
- a direção Y_T é perpendicular à direção X_T , no sentido anti-horário, e fica no plano do Equador;
- a direção Z_T completa o sistema dextrógiro.

O ângulo λ formado por \mathcal{V} e X_T posiciona o sistema de eixos em relação à direção inercial, conforme mostra a figura 5.5.2. Usualmente, cita-se a hora em que se considera esse sistema, o que é convertido em ângulo, para fins de cálculo de trajetória.

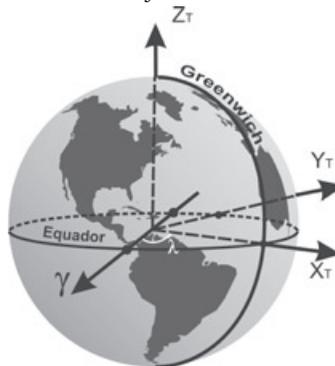


Figura 5.5.2 Sistema de eixos geocêntrico

Outro sistema de eixos usado nos cálculos de trajetória é vinculado ao ponto de lançamento sobre a superfície da Terra (sistema topocêntrico), figura 5.5.3, sendo definido pelas direções:

- X_L : tangente ao meridiano local, apontando para o Norte;
- Z_L : aponta para o centro da Terra;
- Y_L : completa o sistema dextrógiro.

A relação entre esse sistema e aquele com origem no centro da Terra é obtida pelas coordenadas geográficas do ponto de lançamento.

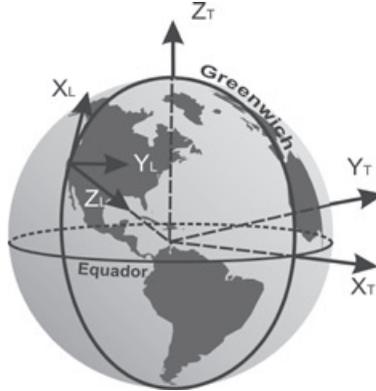


Figura 5.5.3 Sistema de eixos do local de lançamento

Nos cálculos de trajetória, esse sistema é congelado, isto é, inercial no horário da decolagem.

É necessário definir um sistema de referência inerente ao veículo, chamado sistema do corpo ou sistema solidário. Um possível sistema é ilustrado na figura 5.5.4.

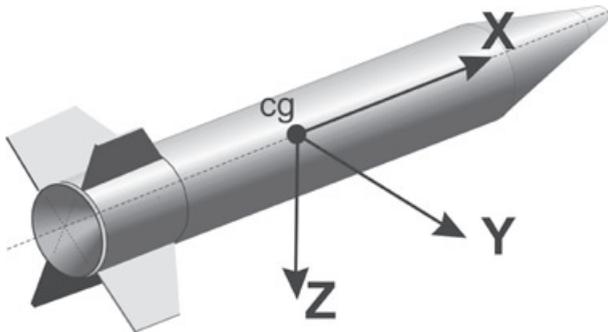


Figura 5.5.4 Sistema de referência do corpo ou sistema solidário

Note-se que é possível definir outros sistemas do corpo, de acordo com a conveniência do modelo matemático que se deseja desenvolver. É usual definir um sistema com origem no nariz do veículo, com o eixo longitudinal apontado para o corpo. Esse sistema tem a vantagem de não variar com o movimento do cg.

Ângulos de Euler

Os ângulos de Euler permitem a transformação de coordenadas entre dois triedros que se deslocam angularmente entre si. Essa transformação pode ser utilizada na prática, por exemplo, para descrever o que se passa no sistema de coordenadas solidário ao corpo do foguete, no sistema de coordenadas que descreve a trajetória. A transformação de coordenadas pelos ângulos de Euler não é única, e uma delas é exemplificada a seguir.

Admite-se que, em um determinado instante, o sistema de eixos solidário ao veículo (x, y, z) está posicionado em relação ao sistema inercial de coordenadas (X, Y, Z), conforme ilustrado na figura 5.5.5.

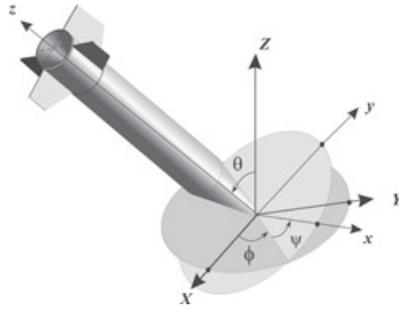


Figura 5.5.5 Sistemas de eixos sólido e inercial

A primeira transformação consiste da rotação do sistema (X, Y, Z) , em torno de Z , do ângulo ϕ , de modo que X coincida com a linha de interseção dos dois planos formados pelas direções XY e xy . Obtém-se o sistema de eixos intermediário (X', Y', Z') , pela transformação:

$$\begin{cases} X' \\ Y' \\ Z' \end{cases} = \begin{bmatrix} \cos \phi & \text{sen} \phi & 0 \\ -\text{sen} \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{cases} X \\ Y \\ Z \end{cases}$$

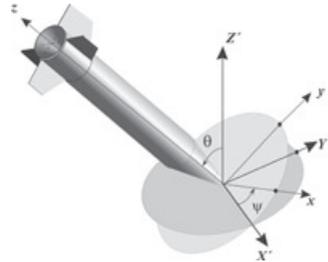


Figura 5.5.6 Primeira transformação

A segunda rotação é feita em torno do eixo X' , do ângulo θ , obtendo os eixos (X'', Y'', Z'') .

$$\begin{cases} X'' \\ Y'' \\ Z'' \end{cases} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \text{sen} \theta \\ 0 & -\text{sen} \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{cases} X' \\ Y' \\ Z' \end{cases}$$

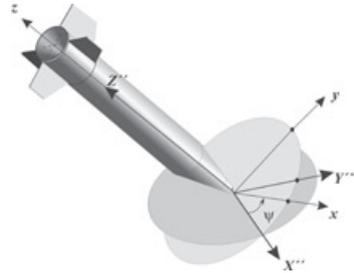


Figura 5.5.7 Segunda transformação

A última rotação se faz em torno de Z'' , do ângulo ϕ , obtendo-se (x, y, z)

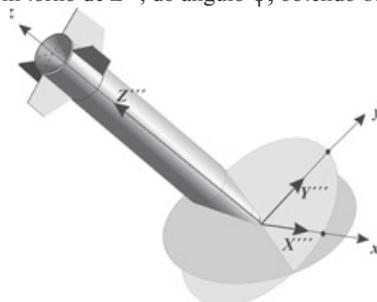


Figura 5.5.8 Terceira transformação

onde

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \operatorname{sen} \psi & 0 \\ -\operatorname{sen} \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X'' \\ Y'' \\ Z'' \end{Bmatrix}$$

Substituindo $\{X'', Y'', Z''\}$ e $\{X', Y', Z'\}$ e efetuando a multiplicação das matrizes, obtém-se:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi - s\phi c\theta s\psi & s\phi c\psi + c\phi c\theta s\psi & s\psi s\theta \\ -c\phi s\psi - s\phi c\theta c\psi & -s\phi s\psi + c\phi c\theta c\psi & c\psi s\theta \\ s\phi s\theta & -c\phi s\theta & c\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix}$$

onde c e s são o cosseno e o seno do ângulo, respectivamente.

Sendo as transformações ortogonais, a inversa da matriz acima é sua transposta.

O uso dos ângulos de Euler tem limitações em função da magnitude de um dos ângulos da transformação escolhida. No exemplo adotado, quando $\theta = 0^\circ$, a matriz de transformação adquire a forma:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi - s\phi s\psi & s\phi c\psi + c\phi s\psi & 0 \\ -c\phi s\psi - s\phi c\psi & -s\phi s\psi + c\phi c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix}$$

Observe-se que todos os termos permitem a troca de ϕ por ψ sem que as expressões se alterem, ou seja, não é possível distinguir entre os movimentos em torno dos respectivos eixos. Quando isso ocorre, resulta uma singularidade na transformação. Para resolver essa situação, é preciso recorrer a uma transformação diferente da adotada, mas que, por sua vez, terá uma singularidade em alguma outra posição. Quando não é possível conviver com a limitação citada, usa-se a transformação por quatérnios, sobre a qual o leitor pode se informar, começando pela Wikipédia.

Ângulos de ataque e de derrapagem devidos ao vento

A determinação do ângulo de ataque provocado pelo vento é obtida pelos seguintes passos, conforme a formulação apresentada em (DFLR, 1976):

- define-se o sistema solidário de coordenadas ao corpo do foguete (X, Y, Z), em que o eixo X coincide com o eixo longitudinal do foguete, como ilustrado na figura 5.5.9;

- o vetor velocidade V , referido ao mesmo sistema, tem componentes V_x, V_y, V_z . Note-se que, se o vetor velocidade se alinha com o eixo do veículo, os componentes V_y e V_z se anulam, e V_x tem a mesma magnitude de V ;

- o vetor velocidade do vento W é determinado por seus componentes nas direções Norte – Sul, WN , Leste – Oeste, WL , e vertical WV . Os componentes do vento no sistema do foguete são obtidos pela matriz L de transformação do sistema do vento de coordenadas no sistema do veículo. A matriz L resulta de três transformações de coordenadas, pela aplicação dos ângulos de Euler, e se define por:

$$L = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix}$$

- finalmente, obtém-se o vetor velocidade do veículo U , relativo ao vetor velocidade do vento, no sistema do veículo cujos componentes são (u, v, w) :

$$U = V - LW = \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{Bmatrix} - L \begin{Bmatrix} W_N \\ W_L \\ W_V \end{Bmatrix}$$

A figura 5.5.9 representa os vetores V, U e LW e os componentes u, v, w do vetor U no sistema de coordenadas XYZ solidário ao veículo.

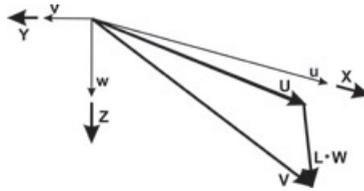


Figura 5.5.9 Velocidade U do foguete em relação ao vento

A figura 5.5.10 apresenta os seguintes parâmetros:

- sistema de coordenadas XYZ solidário ao foguete;
- vetor velocidade U , cujos componentes são u , v , w ;
- ângulo de ataque no plano de arfagem $\alpha_x = \tan^{-1}(w/u)$;
- ângulo de ataque no plano de guinada $\alpha_y = \tan^{-1}(v/u)$;
- ângulo de ataque total $\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{u}\right)$; e
- ângulo de deslizamento ou derrapagem $\beta = \sin^{-1}(v/U)$.

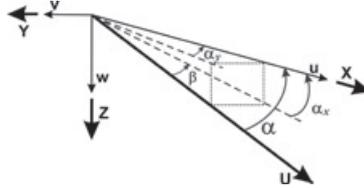


Figura 5.5.10 Ângulos de ataque total α e de derrapagem β

As assimetrias geométricas e de massa também provocam ângulos de ataque e de derrapagem. Dependendo da precisão das simulações em dinâmica de voo, esses fatores devem ser também considerados.

Pilotabilidade

Também conhecida por controlabilidade, é a capacidade do torque de controle em superar os torques perturbadores, dentre eles o torque aerodinâmico e os resultantes dos atuadores das separações. Se o torque de controle é superior ao das forças perturbadoras, diz-se que o veículo é pilotável.

Os estudos de pilotabilidade ocorrem normalmente na fase de estudos preliminares, na qual é preciso já adquirir a certeza de que o torque de controle disponível é suficiente para manter o veículo em voo, considerando a demanda nominal de controle nas manobras e voo na atmosfera, bem como as várias perturbações que demandam torque adicional de controle para manter o veículo na trajetória desejada. Vejamos um exemplo simples de avaliação de pilotabilidade, em que são comparados os torques aerodinâmicos e de controle em arfagem. Na figura 5.5.11, é ilustrado o foguete sob a ação desses dois efeitos.

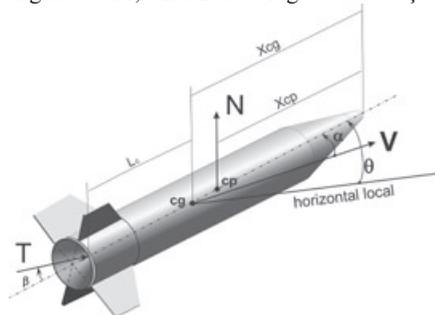


Figura 5.5.11 Pilotabilidade

O movimento angular do foguete é descrito pela seguinte equação de equilíbrio:

$$M = I_{yy} \ddot{\theta}$$

Onde I_{yy} é a inércia de arfagem, M é o torque total atuante em torno do eixo de arfagem e $\ddot{\theta}$ é a aceleração angular em torno do eixo de arfagem. O momento total atuante é a soma algébrica dos torques de controle e aerodinâmico, ou seja,

$$M = M_C + M_A$$

Onde M_C é o torque de controle e M_A é o torque aerodinâmico. Para pequenos ângulos de ataque e pequenas deflexões do jato, onde entendendo-se por pequenos os ângulos inferiores a 5°, resulta que o seno do ângulo é igual ao seu valor em radianos, e o cosseno é igual a zero. Podemos então escrever que:

$$M_A = QSCN_{\alpha} \alpha (X_{cp} - X_{cg}) \text{ e } M_C = T \beta L_c$$

É usual definir as eficácias de aerodinâmica M_{α} e de controle M_{β} , em arfagem por:

$$M_{\alpha} = \frac{CN_{\alpha} QS(X_{cp} - X_{cg})}{I_{yy}} \quad ; \quad M_{\beta} = \frac{TL_c}{I_{yy}}$$

Logo:

$$\ddot{\theta} = M_{\alpha} \alpha + M_{\beta} \beta$$

Durante a travessia da atmosfera, é desejado que a aceleração angular de origem aerodinâmica se anule, eliminando assim a velocidade e o deslocamento angulares que tirariam o veículo da trajetória. Portanto, deseja-se que $M_{\alpha} \alpha + M_{\beta} \beta = 0$.

Em um estudo de pilotabilidade de um foguete de sondagem controlado, admitiu-se que o ângulo de ataque máximo que ocorreria durante a fase ativa do primeiro estágio seria de 1° e que a maior deflexão do jato disponível para cancelar o ângulo de ataque seria também de 1°. Portanto, a investigação da pilotabilidade se reduzia à comparação entre os módulos de ambas as eficácias, cujo gráfico é mostrado abaixo.

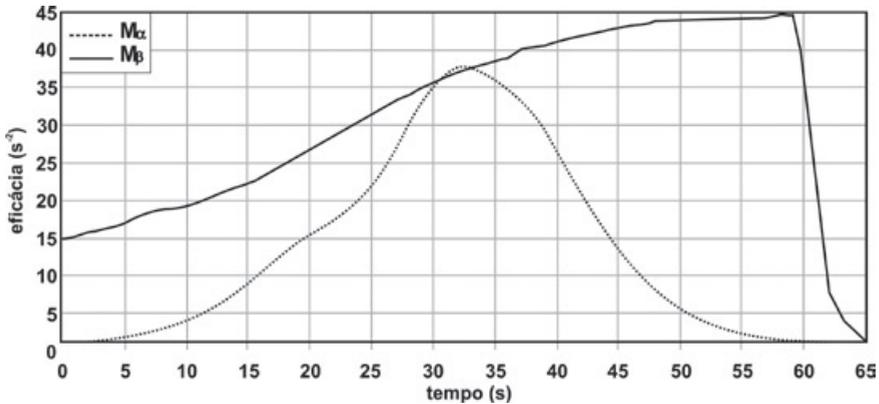


Figura 5.5.12 Comparação entre as eficácias de um foguete controlado

Depreende-se que, no entorno dos 30s de voo, não há margem de pilotabilidade, ou seja, se o ângulo de ataque de 1° ocorrer, e se outra demanda sobre o sistema de controle ocorrer simultaneamente, então haverá perda de controle e o veículo sofrerá desvio da trajetória.

Na prática, outros fatores devem ser acrescentados na análise de pilotabilidade, tais como:

- pilotabilidade nos eixos de guinada e rolamento;
- demandas de controle para a execução de manobras, lembrando que o giro gravitacional utiliza constantemente a atuação do sistema de controle;

- a dinâmica da ação do vento sobre o veículo. O perfil de vento é constituído de rajadas e cisalhamentos, que produzem mudanças repentinas do ângulo de ataque. O cisalhamento em particular exige mais da capacidade do sistema de controle; e

- assimetrias e dispersões de parâmetros que induzam ângulo de ataque ou rolamento do veículo.

O leitor interessado poderá ler o estudo de Palmerio (2002), no qual é apresentado um critério de pilotabilidade, oriundo do projeto Ariane, que trata da dinâmica do vento. Igdalov (2007), no capítulo 3, dedica-se à pilotabilidade e, em especial, ao tratamento estatístico da ação do vento, o que permite abrandar o critério de pilotabilidade em relação a esse efeito. Essa possibilidade mostra claramente a diferença entre o projeto com base no saber acumulado e aquele em que o contexto de projeto ainda não está maduro. Igdalov relata que o desenvolvimento dos mísseis militares da União Soviética se fez com base em critérios severos, cuja repercussão se deu no tempo de desenvolvimento e no seu custo. Na fase posterior, de desenvolvimento dos lançadores de satélites, a prioridade tornou-se o desempenho do veículo, mas os critérios severos implicavam robustez, ou seja, massa estrutural. Quanto à ação do vento e seu impacto no projeto do lançador, foi possível analisar a base de dados acumulada nos lançamentos de mísseis e concluir que seria possível dimensionar a capacidade do sistema de controle por meio de tratamento estatístico, resultando um sistema de menor massa, mas capaz de cumprir a missão.

Há equipes de projeto que atribuem os estudos de pilotabilidade à equipe de controle, no entanto, o estudo é muito mais das áreas de dinâmica de voo e engenharia de sistemas. Como se pode constatar do exposto e dos textos citados, os estudos de pilotabilidade requerem conhecimento geral do veículo, incluindo a disponibilidade de torque de controle, da missão e das solicitações a que o veículo é submetido. Obtida a margem de pilotabilidade desejada, o projeto de controle passa a desenvolver os recursos para que seu desempenho cumpra o requisito de pilotabilidade, entre outros a serem vistos a seguir.

Pilotagem

Pilotagem é a modalidade de controle, também conhecida por guiagem em malha aberta, que se limita a manter os ângulos da trajetória real corretos, em relação aos da trajetória nominal, ou seja, controla-se a atitude do veículo para que esta siga de perto a atitude de referência. Esse procedimento é utilizado durante a fase atmosférica do voo de foguetes controlados, visando a ângulos de ataque nulos. Essa estratégia de controle não elimina os desvios laterais devidos à ação dos ventos, que deverá ser corrigida no voo acima da atmosfera. O único sensor inercial necessário para se atingir esse objetivo é um bloco giro métrico, que consiste de três girômetros, cujos eixos são alinhados com cada eixo do sistema solidário ao veículo.

Navegação

A navegação consiste em calcular a posição e a velocidade linear do cg do veículo, em relação a um sistema inercial de coordenadas. A execução desses cálculos se baseia na integração das leituras dos acelerômetros da unidade de medida inercial. A navegação se inicia pouco antes da decolagem, e seus dados são utilizados na fase do voo guiado em malha fechada.

Guiagem

A guiagem, ou guiagem em malha fechada, consiste do processamento das informações da navegação de modo a corrigir o movimento do cg do veículo, visando atingir um objetivo final do qual são conhecidos parâmetros como velocidade, atitude e posição. Nos lançadores com propulsão sólida, a guiagem pode modificar a atitude e os tempos de espera em voo balístico (*coast phases*). No caso de propulsão líquida, pode-se trabalhar com o nível do empuxo, acendimento e extinção dos motores. No VLS-1, a guiagem se inicia no início da fase de voo do terceiro estágio e se estende até a indução de

rolamento da parte alta, utilizando diferentes algoritmos nas fases propulsadas e na fase balística da parte alta. O tratamento mais detalhado da guiagem aplicada ao VLS-1 pode ser encontrado em trabalhos publicados por Leite Filho (1998), Pietrobom (2011) e Melo (2012).

Controles passivo e ativo

O controle tem por objetivo mais amplo manter o veículo na trajetória nominal. No caso dos foguetes estabilizados aerodinamicamente e/ou por rolamento induzido, diz-se que o controle é passivo, ou seja, não há atuador de controle executando a estabilização. Nos casos em que o veículo é controlado por sistema que comanda atuadores para fins de manutenção da trajetória, diz-se que o controle é ativo.

Sistema Inercial

Nos foguetes de sondagem, ou em suas cargas úteis, com sistema de controle de atitude, foram muito utilizados os girômetros mecânicos, que se constituem de um giroscópio montado em um quadro que tem a liberdade de girar em torno de um eixo ortogonal ao eixo de rotação do giroscópio. O vetor momento angular H , alinhado com o eixo de rotação do giroscópio, permanece fixo no espaço, fazendo com que, entre o corpo do giroscópio e o seu quadro solidário ao corpo do veículo, forme-se um ângulo ϕ , conforme o movimento do foguete, como mostra a figura 5.5.13. O giroscópio se apoia no quadro por meio de um mancal e neste se mede o movimento relativo de rotação que dá origem à medida do ângulo ϕ , entre o eixo do foguete e a direção inercial. É comum o emprego de três girômetros inicialmente alinhados com os três eixos do foguete. Durante o voo, são então medidos os ângulos que os eixos do foguete fazem com as três direções estabelecidas no momento da decolagem.

Esse bloco girométrico não constitui um sistema inercial, mas provê informações inerciais de posição angular.

Imagem Jorge Amery

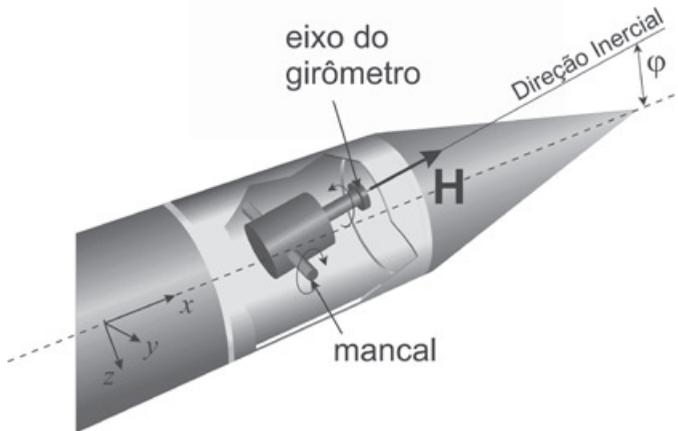


Figura 5.5.13 Girômetro usado para medir ângulo inercial

O *hardware* do sistema inercial compreende os sensores inerciais e um computador. Os sensores, acelerômetros e girômetros são normalmente empacotados em uma única caixa, constituindo a unidade de medida inercial, com a eletrônica de acionamento dos giros, leitura das medidas e conversão de sinal analógico em digital. O computador lê o sinal digital, e o processa de modo a gerar os comandos dos atuadores de controle.

A unidade inercial pode ser de dois tipos: plataforma giroestabilizada e plataforma solidária (*strapdown*). A plataforma giroestabilizada gera informações relativas a um sistema inercial de

coordenadas. Sua arquitetura é ilustrada na figura 5.5.14.

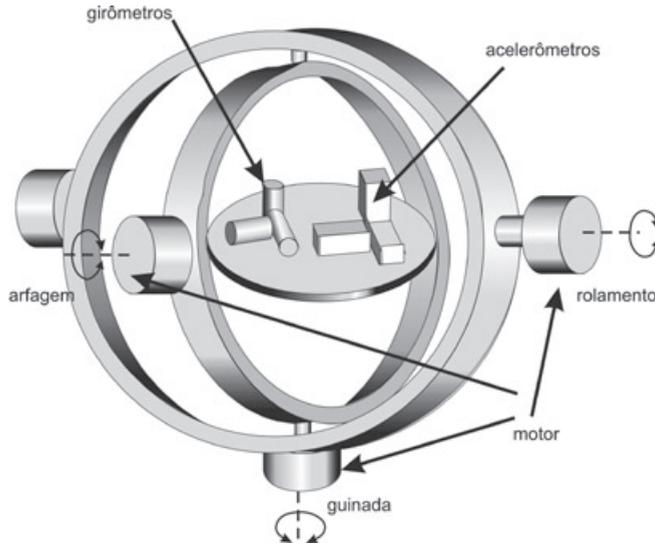


Figura 5.5.14 Esquema de uma plataforma giroestabilizada

O equipamento consiste de três quadros que têm liberdade de girar em torno de três eixos ortogonais. A amplitude de giro e as velocidades angulares máximas variam para cada equipamento. No esquema acima, são indicados motores que permitem alinhar os quadros com o triedro inercial poucos instantes antes da decolagem. O processamento dos sinais dos sensores (giros e acelerômetros) permite obter as seguintes informações:

- ângulos que o corpo do foguete faz com os eixos do sistema inercial de coordenadas definido na decolagem. Mecanismos internos mantêm os quadros permanentemente alinhados com os vetores momento angular dos giros, que foram alinhados, pouco antes da decolagem com o sistema inercial de coordenadas. Durante o voo, o corpo da plataforma acompanha o movimento do foguete, e sensores medem os ângulos formados entre os quadros fixos e o corpo da plataforma. Esses ângulos são então o movimento angular do foguete, em relação a uma referência inercial;
- acelerações inerciais lineares obtidas dos acelerômetros alinhados com o sistema inercial de coordenadas. Ao longo do voo, as acelerações inerciais são integradas no tempo, produzindo os componentes inerciais de velocidade e deslocamento lineares do foguete.

Esse tipo de sistema é sofisticado do ponto de vista de fabricação mecânica e foi bastante usado no início da corrida espacial.

Atualmente, o sistema solidário é o mais utilizado em lançadores de satélites ou foguetes de sondagem, sendo em alguns casos conjugado com o sistema GPS (*Global Positioning System*), para fins de eliminação de erros acumulados pelos sensores e pela navegação. As plataformas solidárias têm seus acelerômetros e girômetros fixos em relação ao corpo do veículo. Devido à menor complexidade mecânica, têm custo menor de produção; no entanto os acelerômetros e giros empregados são mais precisos e mais caros. Os giros podem utilizar fibras ópticas ou feixes de *laser* incidentes sobre espelhos (*girolaser*). A obtenção das informações inerciais, a partir das medidas em relação ao corpo do veículo, é feita pelo processamento de algoritmos no computador de bordo.

Os acelerômetros medem as acelerações inerciais, que são integradas para se obter velocidades e

deslocamentos. Todas essas medidas são sujeitas a erros devidos a:

- desvios (*drift*) cumulativos devidos às imperfeições mecânicas;
- ambiente térmico;
- acelerações do veículo.

Todos os fatores de correção são informados pelos fabricantes e utilizados em voo. Antes do apontamento do conjunto estágio orbital-satélite, os dados de posição são atualizados pelo GPS, eliminando os erros acumulados, conforme já comentado. Resulta desse procedimento maior precisão de inserção em órbita. Em alguns lançadores, é utilizado o apontamento estelar com a mesma finalidade. O computador de bordo tem em sua memória um mapa estelar, com o qual é feita a comparação de imagens obtidas a bordo durante o voo. O sistema de controle muda a atitude do veículo até que o sensor estelar mostre que está acontecendo o apontamento para uma determinada estrela, ou conjunto de estrelas. Nessa situação, o veículo está na atitude correta para iniciar a inserção em órbita.

Aplicativo de bordo

O aplicativo de bordo (*software*) é instalado no computador de bordo e é executado em tempo real, ou seja, seus comandos estão associados a ações que ocorrem durante o voo do foguete. Sua execução é que permite o voo autônomo do foguete. Seu ciclo de projeto é extenso e complexo porque deve ser de alta confiabilidade, já que não é possível efetuar nenhuma intervenção em sua execução durante o voo.

No caso do VLS-1, o aplicativo de bordo é instalado e testado, em solo, no próprio computador de bordo (CDB).

Durante a cronologia de lançamento, o aplicativo proporciona flexibilidade para a definição final da trajetória a ser executada, com o veículo já completamente integrado sobre a mesa de lançamento e apto para a decolagem. Nessa situação, a definição final da sequência de eventos, da atitude de referência e de outros parâmetros, é gravada na memória do CDB e que será usada pelo aplicativo durante o voo.

As principais funções executadas pelo aplicativo de bordo são:

- navegação;
- guiagem;
- controle dos atuadores;
- aplicação da lógica do autopiloto;
- sequenciamento de eventos (esse tópico é mais detalhado adiante);
- tratamento dos dados de sensores a bordo necessários às suas funções;
- execução de operações de pré-lançamento.

O aplicativo de bordo foi a origem de insucessos em lançamentos de satélites, no mundo todo, dada a complexidade de sua lógica.

Balanço energético

O balanço energético de um foguete é o cômputo de todas as parcelas de energia a serem disponibilizadas pelo foguete e as parcelas de energia a serem perdidas pela ação de vários fatores atuantes sobre foguete durante o voo. Geralmente, expressa-se o balanço energético em termos da velocidade final a ser alcançada.

Kaplan (1995) apresenta o balanço energético típico de um veículo biestágio, como se segue:

Primeiro estágio

- incremento de velocidade ideal: +3230 m/s
- ganho devido à rotação da Terra: + 350 m/s
- perda de empuxo na atmosfera: -100 m/s

perda devida ao arrasto: -50 m/s
 perda gravitacional: -1070 m/s
 incremento de velocidade do estágio: +2360 m/s

Segundo estágio

incremento de velocidade total: 6400 m/s
 perda gravitacional: -460 m/s
 perda por manobras: -200 m/s
 perdas devidas à janela de lançamento: -300 m/s
 incremento de velocidade do estágio: 5440 m/s

O incremento total de velocidade de 7800 m/s é a velocidade necessária para injeção em uma órbita circular baixa.

Observando os valores apresentados, pode-se concluir que:

- na fase atmosférica, a perda de empuxo relativa ao voo atmosférico representa 3% da energia total do primeiro estágio. O segundo estágio não é afetado por esse fator, porque voa no vácuo;
- a perda devida ao arrasto é de 1,5% da energia total do primeiro estágio;
- a perda gravitacional representa 33% da energia total do primeiro estágio. Essa perda é significativa e se deve ao fato de que o veículo executa trajetória bastante vertical nessa fase, sendo a energia propulsiva bastante utilizada para aumentar a energia potencial do foguete. Uma abordagem mais detalhada do assunto é apresentada em Barrère (1960, 713);
- o ganho devido à rotação da Terra deve-se à posição do campo de lançamento e ao fato de que a órbita almejada deve ser equatorial, porque já foi comentado que a rotação da Terra causa perda no caso de órbitas polares. O ganho apontado corresponde a 11% da energia disponível no primeiro estágio, que poderia ser maior, se o lançamento ocorresse de um campo com latitude mais propícia à inclinação da órbita a ser alcançada;
- no segundo estágio, a perda gravitacional corresponde a 7,2% da energia do segundo estágio, porque seu voo é mais horizontal, sendo que, no momento de inserção em órbita, o vetor velocidade está na horizontal local;
- a perda por manobras corresponde às correções do voo ocorrido na fase não atmosférica e ao apontamento do veículo para inserção em órbita. A perda foi de 3% nesse caso;
- a perda devida à janela de lançamento deve-se à latitude do campo de lançamento em relação à inclinação da órbita e corresponde a 4,7% da energia total do segundo estágio;
- em termos da energia perdida em relação à energia total disponível, a maior perda é ainda a gravitacional, representando 16% da energia total do veículo, o que é bastante significativo, mas não apresenta alternativa em função das tecnologias empregadas atualmente. Os lançamentos a partir de avião constituem uma forma de diminuir essa perda, mas aumentando a complexidade da operação de lançamento.

