****

ABAEE
ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE ATIVIDADES EDUCATIVAS ESPACIAIS

AEROESPAÇONÁUTICA 7

****

Capa 59

Editorial 59

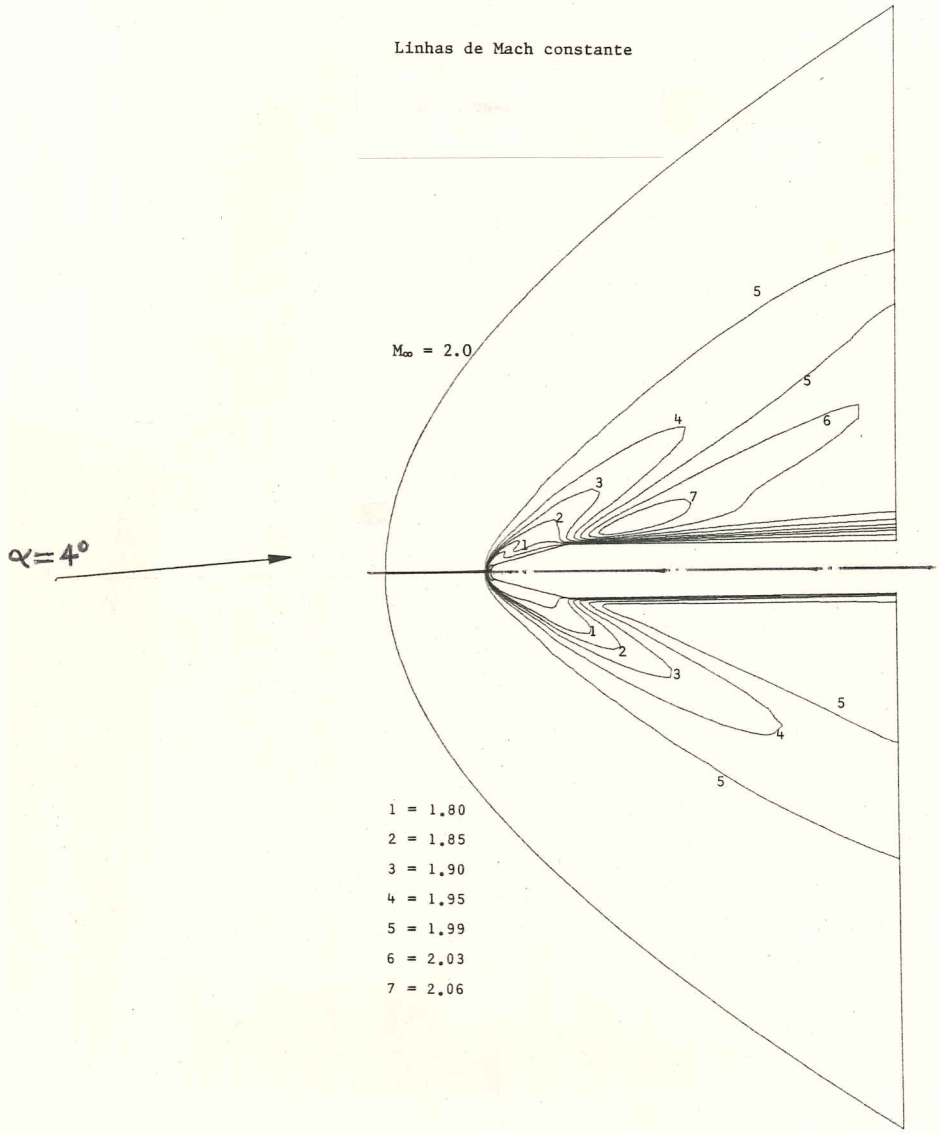
Seções: Acontecimentos Espaciais 65
Biografia (Glushko) 70
Eventos (ENCIT'90) 70
Ficha Técnica (SSME) 71
Informe AEN 60

SPACE CAMP BRASILIERO 72
Gilberto G. Sgarbi

TUBEIRA 75
José Miraglia

FOGUETES A PROPELENTE SÓLIDO 77
NASA Educational Briefs

PRESSÃO DE COMBUSTÃO - COMO GARANTIR?
Ozualdo S. Toyoda 82



ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE ATIVIDADES EDUCATIVAS ESPACIAIS - ABAEE

* Associação civil, registrada e sem fins lucrativos. Criada em 1º Set 86 com o objetivo de congregar os grupos espaciais amadoristas, estimulando atividades de caráter educativo-científico através da pesquisa, desenvolvimento e experimentação de minifoguetes.