Sensibilidade de massas dos estágios de lançadores

À primeira vista, poder-se-ia imaginar que 1 kg de massa, que se ganha ou se perde em um foguete, poderia representar o aumento ou diminuição de sua capacidade de transportar 1 kg de massa da carga útil. No entanto, o que ocorre é a maior sensibilidade à variação de massa, quanto mais perto da carga útil esta massa estiver. Sendo assim, em um lançador de satélites, durante o último incremento de velocidade, se subtrairmos 1 kg da massa estrutural do estágio, ganha-se a capacidade de 1 kg na massa de satélite daquela missão. À medida que a variação de 1 kg se faz nos estágios inferiores, a sensibilidade no ganho

ou perda de massa de satélite vai diminuindo até o primeiro estágio. Esse estudo de sensibilidade é feito para cada lançador.

Por exemplo, um lançador poderia ter a seguinte sensibilidade de massa em cada estágio, correspondente à variação de 1 kg de massa satelitizável:

- primeiro estágio: 55 kg
- segundo estágio: 18 kg
- terceiro estágio: 5 kg
- quarto estágio: 1 kg

Manobras

Manobra é o movimento executado pelo veículo sob a ação do sistema de controle e pode ser realizada com o motor principal ativo, ou durante as fases balísticas, por meio de sistemas propulsivos auxiliares. Os objetivos gerais das manobras são: alinhamento do veículo com a trajetória a ser seguida; correção de erros acumulados; e reorientação do veículo. Na descrição da trajetória do VLS-1, serão descritas suas manobras.

Sequência de eventos

A sequência de eventos é o conjunto de eventos de funcionamento dos subsistemas do foguete, sendo eventos da trajetória ou de sua preparação para a decolagem. A sequência de eventos é planejada para cada operação de lançamento do foguete e é desencadeada ao longo do voo pelo computador de bordo (CDB). Todos os eventos são monitorados a bordo e as respectivas informações (instante de início, duração, consequências) são remetidas por telemetria à estação de solo. Há lançadores em que a ignição do primeiro estágio é autônoma, sendo comandada pelo CDB. São exemplos de eventos do VLS-1:

- comutação da energia elétrica externa para as baterias do veículo, comandada pelo Banco de Controle (BC);
- início da navegação, que ocorre alguns segundos antes da decolagem, comandado pelo BC;
- ignição dos motores do primeiro estágio, comandada pelo BC;
- detecção pelo CDB do nível de aceleração correspondente à cauda de empuxo dos motores principais;
- ignição dos estágios pelo CDB;
- ejeção da Coifa Principal, pelo CDB.

São cerca de setenta eventos, incluindo a preparação em solo e os eventos em voo.

Janela de lançamento

A expressão “janela de lançamento” tem um primeiro sentido amplo significando o período de tempo, com início a uma determinada hora, em que o lançamento deve ocorrer para que certas condições da carga útil sejam satisfeitas. No caso de um experimento científico, certos fenômenos físicos só ocorrem em períodos determinados, constituindo uma restrição ao lançamento. No caso de um satélite, pode ser necessário lançá-lo em um período do dia tal que este chegue à órbita com determinada posição relativa ao Sol.

O outro significado do termo já foi comentado no capítulo 2, mas é repetido aqui na tentativa de proporcionar maior clareza ao assunto. O termo é usado nas operações de lançadores de satélites e retrata a possibilidade de lançamento econômico, ou não, de um satélite, em função da posição relativa entre a posição geográfica do campo de lançamento e o plano da órbita a ser atingida. Define-se então janela de lançamento como o momento em que o campo de lançamento passa pelo plano da órbita a ser atingida. Se este momento existir, é possível realizar a inserção direta com uma trajetória plana, ou seja, sem ma-

nobras em guinada, conforme ilustram as figuras 5.5.15 e 5.5.16.



Figura 5.5.15 Janela de lançamento

Imagem Jorge Amery

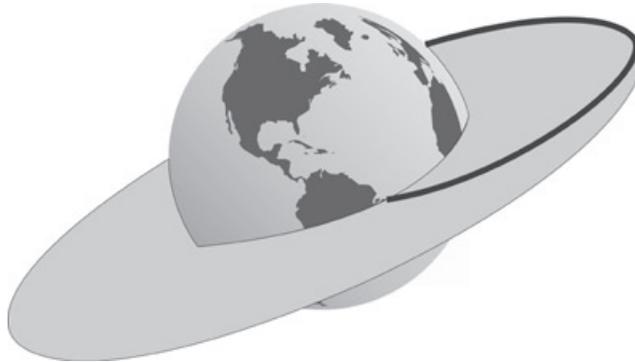


Figura 5.5.16 Trajetória de lançamento sobre o plano da órbita

A figura 5.5.15 ilustra a interseção do plano da órbita com a superfície da Terra, indicada como traço da órbita. O campo está situado logo abaixo do Equador, e o movimento da Terra leva o campo na direção do traço da órbita. No momento em que o campo passar pelo traço, ocorre a janela de lançamento, ou seja, a condição em que o veículo voa no plano da órbita e efetua a inserção, conforme ilustra a figura 5.5.16. Note-se que, se a latitude do campo for mais elevada que o ápice (superior ou inferior) do traço da órbita, então aquela situação propícia inexistente.

Se o plano da órbita é fixo, ou seja, tem restrição de horário, então o momento do lançamento deve esperar que o campo de lançamento chegue às proximidades daquele plano. Exemplos de órbita em que o plano é fixo são:

- órbitas solsíncronas, em que o plano da órbita é fixo em relação ao Sol;
- constelações de satélites, em que cada satélite tem seu plano definido para cobrir sempre a mesma região da Terra; e
- sensoriamento remoto, com características semelhantes à anterior.

Quando o plano da órbita não é fixo, ou seja, ele pode girar junto com a Terra, então a qualquer

momento o lançamento pode ser efetuado, mas só os veículos lançados das latitudes compreendidas no traço da órbita poderão voar no plano da órbita.

Simulações híbridas

As simulações de controle são feitas numericamente, durante o desenvolvimento do veículo. À medida que a unidade inercial, o computador de bordo e os atuadores se definem e se tornam disponíveis, inicia-se uma série de simulações envolvendo os equipamentos. Em uma etapa adiantada do projeto, efetua-se a chamada simulação híbrida (*hardware in the loop simulation*), na seguinte configuração:

- a unidade inercial é instalada em uma mesa com três eixos independentes de rotação;
- o computador de bordo opera com o aplicativo de bordo;
- os atuadores, o computador de bordo e a unidade inercial são interligados eletricamente;
- um computador simula a dinâmica de voo do veículo;

O computador de bordo inicia a sequência de eventos e executa os algoritmos de controle e aciona os atuadores de controle. Esta é a simulação mais próxima da realidade, passível de execução em laboratório. Note-se que os movimentos de translação só serão testados em voo. Apesar de algumas limitações, as simulações híbridas permitem o ajuste de parâmetros de controle, correções no aplicativo de bordo e identificações de incompatibilidades de interfaces.

Um teste básico executado nesses ensaios consiste da navegação em relação ao movimento de rotação da Terra. O sistema inercial é inicializado e, a partir desse instante, é medido o movimento do ponto em que o sistema se encontra instalado. O resultado da medição é verificado por cálculo.

Disponibilidade de um lançador

O conceito de disponibilidade tem origem na identificação da qualidade de um equipamento, traduzindo a fração do tempo em que ele pode ser usado, em relação a sua expectativa de vida.

No caso de um lançador de satélites, o conceito de disponibilidade traduz a probabilidade de que o foguete seja lançado em um momento especificado, levando em conta fatores como:

- a confiabilidade do veículo;
- seus limites operacionais em relação ao regime de ventos, chuvas e descargas elétricas; e
- as condições atmosféricas esperadas para aquele momento.

Portanto, o projeto de um lançador competitivo deve imunizá-lo quanto aos fatores adversos reinantes nos campos de lançamento, nos quais é planejada sua operação. A informação sobre a disponibilidade do lançador ajuda a avaliação, pelo cliente (proprietário do satélite), dos fatores que influem na duração de uma operação de lançamento de determinado lançador, no que se refere à eventual espera pelas condições climáticas favoráveis. Idealmente, o lançador deveria ser independente desses fatores. No entanto, na fase de concepção, é preciso equilibrar a sofisticação do projeto que resulte em alta disponibilidade com os custos de desenvolvimento e de produção.

Larson (2005) apresenta o conceito de disponibilidade e prioriza a confiabilidade do lançador e a capacidade de seu produtor em produzi-lo em condições normais e após a ocorrência de uma falha. A disponibilidade é então expressa por:

$$D = 1 - \frac{P(1 - C)Td}{1 - \frac{1}{S}}$$

onde:

D é a disponibilidade esperada, medida pela fração de tempo em que o lançador está disponível;

P é a cadência de lançamentos planejada, em voos por ano;

C é a confiabilidade do foguete;

T_d é o período de tempo, em anos, demonstrado ou esperado, em que não ocorre novo lançamento após uma falha;

S é a taxa de superprodução, que exprime em termos percentuais a capacidade de efetuar lançamentos acima do planejado, ou seja, se $L = 1,1$, então é possível efetuar um número de voos 10% maior que a cadência normal.

Valores negativos obtidos por esse modelo de avaliação implicam baixa probabilidade do veículo efetuar a missão na época desejada.

O usuário deve comparar as disponibilidades dos vários lançadores de satélites capazes de realizar a missão e filtrar aqueles cuja disponibilidade mais se adequa aos seus propósitos.

5.5.2 Trajetória

A execução da trajetória é o grande objetivo dos estudos em dinâmica de voo, nos quais são efetuadas as seguintes ações:

- definição da trajetória nominal, baseada na missão e nas condições de lançamento;
- estabelecimento das zonas de impacto das partes do foguete;
- estabelecimento da sensibilidade às perturbações externas e internas e da repercussão na precisão dos parâmetros finais de entrega da carga útil/paga;
- definição dos recursos necessários de rastreamento e de recuperação;
- participação nos estudos dos enlaces de telemetria e telecomando; e
- análise da trajetória real.

Caso o foguete seja controlado, os estudos de definição da trajetória nominal e de sensibilidade incluem todas as características do sistema de controle a ser implantado no foguete.

Passa-se a discorrer sobre as atividades de definição da trajetória nominal, aconselhando o leitor a se familiarizar com o capítulo 2, porque o texto a seguir pressupõe aquele conhecimento.

Trajétória de foguetes de sondagem

Essa atividade consiste em simular o movimento do centro de gravidade do veículo durante todo o percurso de sua missão. No caso dos foguetes de sondagem, esse estudo termina com o impacto da carga útil na superfície da Terra.

A trajetória de um foguete de sondagem estabilizado aerodinamicamente executa o giro gravitacional, cujos benefícios já foram comentados. No caso do foguete controlado, a margem estática é pequena e muitas vezes negativa. Na prática, simula-se o veículo como sendo estável, executando o giro gravitacional, obtendo-se a atitude de referência para a missão desejada. Durante o voo, o sistema de controle toma como base a atitude de referência, e o veículo segue a trajetória do giro gravitacional.

Os veículos de sondagem aerodinamicamente estáveis e não controlados têm suas empenas ligeiramente inclinadas, em relação ao eixo longitudinal do veículo, para que seja induzido rolamento durante o voo atmosférico. No SIII, as empenas do primeiro estágio são inclinadas de 36 minutos de grau e as do segundo estágio são inclinadas de 18 minutos. Isso faz com que o veículo atinja a rotação de 3 rps, no fim do voo do primeiro estágio, o que ocorre a cerca de 20 km de altitude. Nessa região, o amortecimento aerodinâmico pode ajudar o veículo a vencer a eventual perturbação da separação do primeiro estágio.

Os foguetes de sondagem controlados não necessitam da rotação induzida na fase controlada. O caso do SIV foi peculiar, porque seu primeiro voo foi feito com controle apenas no primeiro estágio. Para estabilizar o segundo estágio, antes da separação, o sistema de controle de rolamento era acionado no sentido de induzir o maior rolamento possível. Quando foi introduzido o controle no segundo estágio, essa operação foi abandonada.

O cálculo da trajetória torna-se complexo pelo número de parâmetros variáveis no tempo e pela não linearidade das equações. As equações de movimento podem ser obtidas com base no equilíbrio de forças e momentos a que o veículo está sujeito e podem ter diferentes graus de complexidade, dependendo dos fenômenos a serem representados, ou seja, do grau de fidelidade em relação ao voo real. Para fins práticos, trabalha-se com dois tipos de trajetória:

- trajetória de três graus de liberdade (3D), já comentada;
- trajetória de 6 graus de liberdade (6D). Essa simulação se baseia na atitude de referência obtida na trajetória 3D para descrever o movimento do corpo rígido do foguete (três deslocamentos e três rotações), levando em conta:

- atuação das forças de controle;
- movimentos em arfagem, guinada e rolamento; e
- amortecimento aerodinâmico.

A título de ilustração, será mostrada a obtenção de um sistema de equações com três graus de liberdade (3D) (Marty, 1986).

Consideremos um veículo, conforme ilustrado na figura 5.5.17.

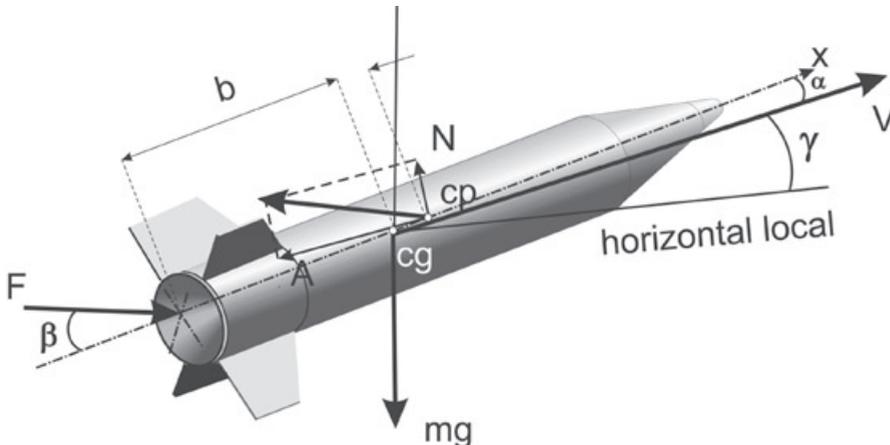


Figura 5.5.17 Forças sobre um veículo

onde:

eixo longitudinal do veículo: x ;

vetor velocidade: V ;

ângulo entre V e a horizontal local: γ ;

ângulo de ataque: α ;

empuxo: F ;

ângulo de desvio do empuxo comandado pelo computador de bordo: β ;

força normal aerodinâmica: N ;

força de arrasto: A ;

peso do veículo: mg ;

atitude em arfagem: $\alpha + \gamma$, ou seja, é o ângulo que o eixo do veículo faz com a horizontal local, no plano de arfagem.

A primeira equação de movimento resulta do equilíbrio entre as forças atuantes na direção do vetor velocidade:

$$m \frac{dV}{dt} = F \cos(\beta - \alpha) - mg \sin \gamma - A$$

A segunda equação resulta do equilíbrio das forças na direção normal à velocidade.

$$-mV \frac{d\gamma}{dt} = F \sin(\beta - \alpha) + mg \cos \gamma - N$$

A terceira equação se refere ao movimento angular em arfagem e é obtida pelo equilíbrio dos momentos em torno do cg.

$$I \frac{d^2(\gamma + \alpha)}{dt^2} = -bF \sin \beta + M_A - M_q - M_F$$

Nas equações acima, foi utilizado o fato de que $\cos \alpha \cong 1$.

onde:

M_A é o momento da força aerodinâmica resultante do arrasto e da força normal e expresso por:

$$M_A = (N + A\alpha)(X_{CG} - X_{CF});$$

M_q é o momento de amortecimento das forças aerodinâmicas induzido pelo movimento de arfagem, dado por:

$$M_q = C_{mq} q OS;$$

M_F é o momento de amortecimento devido ao jato, dado por:

$$M_F = K \dot{m} \frac{d(\alpha + \gamma)}{dt},$$

K é um fator experimental e

\dot{m} é a vazão de massa do jato.

O amortecimento do jato é a resistência que ele faz à mudança de direção. Esse efeito pode ser sentido se manipularmos uma mangueira de água com alta vazão.

As três equações de movimento em V , α e γ são resolvidas numericamente. Sendo as acelerações derivadas de segunda ordem, é comum baixar a ordem das equações introduzindo as velocidades angulares como graus de liberdade do sistema. Embora o número de variáveis aumente, a solução do novo sistema é mais eficiente, já que não é preciso integrar as acelerações para obter as velocidades.

As equações de movimento acima foram obtidas no sistema solidário de coordenadas. Para obter a representação espacial da trajetória, é necessário aplicar a transformação de coordenadas para um sistema fixo à Terra ou um sistema inercial de coordenadas.

Na solução do equacionamento apresentado, são fornecidos os seguintes dados:

- histórico das propriedades de massa;
- histórico do empuxo no vácuo dos motores principais e auxiliares;
- coeficientes aerodinâmicos em função de Mach;
- área de referência;
- aceleração da gravidade em função da posição do foguete; e
- coeficiente K .

Tipicamente, a solução das equações para cada instante de voo produz os valores dos graus de liberdade e outros parâmetros como:

- acelerações, velocidades e deslocamentos lineares, em relação a sistemas de coordenadas selecionados;
- acelerações, velocidades e deslocamentos angulares, em relação a sistemas de coordenadas

selecionados;

- ângulo de ataque;
- pressão dinâmica;
- forças e momentos aerodinâmicos;
- latitude e longitude do ponto de impacto instantâneo (caso o telecomando seja acionado naquele momento); e

■ *flight path angle*, que é o ângulo entre a linha que liga o ponto de lançamento ao cg do veículo e a horizontal no ponto de lançamento.

Quando o veículo é controlado, essas simulações incluem os algoritmos de controle, que são as equações que representam as relações entre as leituras dos sensores inerciais, a dinâmica do corpo rígido ou elástico e a estratégia de correção dos erros, que resulta na magnitude do ângulo β . A figura 5.5.18 ilustra a lógica de controle de atitude do veículo (Malyshev et al, 1996):



Figura 5.5.18 Lógica de controle

que é interpretada da seguinte forma:

■ os sensores inerciais (acelerômetros e giroscópios ou então *rate gyros*) informam as acelerações lineares e os deslocamentos angulares, ou velocidades angulares;

■ o processamento dessas informações fornece incrementos de velocidade e de deslocamento.

Os valores medidos são comparados com aqueles esperados na trajetória nominal. Se for encontrada diferença entre os valores medidos e os da trajetória nominal, é calculado um comando de correção, de acordo com os algoritmos de controle codificados no aplicativo de bordo;

■ o comando digital é convertido em sinal analógico e enviado ao atuador de controle;

■ a ação do atuador afeta a dinâmica do veículo, que é medida pelos sensores inerciais, reiniciando o ciclo. Para fins de controle, a dinâmica inclui os movimentos de corpo rígido e a resposta estrutural devida aos modos naturais de vibração. As frequências e modos naturais mais significativos do veículo devem ser administrados pelo sistema de controle, conforme já comentado na seção 5.4.

Trajetória de lançadores de satélite

No caso dos lançadores, o estudo termina quando ocorre a separação do último satélite. É usual trabalhar com apenas três graus de liberdade nos estudos de estabelecimento da trajetória, no estabelecimento das missões de satelitização com grande economia de tempo e no processo de otimização do perfil da trajetória. Estabelecida a trajetória ótima, obtém-se:

■ a atitude de referência, ou seja, a atitude que o veículo deve ter a cada instante para que sua missão seja cumprida. Com base na atitude de referência, pode-se simular o movimento do veículo como um corpo rígido ou elástico, considerando o movimento espacial completo com três deslocamentos lineares e três rotações em torno de cada eixo linear; e

■ a sequência de eventos de voo.

Na sua essência, no projeto da trajetória ótima, um parâmetro é maximizado ou minimizado. No caso do lançador, é desejável maximizar a massa de satélite ou minimizar o consumo de propelente.

Na prática, projeta-se a chamada trajetória pseudo-ótima, que é próxima da ótima, mas que leva em

conta restrições ao voo, tais como: limites impostos pela segurança do voo; cargas estruturais máximas; e tempos de espera para a ignição de motores.

A trajetória nominal do VLS-1 é ilustrada na figura 5.5.19, em termos de eventos principais, do tempo de voo, da altitude e da velocidade total.

imagem básica IAE

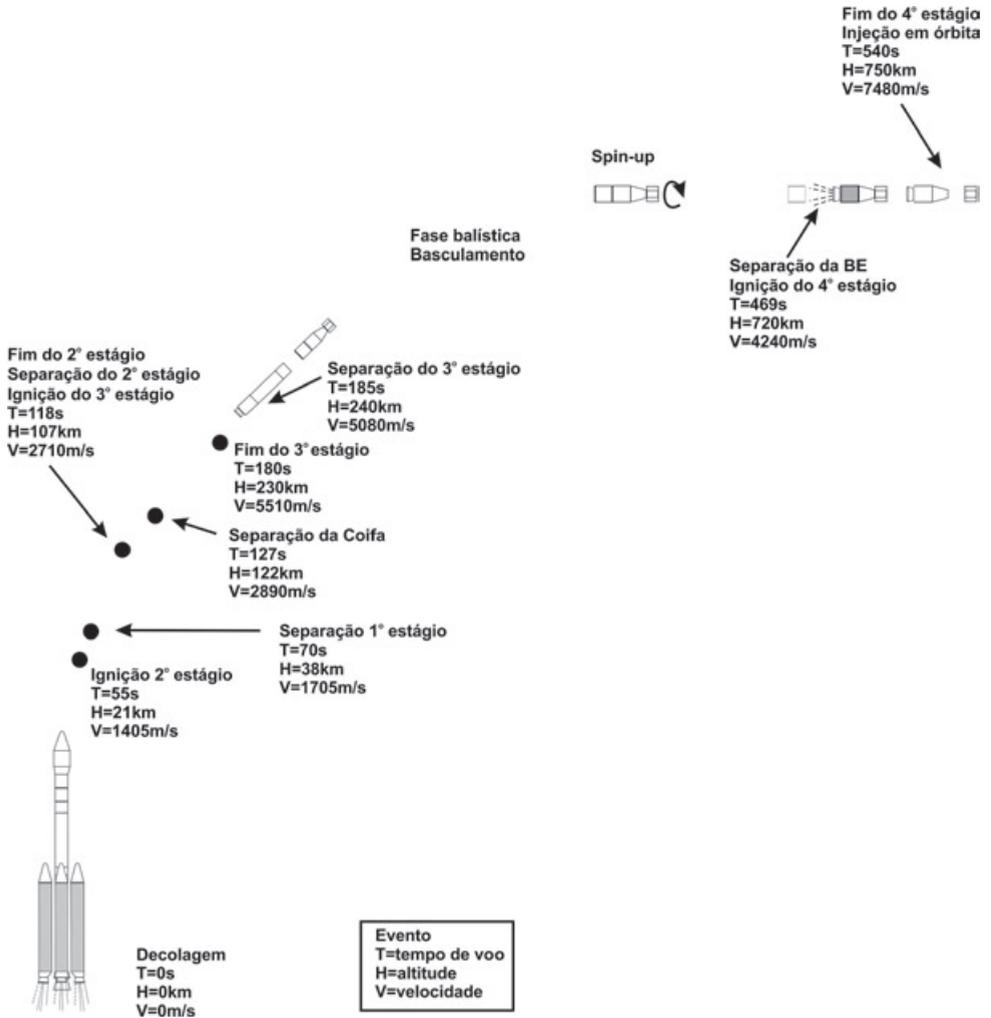


Figura 5.5.19 Trajetória do VLS-1

Segue-se uma descrição mais detalhada de dados importantes da trajetória do VLS-1:

- a decolagem se faz da mesa fixa com o foguete na vertical. O voo vertical dura 5s, que é o tempo necessário para que todo o seu corpo esteja acima da Torre de Umbilicais (TU);
- a primeira manobra consiste em girar o veículo em torno de seu eixo longitudinal até que o plano que contém os propulsores A e C do primeiro estágio coincida com o plano da trajetória;
- a segunda manobra, denominada *pitch over*, consiste de um programa de rotação em torno do eixo de arfagem de tal modo que, ao final de um intervalo de tempo, o veículo inicie o giro gravitacional comandado pelo sistema de controle;

■ em algumas situações, o lançador é obrigado a fazer a manobra conhecida por *dog leg*, que consiste de uma guinada. Essa necessidade pode ocorrer por motivo de segurança de certas áreas, mas normalmente é devida à diferença entre a latitude do local de lançamento e a inclinação da órbita desejada. Essa manobra é responsável por consumo de energia embarcada, diminuindo a capacidade de satelitização. No caso do VLS-1, essa manobra ocorre pelas seguintes razões:

○ os critérios de segurança de voo impedem que o veículo decole do CLA com azimute de lançamento superior a 78 graus (contados a partir da linha Norte-Sul, significando que, para inclinações de órbita inferiores a 12 graus, o VLS-1 não pode executar trajetória plana). Isso se deve à presença de ilhas habitadas sobre as quais poderiam cair os destroços do foguete no caso da terminação do voo; e

○ para as órbitas equatoriais, se o VLS-1 executar trajetória plana, o terceiro estágio cai em território africano. Para que isso fosse possível, seriam necessárias negociações entre o Brasil e o país a ser atingido, prevendo indenizações em caso de acidente e por interrupção dos tráfegos aéreo e de superfície.

Nos dois primeiros voos do VLS-1, havia o *dogleg* programado durante o voo do segundo estágio, de tal forma que a inserção em órbita se daria em direção ao Sul. No terceiro voo do VLS-1, foi projetada uma trajetória plana para inserção em órbita, em que o terceiro estágio cairia no mar a 300 km da costa africana, em consequência de um perfil de voo com maior elevação. Isso foi possível pelas seguintes razões:

○ a massa do satélite era pequena em relação à energia embarcada do lançador; e

○ foi utilizada estratégia de consumo de energia, em que os motores do primeiro estágio foram mantidos no foguete por cerca de 30 s a mais, e a Coifa Principal só seria ejetada próximo ao final da queima do terceiro estágio.

■ durante o desenrolar da trajetória, além das fases propulsadas, ocorrem eventos típicos de cada lançador, salientando-se os tempos de espera. Nos lançadores que utilizam propulsão sólida, é necessário esperar alguns segundos antes de ser comandada a separação de estágio, para haver certeza de que houve a extinção do motor, porque o empuxo residual pode impulsionar o estágio alijado de encontro ao restante do veículo. Espera-se também o tempo necessário para que estágios separados se afastem o suficiente (é usual esperar o tempo equivalente a um ou dois diâmetros do motor que se afasta) para que a ignição do estágio seguinte não tenha sua chama refletida pela estrutura separada, sobre o segmento que continua o voo. Esses tempos de espera são controlados pelo computador de bordo, que tem a sequência de eventos em sua memória. Note-se que os tempos de espera em voo balístico resultam em perda de desempenho, porque o foguete perde velocidade, que deverá ser recuperada. Esta é a razão de alguns lançadores realizarem separação a quente, durante a extinção do motor de estágio a ser separado;

■ terminado o voo atmosférico, o controle tem a liberdade de efetuar manobras mais amplas, corrigindo erros de posição (x , y , z) acumulados, mas medidos, durante as fases anteriores do voo. Inicia-se a chamada guiagem em malha fechada. A partir desse momento, todas as ações de controle estão voltadas para a inserção em órbita com a maior precisão possível;

■ logo após a ignição do terceiro estágio, a Coifa Principal é ejetada em decorrência da diminuição dos efeitos aerodinâmicos para nível tolerável pelo satélite. Para o lançador, a perda dessa massa estrutural representa ganho de massa de satélite a ser colocada em órbita;

■ durante a fase propulsada do terceiro estágio, a estratégia de guiagem verifica se a missão será cumprida considerando as informações sobre a posição do foguete no espaço, sua atitude, a massa e a energia embarcadas. Caso seja identificado o não cumprimento, então nova atitude de referência é calculada. Esse ciclo repete-se até o fim da fase controlada do terceiro estágio;

- após a separação do terceiro estágio, inicia-se uma fase balística de voo. Durante esse período, é utilizado um sistema de gás frio para eliminar todas as rotações do veículo (composto da Baía de Equipamentos, motor S44, adaptador do satélite, satélite). Em seguida, o veículo é apontado para a direção que deve seguir quando for comandada a ignição do motor S44. Obtido o apontamento, o veículo fica oscilando com pequena amplitude em torno da direção nominal do apontamento. Isso se deve à utilização do sistema de gás frio que não atua continuamente, mas sim liga-desliga (*on-off*). Salienta-se que o apontamento consiste de um ângulo abaixo da horizontal local, porque a ignição do S44 é feita na fase ascendente do voo balístico, e o componente de velocidade vertical precisa ser anulado, de modo que ao final da propulsão do S44, o vetor velocidade do veículo esteja na horizontal local, tangente à órbita;
 - em seguida, é induzido o rolamento do veículo, para iniciar sua estabilização giróscópica;
 - em seguida, a Baía de Equipamentos é separada;
 - um retardo pirotécnico, acionado na separação, comanda a ignição do S44, de modo que, ao final da fase propulsada, o conjunto esteja no ponto de inserção da órbita desejada.

Trajatória real

Até o momento, foram tratadas as trajetórias nominais. No entanto, na prática, existem fatores dispersivos e perturbadores que dificultam sua realização e que são comentados e exemplificados a seguir.

a) Dispersão de parâmetros

Do ponto de vista da fabricação mecânica, sabe-se que podemos produzir itens iguais dentro de tolerâncias dimensionais pré-estabelecidas. Quanto menor a tolerância, maior será o custo da produção. Portanto, é estabelecida a tolerância compatível com a sofisticação do objeto a ser produzido. São exemplificadas a seguir algumas consequências das tolerâncias de fabricação mecânica sobre a dispersão de parâmetros do foguete:

- a forma e o comprimento da membrana cilíndrica dos envelopes motores influem na massa do propelente e na aerodinâmica do veículo. No caso do VLS-1, sempre haverá diferença de massa entre os propulsores do primeiro estágio, o que conduz a diferentes tempos de queima. Portanto, a sequência de eventos aguarda até 65 s para sinalizar a separação do primeiro estágio, garantindo que nenhum motor está queimando propelente naquele instante. Se houver um resíduo de empuxo, o motor separado pode colidir com o veículo que prossegue o voo;
- a pequena falta de paralelismo das interfaces dos motores e módulos do foguete produz um veículo assimétrico. Na fase atmosférica do voo, a assimetria gera rolamento que deverá ser contrabalançado pelo sistema de controle;
- a não simetria dos divergentes produz pequenas deflexões do jato e sua excentricidade em relação ao eixo longitudinal do foguete. Os torques resultantes também deverão ser eliminados pelo sistema de controle;
- os sensores inerciais e a plataforma giro-estabilizada são fabricados dentro das tolerâncias apertadas da mecânica fina. No entanto, durante o voo do veículo, geram erros que se refletem na imprecisão dos parâmetros orbitais finais.

A produção do propelente sólido também é fonte de dispersão dos parâmetros propulsivos dos motores. As pequenas variações na composição do propelente, decorrentes das diferentes bateladas, produzem variações na velocidade de queima, na densidade e outros parâmetros, de modo que o motor funcione de forma ligeiramente diferente do nominal, o que produz uma trajetória diferente da nominal.

No caso do VLS-1, as seguintes imprecisões provocam erros nos parâmetros da órbita do satélite:

- a guiagem admite que o S44 tem uma energia embarcada nominal e, com este dado, calcula o apontamento e o instante da ignição do motor. No entanto, a energia embarcada real é ligeiramente diferente daquela admitida;

- o sistema de gás frio associado com o rolamento induzido, as assimetrias do sistema de separação da Baía de Equipamentos e as assimetrias do veículo produzem precessão. Portanto, o satélite ao ser separado não recebe um impulso puramente linear na direção da tangente à órbita, mas seu eixo estará em uma geratriz do cone de precessão, indeterminando alguns parâmetros orbitais que só serão conhecidos pelo rastreamento da órbita. É claro que esses parâmetros orbitais também aceitam dispersão dentro de tolerância pré-estabelecida. Essa tolerância é sempre maior do que nos lançamentos em que o estágio orbital é líquido, porque este tem melhor controle da extinção do motor e pode ser controlado ativamente até o instante que precede a extinção.

Em função da dispersão de parâmetros, torna-se difícil estabelecer *a priori* os instantes em que deverão ocorrer as separações de estágios. Foi adotada então a estratégia das janelas dos eventos de ignição, que consiste das seguintes ações:

- como referência para a separação, adota-se a aceleração que o veículo teria no início da cauda de empuxo, no projeto da trajetória nominal. No voo do primeiro estágio, essa aceleração é de 35 m/s²;

- na sequência de eventos de voo, é estabelecido um intervalo de tempo (janela) em torno do instante correspondente àquela aceleração;

- o sistema elétrico do veículo inibe a ignição do motor até que o início do intervalo seja atingido;

- iniciado o intervalo, ou janela, quando o computador de bordo identificar aquela aceleração pela leitura do acelerômetro do sistema inercial, aquele passa a ser o instante de referência de voo para a cauda de empuxo;

- se a aceleração não for identificada dentro da janela, então ao final da janela, o computador de bordo comanda a separação. Se esta situação ocorrer, significa que a missão já está comprometida, porque ou o acelerômetro do sistema inercial está defeituoso, ou o empuxo está deficitário. Em lançamentos em área de risco, ou de caráter comercial ou militar, a missão seria interrompida. No caso do VLS-1, continuaria o voo para satisfazer fins investigativos, desde que o ele permanecesse dentro da Zona de Livre Evolução.

A estratégia de guiagem do VLS-1 prevê a possibilidade de não atendimento da missão prevista, em decorrência de alguma perda de desempenho ocorrida durante o voo. Chegada a essa condição, a guiagem opta por uma órbita mais baixa. Caso também não seja possível realizá-la, então uma nova órbita mais baixa é procurada.

b) Ventos

Na travessia da atmosfera, como já comentado, o sistema de controle procura manter a posição angular do veículo segundo a atitude de referência (pilotagem) e não controla a posição linear do cg. Nessa condição, os ventos incidentes sobre o foguete podem arrastá-lo no plano horizontal e vertical, tanto nas fases propulsadas quanto nas balísticas. Nestas, o controle está inativo, e o vento pode até induzir movimento angular no veículo com velocidade superior à capacidade de controle do próximo estágio, provocando uma catástrofe ou a necessidade de grandes correções nas fases subsequentes do voo.

Em consequência de todos os efeitos citados, também os pontos de impacto das partes alijadas sofrem variação em relação ao valor nominal. A previsão da área de impacto de uma parte do foguete decorre do conhecimento dos parâmetros nominais e de suas margens de dispersão. Tomemos, por

exemplo, as dispersões de parâmetros abaixo:

- massa: $\pm 0,5\%$ kg
- empuxo: $\pm 3\%$ N
- inclinação da tubeira: $\pm 12'$

Para determinação da dispersão da área de impacto de uma carga útil, são sorteados valores possíveis dos três parâmetros acima, dentro de suas faixas de tolerância, e, para o conjunto de valores sorteados, é calculada a trajetória em que os valores nominais daqueles parâmetros são alterados pela respectiva dispersão sorteada, que resulta em um ponto de impacto. Dessa forma, em uma trajetória poderiam ser usados os valores:

- massa instantânea: $m(t) + 0,1\%$ kg
- empuxo instantâneo: $F(t) - 2\%$ N
- inclinação da tubeira: $\delta(t) + 0,6'$

Após cerca de duas mil simulações sorteadas as dispersões, obtém-se uma região de ponto de impacto exemplificada na figura 5.5.20.



Figura 5.5.20 Área de impacto

O procedimento citado é conhecido pelo nome de método de Monte Carlo.

5.5.3 Dinâmica de curto período

As simulações de dinâmica de curto período analisam uma estreita janela do tempo de voo, durante a qual um fenômeno dinâmico ocorre. Seu objetivo principal é determinar como o veículo e suas partes alijadas se movimentam durante e logo após os eventos de separação, levando em conta as perturbações que possam afetar o movimento do centro de gravidade do veículo, tais como as assimetrias dos atuadores de separação e a ação do vento. As simulações podem abranger o movimento do corpo alijado, para identificar e eliminar possíveis colisões ou outras interferências sobre o veículo. Um exemplo de interferência é o retorno de chama quando os gases de combustão do veículo incidem sobre o corpo alijado e são refletidos de volta sobre o veículo. No caso de foguetes estabilizados aerodinamicamente e/ou giroscopicamente, as perturbações devem ter nível inferiores à capacidade de estabilização. O mesmo ocorre com os foguetes dotados de sistema de controle. A separação de estágios na atmosfera representa risco para os veículos controlados, porque:

- na maioria dos casos, o controle é interrompido no intervalo entre a extinção do motor do estágio inferior e o acendimento do motor do estágio seguinte. Se houver forte perturbação oriunda do sistema de separação, o sistema de controle poderá não ter capacidade de recuperação da atitude do foguete quando for restabelecido na próxima fase propulsada; e
- caso haja incidência de intenso cisalhamento de vento, a soma dos dois fatores pode resultar na perda do veículo. O veículo indiano ASLV foi vítima dessa situação.

Separação de estágios e outras partes

O estudo das separações de estágios e ejeção de partes do foguete tem grande peso no cômputo

total da engenharia envolvida desde a concepção inicial até a fase de produção e operação.

Muitas são as possibilidades de concepção dos sistemas de separação, mas o objetivo aqui é mostrar que modelos físicos simples já podem representar parte significativa do caso real a ser enfrentado.

O modelo apresentado trata de uma separação em *tandem*, ou seja, naquela em que as partes separadas continuam na direção que já estavam percorrendo antes da separação, pelo menos durante a atuação dos afastadores do sistema de separação. A formulação pode ser encontrada em várias referências, por exemplo Ball (1967) e Marty (1986), que também tratam de outros sistemas de separação.

Considere um sistema de separação por molas que deve afastar duas massas: a massa ejetada m_E e massa do veículo m_V . As velocidades impostas a cada massa são v_E e v_V . Levando em conta que não há força externa no sistema, a conservação da quantidade de *momentum* permite escrever:

$$m_E v_E = m_V v_V.$$

A integração dessa equação no tempo resulta:

$$m_E d_E = m_V d_V.$$

onde d_E e d_V são as distâncias percorridas pelas partes separadas. Se d for a distância entre as partes, ou seja, $d = d_E + d_V$, conclui-se que:

$$d_E = \frac{d}{1 + \frac{m_E}{m_V}} \quad \text{e} \quad d_V = \frac{d}{1 + \frac{m_V}{m_E}}$$

No fim de curso do atuador de separação, o curso é a soma dos deslocamentos das duas massas, então o trabalho realizado pelo atuador sobre cada massa é a energia cinética adquirida pelas massas, ou seja:

$$F d_E = m_E \frac{v_E^2}{2} \quad \text{e} \quad F d_V = m_V \frac{v_V^2}{2}$$

Logo:

$$v_E^2 = \frac{2Fd}{m_E \left(1 + \frac{m_E}{m_V}\right)} \quad \text{e} \quad v_V^2 = \frac{2Fd}{m_V \left(1 + \frac{m_V}{m_E}\right)}$$

A velocidade relativa de separação entre as partes separadas é: $v = v_E + v_V$, ou seja:

$$v = \left(\sqrt{\frac{m_E}{m_V}} + \sqrt{\frac{m_V}{m_E}} \right) \sqrt{\frac{2Fd}{m_E + m_V}}$$

A última expressão permite dimensionar a força a ser exercida pelo atuador e o seu curso de modo a produzir uma velocidade relativa v entre as duas massas. No projeto de um sistema desse tipo, a expressão acima dá a base para o início do projeto, mas é ainda necessário considerar outros efeitos, tais como:

- arrasto aerodinâmico de cada corpo, se a separação for na atmosfera;
- empuxo residual, caso a separação seja a quente, ou na cauda do empuxo;
- perdas nas molas;
- atrito dos atuadores;
- dispersão entre as forças dos atuadores.

Ioiô e Iô

As cargas úteis de foguetes de sondagem e alguns satélites são separados com rotação em rolamento, proveniente da estabilização giroscópica, e que deve ser anulada, em alguns casos, para que suas missões

sejam realizadas. Uma das formas de frear a rotação é o uso de um sistema ioiô, que consiste de duas massas presas às extremidades de dois cabos enrolados em torno do corpo a ser freado em rolamento. No momento desejado, as massas são liberadas, desenrolando os cabos e anulando a velocidade de rotação do corpo, pela conservação de momento angular. Quando os cabos estão inteiramente esticados, são cortados, ficando a carga útil, ou satélite, com a velocidade nula. A figura 5.5.21 ilustra o conceito de um sistema ioiô em funcionamento.

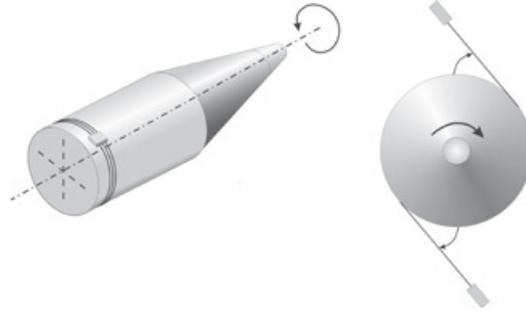


Figura 5.5.21 Ioiô em operação

A partir dos conceitos de conservação de energia e do momento angular, obtém-se a expressão que permite dimensionar as massas e o comprimento dos cabos, em função da inércia do corpo e da geometria da seção em que os cabos são enrolados:

$$L = \sqrt{\frac{I}{2m} + R^2}$$

onde:

L = comprimento do cabo

I = inércia do corpo, sem as massas do ioiô

m = massa a ser fixada a cada extremidade de cabo

R = raio da seção onde os cabos ficam enrolados

Para detalhes da formulação, o leitor pode recorrer às referências (Marty, 1986), (Thomson, 1986).

É também apresentada a formulação de Peter Turner (Turner, 2013), que tem sido aplicada ao cálculo da massa dos ioiôs das cargas úteis TEXUS. A formulação considera a influência da massa dos cabos e que o processo de abertura se faz em duas fases: a primeira compreende o período entre a liberação das massas e o desenrolamento completo dos cabos; e a segunda se estende entre este último instante e o momento em que as massas são liberadas, o que ocorre normalmente quando os cabos estão na direção radial. As premissas adotadas foram:

- o ioiô está instalado no cg do conjunto, no momento de sua atuação;
- o corpo sobre o qual o ioiô está montado é rígido;
- a precessão que pode ocorrer durante a atuação do ioiô é desprezível;
- a atmosfera é desprezível no momento de atuação do ioiô;
- os cabos permanecem retos e não se alongam durante a atuação do ioiô;
- as massas do ioiô permanecem sempre no mesmo plano, até que sejam liberadas;
- a velocidade angular inicial dos cabos permanece constante, até a liberação das massas; e
- ambas as massa são liberadas quando os cabos atingem a posição radial.

Como resultado da formulação, a massa total do sistema ioiô é dada pela equação:

$$m_y = \frac{I_3}{L_c(L_c + 2R_w)} - \frac{m_c}{3} \left(1 + \frac{R_w}{L_c + 2R_w} \right)$$

onde:

I_3 = inércia de rolamento inicial do corpo sem o sistema ioiô

m_c = massa de ambos os cabos do ioiô

R_w = raio efetivo de desenrolamento dos cabos

L_c = comprimento dos cabos

m_y = massa total a ser liberada, excluindo as massas das fixações e a massa do cabo de retenção do sistema

Frequentemente encontra-se na literatura que um terço das massas a serem liberadas deve ser subtraído do valor calculado para compensar as massas dos cabos. A equação acima produz resultados acurados quando comparados com soluções numéricas. Os erros remanescentes são bem menores que as incertezas sobre o momento de inércia de um motor de foguete no fim de queima. Numerosos voos de foguetes de sondagem foram realizados com excelente resultado, com o uso da formulação apresentada.

A figura 5.5.22 ilustra a geometria da abertura do ioiô e a figura 5.5.23 apresenta a evolução da rotação do corpo durante a abertura do ioiô.

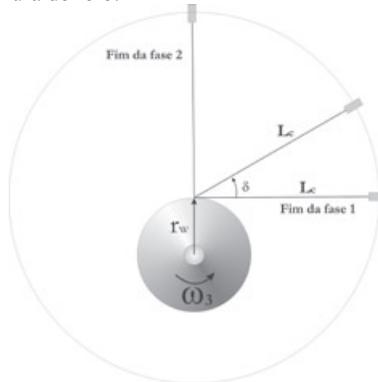


Figura 5.5.22 Fases do ioiô

Imagem Peter Turner

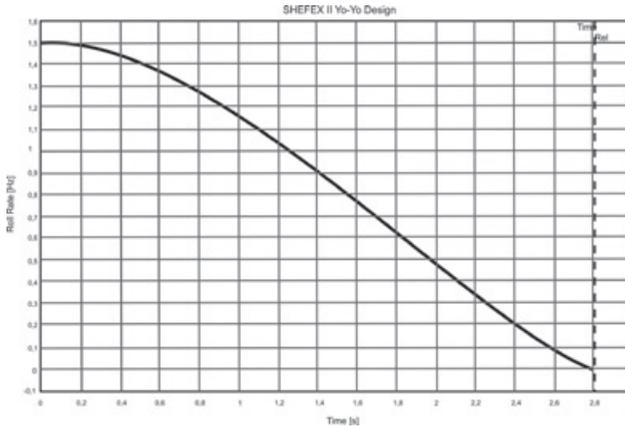


Figura 5.5.23 Histórico de rotação da carga útil durante a abertura do ioiô

O sistema ioiô é constituído por apenas uma massa, que freia o corpo e também o tira da trajetória,

devido ao seu desbalanceamento. Esse recurso é usado para diminuir a altitude das órbitas de motores de apogeu, antecipando sua reentrada. Isso ocorre porque o movimento desbalanceado aumenta o arrasto do corpo, mesmo em altitudes elevadas, e este vai perdendo altitude. À medida que a altitude diminui, o arrasto aumenta, acelerando o processo da reentrada.

Indução de rolamento (spin up)

A função da indução de rolamento (*spin up*) é promover a estabilidade giroscópica no veículo. No caso dos foguetes de sondagem estabilizados aerodinamicamente, as empenas são utilizadas para induzir o rolamento na fase atmosférica que permanece na fase não atmosférica, podendo mudar de magnitude em função da mudança da inércia de rolamento do foguete.

Quando se deseja induzir o rolamento e o veículo já se encontra fora da atmosfera, é usual empregar micromotores sólidos ou líquidos, com empuxo na casa das centenas de newtons. Na figura 5.5.24 é ilustrado o sistema de impulsão de rolamento (SIR) do VSB-30.

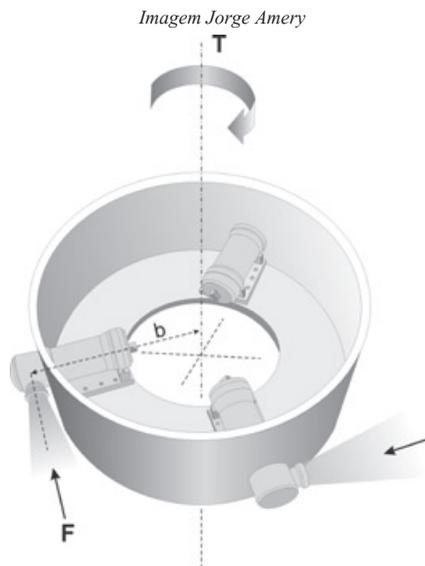


Figura 5.5.24 Impulsores de rolamento do VSB-30

O torque gerado é dado por:

$$T = 3 F b$$

A presença do torque produz aceleração angular dada por:

$$\ddot{\theta} = \frac{M}{I}$$

onde I é a inércia de rolamento do conjunto. Ao final da ação do sistema, o veículo adquire a velocidade $\dot{\theta}$, que permanece constante até que alguma alteração interfira.

Frequência de arfagem

Um corpo alongado submetido a uma perturbação em arfagem oscila como corpo rígido em uma frequência característica, quando se desloca na atmosfera. Essa frequência é denominada frequência de arfagem e tem a expressão abaixo:

$$\omega = \sqrt{\frac{\mu_A}{I_{yy}}}$$

onde μ_A é a eficácia aerodinâmica dada por:

$$\mu_A = CN_{\alpha}QS(X_p - X_{CG})$$

Essa oscilação é consequência do momento aerodinâmico restaurador do ângulo de ataque nulo. Finda a perturbação e havendo amortecimento aerodinâmico oriundo das empenas, o movimento cíclico atenua-se rapidamente, e o foguete volta a voar com ângulo de ataque nulo.

Para os veículos que têm rolamento induzido, é fundamental estudar a evolução durante o voo desse rolamento e da frequência de arfagem, sabendo que o acoplamento (os dois parâmetros têm o mesmo valor, no mesmo instante) dos dois parâmetros pode induzir a “guinada catastrófica”, ou seja, o aumento de ângulo de ataque em guinada e a consequente perda do voo. Na prática, nem sempre é possível evitar um cruzamento das duas curvas. No entanto, se essas curvas se cruzarem com derivadas de sinais contrários, o veículo é submetido a uma perturbação de curta duração e segue seu voo normalmente. A figura 5.525 ilustra esse conceito. Note-se uma perturbação na curva real de rolamento, entre 6 e 8s, que coincide com a máxima frequência em arfagem do veículo, mas está ausente na curva simulada. Esse fenômeno ocorre em alguns veículos de sondagem e é objeto de investigação.

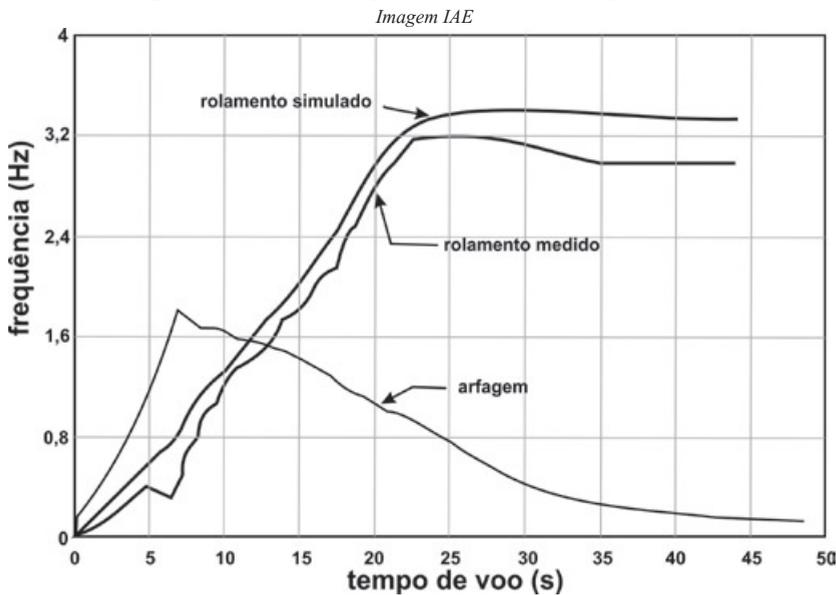


Figura 5.5.25 Simulação das curvas de rolamento e frequência de arfagem

5.6 Cargas estruturais

A determinação das cargas (ou carregamentos) estruturais atuantes sobre um lançador constitui uma vasta área do conhecimento e consiste na síntese de todos os fenômenos que se manifestam durante a operação de lançamento e que se transformam em solicitações estruturais. Essas solicitações fazem parte dos dados necessários à análise estrutural, por meio de modelos matemáticos e/ou por testes estruturais. No início do desenvolvimento, pouco se conhece do comportamento do veículo, portanto são adotados carregamentos estruturais com as seguintes origens:

- valores conservativos (pessimistas ou severos);
- recomendações de normas (MIL, ABNT, ISO);
- dados de veículos semelhantes já desenvolvidos constantes na literatura; e

- dados de veículos semelhantes já desenvolvidos pela própria equipe.

Com a evolução da definição do veículo, a definição do carregamento vai se tornando mais detalhada e complexa, somente se concluindo após os voos dos primeiros protótipos.

Nos voos de qualificação do veículo, são instalados sensores variados (acelerômetros de vibração, extensômetros, transdutores de pressão, microfones) com o duplo objetivo de:

- monitorar o voo, de modo a identificar eventuais falhas; e
- gerar informações que vão permitir a quantificação dos vários carregamentos estruturais.

As considerações sobre os carregamentos estruturais iniciam-se com a manipulação de partes do veículo durante a produção e vão até a eventual recuperação de alguns módulos após o voo.

Durante a fase de produção dos subsistemas, estes podem ser submetidos a condições danosas do ponto de vista estrutural, tais como:

- manipulação. Por exemplo, durante o tratamento térmico, os envelopes metálicos têm suas propriedades estruturais muito reduzidas, e qualquer movimento brusco pode deformá-los;

- armazenamento. Se o item estrutural for suscetível à corrosão ou à absorção de umidade, a indevida proteção, durante meses de armazenamento, pode permitir a formação de pontos de corrosão ou outra degradação, que diminuem o desempenho estrutural ou mesmo comprometem irremediavelmente o seu uso;

- embalagem. O projeto das embalagens é muitas vezes tão complexo quanto aquele de partes de veículo para prover as condições ambientais necessários ao item a ser transportado e armazenado em seu interior. Em alguns casos, as embalagens têm sensores que indicam algum excesso de sollicitação durante sua utilização, para que a integridade do item seja avaliada;

- transporte. Os módulos equipados, ou não, são transportados para o campo de lançamento, por terra, mar e por via aérea. Cada modalidade de transporte induz um tipo de carregamento que deve ser considerado na concepção do módulo e de sua embalagem. Existem normas que estabelecem os níveis de choque e de acelerações típicos de cada tipo de transporte. Os transientes ou ambientes de vibração do meio de transporte podem danificar equipamentos eletrônicos e itens pirotécnicos. No caso do VSB-30, foram efetuadas medições do regime de vibração inerente ao transporte de seus motores a bordo do Hércules C-130, desde sua saída de São José dos Campos até Kiruna (Suécia);

- ensaios de aceitação. Esses ensaios podem comprometer o objeto a ser aceito se o procedimento de ensaio não for obedecido à risca. Tal problema é mais usual do que seria desejável e imaginável, causando a perda de um item pronto para utilização;

- integração no veículo. O processo de integração pode induzir cargas bastante diferentes do voo do veículo. Por exemplo, o segundo estágio do VLS-1 fica apoiado sobre a mesa de lançamentos, e recebe todos os propulsores do primeiro estágio, que têm seus próprios apoios. Em seguida, o apoio do segundo estágio é removido. Portanto, a estrutura do segundo estágio é provida de meios que serão utilizados apenas para essa fase de seu ciclo de vida, e nesse ciclo é submetida a uma carga que não ocorre posteriormente;

- cronologia de lançamento. O tempo necessário à integração e aos testes que antecedem a cronologia de lançamento pode representar uma exposição demasiada a variações de temperatura e outras condições ambientais (umidade, salinidade, vibrações devidas a equipamentos de solo em funcionamento). A própria cronologia pode ser longa, em função de interrupções. Durante um período da cronologia, o veículo pode ser exposto à ação do vento, do sol, da chuva, de descargas elétricas. Todos esses fatores devem ser analisados para a eventual identificação de uma possível carga estrutural no nível das estrutu-

ras primária, secundária ou dos equipamentos;

- recuperação de módulos. A recuperação de módulos é feita em alguns lançadores, sendo os principais fatores de carregamento estrutural:

- reentrada. Se o módulo chega a sair da atmosfera, o seu retorno à superfície da Terra é feito em grande velocidade (regime hipersônico). Durante uma parte da reentrada, o aquecimento é intenso, podendo produzir danos no módulo;

- ação dos paraquedas. Esse recurso é usado para diminuir a velocidade de reentrada em vários estágios de frenagem. A cada abertura de paraquedas, o corpo sofre desacelerações que podem danificar principalmente equipamentos internos e experimentos;

- impacto no solo ou na água. A velocidade de descida com paraquedas é baixa, mas o impacto é uma carga a ser considerada.

As cargas em voo são as mais investigadas porque podem comprometer a missão em uma fase em que não é mais possível efetuar intervenção de reparo. Quanto à origem das cargas podem ser identificadas as seguintes situações:

- cargas localizadas que afetam uma pequena vizinhança. Grande parte das atuações pirotécnicas enquadra-se nessa situação. O efeito de uma carga pirotécnica induz acelerações da ordem de 1000 g, em microssegundos, e se propagam em uma região limitada a um raio de 10 cm. Essa solitação não é danosa estruturalmente, mas pode ser letal para equipamentos eletrônicos, que devem ser distanciados das cargas pirotécnicas;

- cargas localizadas que afetam sua vizinhança e o sistema. As cargas provenientes da separação de estágios e outros módulos são exemplos. Os sistemas de separação que utilizam atuadores pirotécnicos, hidráulicos ou pneumáticos induzem carregamentos localizados devidos às forças de afastamento que impõem às partes separadas e às que continuam em voo. Esses sistemas também impõem às partes acelerações que solicitam equipamentos e subsistemas que estão no veículo. O empuxo dos motores é outro caso importante. A força gerada pelo motor induz vários carregamentos no restante do veículo e no próprio motor;

- cargas do sistema e que afetam os subsistemas. As forças aerodinâmicas, de controle e da dinâmica da trajetória produzem solitações nos vários subsistemas do veículo.

Serão comentadas as seguintes formas de carregamento que dominam o projeto do veículo: acelerações; cargas térmicas; efeitos dos ventos; e esforços gerais.

5.6.1 Acelerações

As acelerações se classificam em: estáticas, quaseestáticas, transientes e aleatórias (NASA, 2001).

A aceleração estática é característica da trajetória do corpo rígido, ou seja, as acelerações lineares e as angulares. Esse tipo de aceleração produz sobre as estruturas e equipamentos uma força de magnitude igual ao produto da aceleração pela massa que está vinculada à estrutura. Por exemplo, se um prato de equipamentos tem massa total de 50 kg e está submetido a 3 g no sentido transversal à superfície do prato, então seu suporte está sendo solitado por uma força de aproximadamente 1500 N. O efeito das acelerações angulares depende da distância entre o corpo em análise e o cg do veículo.

A aceleração quaseestática resulta de oscilações da estrutura devidas à variação do vento médio.

A aceleração transiente é resultante da ação de rajadas de vento, cisalhamento do vento, separação de estágios e outras partes. O acendimento e o apagamento dos motores também produzem acelerações transientes.

A aceleração aleatória provém dos fenômenos acústicos na decolagem, na passagem pelo transôni-

co e na pressão dinâmica máxima. O acendimento e apagamento dos motores também podem contribuir nesse caso.

As acelerações listadas que geram vibrações estruturais podem representar perigo para as estruturas primária e secundárias, conforme exemplificado a seguir:

- o prato de equipamentos é uma estrutura secundária bastante usual em foguetes e consiste em uma placa circular sobre a qual equipamentos de diferentes tipos são instalados. Admitamos que sua primeira frequência natural de vibração em flexão seja 200 Hz. Se essa placa receber uma excitação perpendicular à sua superfície e que oscile naquela frequência, então a placa entra em regime de vibração com amplitude crescente. Se a energia da força de excitação se mantiver, a placa e/ou sua fixação não suportarão o movimento e se fragmentarão. Note-se que a excitação originada pela queima dos motores é de caráter aleatório, contendo uma vasta gama de frequências, inclusive aquela citada. No entanto, a energia associada àquela frequência é pequena e não consegue excitar o modo de vibração da placa de forma danosa;

- o foguete tem seus modos naturais de vibração em flexão, torção e longitudinal, que podem ser excitados. Os casos mais conhecidos de excitação das frequências naturais do foguete se deram pela ação do sistema de controle que ao utilizar o próprio empuxo do motor principal tem energia suficiente para sustentar a excitação da estrutura primária. Alguns desses casos ocorreram, porque a interface lançador-satélite não foi bem resolvida na análise acoplada, resultando em um comportamento do veículo diferente do estimado, e os cuidados para evitar que o sistema de controle excitasse o veículo foram voltados para a gama errônea de frequências. Em decorrência desse tipo de comportamento, o voo é interrompido com enorme prejuízo.

- uma saída está no limiar da flambagem e a vibração precipita o colapso.

Por outro lado, as acelerações citadas têm grande influência sobre os equipamentos do veículo e do satélite e são transmitidas pelas estruturas primária e secundárias. A análise dessas influências é realizada de duas formas:

- simulação numérica, em geral empregando o Método dos Elementos Finitos; e
- testes de vibração dos módulos equipados no nível de qualificação.

Desse conjunto de ações resulta a compreensão do comportamento dos módulos sob carga dinâmica e as eventuais correções do projeto. Iniciados os voos do veículo, as medições em voo confirmam ou trazem novos aspectos a serem considerados na qualificação dos módulos. É possível ocorrer uma falha após alguns voos do veículo, em razão de uma situação que estava no limiar da falha, mas que foi excitada além de sua capacidade naquele voo específico. Como veremos adiante, a confiabilidade de um sistema só se obtém pelo acúmulo de utilizações bem-sucedidas.

5.6.2 Cargas térmicas

Durante o voo, o lançador é submetido às três formas de transferência de calor:

- convecção. Há duas fontes de calor por convecção em foguetes. A primeira se deve ao aquecimento do ar altamente comprimido pelo avanço do veículo, que forma a chamada camada limite. A segunda ocorre internamente aos módulos em que equipamentos eletrônicos estão em operação. Enquanto houver ar aprisionado em seu interior, o aquecimento dos equipamentos é transferido a outros pontos daquele ambiente por convecção;

- condução. As paredes externas se aquecem por convecção e, se forem condutivas, conduzem o calor para o interior dos módulos. Os equipamentos elétricos também transferem calor para seus suportes para ajudar a dissipação do calor de seus componentes internos;

■ radiação. O jato do motor é uma fonte de radiação de calor para as estruturas vizinhas à tubeira. Também o Sol aquece o foguete por radiação durante a cronologia de lançamento e no restante do voo.

O conhecimento do ambiente térmico imposto ao veículo permite o dimensionamento de proteções térmicas, dissipadores ou outras formas de controle de temperatura.

A determinação quantitativa dos fluxos de calor e das temperaturas envolve modelos matemáticos bastante elaborados, cuja solução passa pelos recursos de informática. Portanto, cabe aqui comentar aspectos qualitativos do assunto.

Durante a fase propulsada, o jato irradia calor, podendo afetar tubulações, cabeamento e equipamentos instalados nas saias traseiras. Esse efeito se intensifica à medida que a densidade do ar diminui e a chama se expande. No caso de foguetes de sondagem estabilizados por empenas, a chama pode aquecer o porta-empenas e mudar a inclinação das empenas, produzindo uma dinâmica de voo adversa. Nesse caso, é preciso que o plano de saída da tubeira fique a uma distância suficiente da estrutura do porta-empenas, para não afetá-lo. Sob o aspecto de dano a equipamentos, há registro de que a irradiação do motor Castor IVB (produzido pela Thiokol) utilizado no programa MAXUS (programa europeu de experimentos científicos) irradiou calor e queimou a tubulação de óleo do sistema de atuação da tubeira. O veículo perdeu o controle e foi destruído. Em voos posteriores, o foguete foi equipado com um escudo térmico entre a tubeira e a saia traseira.

A convecção na camada limite do escoamento aerodinâmico é uma grande fonte de carga térmica para algumas partes do veículo. Para resistir às altas temperaturas, são usados materiais isolantes e materiais ablativos. Para se ter uma ideia da temperatura (T_f) na vizinhança do ponto de estagnação do escoamento aerodinâmico em uma superfície frontal ao fluxo de ar, utiliza-se a equação:

$$T_f = T_e \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)$$

onde:

T_e = temperatura do escoamento na fronteira da camada limite;

$r = 0,85$, para escoamento laminar;

γ = razão de calores específicos = 1,4 para o ar;

M_e = número de Mach na fronteira da camada limite.