* CGC MF nº 53.319.521/0001-72

* Diretoria:

Presidente:	Carlos H. Marchi, Florianópolis, SC
Vice-Presidente:	Basílio Baranoff, São José dos Campos, SP
Diretor de Segurança:	José Félix de Santana, Carpina, PE
Ass. de Comunicação Social:	José Miraglia, São Paulo, SP
Diretor Cultural:	Marcelo M. Morales, São Paulo, SP
Diretor Técnico-Científico:	Carlos H. Marchi, Florianópolis, SC
Diretor de Operações:	Ozualdo S. Toyoda, Rio de Janeiro, RJ
Diretor de Ensino:	Gilberto G. Sgarbi, Niterói, RJ
Secretário:	Bernardo M. Besozzi, Florianópolis, SC
Tesoureiro:	Sandro F. Hering, Florianópolis, SC

* Endereço: ABAEE
Cx. Postal 1648 - Centro
88001 - Florianópolis - SC

* Atividades:
1-publicação trimestral do boletim Aeroespaçonáutica;
2-promoção anual do Seminário Brasileiro de Aeroespaçonáutica (SEBAE);
3-fornecimento de cópias de trabalhos, relatórios e notas técnicas, e programas computacionais da Biblioteca da ABAEE, relacionados ao projeto, desenvolvimento e experimentação de minifoguetes;
4-realização de visitas técnicas a institutos de pesquisa, laboratórios, campos de lançamento e empresas com atividades relacionadas às Ciências Aeroespaciais;
5-publicação de notas técnicas e normas sobre pesquisa, desenvolvimento e experimentação de minifoguetes;
6-realização de campanhas e campeonatos de lançamento de espaçomodelos de âmbito regional e nacional;
7-homologação de recordes nacionais de minifoguetes; e
8-desenvolvimento de projetos de minifoguetes.

* Recursos financeiros.
Os recursos financeiros usados para promover as atividades da ABAEE são oriundos, exclusivamente, das contribuições e doações de seus associados.

* Novos associados.
Quem tiver interesse em tornar-se membro da ABAEE deve escrever para o endereço acima.

Boletim AEROESPAÇONÁUTICA - AEN

* Publicação da ABAEE

* Periodicidade: trimestral.

* Editor: Carlos H. Marchi
Cx. Postal 1648 - Centro
88001 - Florianópolis - SC

* Conselho Editorial: José Miraglia, Presidente
Rua Dr. Elísio de Castro, 505 - Ipiranga
04277 - São Paulo - SP

* Tiragem desta edição: 75 exemplares.

* Contribuições para publicação no Boletim Aeroespaçonáutica, na forma de artigos ou notas técnicas, devem ser remetidas ao presidente do Conselho Editorial, José Miraglia. Contribuições na forma de divulgação científica, incluindo os assuntos abordados nas seções do boletim, devem ser enviadas diretamente ao editor, Carlos H. Marchi.

* Os autores são responsáveis pelos artigos que assinam.

****

AGRADECIMENTO

Ao Grupo de Simulação Numérica em Mecânica dos Fluidos e Transferência de Calor (SINMEC), da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), por fornecer os meios necessários à edição do boletim e impressão dos seus originais.

****

CAPA

Os números indicam os valores das linhas de número de Mach constante, indicados na legenda, resultantes da solução numérica tridimensional do escoamento inviscido sobre o foguete , voando a Mach 2.0 com ângulo de ataque de 4 graus, utilizando-se o código computacional MACH3D desenvolvido na Universidade Federal de Santa Catarina. Este resultado foi obtido após seis horas de execução do código num computador IBM 3090. O MACH3D será usado no projeto do minifoguete experimental da ABAEE, o Vetor 3K.5 (veja nota no Informe AEN, abaixo).

****

EDITORIAL

Recentemente, a ABAEE foi divulgada nos jornais Folha de São Paulo, Jornal do Brasil e no Jornal da Ciência Hoje, da SBPC, bem como na revista Esporte Modelismo, tendo recebido mais de 80 cartas de pessoas interessadas em integrarem a associação.

Os destaques deste sétimo número do AEN são: a proposta do Dir. de Ensino, Gilberto G. Sgarbi, para a criação do Space Camp Brasileiro; um artigo da NASA onde são abordados os principais pontos dos foguetes a propelente sólido, a nível básico; e, o artigo sobre pressão de combustão do Dir. de Operações, Ozualdo S. Toyoda,

assunto de extrema relevância nos projetos de motores-foguete.

Junto ao AEN-8 serão remetidos o Código de Segurança para Espaçomodelismo adotado pela ABAEE e o Index-ABAEE (relação de 33 referências bibliográficas e cinco programas, incluindo descrição do conteúdo, que serão fornecidos pela ABAEE aos interessados). Para viabilizarmos estas publicações e outras que estão em projeto, como o início de contatos oficiais da ABAEE com organizações semelhantes, do exterior, pedimos que os associados que ainda não efetuaram o pagamento do saldo de suas anuidades de 1990, conforme a carta RC/444/ABAEE, de 22 Set 90, o façam o mais breve possível. Àqueles que já efetuaram o pagamento, agradecemos.