Se a temperatura do ar for 0 °C (273 K), e o veículo estiver a Mach = 2, a temperatura da parede será de 185 °C. Em Mach = 3, a temperatura será de 420 °C.

A esse regime de temperaturas não é possível expor o alumínio, que começa a perder suas características mecânicas a 100 °C. Nas áreas em que ocorre a estagnação do escoamento supersônico, tais como nariz de coifa, bordo de ataque de empena, protuberâncias, é preciso utilizar proteções térmicas sobre alumínio ou partes feitas integralmente em materiais ablativos. No caso do VLS-1, foram adotadas as seguintes soluções:

- a Coifa Principal tem o nariz feito em material ablativo. As paredes são de chapa de alumínio revestidas de placas de cortiça;
- as coifas dos propulsores do primeiro estágio são integralmente em material compósito;
- a Baía de Equipamentos é revestida externamente por camadas de tinta isolante à base de óxido de zircônio;
- as cintas fixas e de separação são revestidas de borracha;
- nas saias traseiras do primeiro e do segundo estágio, são utilizados escudos térmicos fechando o espaço entre o divergente e a saia, para proteger os equipamentos ali instalados. Os estudos mostraram

que no terceiro e quarto estágios não há necessidade dos escudos, devido à distância entre o plano de saída da tubeira e os itens sensíveis à radiação.

Nos foguetes de sondagem nacionais, os bordos de ataque das empenas ou são protegidos ou são em material ablativo. O mesmo ocorre com as coifas.

Ainda no caso do VLS-1, durante a cronologia de lançamento, já fora da proteção da Torre Móvel de Integração (TMI), a irradiação solar somada ao calor gerado pelos equipamentos elétricos de bordo resulta em carga térmica muito elevada para os próprios equipamentos. Nesse caso, insufla-se ar frio no interior da Baía de Equipamentos, Baía de Controle e Coifa Principal. Os dutos de ar frio permanecem conectados ao foguete até a decolagem e são desconectados pelo movimento vertical do foguete, do mesmo modo que os umbilicais elétricos.

5.6.3 Ventos, rajadas e cisalhamento

O vento é um fator climatológico importante para a preparação da decolagem e o voo de lançadores. Os ventos de superfície são medidos em Alcântara por torres anemométricas com altura dependente do regime de ventos em cada campo de lançamento. O tratamento dos dados dos vários anemômetros instalados, em diferentes pontos da torre, resulta em um perfil de vento a ser considerado nos ajustes que precedem a decolagem do veículo. Os foguetes de sondagem são bastante afetados em sua dispersão pelos ventos de superfície, porque a velocidade de decolagem ainda é baixa, mudando o azimute de lançamento pelo componente lateral do vento, ou a elevação pelo componente frontal. No caso dos lançadores com apenas controle de atitude no primeiro estágio, o veículo é empurrado, sofrendo desvio lateral em sua trajetória a ser compensado mais tarde pela guagem em malha fechada.

A partir do último anemômetro, o vento é medido por sondas. Os tipos de sonda mais usados são:

- pequenos foguetes que liberam uma carga a cerca de 140 km de altitude. Essa carga é equipada com uma instrumentação e mede temperatura, pressão, umidade, magnitude e direção do vento. A descida da carga nas camadas mais densas da atmosfera é feita por paraquedas;
- balões equipados com sensores que transmitem dados até 30 km de altitude;
- balão metalizado rastreado por radar. O rastreamento resulta nas medidas de velocidade e direção do vento.

Esses dados de vento são utilizados no projeto e durante a campanha de lançamento das seguintes formas:

- ventos reais. Durante o projeto detalhado, são feitas simulações de controle e de cargas com grande banco de dados de ventos reais. O controle do veículo é solicitado mais pelas variações em magnitude e direção do que pela magnitude em si do vento, quando se faz apenas o controle de atitude na fase atmosférica. A magnitude é importante quando o ângulo de ataque resultante gera momentos que venham a consumir o torque de controle. As cargas são afetadas tanto pela variação do vento, que pede atuação de forças de controle e pela magnitude, que produz momentos aerodinâmicos. O envelope de cargas em voo é obtido tomando-se os valores máximos dos esforços gerais, a cada instante de voo, obtidos para cada perfil de vento real. Esse tipo de trabalho consome muitas horas de máquina e homens-hora. Portanto, deve ser feito quando há grande certeza sobre a concepção do veículo. Para fins de simulação de cargas, só são relevantes os componentes horizontais do vento;

- rajadas. A rajada é a variação brusca da magnitude do vento e é caracterizada pela magnitude e pela espessura (altura). Nas simulações de cargas em voo, superpõe-se a rajada ao perfil de vento, em pontos críticos da trajetória, em que os esforços são mais elevados. É usual utilizar esse recurso no cálculo de cargas em instantes nos quais o carregamento ocasionado pelo vento é máximo, majorando o nível

de carregamento. A NASA (NASA, 1970) desenvolveu um perfil de rajada conhecido por (1 - cos), com o aspecto mostrado na figura 5.6.1:

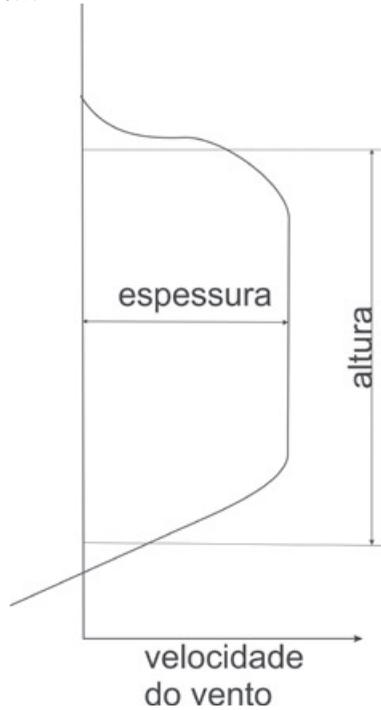


Figura 5.6.1 Perfil de rajada 1 - cos

A espessura da rajada varia com o veículo e com o momento de sua aplicação na trajetória. Experimentam-se várias espessuras de modo que a sollicitação seja maximizada. A espessura, ou velocidade da rajada, foi estabelecida pela NASA, em função de seus campos de lançamento, em 7,65 m/s. No caso do VLS-1, arbitrou-se em 10 m/s. Observa-se que a rajada contém três trechos distintos: a fase de crescimento da magnitude do vento; o trecho de magnitude constante; e o trecho de magnitude decrescente. Para a definição detalhada do perfil da rajada, o leitor é convidado a ler o Apêndice do relatório da NASA citado, que pode ser obtido pela internet;

- **cisalhamento.** O cisalhamento mede o quanto a magnitude do vento muda entre duas camadas da atmosfera, ou seja, é a diferença de magnitude do vento estacionário em duas altitudes, dividida pela diferença de altitude, ou altura da camada. Se o sistema de medida do vento é preciso, então a altura da camada pode ser de 100 m, por exemplo, e em um sistema de menor resolução nas medições do vento, a altura pode ser de 500 m. Seu principal efeito se faz sobre o sistema de controle do veículo, que tem de ser capaz de superar aquele transiente. Do ponto de vista das cargas, o cisalhamento tem relevância se promover ângulos de ataque que influam na distribuição do momento fletor, ou pela excitação dinâmica estrutural. O cisalhamento também pode ser adicionado sobre o perfil de vento nas situações mais dimensionantes, a exemplo da rajada;

- **vento sintético.** Os dados de ventos reais podem ser tratados estatisticamente, de modo a serem gerados perfis representativos dos ventos reais. Na figura 5.6.2 são ilustrados perfis sintéticos da Guiana Francesa, utilizados no projeto da família Ariane (Marty, 1986). A simulação com ventos sintéticos se faz na fase de projeto preliminar, pela sua simplicidade.

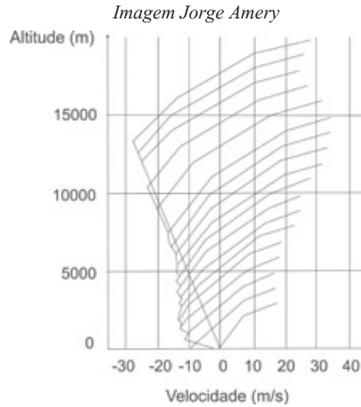


Figura 5.6.2 Perfis de ventos sintéticos

O leitor interessado em mais detalhes sobre a utilização de rajadas, cisalhamento do vento, ventos sintéticos e ventos reais, e seus efeitos sobre as cargas estruturais, deve consultar o relatório NASA SP-8035 já citado.

5.6.4 Esforços gerais

Durante o voo, as estruturas primárias e secundárias do veículo são submetidas às forças e aos momentos que resultam em sua trajetória. A combinação dessas solicitações produz os esforços normal, cortante e momento fletor, sendo seu conjunto denominado “esforços gerais”, conforme a seguinte conceituação:

- **esforço normal.** Considere uma seção transversal (também se utiliza o termo estação) qualquer do veículo e o resultado de todos os efeitos que produzem tração ou compressão nessa seção. Essa força resultante, atuante na direção do eixo de simetria do veículo, é a força ou esforço normal naquela seção. Na situação simples em que um lançador está na plataforma de lançamento, em cada seção transversal, o esforço normal é o peso de tudo que estiver acima daquela seção;

- **esforço cortante.** Considere uma seção qualquer do veículo e o resultado de todos os efeitos que produzem uma força paralela à seção. Essa força resultante transversal ao eixo do veículo é o esforço cortante;

- **momento fletor.** Considere-se o caso anterior da resultante transversal, que está situada a uma distância conhecida da seção transversal em questão. O momento fletor é o produto daquela resultante pela distância à seção. Na figura 5.6.3, é ilustrada a ação da força aerodinâmica normal distribuída sobre todo o veículo. A resultante transversal entre o nariz e a seção assinalada pela coordenada x tem magnitude C e está situada a uma distância b da seção. Nesse caso, o momento fletor, na seção, devido a C , é dado por $MF = C \cdot b$.

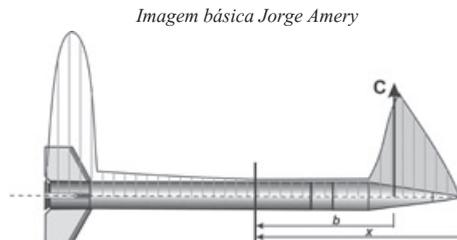


Figura 5.6.3 Ilustração do cortante e do fletor

Somando as cargas entre o nariz e uma seção do foguete, obtemos as seguintes expressões dos esforços:

$$\begin{aligned}
 N &= QS \int_0^x \frac{dC_x}{dx} dx + \frac{F-A}{M} \int_0^x dm \\
 C &= \alpha QS \left(\int_0^x \frac{dCN_\alpha}{dx} dx - \frac{CN_\alpha}{M} \int_0^x dm \right) - \ddot{\theta} \left(\int_0^x x dm - X_{CG} \int_0^x dm \right) \\
 M_F &= -xC + \alpha QS \left(\int_0^x x \frac{dCN_\alpha}{dx} dx - \frac{CN_\alpha}{M} \int_0^x x dm \right) - \ddot{\theta} \left(\int_0^x x^2 dm - X_{CG} \int_0^x x dm \right)
 \end{aligned}$$

onde:

x = coordenada longitudinal com origem no nariz

N , C e M_F são a carga axial, o cortante e o fletor, respectivamente;

Q = pressão dinâmica

S = área de referência

C_x = coeficiente de arrasto

F = empuxo

A = arrasto total

M = massa total

θ = aceleração angular do veículo no momento em que se calculam as cargas.

A análise dos termos das equações nos dá as seguintes informações:

- o esforço normal é composto de dois termos. O primeiro representa a força de arrasto desenvolvida entre o nariz e a seção situada na coordenada x . O segundo termo resulta da aceleração longitudinal da massa compreendida entre os mesmos pontos;

- o esforço cortante é composto de três parcelas. A primeira resulta da força normal aerodinâmica desenvolvida entre 0 e x . A segunda se refere à aceleração linear produzida no veículo pela força normal aerodinâmica. As duas últimas parcelas são causadas pela aceleração angular do veículo;

- o momento fletor é causado pelo balanço de todos os momentos fletores causados pelas forças transversais na seção situada em x ;

- salienta-se que os parâmetros utilizados no cálculo dos esforços são originados da trajetória, ou seja, representam o equilíbrio dinâmico do veículo submetido ao conjunto de forças aerodinâmicas, de controle, de empuxo e inerciais (resultantes das acelerações lineares e angulares).

Na prática, divide-se o veículo em segmentos, cujas interfaces são locais em que se deseja conhecer os esforços. As integrais são substituídas por somatórios. Um resultado típico de cálculo resulta em gráficos como o exemplificado na figura 5.6.4.

Imagem básica Jorge Amery



Figura 5.6.4 Diagrama de momento fletor

Os gráficos de esforços devem ter as seguintes características:

- o momento fletor deve se anular nas extremidades do veículo;
- o esforço normal é nulo no nariz e igual ao empuxo na região de escape dos gases;
- o cortante é nulo no nariz e igual ao componente transversal do empuxo na região de atuação

do controle.

Na prática, algumas imprecisões podem ocorrer e as características acima não se verificam com exatidão.

Em uma análise de projeto, também são investigados os seguintes aspectos:

- em casos em que a flexibilidade do veículo é julgada importante, a simulação leva em conta os modos de vibração, que podem criar ângulos de ataque locais, influenciando nas cargas aerodinâmicas e mesmo no centro de pressão;

- quando o veículo é controlado, o efeito de rajadas e cisalhamento do vento produz ângulos de ataque e deflexões do jato, para fins de controle. Essas situações produzem aumento do momento fletor. Estuda-se a influência de rajadas e cisalhamentos dos ventos no momento fletor, adicionando-os nas simulações de trajetória. No período de estudo da resposta do sistema de controle aos ventos reais, também são analisados os esforços gerais resultantes. Após todas as simulações, seleciona-se para cada seção do veículo o esforço máximo ocorrido e são traçados então “envelopes” para cada esforço. Esse resultado pode se tornar pessimista, ou otimista, para fins de projeto, já que a seção vai ser dimensionada estruturalmente para cargas que na realidade não ocorrem simultaneamente.

O equacionamento para a obtenção da análise de tensões, vibrações e resposta dinâmica de um foguete movido por propulsão líquida foi desenvolvido por (Shklyarchuck, 1999). O documento faria parte de contrato de serviço a ser assinado pelo IAE e o MAI, em que este produziria o modelamento de simulação de cargas estruturais em lançadores. O contrato não foi firmado, mas o líder da equipe do MAI enviou-me extraoficialmente o relatório sobre o modelo matemático, em apreciação pelo trabalho feito em conjunto. Testemunhei outras atitudes semelhantes, em que profissionais colocaram a comunhão do saber acima dos interesses comerciais. Em cada uma dessas oportunidades, senti-me honrado e profundamente agradecido por ter convivido com pessoas de valor.

5.7 Desenvolvimento do foguete

Um foguete constitui um sistema complexo, caracterizado por:

- conjugação de várias áreas técnicas, no que se refere aos estudos de engenharia, à fabricação, aos testes e à utilização;
- interfaces com outros sistemas complexos: satélites e os sistemas de lançamento e rastreamento.

As atividades inerentes a tais empreendimentos evoluíram ao longo do tempo e foram sistematizadas e regulamentadas. O leitor é convidado a ler a documentação disponibilizada gratuitamente na internet, pela *European Cooperation for Space Standardization* (ECSS).

No que se segue, é oferecida uma síntese da forma de condução de um desenvolvimento complexo.

5.7.1 Fases do desenvolvimento

O desenvolvimento de um sistema complexo pode ser definido em fases, segundo ideias preconizadas pela NASA na década de 1960. A evolução das fases do projeto do VLS-1, adotada no início do projeto pelo seu gerente, o engenheiro Jayme Boscov, é esquematizada na figura 5.7.1, na próxima página.

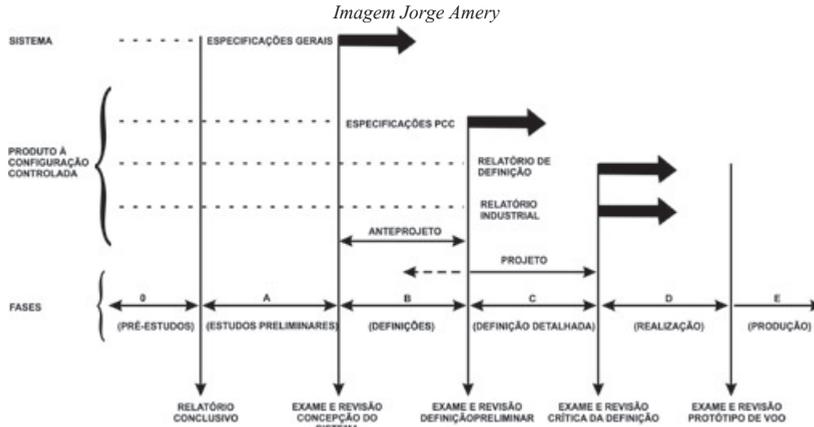


Figura 5.7.1 Fases do projeto

A Fase 0 constitui uma análise da missão em um sentido bem amplo, abordando:

- a avaliação da necessidade do projeto, como solução para um objetivo identificado, tal como inserir uma gama de satélites em certas órbitas, a partir de um campo de lançamentos;
- a avaliação de vantagens e riscos para o país, considerando aspectos políticos, econômicos, diplomáticos;
- o engajamento da sociedade representada por universidades, empresas, centros de pesquisa.

A equipe de trabalho envolvida na fase é reduzida, sendo constituída de pessoas experientes no projeto e com visão ampla da vida nacional. São necessários poucos recursos financeiros e materiais para a realização da fase, que é concluída por um relatório, a ser submetido ao alto escalão governamental para eventual aprovação da continuidade dos estudos.

A Fase A é constituída dos estudos de viabilidade técnica. A mesma equipe da Fase 0 consulta especialistas das áreas de propulsão, estruturas, aerodinâmica e outras, para que sejam feitas avaliações e a adoção de soluções que garantam a robustez do projeto que se inicia. Nessa fase, são definidos os desafios tecnológicos a serem enfrentados, os sistemas a serem adquiridos e a margem desejada de desempenho.

A concepção do foguete se inicia pela sua propulsão, considerando que um foguete, de qualquer porte, é sinônimo de energia, já que é o meio de transporte que consome mais energia por quilo de carga transportada. O diagrama da figura 5.7.2 (Bruhn, 1967) traduz essa noção, mostrando a composição de massas de alguns meios de transporte.

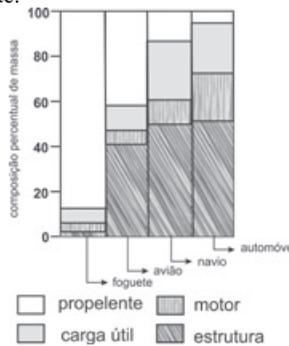


Figura 5.7.2 Comparação de meios de transporte

Tomando o exemplo do lançador Ariane 5, sua missão típica é a inserção de um satélite de sete toneladas em órbita de transferência geostacionária. Para tanto, são consumidas cerca de 640 toneladas de propelentes líquido e sólido em cerca de 25 minutos, atingindo o perigeu da órbita a 200 km de altitude, com a velocidade de 36870 km/h.

O início da concepção se baseia nos seguintes dados fundamentais:

- missões a serem cumpridas, incluindo: massas de satélites de cada missão e as órbitas a serem alcançadas;
- propulsão a ser utilizada (sólida, líquida); e
- prazo de desenvolvimento do foguete.

Inicia-se então um processo iterativo, no qual em cada ciclo da iteração são exploradas variáveis tais como:

- número de estágios: como pode ser visto na seção dedicada à repartição de massas, a decisão sobre o número de estágios é função da órbita a ser alcançada, do tipo de propulsão a ser empregada e da massa estrutural do foguete. Não existe solução única para a questão. A solução é fruto das decisões tomadas em cada um dos itens mencionados;

- motores a serem utilizados. É possível recorrer a motores já existentes ou desenvolvê-los. Trata-se da decisão mais difícil e fundamental a ser tomada sobre a concepção do foguete;

- massa estrutural: nela se englobam as massas de todos os itens que não são os propelentes que produzem o ganho de velocidade do foguete. Para obtê-la, é preciso tomar decisões sobre os materiais estruturais a serem empregados e sobre a concepção estrutural da estrutura primária. Além disso, estimativas são feitas a respeito da massa dos equipamentos embarcados; e

- comportamento aerodinâmico: nessa fase, é empregada estimativa rudimentar do coeficiente de arrasto do foguete.

Após alguns ciclos, a atividade apresentada revela as principais soluções para o futuro desenvolvimento. Redige-se então a síntese dos estudos de viabilidade, criando a base para a realização dos estudos preliminares.

A escolha da concepção a ser desenvolvida se baseia em fatores técnicos, econômicos e políticos. Os dois últimos fatores em geral prevalecem na decisão, o que pode até inviabilizar o desenvolvimento, causando grandes frustrações.

Na fase seguinte de estudos preliminares, a constituição de cada estágio é identificada quanto aos módulos que o constituem e as funções a serem desempenhadas. Todas as características do sistema devem ser estimadas, tais como: histórico de massa, coeficientes aerodinâmicos, pilotabilidade, trajetória nominal, esforços gerais, frequências e modos de vibração. A equipe de trabalho é bem mais numerosa pelo maior envolvimento de especialistas em cada área. A fase se conclui com a redação das Especificações Gerais do sistema. Dada a importância desse documento, é usual congrega especialistas atuantes no projeto e especialistas externos para se proceder a uma revisão. A versão final das Especificações torna-se o fundamento do desenvolvimento detalhado que se segue. Esse documento é o principal responsável pelo fracasso ou sucesso do projeto, no que concerne à esfera técnica.

A Fase B dedica-se à definição preliminar dos subsistemas e do sistema, ou seja, todos os subsistemas são concebidos em detalhe, resultando os modelos de engenharia. Esses modelos devem ser construídos e ensaiados, demonstrando o acerto ou não da concepção. São identificados subsistemas cujo desenvolvimento deve obedecer a um severo acompanhamento e processo de qualificação. Esses subsistemas foram denominados Produtos à Configuração Controlada (PCC) e corresponderam àqueles

desenvolvimentos de alta complexidade. No VLS-1, o envelope motor, por exemplo, não foi considerado um PCC, já que seu desenvolvimento já havia sido feito durante o SONDA IV. O conjunto da tubeira móvel, no entanto, foi considerado um PCC, pela sua natureza e por representar um desenvolvimento inteiramente novo. No nível do sistema são elaborados os seguintes documentos:

- Plano de Desenvolvimento, que especifica: estudos, fabricações, testes de subsistemas e do sistema, os modelos de engenharia e o número de voos de qualificação. O modelo de engenharia é um modelo em escala real, de uma parte do veículo, que será submetido a ensaios de comprovação da concepção;

- Organograma Técnico, que define os responsáveis pelas várias facetas do desenvolvimento de cada subsistema, até o subnível que se considerar necessário. Esse documento também define a codificação dos subsistemas e as atividades correlatas;

- Relatório de Definição, que descreve todas as características essenciais de um subsistema;

- Banco de Dados, que compila todas as informações a serem usadas nos estudos de engenharia.

Esse documento evolui durante o projeto e é administrado pela Engenharia de Sistemas, com o objetivo de prover uma base única de informações para todos os especialistas executarem suas tarefas.

Nessa fase são idealizadas as maquetes do veículo, em escala reduzida ou nas dimensões reais (*mock-up*), que serão submetidas a ensaios. Salienta-se que o termo *mock-up* foi adotado também na língua portuguesa para identificar a maquete em tamanho real. No caso do VLS-1, foram planejadas:

- maquetes para ensaios aerodinâmicos. Estas são, em geral, reduzidas, por imposição da seção de teste dos túneis aerodinâmicos;

- Maquete de Análise Modal (MAM). Modelo, em escala real, usado para extração de frequências e modos naturais de vibração do veículo. A figura 5.7.3 visualiza o resultado da simulação do primeiro modo de vibração do VLS-1, por meio de modelo matemático ajustado pelos resultados de ensaio. A linha central foi acrescentada para realçar o ventre do modo, situado entre o segundo e o terceiro estágio.

Imagem IAE

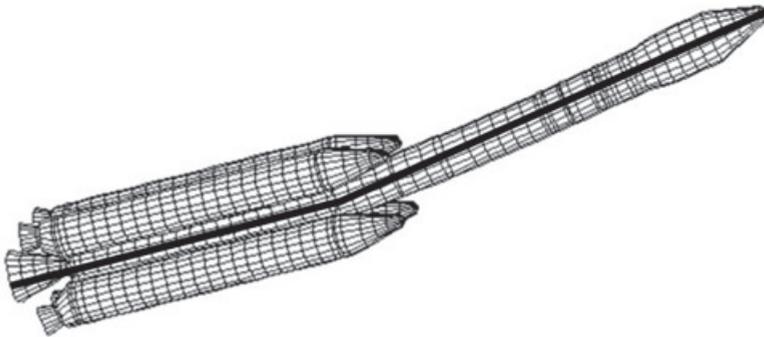


Figura 5.7.3 Forma do primeiro modo de vibração do VLS-1

- Maquete de Integração e Redes Elétricas (MIR). É um *mock-up* usado para verificar a correção de todas as interfaces mecânicas e para a integração e o teste funcional das redes elétricas;

- Maquete de Lançamento Simulado (MAS). É um modelo em escala 1:1 usado para a simulação prévia de uma campanha de lançamento, com o objetivo de identificar quaisquer problemas não previstos no plano de operação. No caso do VLS-1, foi decidido não realizar essa etapa para economizar recursos e reduzir o cronograma da operação.

A Fase C tem grande semelhança com a anterior, no que tange aos trabalhos realizados, mas ao

seu final estarão prontos os desenhos de fabricação de todos os subsistemas, para que se inicie a fase de qualificação, em que os ensaios atingem os níveis mais severos. Concluída essa fase, são elaborados os documentos de revisão crítica da definição, para todos os PCC. Passa-se então à fase D de produção do primeiro protótipo de voo e alguns componentes dos protótipos subsequentes.

Na prática, os PCC evoluem em sua escala de tempo, podendo haver vínculos com outros subsistemas. O grande marco de agregação dos subsistemas é o protótipo de voo. Um documento de engenharia necessário é o Plano de Montagem, que identifica todas as operações de integração do veículo de voo, estabelecendo: a sequência de operações, o ferramental, os responsáveis; e todos os recursos necessários à execução do Plano.

Concluída a qualificação do veículo, passa-se à Fase E de produção seriada. A cada voo, as interfaces entre os três segmentos (lançador – satélite – campo de lançamento) precisam ser resolvidas para a operação de lançamento seja bem-sucedida.

5.8 Confiabilidade

Esta seção foi revista e ampliada pelo Dr. Sílvio Fazolli, especialista em confiabilidade e inspeção radiológica do IAE.

O conceito de confiabilidade tem grande aplicação nas áreas tecnológica e produtiva, principalmente em sistemas que precisam operar corretamente em ambiente adverso, os armamentos são um exemplo, e naqueles em que a falha pode ser catastrófica, como no caso de aviões, satélites, foguetes. A obtenção de um sistema de alta confiabilidade requer atitudes específicas nas fases de projeto, testes e fabricação. Para perfeito entendimento, a definição de confiabilidade, adotada pelos órgãos de normalização, é explicitada abaixo.

A confiabilidade de um item é a probabilidade de que o mesmo desenvolva com sucesso sua missão, num determinado período de tempo e em condições pré-estabelecidas.

Embora sintético, o texto acima tem grande repercussão em sua aplicação e sua profunda compreensão é fundamental para o sucesso de empreendimentos complexos. No entanto, deve ficar claro, desde já, que o investimento no nível elevado de confiabilidade é também elevado, diante do número de testes necessários à demonstração da confiabilidade, ao tempo necessário para executá-los e ao nível de profissionais envolvidos.

O estabelecimento da confiabilidade inicial de um lançador de satélites se dá já no projeto preliminar, quando são tomadas decisões importantes tais como:

- aplicação de redundâncias;
- aplicação de itens já qualificados e com confiabilidade estabelecida;
- proposta de desenvolvimento de itens e subsistemas simples e de fácil qualificação; e
- arquitetura simples.

Sabendo que um sistema complexo é formado de subsistemas que são formados por equipamentos e estes por componentes, um conceito que afeta a confiabilidade dos equipamentos e se estende até o sistema é a aplicação das estruturas em série e em paralelo. A título de ilustração, tomemos dois componentes iguais e com confiabilidade de 0,9 ou 90%. Se ligados em série, a confiabilidade do conjunto será: $0,9 \times 0,9 = 0,81$. Se ligados em paralelo, a confiabilidade do conjunto será: $[1 - (1-0,9) \times (1-0,9)] = 0,99$. Salienta-se que a composição de confiabilidades resulta da teoria das probabilidades, já que, como definida acima, a confiabilidade é uma probabilidade.

Na prática a aplicação do conceito acima nem sempre é possível. Por exemplo, nos lançadores de satélites comerciais, equipamentos como o sistema inercial e o computador de bordo são redundantes, dentro do conceito de aumento da confiabilidade de equipamentos utilizados em paralelo. No caso do VLS-1, só há um computador de bordo e um sistema inercial, porque não seria possível acomodar todos os equipamentos necessários a bordo. O restante da rede elétrica é inteiramente redundante.

Os componentes exercem papel central nessa discussão, pois um mesmo componente pode ser produzido e comercializado com diferentes níveis de confiabilidade e preço. Os de mais alta confiabilidade, a chamada confiabilidade militar, nem sempre são vendidos pelo país produtor. A complexidade do mercado de componentes de alta confiabilidade tem como base dois fatores: o primeiro é consequência da própria definição de confiabilidade, ou seja, no caso da área aeroespacial, o componente foi submetido a testes que comprovam sua adequação às condições aeroespaciais, sendo que isso não se aplica ao mesmo componente com aplicação a um equipamento de fácil acesso e substituição e que é fabricado em grandes quantidades. O outro fator diz respeito às restrições impostas pelos detentores de tecnologia aeroespacial que praticam a reserva de mercado.

Na fase de testes, grande cuidado deve ser tomado quanto à qualificação ambiental de cada item desenvolvido. Nos testes de qualificação, os exemplares dos equipamentos podem ser submetidos a níveis de solicitação mais estressantes que aqueles esperados na operação do equipamento. Essa solicitação adicional serve para verificar as margens existentes nos equipamentos e assim finalizar o desenvolvimento do equipamento, resultando o congelamento de sua configuração. No caso dos lançadores, os módulos estruturais que abrigam equipamentos eletrônicos devem ser qualificados ambientalmente, sabendo que a fase de voo atmosférico solicita severamente os equipamentos. Esses ensaios devem ser realizados com os equipamentos ligados e operando em suas funções. Vencida a qualificação, as chances de sucesso aumentam muito. Conforme já discutido, o VLS-1 não teve seus módulos equipados qualificados, o que traz insegurança quanto ao sucesso do voo.

Vencida a qualificação, iniciam-se os testes de confiabilidade, nos quais são utilizados os níveis de solicitação da fase de operação. Os testes são repetidos até que seja atingido o nível de confiança desejado para a confiabilidade a ser estimada. O conceito de nível de confiança é ilustrado através de um exemplo com itens pirotécnicos. Imagine-se um lote de dez itens fabricados, do qual selecionamos dois e estes são bons. O sucesso obtido é de 20%. Se em um lote de cem peças, testam-se vinte itens bons, o sucesso é também de 20%. No entanto, devido ao maior número absoluto de sucessos, em relação ao primeiro experimento, existe maior confiança no segundo lote de que os itens não testados sejam bem sucedidos. Surge então o conceito de confiança, que se relaciona com o número de experimentos bem sucedidos.

Concluídos os testes de confiabilidade, os equipamentos serão fabricados para uso. Durante a fabricação, qualquer alteração no processo produtivo pode comprometer todo o esforço anterior, de concepção e testes. Sendo assim, é estabelecido um forte e detalhado controle ao longo deste processo.