Finalmente, solicitamos aos associados que ainda não responderam à carta RC/422/ABAEE, de 5 Ago 90, remeterem-nos a pauta da 1º Assembléia Geral da ABAEE por Correspondência, devidamente preenchida, para ratificar as decisões já aprovadas.

****

*** INFORME AEN ***

DIVULGAÇÃO DA ABAEE

A ABAEE teve seu endereço divulgado recentemente em três jornais e uma revista: no dia 24 Ago 90, no caderno de ciência do jornal Folha de São Paulo, onde divulgou-se o projeto do minifoguete Apogeu do Grupo de Foguetes Experimentais da USP; no Jornal do Brasil, de 9 Set 90, comentando sobre o espaçomodelo Sondinha III de Ozualdo S. Toyoda; no Jornal da Ciência Hoje, de 21 Set 90; e, na Revista Esporte Modelismo nº 54, de Ago 90, onde publicou-se um nota sobre os objetivos e atividades da ABAEE e um artigo sobre estabilidade de foguetes, de Ozualdo S. Toyoda.

Como resultado destas divulgações nos meios de comunicação, a ABAEE recebeu nos últimos três meses mais de 80 cartas de pessoas interessadas no boletim AEN e em associarem-se à ABAEE.

SEQUÊNCIA DE VÔO DO VLS

O Veículo Lançador de Satélite (VLS) em desenvolvimento no Instituto de Atividades Espaciais (IAE), de São José dos Campos, segundo informações deste instituto, apresentará a sequência de vôo mostrada na tabela abaixo.

tempo de vôo [segundos]	número de Mach	altitude [metros]	regime de vôo
15	0.3	670	subsônico
27	0.8	2800	transônico
39	1.2	6700	supersônico
103	5.0	58000	hipersônico
146	7.0	113900	hipersônico

MINIFOGUETE EXPERIMENTAL DA ABAEE

O desenvolvimento do minifoguete experimental da ABAEE entrou na fase 2, de 5, a fase de projeto. O nome escolhido para este minifoguete foi Vetor 3K.5. Sua missão será atingir 3000 metros de apogeu contendo 500 gramas de carga útil.

Participam do projeto, atualmente, dois grupos (Laboratório de Atividades Espaciais, LAE, Carlos H. Marchi; e o Grupo de Foguetes Experimentais, GFE, Fernando Stancato e José Miraglia) e mais 4 pessoas, Ozualdo S. Toyoda, Gilberto G. Sgarbi,

Marcelo Cirenza e Elias M. Jacintho.

A fase de projeto está prevista para se encerrar até fevereiro de 1991 quando terá início a fase 3, a fase de desenvolvimento de equipamentos de apoio, cargas úteis, de protótipos do minifoguete e realização de testes estáticos.

Quem tiver interesse em participar do projeto, escreva para Carlos H. Marchi.

2º SEMINÁRIO BRASILEIRO DE AEROESPAÇONÁUTICA - SEBAE

Realizou-se nos dias 14 e 15 de julho de 1990 na Escola Politécnica da Universidade de São Paulo (USP) sob a colaboração do Depto. de Eng. Mecânica. O evento promovido pela ABAEE foi organizado pelo Grupo de Foguetes Experimentais (GFE), de São Paulo.

Cerca de 15 pessoas de São Paulo, São José dos Campos e Rio de Janeiro participaram deste SEBAE.

As atividades desenvolvidas foram:

* filmes: - Jornada Infinita (Projeto Apollo); e
  - lançamentos de foguetes brasileiros da Barreira do Inferno;

* palestras: - Os Jovens e a História Espacial do Brasil, Basílio Baranoff;
  - O Grupo de Foguetes Experimentais, Fernando Stancato; e
  - Programa Space Camp Brasileiro, Ozualdo S. Toyoda;

* trabalhos: - Dimensionamento da câmara de combustão e tubeira do Projeto Apogeu, Marcos Viterbo;
  - Nitrato de Sódio - Proposta de um novo propelente, Luiz F. Lins;
  - Cálculo de CP e CG - Um programa otimizado, Wanderley Verdum;
  - Um programa de cálculo de trajetória, Alexandre A. Groti;
  - Sistemas telemétricos e ogivas ativas para foguetes experimentais, Marco A. Medeiros;
  - Uma pesquisa sobre propriedades de materiais aplicáveis a foguetes experimentais, Marcio Nieble; e
  - Pressão de combustão - como garantir?, Ozualdo S. Toyoda.

A síntese da palestra sobre o Space Camp Brasileiro e o trabalho sobre pressão de combustão são apresentados neste número do AEN. As demais palestras e trabalhos não geraram qualquer material escrito, portanto, não serão publicados no AEN.