Retornando à definição de confiabilidade, convém salientar algumas ideias poderosas que ali se encerram:

- a confiabilidade é expressa através de uma probabilidade, ou seja, é um número entre 0 e 1, ou em termos percentuais, entre 0 e 100%. Em se tratando de uma probabilidade, há a possibilidade de que o item produzido não opere conforme o desejado. A obtenção dessa probabilidade depende da natureza do item com o qual lidamos. Merecem ênfase três tipos: os de ação instantânea, os de ação contínua e os aplicativos de computador (software).

No cálculo da probabilidade dos itens de ação instantânea, tais como os pirotécnicos, utiliza-se

a lei binomial. No cálculo da probabilidade de itens de ação contínua, tais como os equipamentos eletrônicos, sua falha irá ocorrer ao longo do tempo de funcionamento e obedece a uma lei exponencial decrescente, expressa por $e^{-\lambda t}$. Um exemplo de item de ação contínua são os elementos estruturais da área espacial, cuja confiabilidade pode ser estabelecida em termos determinísticos, pelo uso de coeficientes de segurança ou estatísticos. Os projetos desenvolvidos no IAE utilizam coeficientes de segurança e a estrutura é dimensionada de modo que em nenhum de seus pontos os limites sejam violados. No caso dos aviões, existe o interesse em diminuir sua massa porque, ao longo de tantos quilômetros de uso, há economia de combustível se houver economia de massa. Nesse caso, critérios estatísticos são usados em lugar de critérios determinísticos, porque resultam em estruturas mais leves. Salienta-se que, no caso dos aviões, são feitas inspeções periódicas nos elementos estruturais, e os elementos críticos são continuamente monitorados por microfones sensíveis às emissões acústicas.

O cálculo da confiabilidade de *software* é realizado já há anos por instituições internacionais, segundo metodologia própria.

Os itens pirotécnicos não podem ser testados funcionalmente, então é preciso que sua confiabilidade seja tão alta quanto a responsabilidade de sua aplicação, para que a possibilidade de falha seja desprezível na prática. Portanto, ao se comprar itens pirotécnicos, o preço inclui o lote produzido para demonstrar a confiabilidade do lote entregue.

Esses itens caracterizam-se por admitir apenas dois comportamentos: sucesso ou falha. A probabilidade de se obter m sucessos em n tentativas é expressa por uma distribuição binomial, com a seguinte expressão:

$$P_n(m) = C_n^m p^m q^{n-m}$$

onde:

$$C_n^m = \frac{n!}{m!(n-m)!}$$

p = probabilidade de um item funcionar

q = probabilidade de um item falhar

Na prática, quando se quer estabelecer a confiabilidade de um item pirotécnico, deseja-se saber com que confiança foi obtida. O resultado do tratamento matemático dessa questão é expresso em tabelas, sendo apresentado um resumo abaixo, em que se relaciona o número de testes a serem feitos com os níveis de confiabilidade e de confiança a serem atingidos.

Tabela 5.8.1 Número de itens a serem testados

Confiabilidade	Confiança (%)		
	50	80	99,9
0,999999	69 315	1 609 440	6 907 760
0,99	69	160	688
0,9	7	15	66
0,5	1	3	10

Portanto, se quisermos um item com confiabilidade de 0,99, ou 99%, para termos uma confiança no lote fabricado de 80%, teremos que queimar 160 itens, antes de entregar o lote do cliente.

Para diminuir o preço final de um item pirotécnico, é preciso que os lotes fabricados sejam maiores. Para tanto, as indústrias automobilística e aeronáutica buscam a padronização, para que todos usem os mesmos itens.

Alternativamente, pode ser usado o método de Bruceton, no qual o item terá sua confiabilidade atingida não pelo alto número de testes, mas pelas maiores margens dos ensaios, em relação aos níveis esperados durante a operação do item.

■ o item deve ser capaz de operar por um período de tempo e em condições pré-estabelecidas. Isso significa que seu desenvolvimento só é concluído se o item for qualificado para aquelas condições, ou seja, os testes de qualificação precisam ser bem sucedidos. Para entender melhor a importância dessas condições comparemos a aplicação de um mesmo tipo de item em situações diferentes. Tomemos o caso de uma resistência elétrica aplicável a equipamentos eletrônicos. Sua aplicação a um equipamento de som doméstico não impõe requisitos ambientais severos e a sua durabilidade não é mais tão longa, devida à rápida obsolescência do equipamento. Se esta resistência for utilizada numa unidade de injeção eletrônica de um carro, o fator ambiental é mais severo (altas e baixas temperaturas, vibração intensa) e a durabilidade deve ser maior. Portanto, os materiais, a qualificação e a produção daquela resistência serão mais criteriosos para satisfazer a nova confiabilidade. Se a resistência for empregada em equipamento militar, as exigências são ainda mais severas pelo ambiente a ser enfrentado e à impossibilidade de reparo em momentos críticos. Uma das decisões fundamentais de projeto é o nível de confiabilidade dos componentes eletrônicos: militar, espacial, aeronáutico, automobilístico ou convencional. No VLS-1, os componentes têm confiabilidade militar. Nas cargas úteis TEXUS, são empregados componentes da indústria automobilística, e esta é a tendência de emprego no setor de foguetes de sondagem.

Note-se que o item, para o qual se deseja estabelecer a confiabilidade, pode ser um sistema completo, um equipamento ou um componente. No caso de um sistema tal como um lançador, seu bom funcionamento depende de um elevado número de subsistemas, equipamento e itens individuais. Já foi comentado que os itens em série resultam em um conjunto de menor probabilidade. Se definirmos um nível de confiabilidade para o conjunto, ou sistema, então a confiabilidade dos itens em série deve ser mais elevada que a do sistema. A aplicação de redundâncias permite que a confiabilidade de dois itens operando em paralelo aumente a redundância do sistema. Já foi comentado que, no VLS-1, toda a rede elétrica é duplicada com exceção do computador de bordo e do sistema inercial. Em lançadores comerciais, a redundância é completa. Para tanto, é necessário um terceiro computador que supervisiona os outros dois e supervisiona também os resultados dos sistemas inerciais redundantes.

Apesar de todos os cuidados tomados para elevar a confiabilidade de um lançador de satélites, acidentes ocorrem:

o como já comentado, no primeiro voo do VLS-1, a falha na ignição de um dos motores do primeiro estágio se deu num item pirotécnico redundante, em que ambas as linhas de fogo falharam;

o no primeiro voo do Ariane 5, apesar de sua confiabilidade estimada ser alta, o veículo se desintegrou aos 39 s após a decolagem. A origem da falha foi o aproveitamento de parte do aplicativo de bordo utilizado pelo Ariane 4 sem que fossem verificadas todas as consequências para o Ariane 5. Essa tarefa realizada *a posteriori* mostrou que o acidente ocorreria (Lions, 1966). Portanto, não houve falha no veículo, e sim falha humana, que também contribui para a confiabilidade do veículo; e

o outros exemplos documentados que podem ser encontrados na internet, em (Harland, 2005), e no educativo documentário “Foguetes em Chamas”, apresentado pelo Discovery Channel.

A confiabilidade de um lançador pode também ser estabelecida de duas formas: pela confiabilidade presumida e pela confiabilidade real.

A confiabilidade presumida ou estimada é obtida pelo cômputo das confiabilidades de seus com-

ponentes. A lógica aplicada à missão do VLS-1 utilizou o método do Diagrama de Blocos de Confiabilidade. Esse método inclui:

- o descrição hierárquica da estrutura e das conexões entre os componentes;
- o descrição da sequência de eventos, ao longo do tempo, de todos os componentes;
- o banco de dados de confiabilidade de todos os elementos, da seguinte forma:
 - os equipamentos eletrônicos comprados prontos têm sua confiabilidade atestada;
 - os equipamentos desenvolvidos e qualificados especificamente foram montados a partir de componentes de confiabilidade atestada. Portanto, é possível obter a confiabilidade do equipamento;
 - os itens pirotécnicos foram comprados com confiabilidade certificada;
 - os componentes estruturais foram qualificados e tiveram sua confiabilidade estabelecida em 100%;
 - os motores tiveram suas confiabilidades estabelecidas pela contagem de sucessos e falhas nos testes em bancos de prova; e
 - os sistemas de separação tiveram suas confiabilidades estabelecidas em 100%.

Entre outros fatores, a decisão do lançamento do primeiro VLS1 também se baseou no valor final da confiabilidade da missão do VLS-1, estimada em 0,9292, considerando a taxa de falha contida no banco de dados. Ainda foi gerado um segundo valor para a confiabilidade, considerando o valor dobrado da taxa de falha, pois se tratava do primeiro voo e não se conhecia exatamente o ambiente a que os componentes seriam submetidos, resultando a confiabilidade de 0,8632, e finalmente também foi gerado um terceiro cálculo considerando um número quatro vezes maior de taxas de falha inicial. Nesse caso resultou a confiabilidade de 0,7445. A sistemática e os resultados citados estão registrados em (MAI, 1995).

A confiabilidade real é obtida pela contabilização do número de voos bem-sucedidos e malsucedidos. Nesse caso, o IAE, em toda sua história já lançou mais de 120 foguetes e possui um índice global de confiabilidade acima de 96%, muito parecido com o de instituições pioneiras e de referência na área espacial. O foguete de sondagem VSB-30 tem 100% de confiabilidade, porque não apresentou falha até seu último voo. O fator humano tem se mostrado o principal fator de perda de confiabilidade por decisões mal tomadas ou erros operacionais. O fator econômico também é importante, quando os investimentos diminuem, como se notou a queda de confiabilidade em relação aos lançadores de satélites da antiga URSS, no período de transição para a economia de mercado.

Capítulo 6 - Infraestrutura

Cabe a esta obra apenas ilustrar aspectos da infraestrutura necessária ao desenvolvimento e à produção de foguetes, dando ênfase no que somos autônomos e no que não somos. Cada área a ser citada constitui um universo que pode abrigar atividades além das relativas aos foguetes. Serão abordados os meios de produção, testes e de controle da qualidade. A infraestrutura de lançamento é abordada nos capítulos 3, 4 e seção 5.7.

O IAE (2009) publicou um documento fotográfico das conquistas do Instituto, que permite a visão geral dos investimentos feitos em infraestrutura aeronáutica e espacial. A obra tem valor histórico e estético e merece ser consultada.

6.1 Infraestrutura de produção

Quando se fala na produção de itens de um foguete, devemos abranger as seguintes especialidades: mecânica, eletrônica, química e pirotecnia. Embora haja atividades comuns entre elas, serão discutidos aspectos bem típicos de cada uma.

Produção mecânica

No que se refere à fabricação ou produção mecânica dos foguetes produzidos até o momento pelo IAE, o parque industrial brasileiro foi estabelecido. Destacam-se as parcerias entre empresas e o Governo Federal na implantação de meios de produção, tais como:

- a instalação do forno de tratamento térmico dos envelopes motores S43 na antiga Eletrometal (Sumaré, SP), em que a empresa arcou com a obra civil e o Governo comprou os equipamentos do forno e sua instalação. Na época, a empresa investiu acreditando em um projeto militar que acabou não se concretizando. Mesmo assim, a empresa cumpriu suas tarefas no tratamento térmico dos lotes de envelopes motores. A figura 6.1 mostra um envelope motor saindo da primeira etapa (austenitização) do tratamento térmico (TT). Posteriormente, a empresa foi comprada pela Villares Metals, que assumiu os mesmos encargos até que veio a solicitar a retirada do forno, porque sua área era de baixa produtividade e interferia no projeto de expansão da empresa. Após longa busca por outro local, o forno foi instalado na empresa Metal Paulista Metalúrgica Ltda (Cotia, SP). No entanto, a dificuldade em manter o forno em operação levou à decisão de abandonar o aço 300M e desenvolver o aço *maraging* para uso nos envelopes motores S43.

- a CONFAB (Moreira César, SP), apesar de se dedicar a grandes equipamentos do setor petroquímico, aceitou o desafio de produzir os envelopes motores S43. O mérito da empresa consistiu em aceitar trabalhar com um item frágil para os seus padrões, que necessitava de treinamento específico de seus profissionais e que geraria ganhos insignificantes dentro de sua carteira de trabalho. Mas o desafio de criar a máquina de soldagem, levantar os parâmetros de soldagem e finalmente obter o envelope motor foi atraente, e todos os lotes foram fabricados com êxito. Em meados de 2013, fui informado de que a empresa aceitou o novo desafio de desenvolver, em parceria com o IAE, o processo de soldagem do aço Maraging, para uso nos envelopes motores. A postura da empresa é exemplo de vanguardismo e de competência técnica e gerencial;

- a Lord Elastic (São Paulo) aceitou desenvolver as proteções térmicas flexíveis e se encarregou de sua aplicação no interior dos envelopes motores junto com o lençol de borracha que constitui a proteção térmica da membrana cilíndrica. Em 2010, a empresa faliu, e o IAE, após avanços e retrocessos para encontrar um novo parceiro industrial, identificou uma CENIC (São José dos Campos) a possibilidade de continuidade do serviço;

Imagem IAE



Figura 6.1 TT do EM S43

■ a supracitada CENIC é o resultado do desmembramento da Composite, formada por servidores do IAE que se especializaram nas áreas de fabricação em material compósito de envelopes motores, pás de cata-vento e automação. Após alguns anos de existência, a Composite se desmembrou em três empresas autônomas: a CENIC que passou a produzir para o programa de foguetes o envelope motor do S44 e os divergentes de vários motores. A figura 5.4.12 mostra um vaso de pressão sendo bobinado na empresa; a Tecsis que se especializou na produção de pás de cata-vento e tem hoje renome internacional; e a Compsisque tem atuação expressiva em sistemas de controle e automação, tendo participado do projeto do banco de controle de testes e lançamento do VLS-1.

Há ainda muitos outros exemplos de íntima participação das indústrias brasileiras no programa de desenvolvimento de foguetes. Todas elas são dignas de mérito porque o trabalho para o programa espacial representa alguns dissabores:

- o volume de trabalho é pequeno e descontínuo. Em muitas situações, a empresa precisa treinar novas equipes para produzir novo lote, por causa do longo intervalo entre as encomendas;
- o trabalho é delicado no que diz respeito a tolerâncias e ao acabamento mais fino, o que demanda a melhor mão de obra das empresas;
- o processo licitatório ou de leilão mistura empresas de competências muito diferentes. Em alguns casos, é preciso cancelar a licitação e efetuar outra com novo desgaste para todos. Torna-se cada vez mais comum as boas empresas se recusarem a participar desses eventos;
- o pagamento dos serviços não tem a presteza necessária.

O Brasil ainda não entrou na produção de sensores inerciais que requeiram mecânica de altíssima precisão. A inexistência da indústria nacional de acelerômetros inerciais é uma séria limitação à autonomia espacial.

No campo dos materiais, há deficiências alarmantes:

- chapas de alumínio estrutural. As chapas usadas em módulos equipados são importadas;
- fibra de carbono estrutural. O IAE abriga o desenvolvimento da fibra de carbono, mas, ao longo dos anos, o esforço necessário a ser feito pela sociedade não ocorreu. O tratamento dado a esse programa de desenvolvimento é o mesmo que o do programa espacial; e

- blocos de carbono-carbono. O que foi dito em relação à fibra de carbono estrutural se repete para o carbono-carbono.

Produção eletrônica

Existe no país a capacidade instalada de produção e integração de placas de circuito impresso com bom nível de sofisticação, mas a carência de componentes em toda a sua extensa gama mantém-se ao longo das décadas. Salienta-se que a aplicação espacial necessita de componentes confiáveis quando submetidos aos ambientes já mencionados. O país tem capital humano para desenvolver e produzir muitos dos itens necessários, mas falta política industrial e tecnológica.

Na área de equipamentos eletrônicos, o país acumula ao longo de décadas as seguintes dívidas imperdoáveis e debilitantes:

- computador de bordo para o VLS-1, embora as competências existam;
- bloco sensor inercial. Essa novela tem muitos capítulos, mas sem desfecho positivo. No momento, está em processo de qualificação o sistema SISNAV que consiste de girômetros de fibra óptica e acelerômetros inerciais assistidos por um computador e seus algoritmos, constituindo um sistema inercial solidário (*strapdown*). Uma forte razão para o sucesso do empreendimento foi o financiamento direto da FINEP ao pesquisador titular, o qual teve a liberdade de gerir seus recursos financeiros e contratar recursos humanos, tornando-se assim quase que totalmente independente do paralisante sistema de administração pública, totalmente incompatível com a dinâmica do desenvolvimento tecnológico. Note-se que, em se tratando de dinheiro público, as licitações foram feitas, mas com a dinâmica necessária. Some-se à razão do sucesso a capacidade de realização da equipe montada, demonstrando que o capital humano existe. Atualmente o sistema está funcionalmente qualificado, mas não será qualificado ambientalmente, diante da indefinição do rumo a ser tomado no Programa Espacial Brasileiro;
- *pulse code modulator* (PCM). Esse é o equipamento que lê os vários sensores a bordo, processa suas informações e as entrega a um transmissor para que os dados de voo sejam analisados. No passado, houve o desenvolvimento do equipamento no IAE, que chegou a voar, mas não foi produzido industrialmente, e nem foi aproveitado no VLS-1;
- transmissor de bordo. A sua história é a mesma do PCM;
- receptor e decodificador de telecomando. Esse equipamento é usado para receber a ordem emitida do solo de terminação do voo, decodificá-la, e transmiti-la aos pirotécnicos.

Produção química

Vamos nos ater à produção de propelente, embora a esfera da produção química para a área de foguetes seja mais ampla.

As formulações de propelente utilizados nos foguetes de sondagem e no VLS-1 envolvem os três componentes básicos (perclorato de amônio, resina polibutadiênica hidroxilada e alumínio em pó) e uma variedade de aditivos e catalisadores.

O perclorato de amônio teve uma usina piloto projetada e construída pelo então IAE. Posteriormente, foi estabelecida a produção na empresa AEQ, que é a atual fornecedora do produto, que tem outras aplicações industriais.

A resina teve sua produção piloto também desenvolvida no IAE e foi repassada para a Petroflex, subsidiária da Petrobrás. Em 2007, a Petroflex foi vendida para uma empresa alemã, que decidiu não mais produzir aquela resina. Esse fato testemunha a ausência de estratégia do Programa Espacial Brasileiro. Existem negociações para que alguma empresa nacional assuma a produção, mas, até que isso ocorra, paira grande incerteza sobre a possibilidade compra do produto no mercado internacional. Essa resina é

produzida com qualidade industrial e qualidade militar. O programa espacial tem usado o tipo militar. Uma alternativa seria o desenvolvimento do propelente que utilizasse a resina industrial, o que está em estudo.

O alumínio em pó só é produzido pela Alcan. Devido à pouca quantidade comprada para a produção de propelente, a empresa não participa das licitações e leilões eletrônicos. Só resta a alternativa de comprar de grandes compradores por preço inconveniente. Recentemente, o IAE fez gestões junto à Alcan para que esta respondesse aos seus processos de compra, e a demanda foi acolhida.

Quanto aos aditivos, há aqueles não produzidos no Brasil e de difícil acesso no mercado internacional. As negociações e suas incertezas constituem motivo de desgaste do pessoal técnico que precisa se envolver com o assunto.

A instalação de produção de propelente localiza-se em Jacareí, na Usina Coronel Abner (UCA). Suas instalações permitem a execução de todas as etapas de produção do propelente, a partir das matérias-primas, e de seu carregamento e cura no interior do envelope motor. O centro da operação é o macerador, no qual se faz a mistura dos componentes do propelente, resultando uma batelada de cerca de duas toneladas. A figura 6.2 mostra instalação da caçamba, contendo uma batelada de propelente, sobre a câmara de carregamento, em cujo interior está o envelope motor a ser carregado. No caso dos motores S43, são necessárias quatro bateladas. Ao final do carregamento do propelente, a câmara é fechada e o motor é submetido ao vácuo e à vibração para eliminação de bolhas de ar. Em seguida, o motor é colocado em uma estufa por uma semana, para que se faça a cura do propelente, na qual passa do estado pastoso para o de uma borracha rígida. A usina é um complexo industrial que requer constante manutenção para poder operar. As ferramentas administrativas disponíveis impedem as intervenções tempestivas de manutenção causando, atrasos nos carregamentos de motores.

Imagem IAE



Figura 6.2 Carregamento do motor S43

Produção pirotécnica

Para o VLS-1, foi desenvolvida toda a linha pirotécnica, que consistia em iniciadores eletropirotécnicos, detonadores, cordão detonante, dispositivo mecânico de segurança (DMS) e a carga oca linear. Esse desenvolvimento contou com a parceria da empresa RJC (Lorena, SP). Com o não acendimento de um dos motores do primeiro estágio do VLS-1 PT01, houve a decisão de eliminar o DMS e o cordão detonante dos próximos veículos, como já comentado. Após esse período, houve um recuo no interesse da RJC em se dedicar aos itens da área espacial. O acidente do VLS-1 V03 provocou o restabelecimento do sistema de segurança usado no PT01. Devido à paralisação dos desenvolvimentos internos naquela linha de ação, buscou-se no exterior a solução técnica. Após discussão de um ano com a empresa GRTs Makeyev, a equipe técnica concluiu ser inviável o emprego de alguns itens, descartando assim a opção. Foram iniciadas negociações com fornecedores franceses, recebendo a PyroAlliance o contrato de fornecimento. Embora os itens sejam de alta confiabilidade e oriundos do projeto Ariane, com estabilidade política para futuros fornecimentos, ficam claras novamente duas situações:

- falta de autonomia na área pirotécnica de todos os itens de alta confiabilidade; e
- falta de investimento na conclusão dos itens desenvolvidos no país.

No momento, há uma equipe técnica no IAE capaz de retomar os desenvolvimentos necessários, e há a possibilidade da parceria industrial, mas falta a vontade de conduzir o PEB.

6.2 Infraestrutura de testes

O investimento em infraestrutura de testes é alto e comparável ao esforço de desenvolvimento do próprio foguete. As instalações têm grandes dimensões e são equipadas com instrumentos sofisticados e operados por profissionais especializados. Tomando como exemplo a UCA, as instalações de ensaio mais vultosas foram concebidas e construídas com antecedência para apoiarem o desenvolvimento do VLS-1. Foi uma situação feliz porque se deu na época em que ainda eram feitos os investimentos no programa espacial. Serão escolhidos alguns tipos de testes para ilustrar as respectivas instalações.

Testes estruturais

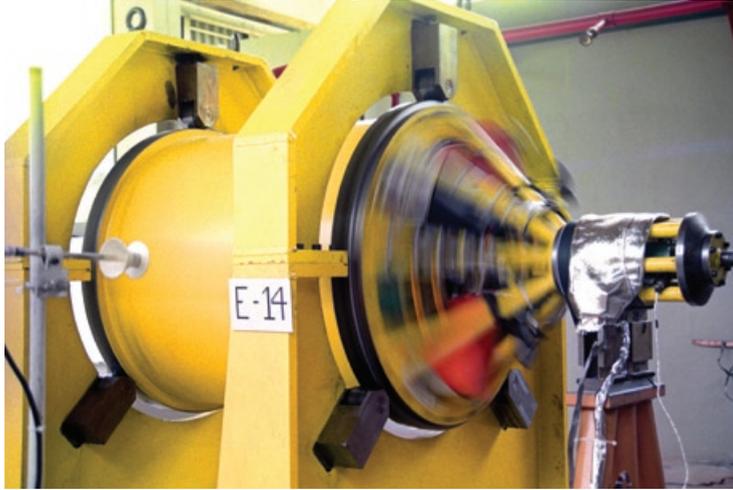
Os testes estruturais dividem-se em estáticos e dinâmicos. Os testes estruturais estáticos de maior vulto beneficiaram-se da infraestrutura instalada à época do desenvolvimento do avião Bandeirante. Parte da atividade de testes de aeronaves permaneceu nas instalações do antigo IPD, hoje incorporado ao IAE, para dar apoio: aos novos aviões da Embraer; às atividades de modernização de aeronaves militares; e às investigações de acidentes de aeronaves. Quanto aos ensaios dinâmicos, ou de vibração, estão instalados cinco vibradores atendendo a faixa de 6 kN a 289 kN. Assim foi possível efetuar a qualificação ambiental de equipamentos e os testes de aceitação dos módulos equipados do VLS-1. O vibrador de maior capacidade foi instalado mais recentemente, e permite a qualificação de módulos equipados.

Testes estáticos de motores sólidos

Um dos segmentos da UCA é o banco de provas de motores sólidos com empuxo até 600 kN. O banco permite a medição do empuxo, pressão interna e temperaturas durante a queima do motor. Além disso, permite o acionamento do sistema de atuação do vetor empuxo, medindo os componentes transversais do empuxo. A queima de um motor é um espetáculo digno de se ver. A figura 6.3 mostra o motor S44 girando em seu banco de provas. A figura 6.4 mostra a queima do S44 em rotação.

Testes estáticos de motores líquidos

Na década de 1990, foi despertado o interesse no desenvolvimento da propulsão líquida no IAE. Foi organizado um curso ministrado por professores do Instituto de Aviação de Moscou (MAI), no qual as aulas teóricas foram dadas no IAE e as práticas no MAI. Findo o curso, a ideia era manter os novos

Imagens IAE*Figura 6.3 S44 em rotação**Figura 6.4 Tiro do S44 em rotação*

especialistas em grupo e trabalhando em projetos de motores líquidos, sendo um deles o sistema de controle de rolamento do VLS-1, de procedência russa. A ideia não se concretizou, e uma das razões foi a necessidade de pessoal para os trabalhos do VLS-1, e aos poucos foi se dissolvendo a equipe. Adicione-se ainda a perda de dois profissionais no acidente do VLS-1 V03. No final da década de 1990, esteve no então CTA/IAE o Prof. Yuri Sikharulidze, especialista em reentrada atmosférica, tendo atuado no projeto da navete russa Buran. O professor veio a convite do Dr. Paulo Moraes Jr., que na época era gerente do projeto SARA (Satélite de reentrada atmosférica). Dentre as atividades do Prof. Sikharulidze, foi elaborado um estudo de evolução do VLS-1 com a paulatina substituição dos motores sólidos por motores líquidos (Sikharulidze, 2001). O primeiro passo seria a substituição do motor S44 por um motor líquido com empuxo de 14715 N. Um dos orientados do professor, o então major Avandelino Santana Júnior, recebeu a incumbência de retomar a construção do laboratório de propulsão líquida, que estava no esqueleto. O major levou a cabo sua missão que incluía um banco de provas com capacidade para testar

motores com até 20 kN de empuxo. A boa qualidade das instalações e a infraestrutura de testes suscitaram a ideia de que o laboratório evoluísse para uma Divisão de Propulsão, o que ocorreu pela migração da Subdivisão de Propulsão da Divisão de Sistemas Espaciais. Dessa forma, potencializou-se novamente a atividade de propulsão líquida. Há que se esclarecer que recursos financeiros foram alocados à atividade de propulsão líquida por meio de uma fundação de apoio sem fins lucrativos, o que permitiu agilidade e a contratação de serviços de engenharia. Prova-se mais uma vez que se as ferramentas forem dadas, o objetivo é cumprido.

Testes do sistema elétrico

O item essencial de teste das redes elétricas é o próprio banco de controle usado na operação de lançamento do VLS-1. Este equipamento fica permanentemente do IAE, e é transportado para o CLA a cada operação de lançamento. O banco teve seus requisitos especificados pelo IAE, ficando a execução do *hardware* a cargo da Compsis e a execução do *software* a cargo da ATECH (São Paulo, SP). Sua utilização se faz em três modalidades:

- testes no laboratório de integração da Divisão de Eletrônica. Nesse laboratório são integrados e testados os módulos equipados do VLS-1. Os módulos são ligados ao banco de controle, que permite a verificação das funcionalidades elétricas dos módulos em separado ou em conjunto. A figura 6.5 mostra os módulos equipados interligados durante os testes das redes elétricas;

ImagemIAE



Figura 6.5 Testes da rede elétrica do VLS-1

- testes de aceitação ambiental na Divisão de Integração e Ensaio (AIE). Nesses testes, os módulos equipados são instalados sobre o vibrador e conectados ao banco de controle que permanece na Divisão de Eletrônica (AEL). As funções elétricas são testadas enquanto os módulos são submetidos à vibração; e

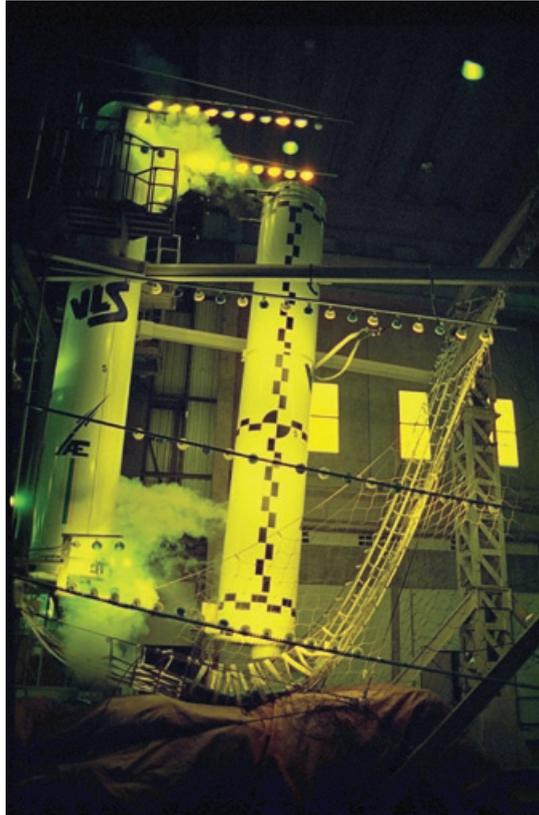
- testes e apronto do sistema elétrico do veículo no CLA. Nesse caso, o banco de provas é instalado na casamata próxima à Torre Móvel de Integração. Os testes e o apronto são feitos por meio dos umbilicais conectados ao foguete.

Testes de sistemas de separação de estágios

Os testes que solicitaram maior esforço de realização foram os de separação do primeiro estágio e da Coifa Principal.

O Prédio de Integração do Lançador (PIL) da AIE permite a integração do VLS-1 em seu tamanho natural. Nessa instalação foi realizada, no início de 1991, a separação de um dos motores do primeiro estágio, com o objetivo de verificar:

- a funcionalidade do sistema de separação como um todo;
- os efeitos de uma possível dispersão entre os atuadores de separação; e
- a dinâmica de separação.

Imagem LAE*Figura 6.6 Primeiro teste de separação do 1º estágio VLS-1*

A figura 6.6 mostra o aparato de teste, em que o motor alijado será recolhido pela rede de proteção. Observam-se as nuvens de gases produzidos pela ação dos COL dos braços superiores e inferiores. Mais recentemente, evoluíram as ideias a respeito de serem extraídas mais informações do teste, para aumentar a confiança em seu sucesso em próximo voo. Note-se que, em nenhum dos dois voos do VLS-1, foi possível chegar ao momento de acionamento dessa separação. Foi então idealizada uma série de cinco testes em que os quatro propulsores do primeiro estágio seriam separados, com os seguintes objetivos:

- verificação da simultaneidade de atuação dos atuadores de separação;
- medição dos atrasos dos acionamentos pirotécnicos;
- medição da propagação do choque mecânico em módulos equipados;

- medição da dinâmica de separação dos quatro propulsores; e
- estabelecimento da confiabilidade do sistema de separação.

Foram realizados apenas três ensaios, nos quais foi encontrada baixa dispersão no corte dos atuadores e na ação dos afastadores dos motores do primeiro estágio. Foi decidido não realizar os dois últimos ensaios, que completariam o volume de dados preconizado para o estabelecimento da confiabilidade em solo do sistema de fixação e separação do primeiro estágio do VLS-1. A figura 6.7 mostra o aparato de teste e a sequência de separação dos motores do primeiro estágio. Nesses ensaios, os motores alijados ficam suspensos após a separação.

Imagem IAE



Figura 6.7 Sequência do ensaio de separação completa do 1º estágio VLS-1

Quanto à Coifa Principal, todos os itens fabricados passam pelo ensaio de separação, fazendo parte da aceitação para voo. O teste é ilustrado na figura 6.8, na qual as semicoifas estão se soltando do simulador do saiate dianteiro do S44, para caírem nas redes de proteção.

Imagem IAE

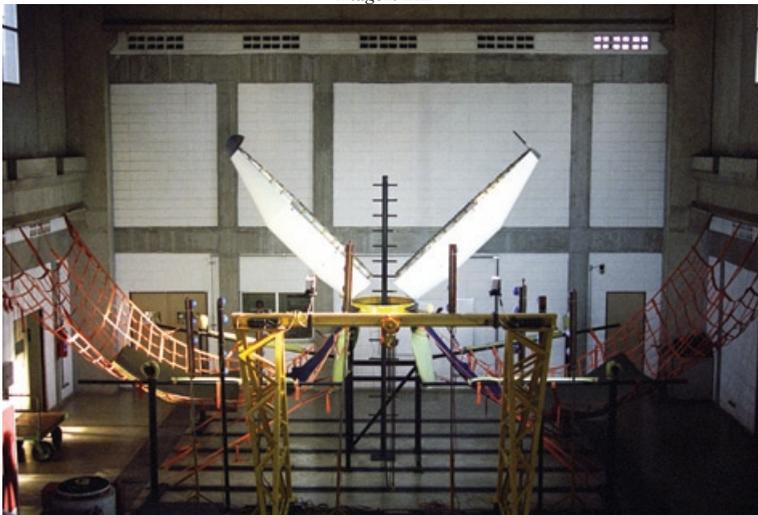


Figura 6.8 Ensaio de separação da Coifa Principal do VLS-1

Teste de simulação híbrida do sistema de controle do VLS-1

O teste de simulação híbrida do sistema de controle visa, em sua etapa mais completa, simular o voo do foguete com a presença dos seguintes itens do veículo: computador de bordo, aplicativo de bordo, sistema sensor inercial e os atuadores de controle. Para tanto, é necessária uma instalação de testes que disponha de mesa de três eixos, onde é instalado o módulo sensor inercial, para que os movimentos angulares da trajetória do foguete sejam realizados. Esse laboratório encontrava-se em operação em 1997, tendo passado por atualização e aprimoramento concluídos em 2001. O laboratório abrigou todo o desenvolvimento do VLS-1, na área de controle, e a preparação dos voos dos três primeiros protótipos. A figura 6.9 mostra a instalação do ensaio. À esquerda está um banco de alimentação de óleo dos atuadores da tubeira simuladora do terceiro estágio. À direita, está o sistema de controle da mesa de três eixos e o computador que simula a trajetória e os algoritmos de controle. Ao fundo e à esquerda, está a mesa de três eixos, onde se instala o sensor inercial, no caso, a plataforma giroestabilizada. Na extremidade direita está o teodolito de alinhamento da plataforma com o Norte geográfico.

Imagem LAE*Figura 6.9 Ensaio de simulação híbrida do VLS-1*

Em julho de 2008, o Dr. Waldemar de Castro Leite Filho recebeu a incumbência de gerenciar o projeto SIA, que se iniciou no Instituto de Estudos Avançados (IEAv), com apoio da FINEP, pelo desenvolvimento de girômetros a fibra óptica. O novo gerente pode transferir o antigo laboratório para novas instalações em outro prédio e ampliou seu parque de equipamentos com, por exemplo, nova mesa de três eixos. Além disso, montou equipe de profissionais que desenvolveu e qualificou funcionalmente em solo:

- o bloco sensor inercial solidário que utiliza os girômetros à fibra óptica; e
- os algoritmos de navegação do bloco inercial.

Acumula-se assim mais uma evidência da capacidade de realização dos profissionais brasileiros, quando recebem a oportunidade.

6.3 Infraestrutura de controle da qualidade

Cada profissional envolvido em um projeto deve zelar pela qualidade de seu trabalho e daqueles com os quais faz interface. Existem, no entanto, formas de controle que exigem equipamentos e pessoal especializado. O texto se detém sobre a metrologia de fabricação mecânica e a radiologia, embora outras formas existam nos vários setores.

A metrologia de fabricação mecânica verifica as cotas essenciais de cada peça fabricada e mapeia superfícies de alta responsabilidade tais como:

- o interior das tubeias para investigação de excentricidade e inclinação do eixo de simetria. As peças que não passam na inspeção são submetidas à avaliação de um comitê que decide pelo aproveitamento ou refugo; e
- a membrana cilíndrica dos envelopes motores, onde podem ser identificados amassamentos e ovalizações excessivas.

A inspeção radiológica é aplicada a linhas de soldagem e a motores carregados com propelente. A potência dos equipamentos e as técnicas de inspeção evoluíram, sendo possível identificar descolamentos entre a proteção térmica e o envelope motor e entre o propelente e a proteção térmica, sobretudo na região dos domos. Uma nova unidade radiológica foi implantada na UCA, evitando assim que os motores carregados sejam transportados para o IAE apenas para este fim.

Como comentário final, salienta-se brevemente a existência de outros tipos de infraestrutura existentes dentro e fora do campus do DCTA, e que são necessários ao desenvolvimento de foguetes:

- a Divisão de Materiais (AMR) do IAE apoia o desenvolvimento de novos materiais ou os desenvolve integralmente. Além disto, dispõe de recursos de análise metalográfica e de composição de materiais orgânicos;
- o túnel de vento subsônico da Divisão de Aeronáutica (ASA) é utilizado nas pesquisas dos efeitos dos ventos de superfície nos campos de lançamento, permitindo o ajuste de modelos matemáticos de simulação da presença de falésias e outros obstáculos naturais, torres, prédios e outras instalações;
- o Instituto de Fomento Industrial (IFI) que dispõe de padrões primários para a aferição de instrumentos de medição. O IFI também é o responsável pela avaliação da qualificação dos foguetes desenvolvidos;
- o Instituto tecnológico de Aeronáutica (ITA) que forma e especializa muitos dos profissionais da área espacial. Muitas vezes os professores do ITA participaram de desenvolvimentos de subsistemas e de modelos matemáticos dos foguetes em desenvolvimento. Sua Biblioteca Central tem acervo fundamental para o desenvolvimento de foguetes;
- o Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE dispõe de muitos recursos já utilizados pelo IAE; e
- o Instituto de Pesquisas Energéticas e Nucleares (IPEN), situado no campus da Universidade de São Paulo (USP), que efetuou as neutrografias dos itens pirotécnicos fabricados no Brasil.

Conclusão

Os assuntos abordados podem ser explorados em grande profundidade e estão em permanente evolução. Na forma em que foi apresentado, o livro pode ser utilizado como um manual pelos engenheiros de sistemas, aos quais cabe conhecer a essência dos conceitos, para poder entender as razões dos especialistas e tomar decisões não tendenciosas. Cabe também às lideranças das equipes especializadas conhecer a essência das outras equipes especializadas, promovendo assim um clima de equilíbrio e do melhor aproveitamento das potencialidades e limitações impostas ao projeto, conduzindo todas as equipes ao desenvolvimento sinérgico de um projeto. Nesse ambiente, espera-se que a engenharia de sistemas conduza o projeto com harmonia técnica e assuma a responsabilidade pelas decisões difíceis. Nessa lide, devem ser estimulados e exercidos os estudos aprofundados e suas comprovações por meio de experimentos na tomada de decisões técnicas, tomando o lugar de opiniões de cunho intuitivo.

É aconselhável ter em mente as recomendações do Dr. Marshall Kaplan (1995), algumas das quais já foram citadas ao longo dos capítulos, por terem sido vividas nos projetos nacionais. São apresentados alguns comentários que facilitam a conexão com o material apresentado:

- “Para lançamentos verticais, a razão empuxo/peso deve ser superior a 1,0.” Parece óbvia a recomendação, mas o cuidado com o nível de aceleração na decolagem tem repercussão importante para os foguetes de sondagem e para os lançadores de satélites.

- “O maior fator de perda de energia na trajetória ascendente é o campo gravitacional.” Uma forma de diminuir esta perda é a decolagem do foguete em altitude.

- “A mais baixa inclinação de órbita obtida pela injeção direta é igual à latitude do campo de lançamento.” Deste fato resulta o conceito de janela de lançamento.

- “Tubearias mais longas são associadas a motores para grandes altitudes.” As tubearias mais longas e de maior área de saída são aquelas adaptadas ao voo em atmosfera rarefeita.

- “Os lançadores descartáveis atuais levam massas de carga útil na faixa de 1 a 4% da massa de decolagem.” Esta constatação resulta do nível de tecnologia disponível atualmente, no que se refere à propulsão e à massa estrutural.

- “Nunca se deve depender apenas dos resultados da Mecânica dos Fluidos Computacional para obter as propriedades aerodinâmicas de um novo veículo.” Tanto a MFC quanto o MEF são ferramentas poderosas de simulação, mas que dependem da qualidade dos dados fornecidos e também das limitações de suas ferramentas. O uso de tais métodos só deve ser feito com o conhecimento prévio da física do resultado. De outra forma, os acidentes ocorridos já demonstraram o perigo em não aplicar a recomendação.

- “Na maioria dos casos, o voo ascendente deve seguir o giro gravitacional para obter o mínimo ângulo de ataque possível.” Os critérios de segurança de voo podem obrigar o veículo a efetuar manobras dentro da atmosfera em que o ângulo de ataque nominal não seja nulo. A consequência é que o sistema de controle e a estrutura serão mais robustos.

- “A parte mais fraca de um lançador descartável é normalmente a coifa.” A coifa está em balanço, em relação a sua interface com a estrutura primária do lançador, e está submetida às cargas aerodinâmicas. Por só poder ser alijada em altitude elevada, sua massa deve ser minimizada para favorecer o desempenho do lançador, resultando margens estruturais mínimas.

- “A trajetória ascendente de um lançador sólido sempre inclui uma fase balística para permitir

o alinhamento do vetor velocidade com a horizontal local.” A trajetória do VLS-1 espelha este fato. Há duas razões que se conjugam para tal procedimento: a primeira é a necessidade de embarcar mais energia que a estritamente necessária para a missão, para evitar que perdas imprevistas comprometam o desempenho do lançador; e a segunda é a não utilização do sistema de controle do vetor empuxo no último estágio, que nos motores sólidos compromete a massa satelitizável. A fase balística permite a manobra de apontamento antes da ignição do motor de inserção em órbita.

- “A injeção direta em órbita de transferência de grande altitude é mais eficiente energeticamente que a inserção em uma órbita intermediária de espera.” No caso da órbita de espera ou estacionamento, o propelente e a massa do tanque adicionais fazem parte do satélite e a propulsão é do satélite. No caso de injeção direta na órbita de transferência de grande altitude (GTO, por exemplo), aquelas massas estão no estágio orbital, cuja massa de combustível será consumida por um motor de melhor desempenho.

- “Pelo menos metade da massa de decolagem do veículo é consumida no primeiro estágio de um lançador não reutilizável.” A maior fração da perda gravitacional ocorre nessa fase, em que acontece o maior trecho vertical do voo e a massa do lançador é também maior.

- “Veículos lançados na vertical são aerodinamicamente instáveis.” Para ser lançado na vertical, o veículo precisa dispor de sistema de controle de atitude que o obrigue a seguir a trajetória nominal. O sistema de controle, por sua vez, pede que o veículo tenha pouca estabilidade ou instabilidade. Normalmente, a segunda situação predomina.

- “A engenharia de foguetes não é uma ciência exata.” Não há uma única solução de projeto de lançador para satisfazer a missão postulada.

- “A massa de carga útil crescerá mais que a capacidade do veículo, durante o desenvolvimento.” Antes do desenvolvimento, tanto a previsão da massa do satélite quanto o desempenho do lançador são otimistas. A realidade sempre revela perdas.

- “Deve-se iniciar o projeto do veículo com margem de 20% sobre a massa de carga útil prevista para a missão.” Essa recomendação é o antídoto proposto para resolver a situação apresentada no item anterior.

- “Não se deve divulgar a verdadeira capacidade de seu lançador, até que tenha sido negociado o maior preço possível pelo excesso de peso de carga útil.”

- “Depois de ter sido estimado o custo de desenvolvimento de um novo lançador, multiplique-o por pelo menos 3.” São muitos os fatores envolvidos na real evolução do custo de desenvolvimento de um lançador. Se tomarmos o VLS-1 como exemplo, o fator deve ser bem maior que 3, facilmente explicável pelo contexto em que ocorreu seu desenvolvimento.

- “Ao projetar um veículo não reutilizável, devem-se prever estágios superiores de alto desempenho e estágios inferiores simples e baratos.” Este fato é explicável pela sensibilidade de massa de cada estágio do lançador.

- “A cada redução pela metade do preço do quilo lançado, o mercado triplica.”

- “Alguns dos parâmetros mais importantes para o cliente de um lançador são: confiabilidade; disponibilidade de lançamento e custo.”

É meu desejo ardente que este livro também estimule os leigos no assunto a se interessarem pelo desenvolvimento tecnológico em geral do país e, em consequência, pelo domínio nacional do transporte espacial.

No que concerne às opiniões expressas sobre o Programa Espacial Brasileiro, fi-lo sem culpar nenhum indivíduo ou instituição, por acreditar que as falhas sejam conjunturais. Mesmo um líder

carismático e capaz só poderia alavancar as realizações inerentes a um sistema complexo, como um lançador de satélites, se houvesse a mobilização dos recursos apontados como necessários, os quais dependem das decisões dos escalões mais altos dos Poderes Nacionais. Para fundamentar essa opinião, evoco o recente sucesso da sonda New Horizons que chegou às proximidades de Plutão e gerou um volume copioso de informações. Quem leu o noticiário pôde observar o alinhamento de esforços do Congresso americano, da NASA, dos órgãos de pesquisa e desenvolvimento e da indústria na realização de um feito admirável, de longo termo e de vasta repercussão.

Bibliografia

- ANDRADE, Hilzete P. C, Proteções Térmicas Rígidas, Curso de Reciclagem em Tecnologia Espacial, FUNCATE-CTA/IAE, São José dos Campos, 1998.
- BAKER, David; DAILY Ruth, User's Guide for DAB Ascent v2.0, Dab Ascent Inc, Denver, 1996.
- BAKER, E. H. et al., Structural Analysis of Shells, New York, McGraw Hill, 1972.
- BALL, K. J.; OSBORNE, G. F, Space Vehicle Dynamics, Oxford, Clarendon Press, 1967.
- BARRÈRE, Marcel et al, Rocket Propulsion, Amsterdam, Elsevier, 1960.
- BEMENT, Laurence J.; SCHIMMEL Morry L, .A manual for pyrotechnic design, development and qualification, NASA Technical Memorandum 110172, NASA, Langley, June 1995.
- BISMARCK-NARS, Maher Nars, Finite Elements in Applied Mechanics, AIAA Education Series, New York, 1998.
- BORESI, Arthur P., Advanced Mechanics of Materials, 4th Edition, John Wiley & Sons, New York, 1985.
- BOSCOV, Jayme et al, Rocket motor cases in 300M steel – a pioneer development performed in the Brazilian Space Programme, Loen, Norway, 5 -11 May 1985, Proceedings of the 7th ESA Symposium on European Rocket & Balloon Programmes and Related Research (ESA SP-229, July 1985).
- BOSCOV, Jayme, Estudo Analítico Prospectivo da Área Espacial - Segmento Lançadores, AEB, Brasília, 1998.
- BOYNTON, Richard; Wiener, Kurt, How to calculate mass properties – An engineer's practical guide. Seattle, USA, 18 – 20 May 1987, 46th Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers.
- BRANCO, Renato M, Propelentes Sólidos, Curso de Reciclagem em Tecnologia Espacial, FUNCATE-CTA/IAE, São José dos Campos, 1998.
- BRUHN, E. F.; ORLANDO, J. I.; MEYERS, J. F., Analysis and Design of Missile Structures, Tri-State Offset Co., Cincinnati, 1967.
- COLLINS, Jack A., Failure of Materials in Mechanical Design, New York, John Wiley, 1981.
- CORNELISSE, J. W. et. al., Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics, Pitman, London, 1979.
- DFVLR, TN 12/76. Analysis and specification of trajectory program "ROSI", input program "WEIGHT", plot program "ROSILOT", vol. 1, DLR, Germany, Sept. 1976.
- DEL BASSO, Steve, International Space Station Microgravity Environment Design & Verification, Space Technology and Applications International Forum Conference Proceedings, Albuquerque, New Mexico, January 1999.
- DEL BASSO, Steve et al, International Space Station Microgravity Analytical Model Correlation and Update, 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2003-10026 – 9, Reno, Nevada, January 2003.
- DOLINSKY, Mauro M. IAE – Presença Brasileira no Espaço, 003/AVD-P/92, IAE, São José dos Campos, 1992.
- DON WHITE CONSULTANTS, Inc., A handbook series in eletromagnetic interference and compatibility, 3rd printing. Germantown, MD, EUA: Don White Consultants, Inc, 1978.
- EADS, The step Beyond – Aerospace and Environment. The dawn of eco-efficiency, 1, 2008, pp 20-21, Bremen.
- FOUST, Jeff, Price, reliability, and other challenges facing the launch industry, The Space review, EUA, March 25, 2013.
- FRANCO Jr, Odilon C.; NOGUEIA, Valmir J.; VILLAS BOAS, Danton J. F., Sistemas de separação dos estágios em tandem do veículo lançador de satélites VLS-1, XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, TRB1202, pag. 286, 2001.
- FRANCO Jr, Odilon C., VLS-1 Sistemas de separação de estágios – revisão crítica – (síntese), Workshop – IAE, São José dos Campos, novembro de 2004.

- GOMES, Raul M., Manual de treinamento em segurança de voo. Baependi, março de 2013.
- HARLAND, David M.; LORENZ, Ralph D., Space systems failures – disasters and rescues of satellites, rockets and space probes, Springer and Praxis, Chichester, UK, 2005.
- HEXCEL publication TSB124.
- HRISAFOVIC, N., VLS- Revue des Specifications – Rapport Final, CNES, Evry, França, 14 de novembro de 1986.
- Instituto de Aeronáutica e Espaço, Conquistas – Os desafios e as realizações do Instituto de Aeronáutica e Espaço, São José dos Campos, 17/10/2009.
- ISAKOWITZ, S. J, International Reference Guide to Space Launch Systems, AIAA, New York, 1991.
- INPE, Curso de Tecnologia de Satélites, São José dos Campos, setembro a novembro de 1999.
- IGDALOV, I. M. et al., Lançadores de satélites e foguetes como objetos de controle, Edição DNU, Ucrânia:, Dniepropetrovsk, 2007(em ucraniano).
- JONES, Robert M., Mechanics of Composite Materials, McGraw-Hill, New York, 1975.
- JULES, Kenol, Working in Microgravity Environment: “A Primer”, NASA Glen Research Center, March 6 – 8, 2001, 4th Annual Microgravity Environment Interpretation Tutorial.
- KAPLAN, Marshal H., Launch Vehicle Systems Design and Engineering, A Three Day Presentation Focused on Current Developments in the Launch Vehicle Industry, Lecture handout, São José dos Campos, 1995.
- KASEMODEL, Antônio C. M. et. al, Situação do Projeto do Veículo Lançador de Microsatélites VLM, 591-000000/B0001, IAE, São José dos Campos, 01 de agosto de 2005.
- KOKS, Don, Does the centrifugal force hold the Moon up?, 2003, disponível em <http://math.ucr.edu>.
- LARSON, Wiley J.; WERTZ, James R., Space Mission Analysis and Design, 3rd Edition, 7th Printing. Dordrecht: Kluwer Academic Publisher, New York, 2005.
- LEIONEL, Dan, “NASA Books Delta 2 Encore, Buys First Falcon 9 Satellite Launch”, Space News, July 23, 2012
- LEITE FILHO, W. C.; PINTO, P. S., “Guidance Strategy for Solid Propelled Launchers”, AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 21, no 6, p. 1006-1009, New York, 1998.
- Lions, J-L., « Ariane 5 Echec du vol 501 – Rapport de la Commission d’Enquête », Qualité Espace Magazine, France, no 29, 1996.
- MAI, Analysis of the VLS Mission Reliability - Report no 2 to Agreement of Supply 011-CTA/C-95, Moscow, October 1995.
- MALYSHEV, Venyamin V. et al., Aerospace Vehicle Control Moden Theory and Applications. AIR Books, Campinas, 1996.
- MARTY, Daniel, Conception des Véhicules Spatiaux, Masson, Paris, 1986.
- MARTY, Daniel, Systèmes spatiaux - Conception et technologie, Masson, Paris, 1994.
- MEIROVITCH, Leonard., Analytical Methods in Vibration, The MacMmillan Co., New York, 1967.
- MEIROVITCH, Leonard., Methods of analytical dynamics, McGraw-Hill, New York, 1970.
- MELO, F.E.; LEITE FILHO, W.C.; PIETROBOM, H.C., “Pointing Algorithm for Reentry Orbit Injection with Uncontrolled Last Stage”, Journal of Aerospace Technology & Management, São José dos Campos, Vol.4, No 3, p. 307-316, Jul.-Sep., 2012.
- MICHENER, James A., Hawaii, Corgi Books, London, 1967, pp. 1046-7.
- NASA, Wind loads during ascent, NASA SP-8035, Langley, June 1970.
- NASA, 4th Annual Microgravity Environmental Interpretation Tutorial, NASA Glenn Research Center, March 6-8, 2001.
- NASCIMENTO, Marco A. C., Relatório da Investigação do acidente ocorrido com o VLS-1 V03, em 22 de Agosto de 2003, em Alcântara, Maranhão, CTA, São José dos Campos, fevereiro de 2004.
- PALMERIO, Ariovaldo F.; MORAES Jr., Paulo M.; BARTHOLOMEU, Rubens S. O., Lanceur VLSS - Rapport d’études système sur la configuration d’avant projet, relatório IAE 590-000000/B1031, São José dos

Introdução à Tecnologia de Foguetes

Campos, 05/07/1984.

PALMERIO, Ariovaldo F.; et al., The Development of the VSB-30 Sounding Rocket Vehicle, St. Gallen, Switzerland, 2-5 June, 2003, Proceedings of the 16th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research.

PALMERIO, Ariovaldo F.; et al., Results from the First Flight of the VSB-30 Sounding Rocket, Sandefjord, Norway, 30 May – 2 June, 2-5 June, 2005, Proceedings of the 17th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research.

PALMERIO, Ariovaldo F., Critério de pilotabilidade para estudos preliminares, relatório IAE, 02/GER-V)02, São José dos Campos, 20 de maio de 2002.

PALMERIO, Ariovaldo F.; DEL MONACO Luiz R., Especificação do Veículo Lançador de Satélites VLS-1, relatório IAE 590-000000/B2019, São José dos Campos, 05/08/2011.

PIETROBOM, Hilton C.; LEITE FILHO, W. C., Study on Guidance Strategy for Solid Propellant Launcher, Karlsbad, Czech Republic, Proc. of 8th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, 2011.

PINHEIRO, Afonso P. M., Composição pirotécnica utilizada em pontes elétricas de eletropirotécnicos, dissertação de mestrado em Engenharia Química, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2002.

REDDY, J. N., An Introduction to the Finite Element Analysis, McGraw Hill, New York, 1984.

ROARK, Raymond J.; YOUNG, Warren C., Formulas for Stress and Strain, 5th Edition, McGraw-Hill, New York, 1975,.

SALYUT D. B., Critical Design Review (CDR) of the VLS Project, Moscou, Rússia, 1992.

Schlingloff, Hanfried., SKYNAV A Design Tool for Space Launcher Analysis and Flight Performance Optimization, Ingenieurbüro Dr. Schlingloff Publications, Bad Abbach, Germany, 1991.

Schlingloff, Hanfried., Astronautical Engineering, An Introduction to the Technology of Spaceflight, Ingenieurbüro Dr. Schlingloff Publications, Bad Abbach, Germany, 2005.

SELDING, Peter B. de, “AsiaSat Books ILS Launch as Hedge Against SpaceXDelay”, Space News, June 22, 2012.

SELDING, Peter B. de, “Space Forecast Predicts Satellite Production Boom”, Space News, June 15, 2009.

SHAMES, Irving H., Mechanics of Fluids, 2nd Edition, McGraw-Hill, New York, 1982.

SHklyarchuck, F. N., Methodology for Simulation of Structural Loads on Launch Vehicles, Moscow Aviation Institute, Moscow, 1999.

SIKHARULIDZR, Yu. G. et al., Ballistic Analysis of VLS-1 Modification by the Use of Liquid-Propellant Rocket Engine – Volumes 1 e 2, relatório IAE RT 007/ASE/01, São José dos Campos, 25/06/2001.

SPACE NEWS, Iridium Signs Backup Launch Contract with ISCKosmotras, June 22, 2011.

SUTTON, George P.; BLIBARRZ, Oscar, Rocket Propulsion Elements, 8th Edition, John Wiley & Sons, New York, 2010.

SUTTON, George P., “Liquid Propellant Rocket Engines in the United States”, J. Propulsion & Power, Vol. 19, No. 6, Nov-Dec 2003, pp 978-1007.

THOMSON, William T., Introduction to Space Dynamics, Dover Publications, New York, 1986.

TSIOLKOVSKII, Konstantin E., Trabalhos sobre Técnicas de Foguetes (em russo), Editora Ovoronguiz, Moscou, 1947.

TURNER, Peter., Formulação para cálculo de massa de um ioiô, (em inglês), comunicação pessoal em agosto de 2013.

VAN DYKE, Milton, An Album of Fluid Motion, The Parabolic Press, Stanford, 1982.

VIA SATELLITE, Details of New Japanese Cost-Cutting Launch Vehicle Leaked, August 27, 2009.

VILLAS BOAS, Danton J. F., Desenvolvimento do sistema de separação do primeiro estágio do VLS-1, pag. 155, 2001, XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, TRB0791

ZEAMER, Richard J., Thrust vector Control by Liquid Injection for Solid Propellant Rockets, paper no 75-1225, Anaheim, California, September 29 – 01 October, 1975, AIAA/SAE 11th Propulsion Conference.

WEYDERT John, C., A discussion of rocket vehicle joint characteristics, Sandia Laboratory, Albuquerque, May 1, 1968.

WOWK, Arnaldo., Sistemas Elétricos de Veículos Espaciais, Curso de Reciclagem em Tecnologia Espacial, FUNCATE-CTA/IAE, São José dos Campos, 1998.

Colaboradores

Colaboraram com informações, ilustrações e revisões aos seguintes profissionais:

Dr. Adriano Gonçalves (coordenação técnica - IAE),
Afonso Paulo Monteiro Pinheiro (pirotecnia - IAE),
Dr. Algacyr Morgenstern (aerodinâmica - IAE),
Brig Carlos Antônio de Magalhães Ksemodel (Diretor – IAE),
Diná Tiemi Inagaki (projeto mecânico - IAE), Eduardo Dore (gerente VSB-30 - IAE),
Fábio Eduardo de Almeida (análise estrutural – IAE),
Fernanda Soares Andrade (diagramação – SindCT),
Flávio de Azevedo Corrêa Jr (projeto mecânico - IAE),
Jaime Maurício Penha (projeto mecânico e massas - IAE),
João Batista de Lima (cobertura fotográfica – IAE),
Dr. João Luiz Filgueiras de Azevedo (aerodinâmica - IAE),
João Ribeiro Jr (projeto e fabricação mecânica – IAE),
Jorge Elias Amery Neto (ilustração - IAE), Jorge Roberto Wolf (projeto mecânico - IAE),
José Alberto Mendes Bernardes (sistemas propulsivos - IAE),
Leonardo Antônio Roxo (informática - IAE),
Luiz Roberto Del Monaco (eletrônica, engenharia de sistemas - IAE),
Marcus Hoerschinger (DLR/MORABA),
Mariana Carvalho Pinto (revisão geral do texto),
Mario de Lepine (Arianespace),
Peter Turner (DLR/MORABA),
Sidney Sérvulo Cunha Yamanaka (trajetografia - IAE),
Dr. SilvioFazzoli (confiabilidade - IAE),
Toshiaki Yoshino (propulsão, engenharia de sistemas - Mectron),
Dr. Waldemar de Castro Leite Filho (controle de foguetes - IAE),
William Stanisce Correa (sistemas propulsivos - IAE),
Wilson Stanisce Correa (banco de controle - IAE),
Wilson K. Shimote (propulsão - IAE),

aos quais agradeço pela receptividade em colaborar e por terem sido grandes colegas de trabalho, com muitos dos quais o relacionamento profissional se transformou em amizade pessoal.

Índice de figuras

As figuras assinaladas como “Imagem básica” têm a origem designada, mas foram modificadas pelo autor do livro.

As figuras sem designação de origem foram elaboradas pelo autor.

Figura 2.1 Veículo estável	44
Figura 2.2 Veículo instável	45
Figura 2.3 Pião em precessão.....	46
Figura 2.4 Precessão de um foguete em rotação	46
Figura 2-5 Perda de estabilidade.....	46
Figura 2.6 Trajetória de um veículo sem rotação,sob de torque parasítico	47
Figura 2.7 Eixos de arfagem, guinada e rolamento	48
Figura 2.8 Principais ângulos e forças atuantes sobre o foguete	49
Figura 2.9 Diagrama de forças do giro gravitacional	49
Figura 2.10 Parâmetros orbitais.....	56
Figura 2.11 Esquema de injeção na órbita geoestacionária	58
Figura 2.12 Família Ariane4.....	60
Figura 2.13 Desempenho da família Ariane 4	60
Figura 3.1 Árvore do produto simplificada do SONDA III.....	63
Figura 3.2 Vista explodida do SONDA III	64
Figura 3.3 Propulsor S30	64
Figura 3.4 Envelope motor S30	66
Figura 3.5 Junção de envelope motor segmentado	67
Figura 3.6 Proteções térmicas do motor S30	68
Figura 3.7 Ação da pressão no flap.....	69
Figura 3.8a Ação da pressão no propelente - PTF sem flap	69
Figura 3.8 b Ação da pressão no propelente - PTF com flap.....	69
Figura 3.9 Tubeira.....	72
Figura 3.10 Ignitor pastilhado.....	73
Figura 3.11 Ignitor pirogênico	73
Figura 3.12 Empena do SIII.....	75
Figura 3.13 Envergadura das empenas	75
Figura 3.14 Porta-empenas	76
Figura 3.15 Parafuso explosivo.....	77
Figura 3.16 Junção com parafusos explosivos.....	77
Figura 3.17 Duas soluções de ponta de ogiva.....	77
Figura 3.18 Cinta de separação	80
Figura 3.19 Esquema do sistema de abertura do fecho da cinta de separação.....	80
Figura 3.20 Calha.....	81
Figura 3.21 Cadência de voos do SONDA II	82
Figura 3.22 Aspecto do SONDA II.....	82
Figura 3.23 Aspecto do SONDA III	83
Figura 3.24 Cadência de voos do SONDA III	83
Figura 3.25 Aspecto do SONDA IV	85
Figura 2.26 Aspecto do SONDA IIIA	86

Introdução à Tecnologia de Foguetes

Figura 3.27 Aspecto do VS-30.....	87
Figura 3.28 Aspecto do VSB-30.....	88
Figura 3.29 Aspecto do VS40.....	90
Figura 3.30 Aspecto do VS-43.....	92
Figura 3.31 Foguetes de Sondagem.....	93
Figura 3.32 Aspecto do TR1A e sua carga útil.....	94
Figura 3.33 Foguetes de sondagem: apogeu vs. massa de carga útil.....	94
Figura 3.34 O SIII no lançador universal.....	97
Figura 4.1 Empuxos não convergentes sobre o centro de gravidade.....	102
Figura 4.2 Empuxos convergentes sobre o centro de gravidade.....	102
Figura 4.3 Escudos térmicos.....	104
Figura 4.4 Sistema de fixação/separação/ afastamento do 1º estágio.....	105
Figura 4.5 Atuador de fixação/separação/afastamento do 1º estágio.....	106
Figura 4.6 Guia situada no saioite dianteiro.....	106
Figura 4.7 Rótula situada no saioite traseiro.....	107
Figura 4.8 Atuadores de separação do segundo estágio (Franco Jr., 2001).....	107
Figura 4.9 Sistema de controle de rolamento (SCR).....	108
Figura 4.10 Torque do sistema de controle de rolamento do VLS-1.....	109
Figura 4.11 Propulsores de indução de rolamento (PIR).....	110
Figura 4.12 Sistema de gás frio (SGF).....	110
Figura 4.13 Disposição das tubeiras do SGF.....	111
Figura 4.14 Efeito da injeção secundária.....	112
Figura 4.15 Tubeira do primeiro estágio do VLS-1.....	113
Figura 4.16 Junção das semicoifas com Super*Zip.....	114
Figura 4.17 Cinemática de abertura da Coifa Principal (Franco Jr., 2001).....	115
Figura 4.18 Adaptador do VLS-1.....	116
Figura 4.19 Adaptador para vários satélites.....	116
Figura 4.20 Organização da rede de controle do VLS-1.....	117
Figura 4.21 Organização da rede de segurança do primeiro protótipo do VLS-1.....	119
Figura 4.22 Corte efetuado pela COL.....	121
Figura 4.23 Detonador.....	121
Figura 4.24 Linha de uma rede pirotécnica.....	121
Figura 4.25 Sistema pressurizado.....	123
Figura 4.26 Sistema com turbobomba.....	124
Figura 4.27 Desempenho em missões abaixo da latitude do campo.....	126
Figura 4.28 Velocidade de um ponto sobre a superfície da Terra.....	126
Figura 4.29 Componente da velocidade da Terra no plano da órbita.....	127
Figura 4.30 Efeito da velocidade inicial equatorial no lançamento polar.....	127
Figura 4.31 Arquitetura do VLS-1.....	132
Figura 4.32 Movimento das tubeiras do primeiro estágio do VLS-1.....	133
Figura 4.33 Correção em arfagem com a tubeira do motor D.....	133
Figura 4.34 Sistema de ignição dos motores do primeiro estágio do PT01.....	134
Figura 4.35 DMS em segurança e armado.....	134
Figura 4.36 Detalhe da falha de transmissão da energia pirotécnica.....	135
Figura 4.37 Detalhe do domo dianteiro do motor.....	136
Figura 4.38 Formação da subcâmara.....	136
Figura 4.39 Curvas de pressão no ignitor e na câmara.....	137

Figura 4.40 Campos de lançamento no mundo.....	142
Figura 4.41 Preço de lançamento por quilo de carga útil	143
Figura 4.42 Zona de Livre Evolução para o VLS-1.....	146
Figura 4.43 Campo de Lançamento de Alcântara.....	148
Figura 5.1.1 Konstantin Tsiolkovskii.....	150
Figura 5.2.1 Geração do empuxo em um motor	155
Figura 5.2.2 Expansão dos gases no divergente	159
Figura 5.2.3 Tubeira telescópica.....	159
Figura 5.2.4 Variação de parâmetros dos gases na tubeira	160
Figura 5.2.5 Efeito da pluma na comunicação com o solo	161
Figura 5.2.6 Evolução do processo ablativo	161
Figura 5.2.7 Arranjo de varetas de carbono.....	162
Figura 5.2.8 Evolução do empuxo do cilindro com área de passagem circular.....	164
Figura 5.2.9 Geometria da roda de vagão e a respectiva curva de empuxo.....	165
Figura 5.2.10 Aspecto interno do bloco de propelente do motor S43	165
Figura 5.2.11 Forma da curva de empuxo do motor S43.....	166
Figura 5.2.12 Cauda curta e cauda longa.....	166
Figura 5.2.13 Forma da curva de empuxo do S44.....	166
Figura 5.2.14 Motor S44 em corte.....	167
Figura 5.2.15 Evolução da área de passagem	168
Figura 5.2.16 Queima do motor trombeta.....	168
Figura 5.2.17 Desvios parasíticos do jato.....	169
Figura 5.2.18 Não paralelismo dos módulos	169
Figura 5.2.19 Motor enflechado.....	170
Figura 5.2.20 Ciclo aberto	172
Figura 5.2.21 Ciclo estagiado	173
Figura 5.2.22 Ciclo expansor.....	173
Figura 5.3.1 Formação de vórtices.....	178
Figura 5.3.2 Escoamento na base rombuda de um corpo	179
Figura 5.3.3 Ondas de choque no transônico	180
Figura 5.3.4 Arrasto da família Ariane 4	180
Figura 5.3.5 $CN\alpha$ vs. Mach	181
Figura 5.3.6 X_{cp}/L vs. Mach	181
Figura 5.3.7 dCN/dx vs. x , para Mach 3.....	182
Figura 5.3.8 Indução de rolamento das empenas e o amortecimento	183
Figura 5.3.9 Visualização de ensaio em túnel de vento.....	185
Figura 5.4.1 Barra em tração.....	186
Figura 5.4.2 Alongamento da barra em tração.....	188
Figura 5.4.3 Curva tensão - deformação no trecho linear.....	188
Figura 5.4.4 Placa tracionada.....	189
Figura 5.4.5 Tensão vs. deformação de liga de alumínio e de aço	190
Figura 5.4.6 Os três primeiros modos de vibração de uma corda.....	190
Figura 5.4.7 Primeiro modo de vibração da viga bi apoiada e da livre-livre.....	191
Figura 5.4.8 Flambagem de painel cilíndrico	193
Figura 5.4.9 Carga vs. deslocamento em um painel cilíndrico	193
Figura 5.4.10 Cilindro pressurizado.....	194
Figura 5.4.11 Tensão longitudinal na membrana cilíndrica	195

Figura 5.4.12 Envelope motor sendo bobinado	196
Figura 5.4.13 Comparação da rigidez e resistência específicas de materiais	198
Figura 5.4.14 Saia reforçada internamente	200
Figura 5.4.15 Detalhe de reforço externo	201
Figura 5.4.16 Solução de ancoragem adicional do prato de equipamentos	202
Figura 5.4.17 Produção da colmeia.....	202
Figura 5.4.18 Junção por cinta	204
Figura 5.4.19 Junção estrutural por parafuso radial.....	205
Figura 5.4.20 Junção estrutural radax	205
Figura 5.4.21 Histerese de junções estruturais.....	206
Figura 5.4.22 Determinação da histerese de uma junção estrutural	206
Figura 5.4.23 Modelo de uma estrutura	207
Figura 5.4.24 Resultado da análise	208
Figura 5.5.1 Direção inercial de referência.....	211
Figura 5.5.2 Sistema de eixos geocêntrico.....	211
Figura 5.5.3 Sistema de eixos do local de lançamento	212
Figura 5.5.4 Sistema de referência do corpo ou sistema solidário.....	212
Figura 5.5.5 Sistemas de eixos solidário e inercial.....	213
Figura 5.5.6 Primeira transformação	213
Figura 5.5.7 Segunda transformação	213
Figura 5.5.8 Terceira transformação	213
Figura 5.5.9 Velocidade U do foguete em relação ao vento.....	215
Figura 5.5.10 Ângulos de ataque total α e de derrapagem β	215
Figura 5.5.11 Pilotabilidade.....	215
Figura 5.5.12 Comparação entre as eficácias de um foguete controlado.....	216
Figura 5.5.13 Girômetro usado para medir ângulo inercial	218
Figura 5.5.14 Esquema de uma plataforma giroestabilizada	219
Figura 5.5.15 Janela de lançamento	223
Figura 5.5.16 Trajetória de lançamento sobre o plano da órbita	223
Figura 5.5.17 Forças sobre um veículo.....	226
Figura 5.5.18 Lógica de controle	228
Figura 5.5.19 Trajetória do VLS-1	229
Figura 5.5.20 Área de impacto.....	233
Figura 5.5.21 Ioiô em operação	235
Figura 5.5.22 Fases do ioiô.....	236
Figura 5.5.23 Histórico de rotação da carga útil durante a abertura do ioiô	236
Figura 5.5.24 Impulsores de rolamento do VSB-30	237
Figura 5.5.25 Simulação das curvas de rolamento e frequência de arfagem.....	238
Figura 5.6.1 Perfil de rajada $1 - \cos$	244
Figura 5.6.2 Perfis de ventos sintéticos	245
Figura 5.6.3 Ilustração do cortante e do fletor	245
Figura 5.6.4 Diagrama de momento fletor.....	246
Figura 5.7.1 Fases do projeto.....	248
Figura 5.7.2 Comparação de meios de transporte.....	248
Figura 5.7.3 Forma do primeiro modo de vibração do VLS-1	250
Figura 6.1 TT do EM S43	257
Figura 6.2 Carregamento do motor S43.....	259

Figura 6.3 S44 em rotação	261
Figura 6.4 Tiro do S44 em rotação	261
Figura 6.5 Testes da rede elétrica do VLS-1	262
Figura 6.6 Primeiro teste de separação do 1º estágio VLS-1	263
Figura 6.7 Sequência do ensaio de separação completa do 1º estágio VLS-1	264
Figura 6.8 Ensaio de separação da Coifa Principal do VLS-1	264
Figura 6.9 Ensaio de simulação híbrida do VLS-1	265

Índice de tabelas

Tabela 2.1 Níveis de microgravidade em diferentes meios	53
Tabela 3.1 Dados do SONDA II	82
Tabela 3.2 Dados do SONDA III.....	84
Tabela 3.3 Dados do SONDA IV	86
Tabela 3.4 Dados do SONDA IIIA.....	87
Tabela 3.5 Dados do VS-30	87
Tabela 3.6 Dados do VSB-30	89
Tabela 3.7 Dados do VS-40	90
Tabela 3.8 Dados do VS-43	92
Tabela 4.1 Categorias de lançadores segundo seus portes.....	100
Tabela 4.2 Desempenho no modelo de Terra esférica	127
Tabela 4.3 Desempenho no modelo de Terra oblata.....	128
Tabela 4.4 Sequência de voo do VLS-1 V01.....	129
Tabela 4.5 Energia cedida pela Terra	130
Tabela 4.6 Energia embarcada	130
Tabela 4.7 Relação entre a energia cedida pela Terra e a energia embarcada.....	130
Tabela 4.8 Relação entre a energia cedida pela Terra e a energia da órbita	130
Tabela 4.9 Relação entre a energia da órbita e a energia embarcada	130
Tabela 4.10 Dados do VLS-1.....	131
Tabela 4.11 Probabilidades de impacto autorizadas em Wallops.....	147
Tabela 5.2.1 Aplicação de motores.....	158
Tabela 5.2.2 Parâmetros de motores desenvolvidos no IAE	170
Tabela 5.2.3 Valores típicos de Isp para motores líquidos	171
Tabela 5.4.1 Tensões limites.....	187
Tabela 5.4.2 Coeficientes de segurança usuais.....	210
Tabela 5.8.1 Número de itens a serem testados	253

Índice onomástico

Afonso Paulo Monteiro Pinheiro	134
Antônio Carlos de Freitas Pedrosa	23
Adyr da Silva	25
Amintas Rocha Brito	138
Antonio Sergio Cesarini	138
Ariovaldo Felix Palmerio	23
Avandelino Santana Júnior	261
Breno Moura Castro	30
Cesar Augusto Costalonga Varejão	138
César Demétrio dos Santos	34
Daniel Faria Gonçalves	138
Eduardo Dore Roda	29, 88, 89
Eliseu Reinaldo Moraes Vieira	138
Fábio Eduardo de Almeida	207
Francisco Antônio Visconti Júnior	89
Gabbas Kaznovsky	125
Gil César Baptista Marques	138
Gines Ananias Garcia	138
Gustave-Gaspard Coriolis	51
Heuller Aloys Carneiro Procópio	89
Hugo de Oliveira Piva	21
Jayme Boscov	21, 22, 23, 25, 83, 93, 247
João Ribeiro Jr	24
Jolan Eduardo Berquó	27
Jonas Barbosa Filho	138
José Aparecido Pinheiro	138
José Bosco da Silveira	22, 85
José Eduardo de Almeida	138
José Eduardo Pereira (Chicão)	138
José Pedro Claro Peres da Silva	29, 138
Josué Moreira	91
Júlio Hisashi Miyoshi	89
Konstantin Eduardovitch Tsiolkovskii	40, 150
Lafaiete Moreira Dias	91
Luís Eduardo Vergueiro Loures da Costa	30
Luís Primon de Araújo	138
Luiz Roberto Del Monaco	125
Marco Antônio Couto do Nascimento	27
Mario César de Freitas Levy	138
Marshal H. Kaplan	174, 267
Massanobu Shimabukure	138
Maurício Biella de Souza Valle	138
Mauro Melo Dolinsky	89
N. Hrisafovic	23
Nelson Snellaert Tavares	30, 91

Introdução à Tecnologia de Foguetes

Paulo Moraes Jr.....	23, 29, 261
Peter Turner	30, 235
Roberto Tadashi Seguchi	138
Rodolfo Donizetti de Oliveira.....	138
Rubens Bartholomeu da Silva e Oliveira.....	23
Sergey Aleksandrovitch Makhankov.....	125
Sílvio Fazolli.....	251
Sidney Aparecido de Moraes	138
Thais Passos França	89
Tiago Ribeiro da Silva	26
Toshiaki Yoshino	23, 143
Valter Carrara.....	137
Waldemar de Castro Leite Filho.....	265
Walter Pereira Júnior (Tim).....	138
Wilson Kiyoshi Shimote.....	154
Yuri Georgievitch Sikharulidze	140, 261

Índice remissivo

- 300M 22, 24, 34, 199, 258
 Ablação 52, 72, 161
 ABNT 38,
 aceleração 240
 aleatória 241
 da gravidade 41, 53, 79
 quasestática 240
 transiente 240
 acelerocentros 78
 Acelor Mittal 22
 Acesita 22
 acústica 113
 adaptador 115
 AEB 31, 62, 140, 146
 AEL 293
 AEQ 261
 aeroelasticidade 178
 Afeganistão 142
 África 142, 147
 AIE 262,
 Alcan 259
 alcance 51,
 Alemanha 24, 62, 85, 93, 209
 alvo 44
 amianto 68
 amortecimento 74, 183, 184, 200, 225, 226, 227, 238
 AMR 269, 266
 análise acoplada 207
 Andoya 30, 62, 87, 89, 90, 91, 96, 148
 anemômetro 243
 ângulo de ataque 43, 214
 ângulo de deslizamento ou derrapagem 215
 ângulos de Euler 212
 Antonov 101
 aplicativo de bordo 98, 117, 220
 apogeu 51, 56, 58, 59, 62, 94, 140
 apontamento 22, 84, , 220, 221
 área de passagem 164
 área de referência 179
 arfagem 47,
 Ariane 23, 33, 34, 60, 66, 98, 139, 141, 155, 167, 171,
 180, 217, 244, 249, 254, 260
 Aries 93, 211
 arrasto aerodinâmico 43
 ASA 266
 ASD 30
 ASE 26
 AsiaSat 143
 ASLV 101, 233
 ATECH 262
 Athena 100
 atitude 48
 Atlas V 500 100
 atmosfera padrão 149
 atuador
 de controle 228
 de separação 234
 pirotécnico 80, 115
 Austrália 30, 62, 142
 Avaliação da Qualificação 30
 AVIBRÁS 62
 azimute 50
 B52 101
 Baikonur 142
 balanço de massas 153, 154
 balanço energético 220
 balão metalizado 243
 Bandeirante 85, 260
 BC 134
beacon 117
 Black Brant 93
 Boeing 98
 Boeing 747 98
boosted 165
booster 59, 134,
buffeting 179, 192
 Buran 261
 Bureau de Projetos Yuzhnoye 142
bus 31, 38, 39, 94
 C-130 239
 cabeçote 73
 Cabo Verde 147
 calha 81
 câmara de vácuo 163
 campo gravitacional 41
 carbonização 34, 52
 carbono-carbono 35, 162
 casamata 82
 Castor IVB 92, 93, 94, 242
 cauda de empuxo 88, 164, 166, 222, 232

Introdução à Tecnologia de Foguetes

cavaletes 68
CBERS 59, 141
CDB 28
CDS 118
cedência 188
CENIC 196, 256
Centro de Controle 146
centro de gravidade 42
centro de massa 41
Centro Estatal de Foguetes Makeyev 27
certificação 30
CFD 177
China 25, 35, 59,
choque mecânico 263
chumbo 45, 120
ciclo de combustão 172
Ciclone 4 34, 171
cinta ejetável flexível 114
cinta rígida 107, 115
CIP 118
cisalhamento 186
cisalhamento do vento 44, 245
CLA 21
CLBI 50, 78
cluster 23, 61, 99, 101
CNES 23, 26, 140
coast phases 217
coeficiente de Poisson 189
coeficiente de segurança 209, 210
coifa 77, 113
Coifa Principal 115, 263
COL 118
colmeia 202
Composite 257
Compsis 265
CONFAB 260
confiabilidade 26, 27, 28, 33, 120, 135, 143, 241
confiança 256
contaminação 114
controlabilidade 169, 215
controle
 de atitude 55
 do vetor empuxo 21, 85, 111, 268
Coreia 35
Coreia do Sul 35
corrosão 195, 197, 239
cortiça 114
creep 163
criogênico 122, 171
critério de Von Mises 188
cronologia de lançamento 239
CTA 17
D6AC 22
DCTA 29
decolagem 29, 59, 101, 217
deformação 188
Delta2 143
Delta III 100
Departamento de Estado 24
descolamento 137, 160, 163
desempenho 39
desvios parasíticos 168
detonador 121
dimetilhidrazina assimétrica 109, 122
Discovery Chanel 254
disponibilidade 224
distribuição binomial 253
DMS 79, 121, 134
dog leg 230
DOT 118
drift 220
EADS 30, 31, 88, 145, 270
eco de pele 117
ECSS 38, 247
eficácias 216
Eichling 22
Eletrometal 22, 256
eletrônica 22
eletro-slag 22
elevação do lançador 50, 97
elevação nominal 50
Embraer 263
empenas 74
end use 144, 251
end user 144, 251
enflexamento 44, 74, 169
envelope de cargas 243
Epcot Center 149
Equação do Foguete 40
Equador 56
equinócios 211
ESA 30, 31, 88
escoamento 43, 136, 157, 187, 189
escudo térmico 104, 242

- esforço cortante 245
 esforço normal 245
 esforços gerais 245
 esmagamento 187
 Esrange 30, 63, 88, 89, 97, 148
 estabilidade dinâmica 44, 88
 estabilidade estática 39
 Estação Espacial 53, 101
 estagnação 77, 177
 estrutura primária 64, 104, 136, 178, 201, 206
 estruturas secundárias 206
 estufa 68
 EUA 22, 24, 34, 92, 93, 142, 147
 Europa 30, 31, 34, 35, 38, 92
 excentricidade 56
 FAB 24, 96
 fadiga 145, 176
 Falcon 142
 Falcon9 143
 fator de intensidade de tensão 195
 fatores climatológicos 149
 fibra 30, 34, 68, 91, 99, 196, 199, 257
 fibra óptica 35
 FINEP 21, 35, 258, 265
 Finlândia 97
 flambagem 192
flap 68, 136
flight path angle 228
flutter 178, 192
 força normal 44, 74, 176, 181
 forno vertical 83
 França 24, 25, 33, 62, 83, 89, 93, 139
 freon 111
 frequência natural de 190, 241
gap 68
 garganta 71, 156
 garras 50
 GEO 58
 geocêntrico 211
 gerador de gás 73, 80, 124, 172
 GETEP 62
 giro gravitacional 49
 girômetro 35, 217, 258
 GPS 219, 220
 Greenwich 131, 211
 GTO 58
 guiagem 217
 guinada 47
 guinada catastrófica 238
 H-2A 143
hardware in the loop simulation 224
 haste do lançador 50, 51
 Hemisfério Sul 56, 147
 histerese 205, 206
 HMX 120
 HyFire 89
 IEAv 29, 35, 265
 IFI 27, 30, 266
 ignição 26, 118, 120, 134, 136, 137
 ignitor 73, 134, 137
 impulsão específica 65, 157, 171
 inclinação da órbita 40, 56
 Índia 25, 35, 62, 141
 índice de combustão 164
 inibição 117, 167
 INPE 21, 26, 29, 59, 84, 92, 140, 266
 Instrumentação 22, 84
 integrabilidade 26
 investigação 26, 27, 134
 iô 78, 236
 ioiô 88, 234, 235
 IP 120
 IPD 17, 260
 IPEN 266
 Iridium 143
 isotrópico 189
 ISS 53, 54, 55, 101
 ITA 17, 255
 Jacarei 85, 259
 janela de lançamento 50, 144, 222
 Japão 92, 93, 94
 Jason-3 143
 JAXA 94, 143
 junção estrutural 96, 204
 junta 23, 205
 Kazakstão 142
 Keldish Institute 140
 Kistler 101, 142
 Kosmos 100
 Kraft 149
 KSC 142
 laminados 198
laser 41, 219
 lastro 45

Introdução à Tecnologia de Foguetes

Lei de Hooke 189
LEO 58, 100
Lindberg 24
liner 68, 168
LIT 256
Lockheed Super*Zip 114
Longa Marcha 141
Lord Elastic 256
lote 71, 93, 252, 256
LOX 123, 173
Lua 41
MAB 85
macerador 161, 163, 259
Mach 160, 177
MAer 17, 21
magnésio 115
MAI 26, 140, 247, 255, 260
MAM 250
mandril 67, 196
manobra 222
manual do Usuário 144
mapeamento 169
Maraging 22, 256
Maranhão 147
margem de segurança 67
margem estática 43, 74, 178
Marinha 85, 96
Marte 149
MAS 250
massa estrutural 42
MAXUS 32, 92, 93, 94, 242
MBB 22, 85
MECB 21, 23, 85, 99, 140
Mectron 34, 89
MEF 192, 207, 208, 267
MEO 58
Mesa de Lançamento 27
metalização 81, 119, 120
Metal Paulista Metalúrgica 256
método de Bruceton 254
metrologia 266
microgravidade 29, 53, 81
Mir 53
MIR 26, 29, 250
missão do foguete de sondagem 51
missão do lançador de satélites 52
Missile Datcom 177
ML 27
mock-up 26, 250
módulo de elasticidade 71, 189
molas 108, 116, 234
molniya 59
momento fletor 136, 206
Momentum 151
Monte Carlo 233
MORABA 30, 87, 88, 89, 90, 91, 141
motor estagiado 173
motor segmentado 67, 167
MTCR 25
nanossatélites 30, 141
NASA 34, 141, 240, 244, 247, 269
navegação 29, 217, 219
netting analysis 197
neutronografia 266
Newton 41
Nike 71, 93
NLS 143
nó ascendente 56
no fire 122
Noruega 30, 62, 87, 90, 96, 97, 165, 209
NPO ISKRA 138, 159
número de Reynolds 177
offset 144, 251
on-off 111, 231
operação de lançamento 27, 143, 144, 222
Operação Parangaba 85
Operação Rio de Janeiro 85
órbita 39, 55, 144
Orbital Sciences 141
Orion 87, 90, 93
óxido de zircônio 242
painel de disparo 82, 134
parafusos explosivos 76
parking orbit 58
payload 38
PCC 249
PCM 35, 258
Pegasus 26, 100, 101, 129, 141, 142
perclorato de amônio 70, 162, 258
perclorato de estrôncio 111
perda de carga 175
perigeu 55, 56
Petrobrás 258
Petroflex 258

- pião 46
 PIL 266
 pilotabilidade 215
 pilotagem 217, 232
 PIR 110
 pirotecnia 28, 134
 pirotécnico 25, 79, 120, 134, 137
pitch over 136, 229
 planeta 19, 41
 plataforma giroestabilizada 116, 265
 plataforma solidária 218
 Plesetsk 59
 PNAE 140
pogo 124, 175
 poliacrilonitrila 34
 Polyot 101, 129
 ponto de impacto 48, 51, 146, 233
 porcas flutuantes 81
 porta-empenas 74
 pressão
 - centro de 42
 - dinâmica 43
 - estática 43
 propelente líquido 145
 propelente sólido 70, 162, 199
 proteções térmicas 28, 66, 68, 112, 199, 242, 256
 PSLV 66, 100, 155
 PyroAlliance 260
 qualificação ambiental 26, 33, 192, 252, 260
 quartzo 78, 162
 quasestática 240
 quatérnios 214
radax 205
 radiologia 266
 rajada 41, 44, 243, 244
rate gyros 228
 RDX 120
 recirculação de gases 161
 rede pirotécnica 79, 120
 redes elétricas 25, 34, 78, 139
 redundante 81, 118, 252, 254
 reentrada 51, 89, 141, 177, 240
 refrigeração regenerativa 172
 reinição 174
 resina fenólica 68, 73, 78, 162
 resina polibutadiênica hidroxilada 35, 70, 162, 258
 resistência 186
 retropropulsores 86, 109, 174
 rigidez 188
 Rio Grande do Norte 147
 Rio Grande do Sul 83
 RJC 260
 roda de vagão 165, 280
 rolamento 47
 ROSAVIAKOSMOS 27
 rótula 105, 106, 107
 Rússia 25, 28, 59, 101, 109, 139, 142
 S20 68, 71, 73, 81, 84, 140
 S30 21, 23, 30, 64, 70, 73, 81, 85, 88, 90, 140
 S31 30, 70, 71, 88
 S33 72, 73, 86, 140
 S40 21, 23, 30, 71, 85, 90, 91, 139
 S43 23, 67, 71, 73, 85, 121, 165, 168, 256
 S44 70, 89, 91, 120, 139, 166, 167, 232, 257, 260, 264
 SAAB 92
 SACI-2 136
 SAE 4130 22
 SAE 4340 22
 saia 104
 saioite 104
 Salyut D. B 25, 109
 sanduíche 202
 SARA 264
 SATM 112
 SCD 21, 26, 99, 131, 134, 141
 SCD2 57
 Scout 100, 115
 Sea Launch 101, 141
 segurança operacional 27, 33, 79, 89, 96, 118, 121
 selagem vítrea 135
 sensor
 - estelar 220
 - inercial 22, 35, 116, 267
 - laser* 41
 - óptico 84
 - pressão 118
 - solar 84
 - sônico 41
 - temperatura 41
 - vibração 118
 separação
 - a quente 108, 200, 230
 - em *tandem* 234

Introdução à Tecnologia de Foguetes

- seqüência de eventos 117, 131, 220, 222, 228, 255
- Shavit 100, 128
- SHEFEX 30, 90, 141, 177, 209
- shelter* 97
- Shuttle 23, 59, 66, 67, 98, 101, 155, 167
- SI 41
- SIA 29, 265
- SII 81, 82, 83, 96
- SIII 63, 70, 75, 76, 77, 81, 83, 87, 96, 97, 142, 225
- silos 122
- simulação híbrida 224, 265
- SIR 110, 237
- SIS 111
- SISNAV 29, 258
- sistema
 - de abertura da cinta 79
 - de atuação por tubeira móvel 112
 - de autodestruição 117
 - de controle 55
 - de gás frio 110
 - de impulsão de rolamento 110
 - de injeção secundária 111
 - de paraquedas 85
 - de recuperação 84
 - de telemetria 84
 - de terminação de voo 95
 - elétrico 33, 116
 - geocêntrico 211
 - inercial 218
 - inercial de coordenadas 48
 - solidário 29, 212
 - topocêntrico 211
- SIV 76, 77, 81, 85, 111, 112, 225
- Skylark 29, 87, 88, 93
- sloshing* 124
- SNPE 139
- Sol 22, 59, 85, 197, 222, 223, 242
- SONDA I 62
- SONDA II 81, 82
- SONDA III 21, 22, 63, 64, 74, 78, 79, 83, 84, 96, 162
- SONDA IIIA 86
- SONDA IV 21, 22, 23, 68, 79, 85, 91, 174, 250
- SpaceX 142
- spin up* 88, 237
- SRC Makeyev 27
- SSR 21, 99, 131
- SSTO 101, 151
- strapdown* 218, 258
- submarino 101, 131
- Suécia 30, 67, 89, 92, 97, 165, 239
- sustained* 165
- tandem* 23, 234
- Taurus 100
- Tecsis 257
- temperatura 77, 156, 163, 242
- tensão 67, 186
- tensor de inércia 57
- tetróxido de nitrogênio 109, 122, 171
- TEXUS 33, 54, 87, 89, 93, 235, 254
- Thiokol 92, 93, 242
- tiros em banco 22, 71
- titânio 187, 197
- TMI 27, 120, 148, 149, 243
- torção 52, 189, 241
- torre de anemômetros 41, 50
- TR1A 92, 93, 94
- trade-off* 144
- trajetória nominal 131, 217, 218
- treliça 108
- trinca 22, 68, 137, 163, 196
- trombeta 91, 168
- TU 229
- tubeira
 - móvel 23, 61, 85, 112
 - submersa 159
 - telescópica 159
- túnel 185, 266
- turbobombas 123, 171
- TV 118
- UCA 71, 254, 260, 266
- UCD 118
- Ucrânia 101, 142
- UDMH 122, 171
- ullage* 111, 124
- URSS 34, 35, 142, 255
- Usina Coronel Abner 21
- usina de propelente 21
- USP 266
- válvulas *on-off* 111
- Vega 66
- vento sintético 244
- vibração
 - em flexão 191

frequência natural de 190
livre 199
modo natural de 52
primeiro modo de 191, 250
Villares Metals 256
viscoelástico 163
VLM 86, 140, 170
VLM-1 30, 91, 141
VLS 21, 26
VLS-1 20, 26, 131, 229, 250
V02 26, 121, 128, 136, 163, 203
V03 27, 30, 33, 121, 137, 260, 261
V04 28
XVT01 28, 34
XVT02 28, 34
VSISNAV 29, 34, 89
Volna 101
VS-30 87, 96
VS-40 79, 89, 96, 209
VS-43 92
VSB-30 30, 38, 54, 59, 72, 87, 96, 122, 165, 174, 237,
255
Wallops 142, 147
Wikipédia 214
Wotan 83
Zenit 101, 141, 142
ZLE 51, 146
zona protegida 51
Zulu 131

Siglas

ABNT - Associação Brasileira de Normas Técnicas
ACS - Alcantara Cyclone Space
AEB – Agência Espacial Brasileira
AEL – Divisão de Eletrônica (IAE)
AEQ – Aeroespacial Química e Defesa
AIE - Divisão de Integração e Ensaio (IAE)
AMR – Divisão de Materiais (IAE)
ASA – Divisão de Sistemas Aeronáuticos (IAE)
ASD – Divisão de Sistemas Bélicos (IAE)
ASE – Divisão de Sistemas Espaciais (IAE)
ASLV – Augmented Satellite Launch Vehicle
BC – Banco de Controle
CABW – Comissão Aeronáutica Brasileira em Washington
CBERS – China Brazil Earth Resources Satellite
CDB – Computador de Bordo
CDS – Caixa de Segurança
CFD – Computational Fluid Dynamics
CIP – Conector de Interface Pirotécnica
CLA – Centro de Lançamento de Alcântara
CLBI – Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
CNES – Centre Nationale d'Études Spatiales
COL – Carga Oca Linear
CTA – Centro técnico Aeroespacial
DCTA – Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DLR - Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt
DMS – Dispositivo Mecânico de Segurança
DOT – Detetor de Telecomando
ECSS – European Cooperation Cooperation for Space Standardization
ESA – European Space Agency
EUA – Estados Unidos da América
FAB – Força Aérea Brasileira
FINEP – Financiadora de Estudos e Projetos
GEO – Geostationary Earth Orbit
GETEP – Grupo Executivo de Trabalhos, Estudos e Projetos Espaciais
GPS – Global Positioning System
GTO – Geostationary Transfer Orbit
HMX – High Melting point eXplosive
IAE – Instituto de Atividades Espaciais, atualmente Instituto de Aeronáutica e Espaço
IEAv – Instituto de Estudos Avançados (DCTA)
IFI – Instituto de Fomento Industrial
INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
IPD – Instituto de Pesquisa e desenvolvimento
IPEN – Instituto de Pesquisas Energéticas e Nucleares
ISS – International Space Station

ITA – Instituto tecnológico da Aeronáutica
JAXA – Japan Aerospace Exploration Agency
KSC – Kennedy Space Center
LEO – Low Earth Orbit
LIT – Laboratório de Integração e Testes
LOX – Liquid oxygen
MAB – Memorial Aeroespacial Brasileiro
MAer – Ministério da Aeronáutica
MAI – Moscow Aviation Institute
MAM – Maquete de Análise Modal
MAS – Maquete de Lançamento Simulado
MBB – Messerschmitt-Bolkow-Blohm
MECB – Missão Espacial Completa Brasileira
MEF – Método dos Elementos Finitos
MEO – Medium Earth Orbit
MIR – Maquete de Redes Elétricas e Integração
ML – Mesa de Lançamento
MORABA – Mobile Racketenbasis (DLR)
MTCR – Missile Technology Control Regime
NASA – National Aerospace Administration
NLS – NASA Launch Services
PA – perclorato de amônio
PCC – Produto à Configuração Controlada
PCM – Pulse Code Modulator
PEB – Programa Espacial Brasileiro
PIL – Prédio de Integração do Lançador
PIR – Propulsor de Impulsão de Rolamento
PNAE – Plano Nacional de Atividades Espaciais
PSLV – Polar Satellite Launch vehicle
PT01 – Protótipo 01
RDX – Research Department X
SACI – Satélite de Aplicações Científicas
SAE – Society of Automotive Engineers
SARA – Satélite de Reentrada Aerodinâmica
SATM – Sistema de Atuação da Tubeira Móvel
SCD – Satélite de Coleta de Dados
SHEFEX – Sharp Edge Flight Experiment
SIA – Sistemas Inerciais para Aplicação Aeroespacial
SIR – Sistema de Impulsão de Rolamento
SIS – Sistema de Injeção Secundária
SISNAV – Sistema de Navegação Inercial
SI – Sistema Internacional de Medidas
SNPE – Société Nationale de Poudres et Explosives
SSR – Satélite de Sensoriamento Remoto
SSTO – Single Stage to Orbit
TMI – Torre Móvel de Integração
TU – Torre de Umbilicais

Introdução à Tecnologia de Foguetes

TV – Televisão

UCA – Usina Coronel Abner

UCD – Unidades de Comando de Destruição

UDMH – Unsymmetric Dimethylhydrazine

URSS – União das Repúblicas Socialistas Soviéticas

USP – Universidade de São Paulo

VLM – Veículo Lançador de Microsatélites

VLS, VLS-1 – Veículo Lançador de Satélites

ZLE – Zona de Livre Evolução

Equivalência de termos em outros idiomas

A equivalência de termos foi incluída para auxiliar aqueles que leem e escrevem textos técnicos em outras línguas. Identifiquei termos usuais constantes do livro para compor a lista que se segue. Os equivalentes em outras línguas só foram obtidos completamente com o auxílio de técnicos competentes, generosos e amigos com os quais travei conhecimento durante minha vida profissional e com os quais nutro amizade. A eles minha gratidão e a de quem se beneficiar com este trabalho.

O ideal seria apresentar os termos em ordem alfabética em todas as línguas, no entanto, o volume de texto aumentaria excessivamente e adquiriria um peso que fugiria ao escopo deste livro.

A seqüência das línguas é: português, inglês, francês, alemão e russo. No caso do idioma russo, foi adotada a versão original em alfabeto cirílico, porque só vai interessar àqueles que já têm exposição ao idioma.

ablação, ablation, ablation, Ablation, абляция
aceleração da gravidade, gravity acceleration, accélération de la pesanteur, Erdbeschleunigung, ускорение силы тяжести
acidente, accident, accident, Unfall, авария
aço inox, stainless steel, acier inoxydable, Rostfreier Stahl, пержавеющая сталь
acoplamento, coupling, accouplement, Kopplung, переходник
aquecimento, heating, échauffement, Aufheizung, нагрев
alcance, range, portée, Entfernung, дальность (полета)
aleatório, random, aléatoire, zufällig, случайный
alongamento, stretching, allongement, Ausdehnung, растяжение
alumínio, pó de, aluminum powder, poudre d' aluminium, Aluminiumpulver, алюминисвный порошок
alvo, target, cible, Ziel, мишень, цель
ambiente, environment, ambiance, ambient, Umwelt, окружение, среда
amianto (asbestos), asbestos, amiante (asbeste), Asbest, асбест
amortecimento, damping, amortissement, Dämpfung, демфирование
análise acoplada, coupled analysis, analyse couplée, Gekoppelte Analyse, комплексный расчета
ancoragem, anchoring, ancrage, Festpunkt, бросание якоря, анкеровка
ângulo de ataque, attack angle, angle d'attaque, Anstellwinkel, угол атаки
ângulo de derrapagem, skidding angle, angle de dérapage, Rutschwinkel, угол скольжения
aplicativo (SW), software, logiciel, Software, программное обеспечение (ПО)
arogeu, arogee, arogee, Arogäum, Gipfelpunkt, апогей
área,
garganta, throat section, section au col, Düsenhals Fläche, критическое сечение
passagem, port area, flow passage, aire de passage, Durchflussfläche, площадь проходное сечение
queima, burning surface, surface de combustion, Verbrennungsfläche, поверхность горения
referência, reference section, surface de référence, Referenzfläche, расчётное сечение
saída, exit plane, plan de sortie, Austrittsfläche, распуф
arfagem, pitch, tangage, Nicken, тангаж
armazenagem, storage, stockage, Lager, хранение
arrasto, drag, trainée, Luftwiderstand, лобовое сопротивление
arruela, washer, rondelle, Beilagscheibe, шайба
asa, wing, aile, Flügel, крыло
atenuadores, attenuator, atténuateur, Abschwächer, Dämpfungsglied, аттенуатор
atraso, delay, retard, Verzögerung, задержка
atrito, friction, friction, Reibung, трение

- baia de equipamentos**, equipment bay, baie d'équipements, Instrumentierungsmodul, приборный отсек
- balancim (alavanca)**, lever, levier, Hebel, рычаг
- barra**, bar, barre, Stab, балка
- apoçada**, supported, appuyée, Unterstützter Stab, опертая балка
- fixa**, clamped, fixée, Feststab, зацементированная балка
- bascular**, pitch over, basculer, Nicken, прокидываться
- batelada**, batch, lot, Los, партия
- bi-estágio**, two stage, bi-étage, zweistufig, двухступенчатая
- blindagem**, shielding, blindage, Abschirmung, экранирование
- bloco**,
- girométrico**, gyro bloc, bloc gyromètre, Kreiselblock (dreiaxig), гироблок
- propelente**, propellant grain, bloc de poudre, Treibstoffblock, зерно топлива
- bobinado**, filament wound, bobiné, gewickelt, изготовленный намоткой нити
- bobinagem**, winding, bobinage, Wicklung, намотка нитью
- bolha (vazio)**, void, vide, Fehlerstelle, раковина
- bordo de**,
- ataque**, leading edge, bord d'attaque, Vorderkante, передняя кромка (посок)
- fuga**, trailing edge, bord de fuite, Hinterkante, задняя кромка
- borracha**, rubber, caoutchouc, Gummi, резина
- cabeamento, cablagem**, cabling, câblage, Verkabelung, проводка, система кабелей
- cabeçote do ignitor**, ignitor bulkhead, Anzünderflansch, шпангоут воспламенителя
- calha**, cable duct (harness duct, wiring tunnel), gouttière, Kabelkanal, кабел канал
- camada limite**, boundary layer, couche limite, Grenzschicht, пограничный слой
- câmara de carregamento**, filling chamber, chambre de coulée, Befüllungsanlage, камера заполнения
- campo gravitacional**, gravitational field, champs gravitationnel, Schwerefeld, гравитационное поле
- campo de lançamento**, launch range, champ de tir, Startbasis, стартовый полигон
- caretagem**, fairing, carénage, Verkleidung, обтекатель
- carga**,
- oca linear**, linear shape charge, cordeau découpeur diédrique linéaire, Lineare Hohlladung, эластичный удлиненный пирозаряд
- paga**, commercial payload, payante, Nutzlast, коммерческая полезная нагрузка
- útil**, noncommercial payload, utile, Nutzlast, некоммерческая полезная нагрузка
- carter**, carter, carter, Düsenummantelung, раструб
- casamata**, blockhouse, casemate, Blockhaus, подпольное помещение
- casca**, shell, coque, Hülle, оболочка
- cata-vento**, wind mill, moule à vent, Windmühle, ветряной генератор
- caverna, anel**, frame, cadre, Rahmen, кадр
- centro**, center, centre, Zentrum, центр
- gravidade (cg)**, of gravity cog, de gravité, Schwerpunkt, тяжести
- pressão (cp)**, of pressure cop, de pression, Druckpunkt, давления
- chapa**, sheet, tôle, Blech, лист
- chaqualhamento**, sloshing, ballotement, Schwappen, колебание поверхности жидкости
- chumbo**, lead, plomb, Blei, свинец
- ciclo expensor**, expander cycle, cycle à expandeur, Ausdehnungszyklus, газогенераторная схема с ТНА
- cinta rígida**, rigid band, sangle de maintien, Verbindungsband (Klemmband), жесткий

КОЛЬЦЕВОЙ ПОЯС

cinta ejetável, release band, sangle largable, Trennband, сбрасываемый пояс

cisalhamento, shear, cisaillement, Scherung, перерезывание

coifa, fairing (heatshield), coiffe, Nasenkonus, обтекатель

ejetável, jettisoning, largable, abtrennbar, сбрасываемый

colete à prova de balas, bulletproof vest, gilet pare-balles, Schussichere Weste, бронежилет

colméia, honeycomb, nid d'abeille, Bienenwabe, соты

comando de terminação, termination order, l'ordre de terminaison, Zerstörungskommando, команда на разрушение

comburente, oxidizer, comburant, Oxidator, окислитель

combustível, combustible, combustibile, brennbar, горючее

compósito, composite, composite, Verbundwerkstoff, композит

comprimento, length, longueur, Länge, длина

computador de bordo (CDB), onboard computer, ordinateur de bord, Bordrechner, бортовой компьютер

confiabilidade, reliability, fiabilité, Zuverlässigkeit, надежность (nadezhnost)

controle, control, contrôle, Kontrolle, управление

rolamento, roll, de roulis, Rollkontrolle, крен

de vetor empuxo, thrust vector, de vecteur de poussé, Schubvektorkontrolle, вектора

тяги

corda, chord (rope), corde, Schnur, жгут (верёвка)

corpo de prova, specimen (coupon, test body), éprouvette, Probe (Muster), образец (объект испытаний)

corrente elétrica, electric current, courant électrique, elektrischer Strom, электрический ток

cortiça, cork, liège, Kork, пробка

cota, dimension, cote, Dimension, размер

cronologia de lançamento, countdown, compte à rebours, Countdown, счёт времени готовности

dado(s), datum (data), donné(s), Datum (Daten), данный, данные

decolagem, lift off, décollage, Start, запуск

defeito, defect, défaut, Defekt, недостаток, дефект

desalinhamento, misalignment, désalignement, Fehlausrichtung, отклонение (перекос)

desbalanceamento, unbalance, débalancement, Ungleichgewicht, дисбаланс

descolamento, debonding, décollement, Ablösung, отклеивание (отслоение)

desempenho, performance, performance, Leistung, выполнение

destrução, debris, débris, Bruchstücke, отходы (мусор)

destruição, destruct, destruction, Zerstörung, разрушение

detonador, detonator, détonateur, Detonator, детонатор

dinâmica de curto período, short period dynamics, dynamique de courte période, Kurzzeitdynamik, динамика короткого времени

disponibilidade, availability, disponibilité, Verfügbarkeit, наличие

Dispositivo Mecânico de Segurança (DMS), Safe & Arm device, Boîtier de Sécurité et d'Armement, Safe and Arm Device, устройство предохранения и взведения

eco de pele, skin echo, écho de peau, Radarreflexion, эхо обшивки

eficácia, efficacy, efficacité, Wirksamkeit, эффективность (действенность)

eixo, axis, axe, Achse, ось

ejeção, ejection (jettisoning), éjection, Ausstoßung, сброс

êmbolo, piston, piston, Kolben, поршень
empena, fin, empennage, Finne (Leitflosse), перо
empuxo, thrust, poussé, Schub, тяга
 cauda de, tail off, queue de, Schubabfall, спад тяги
enflexamento, arching, fléchissement, Wölbung, изгиб корпуса двигателя
ensaio, essay (test), essai (test), Versuch, тест
envelhecimento, aging, vieillissement, Alterung, старение
envelope motor, motor case, enveloppe moteur, Motorhülle, корпус двигателя
envergadura, span, envergure, Spannweite, размах крыла
foguete, rocket, fusée, Rakete, ракета
equinócio, equinox, équinoxe, Tagundnachtgleiche (Tag-und - Nacht-Gleiche), равноденствие
 outonal, fall, vernal, Herbstäquinoxtium, осенее
 vernal, spring, de printemps, Frühlingsäquinoxtium, весеннее
esclarecimento, clearance, éclaircissement, Aufklärung (Überwachung), допуск (просвет)
escoamento, flow, écoulement, Fluss, поток (течение)
escoamento, limite de, yielding point, limite d'écoulement, Fließgrenze, предел текучести
escorregamento, slipping, glissement, Gleiten (Rutschen), глассирование
escudo térmico, heat shield, écran thermique, Hitzeschild, тепловой экран
esforço,
 cortante, shear load, tranchant, Scherkraft, перерезывающая сила
 gerais, general loads, efforts généraux, Allgemeine Kraft, общая сила
 normal, axial load, normale, axiale (longitudinale, Normalkraft), осевая сила
esmagamento, crush, écrasement, Stauchung, раздавливание (обрушение)
Estação Espacial Internacional (EEI), International Space Station (ISS), Station Spatiale Internationale (SSI), Internationale Raumstation (ISS), Международная Космическая Станция (МКС)
espalhamento de vórtices, vortices shedding, détachement des tourbillons, Wirbelablösung, образование завихрений
estagiamento, staging, étagement, Stufung, деление на ступени
estocável, storable, stockable, lagerfähig, длительного хранения
Estopim Detonante Confinado (EDC), detonating transfer line, confined detonating chord, ligne de transmission détonique, Sprengschnur, детонирующий удлиненный заряд
estufa, stove, étuve, Einbrennofen, камера для отверждения топлива
extensômetro, strain gage, extensomètre, Dehnungsmessstreifen, тензодатчик
fadiga, fatigue, fatigue, Ermüdung, усталость
falha, failure, faille, Fehler, Fehlschlag, отказ
fator crítico de tensão, critical tension factor, facteur critique de tension, Kritischer Spannungsfaktor, критический коэффициент интенсивности напряжений
intensidade de tensão, stress intensity, intensité de tension, Spannungintensität, коэффициент интенсивность напряжения
fibra, fiber, filament, fibre, Faser, фибра
flambagem, buckling, flambage, Ausbeulen, потеря устойчивости
flange, flange, bride, Flansch, фланец
foguete de sondagem, sounding rocket, fusé sonde, höhenforschungsrakete, зондирующая ракета
folga, clearance, gap, jeu, Spiel, зазор
forno, furnace, four, Ofen, печь

frenagem, braking, freinage, bremsen, торможение
garganta, throat, col, Hals (Düsenhals), критическое сечение
giro gravitacional, gravity turn, vol à incidence nulle, Gravity Turn, разворот под действием силы тяжести
girômetro, gyro, gyromètre, Kreisel, гироскоп
grau de liberdade, degree of freedom, degré de liberté, Freiheitsgrad, степень свободы
guiagem, guidance, guidage, Steuerung, Regelung, наведение
malha aberta, open loop, boucle ouverte, Offener Regelkreis, открытый контур
malha fechada, closed loop, boucle fermée, Geschlossener Regelkreis, замкнутый контур
guinada, yaw, lacet, Gieren, рыскание
hidrogênio, hydrogen, hydrogène, Wasserstoff, водород
ignitor, igniter, allumeur, Anzünder, воспламенитель
 pastilhado, pyrotechnic, pastillé, pyrotechnisch, пиротехнический
 pirogênico, pyrogen, pyrogénique, pyrogen, пирогенный
inserto, insert, insert, Einlage, вкладыш
ioiô, yo-yo, yo-yo, YO-YO, йо-йо
junta flexível, flexible joint, joint flexible, Gelenk, эластичный опорный шарнир
lançador, launcher, lanceur, Startrampe, ракета носитель
lastro, ballast, lest, Ballast, балласт
licitação, bid, offre, Angebot, конкурс
livre-livre, free-free, libre-libre, frei schwingend (Stab), без ограничивающих связей
longarina, spar, longeron, Strebe, лонжерон
macerador, macerator, macérateur, Zerkleinerer, смеситель
magnésio, magnesium, magnésium, Magnesium, магни
mancal, bearing, palier, Lager, подшипник
mandril, mandrel, mandrin, Dorn, оправка
mão francesa, bracket, support, Winkel, кронштейн
matéria prima, raw material, matière première, Rohmaterial, сырьё
mesa de lançamento, launch pad, table de lancement (pas de tir), Startstuhl, пусковой стол
método das características, characteristics method, méthode des caractéristiques, Methode der Charakteristiken, метод характеристик
mola, spring, ressort, Feder, пружина
momento fletor, bending moment, moment de flexion, Biegemoment, изгибающий момент
momento restaurador, restoring moment, moment de rappel, Rückstellmoment, восстанавливающий момент
monoestágio, one stage, monoéstage, einstufig, одноступенчатый
motor,
 estagiado, staged motor, étagé, gestuft, двигатель ЖРД с замкнутой схемой с дожиганием генераторного газа
 segmentado, segmented motor, bloc segmenté, segmentiert, секционный двигатель
 sólido, solid motor, solide, Feststoff, твердотопливный двигатель (РДТТ)
 líquido, engine, liquide, Flüssig, жидкий двигатель
 testemunha, scale motor, à échelle réduite, Testmotor, образец двигателя
nitrogênio, nitrogen, azote, Stickstoff, азот
onda de choque, shockwave, onde de choc, Schockwelle, ударная волна
órbita, orbit, orbite, Umlaufbahn (Orbit), орбита

alta, high earth orbit (HEO), haute, Hoher Orbit, высокая околоземная орбита
baixa, low earth orbit (LEO), basse, Niedriger Orbit, низкая околоземная орбита
de transferência geoestacionária, geostationary transfer orbit (GTO), de transfert géostationnaire, Transferorbit, переходная к геостационарная орбита
estacionamento, parking, d'attente, Parkorbit, парковочная орбита
molniya, molniya, molniya, Molniya-Orbit, молния
sol-síncrona, heliosynchronous, héliosynchrone, Sonnensynchroner Orbit, солнечно-синхронная орбита

organograma técnico, work breakdown system, organigramme technique, Projektstrukturplan, система распределения работ

oxigênio, oxygen, oxygène, Sauerstoff, кислород

parede fina, thin wall, paroi mince, dünne Wand, тонкая стенка

perclorato de amônio (PA), ammonium perchlorate, perchlorate d'ammonium, Ammoniumperchlorat, перхлорат аммония

perda de carga, loss of head (pressure drop in pipes), perte de charge, Druckverlust (in Rohrleitungen), падение давления

peróxido de hidrogênio, hydrogen peroxide, peroxyde d'hydrogène, Wasserstoffperoxid, перекись водорода

pilotabilidade, controllability, pilotabilité, steuerbar, управляемость

pino, pin, cheville, Bolzen, штырек (шплинт)

pirotecnia, pyrotechnics, pyrotechnie, Pyrotechnik, пиротехника

placa sanduíche, sandwich plate, panneau sandwich, Sandwichplatte, слоистая плита

plano de saída, exit plane, plan de sortie, Austrittsebene, плоскость среза сопла

plataforma,

giro-estabilizada, gyrostabilized platform, plateforme gyrostabilisée, Kreiselstabilisiert
платформа, гиросtabilizированная платформа

solidária, strap down system, système solidaire, Strap Down System, связанная с ЛА
система

pogo, pogo, pogo, Pogoeffekt, пого

prontidão, readiness, disposition, Bereitschaft, готовность

propelente, propellant, propergol, Treibstoff, топливо

bloco de, grain, bloc de, Treibstoffblock, блок топлива

estocável, storable, stockable, Lagerfähiger Treibstoff, длительного хранения

hipergólico, hypergolic, hypergolique, Hypergolischer Treibstoff,
самовоспламеняющийся

proteção térmica, thermal insulation, isolation thermique, Thermalschutz, термоизоляция

potência, power, puissance, Energie, мощность

rajada, gust, rafale, Bö, порыв

rastreio, tracking, repérage, Verfolgung, слежение

rebite, rivet, rivet, Niete, заклёпка

recuperação, recovery, récupération, Bergung, возврат

reforçador, „Verstärkung, Versteifung,

longitudinal, stringer (longeron), raidisseur (lisse), Längsversteifung, стрингер

circunferencial, frame, cadre, Umfangsversteifung, рама (кадр)

refrigeração regenerativa, regenerative cooling, refroidissement régénératif, regenerative
Kühlung (passive Kühlung), охлаждение топливом

reignição, restart, réallumage, Wiederezündung, повторное включение

relaxamento, creep, relaxation, Kriechverhalten, ползучесть

- retropropulsor**, retrorocket, rétrofusée, Bremsrakete, двигатель торможения
- roda de vagão**, wagon wheel, roue de wagon, Speichenrad, канал заряда типа вагонное колесо
- rolamento**, roll, roulis, Drehung, крен
- rombudo**, blunt, émoussé, Stumpf, тупой
- rótula**, rod end bearing (ball joint), rotule, Kugelgelenk, шаровая опора
- saiote**, miniskirt, minijupe, Standzarge, миши юбка
- satélite de sensoriamento remoto**, remote sensing satellite, satellite d'observation, Erderkundungssatellit, спутник дистанционного зондирования
- satelitizador**, satellite launcher, lanceur, Satellitenträger, ракета – носитель искусственных спутников
- seguro**, insurance, assurance, Versicherung, страхование
- selagem vítrea**, glass seal, étanchéité par perles de verre, Glasdurchführung, уплотнение из стекла
- separação a quente**, hot separation, bouchon de champagne, Heiße Trennung, горячее разделение
- serpentina**, coil, tube, Spule, катушка
- silo**, silo, silo, Silo, шахта
- sistema**, system, système de (d'), System, система
- autodestruição**, self destruct system, auto destruction, Selbsterstörungssystem, аварийного подрыва
- controle de rolamento (SCR)**, roll control system, contrôle de roulis, Rollkontrolle, управления по крену
- gás frio (SGF)**, cold gas system, à gaz, Kaltgas, г азовая двигательная установка
- Injeção Secundária (SIS)**, secondary injection system, injection secondaire, Sekundäres Einspritzsystem, система вторичного впрыска
- impulsão de rolamento (SIR)**, spin up system, mise en roulis, Aufdrehsystem, система закрутки
- sobrecarga**, overload, surcharge, Überlast, перегрузка
- solda**, weld, soudure, Schweißen, припой
- suprimento de energia**, power supply, alimentation, fourniture d'énergie, Energieversorgung, силовое снабжение (питание)
- sustentação**, lift, portance, Auftrieb, подъемная сила
- sustentado**, sustained, porté, getragen, устойчивое (горение)
- tensão de ruptura**, burst stress, tension de rupture, Berstspannung, разрушающее напряжение
- tiro em banco**, stand test, tir au banc, Abbrandversuch, стендовое испытание
- tratamento térmico**, heat treat, traitement thermique, Wärmebehandlung, термообработка
- trava**, lock, verrou, Sperre, замок
- treliça**, truss, treillis, Gitterträger, ферма
- trilho**, rail, raíl, Schiene, рельс
- trinca**, crack, crique, Sprung, щель
- trombeta**, finocyl, finocyl, Finocyl (Festtreibstoffgeometrie), канал цилиндро-конической формы
- tubeira submersa**, submerged nozzle, tuyère noyée, Versenkte Düse, утопленное сопло
- usina de propelente**, propellant plant, usine de propergol, Treibstofffabrik, завод по изготовлению ракетного топлива
- vareta**, rod, tige, Stab, пруток

vazamento, leakage, fuite, Leck, утечка

velocidade (escalar), speed, vitesse, Geschwindigkeit, скорость

velocidade (vetor), velocity, célérité, Geschwindigkeit, скорость

viabilidade, feasibility, viabilité, faisabilité, Machbarkeit, осуществимость (выполнимость)

vibrador, shaker, pot vibrant, Schüttler, вибростен

Foram utilizadas as seguintes obras para a elaboração desta seção:

- A Pictorial Dictionary English and Russian with alphabetical indexes, Duden Oxford Living Language Ltd., Moscow, 2003.
- ABBYY Lingvo (Internet)
- Barrère, 1960
- Buecken, Francisco, J., Vocabulário Técnico, 5a edição, Ed. Melhoramentos, São Paulo, 1977.
- Grande Dicionário Português – Russo, Zhivoi Yazyk, Moscou, 2005.
- Konyukhov, S. N., Russian – English English - Russian Specialized Dictionary, Bureau Estatal de Construção “Yuzhnoe”, Dnepropetrovsk, 2000. (cópia gentilmente oferecida pelo Prof. Roberto Wanderley (ABIN))
- Marty, 1986
- Marty, 1994
- Robert, Paul, Dictionnaire Alphabétique et Analogique de la Langue Française, Société du Nouveau Littré, Paris, 1973.
- GRTs Makeyev, relatórios dos dois contratos de serviços prestados ao VLS-1.
- Sutton, 2010

Cooperaram as seguintes pessoas na revisão e na busca dos melhores termos técnicos equivalentes,

- no idioma francês: Bernard Lallemand (PyroAlliance);
- no idioma russo: Tatiana Strogalshikova, Sergey Aleksandrovitch Makhankov, Sergey Aleksandrovitch Bitkin e Sergey Borisobitch Egorov (GRTs Makeyev);
- no idioma alemão: Peter Turner (DLR/MORABA) que contribuiu com todos os termos em alemão.

aos quais agradeço pelo profissionalismo e muito mais pela amizade forjada em torno do trabalho conjunto.



Sindicato Nacional dos Servidores Públicos Federais
na Área de Ciência e Tecnologia do Setor Aeroespacial

Diretoria SindCT Triênio 2014 - 2017

Presidente: IVANIL ELISIÁRIO BARBOSA

Vice-presidente: MÁRIO AFONSO RIBEIRO DO CANTO

Secretário Administrativo: LAÍS MARIA RESENDE MALLACO

1º Secretário de Finanças: LUIZ ELIAS BARBOSA

2º Secretário de Finanças: GERALDO ORLANDO MENDES

Secretário Jurídico e de Saúde do Trabalhador: LUIS FERNANDO FIGUEIREDO BERNABÉ

Secretário de Aposentados: JOSÉ AILSON ROSA

Secretário de Comunicação e Cultura: GINO GENARO

Secretário de Formação Sindical: SOLÓN VENÂNCIO DE CARVALHO

Suplente: FRANCISCO RÍMOLI CONDE

Suplente: ALISON OLIVEIRA MORAES

Conselho Fiscal: NEUSA MARIA DO CARMO

Conselho Fiscal: EDMILSON RIBEIRO DA SILVA

Conselho Fiscal: ANDRÉ LUIS CÂNDIA

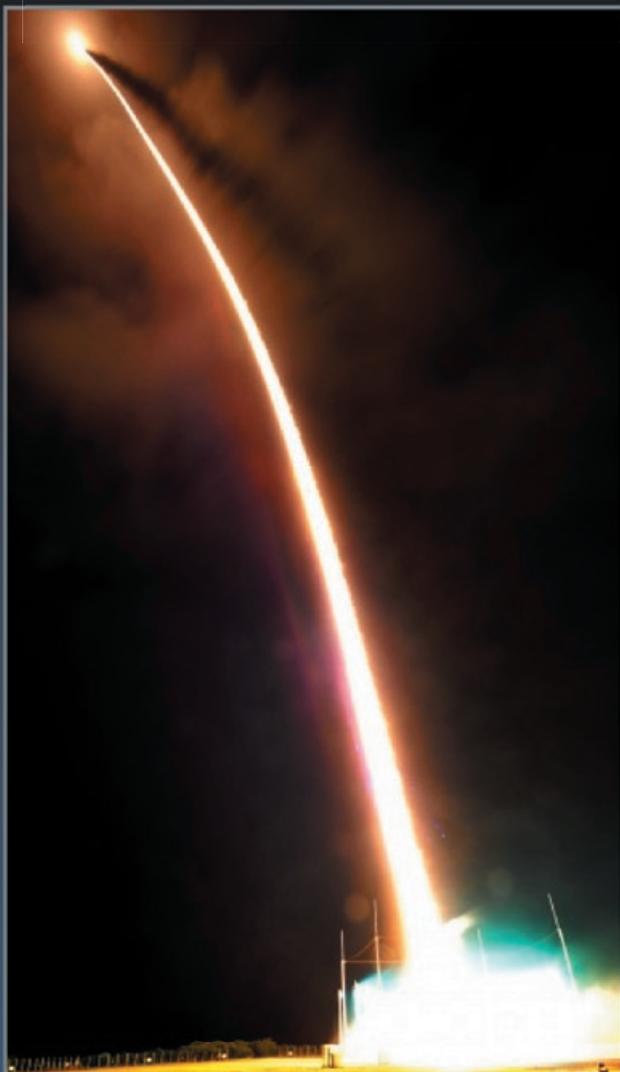
Suplente: LUIZ GONZAGA DE ARAÚJO

*

SindCT

Rua Santa Clara, 432, Vila Adyanna, São José dos Campos-SP

www.sindct.org.br



O desenvolvimento de foguetes de sondagem e lançadores de satélites dentro do Programa Espacial Brasileiro tem uma história que se inicia na década de 60 e prossegue até os dias de hoje. Seus feitos e vicissitudes são ignorados por ampla maioria dos brasileiros.

No entanto, é imperativo que nossa sociedade saiba que o atual domínio dessa tecnologia, juntamente com a de satélites e a dos campos de lançamento e rastreamento, ainda não atende à totalidade das necessidades estratégicas do país e limita a sua soberania no cenário internacional.

Dentre os propósitos do livro, destacam-se:

- o testemunho de uma vida profissional no ambiente de desenvolvimento dos foguetes no Instituto de Aeronáutica e Espaço; e
- o registro dos conceitos básicos de engenharia utilizados nos desenvolvimentos ocorridos no período em que o autor se dedicou à análise estrutural e à engenharia de sistemas de foguetes.

A obra constitui memória e legado, pretendendo ser acessível a uma ampla gama de leitores.

Se a consciência for despertada, e novas ações forem estabelecidas para a efetivação do programa de desenvolvimento e operacionalização de lançadores de satélites no país, então tudo o que passou terá valido a pena.

O Autor



Ariovaldo Felix Palmerio é engenheiro mecânico e de automóveis pelo Instituto Militar de Engenharia, é mestre em engenharia aeronáutica pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica e doutor em *engineering mechanics* pelo Virginia Polytechnic Institute & State University. Sua carreira profissional transcorreu inteiramente no Instituto de Aeronáutica e Espaço, do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, do Comando da Aeronáutica, onde atuou no desenvolvimento de foguetes de sondagem e lançadores de satélites, como engenheiro estrutural e de sistemas. O presente livro consiste do aprimoramento de notas de aulas ministradas em órgãos do Comando da Aeronáutica e outras instituições de ensino e pesquisa.

SindCT

Sindicato Nacional dos Servidores Públicos Federais
na Área de Ciência e Tecnologia do Setor Aeroespacial

Agência Brasileira do ISBN

ISBN 978-85-62042-05-8



9 788562 042058