DANISH AMAUTEUR ROCKET CLUB - DARK

Claus Clausen, Presidente da DARK
Tradução: Carlos H. Marchi

A Associação Dinamarquesa de Foguetes Amadores (DARK) foi fundada em 11 de novembro de 1975 como uma associação de pesquisa de foguetes amadores, com o propósito principal de dar informações ao público sobre astronáutica. Desde então a DARK tem desenvolvido, dentro da associação, diferentes atividades, tais como: astronomia, química, tecnologia computacional, física, etc.

Os membros da associação são principalmente estudantes, engenheiros e trabalhadores especializados na faixa etária de 18 a 35 anos. No momento existem 45 membros com o número total de 20 ativos.

Como lugar de reunião nós temos nossas próprias salas da associação com uma pequena biblioteca, laboratório químico/fotográfico e uma oficina para eletrônica. Além disso nós temos uma oficina com as ferramentas necessárias para fabricar um foguete.

Nós temos uma área à nossa disposição na Dinamarca para testes estáticos e equipamento completo para tais testes. Adicionalmente nós temos um túnel de vento de baixa velocidade (máximo 30 m/s) e um sistema de fusão para fusão contínua de propelente (baseado no princípio da indução). Uma rampa de lançamento (6 metros de comprimento e 900 kg de massa) que está localizada na Suécia.

Desde 1979 nós temos realizado 50 testes estáticos na Bélgica, Suécia e Dinamarca, e 15 testes dinâmicos (incluindo um foguete com dois estágios) mais ou menos bem sucedidos na França e Suécia.

Um novo projeto é o desenvolvimento de um propelente estável de nitrato de potássio e açúcar para dar aos nossos foguetes uma altitude padrão de 6000 metros.

A estrutura da DARK é baseada num quadro de diretores e os membros da associação, os quais todos pagam uma remuneração mensal. Muitas decisões são feitas coletivamente, mas o quadro de diretores, consistindo de alguns membros ativos, tem poder para tomar decisões relativas aos trabalhos cotidianos na associação.

No momento a DARK está executando uma campanha para aumentar o número de membros, e elevar os fundos para projetos de foguetes mais complexos.

A DARK nunca teria alcançado o ponto em que nós estamos agora, se nós não tivéssemos nos juntado à organização Youth & Space, que tem nos dado muita experiência fundamental, baseado nos contatos com outras organizações fora da Dinamarca.

Fonte: **Newsletter.** Gilly, Bélgica, Youth and Space, apr. 1989. p. 4-5.

SATÉLITE SINO-BRASILEIRO DE RECURSOS TERRESTRES - CBERS

Nos últimos dez anos, o Sensoriamento Remoto vem sendo aplicado com diferentes níveis de sucesso, mostrando-se mais eficiente para países em desenvolvimento, que dependem amplamente de informações básicas sobre seus territórios. A importância assumida pelo Sensoriamento Remoto nestas situações levou a China e o Brasil, em julho de 1988, a criarem um programa de cooperação para desenvolver satélites de recursos terrestres. O programa Sino-Brasileiro de Satélites de Recursos Terrestres - CBERS - conjuga capacidades tecnológicas, científicas e financeiras de países em desenvolvimento para estabelecer um sistema de Sensoriamento Remoto por satélite, competitivo e compatível com os sistemas dos anos 90 no cenário internacional.

O programa CBERS apresenta uma alternativa de cooperação horizontal e intercâmbio tecnológico entre os países do Terceiro Mundo.

As especificidades do Programa CBERS, que o distingue de outros programas, são o conjunto multissensor com diferentes resoluções espaciais e períodos de recobrimentos. Este conjunto é formado por 3 sistemas imageadores: o Imageador de Grande Visada (WFI); a Câmara CCD e o Varredor Multiespectral Infravermelho (IR-MSS).

O WFI tem uma varredura, no terreno, de 900 km de largura, com uma resolução espacial de 260 m, e cobre a superfície da Terra durante um período menor que 5 dias. Sobre esta área de varredura sinóptica, a Câmara CCD e o Sensor IR-MSS fornecem informações detalhadas numa faixa amostral de 120 km, com 20 m e 80 m de resolução, respectivamente. A Câmara CCD, por outro lado, tem capacidade de observar fora do nadir, até + 32°, o que permite maior frequência de observações, bem como estereoscopia. Desta forma, qualquer fenômeno detectado pelo WFI poderá ser detalhado pela Câmara CCD num intervalo mínimo de 3 dias. Esta configuração multissensor, com alta resolução temporal e espacial, mostra-se extremamente interessante para monitoramento e análise de geossistemas que dependem de informações multiespectrais com grande frequência.

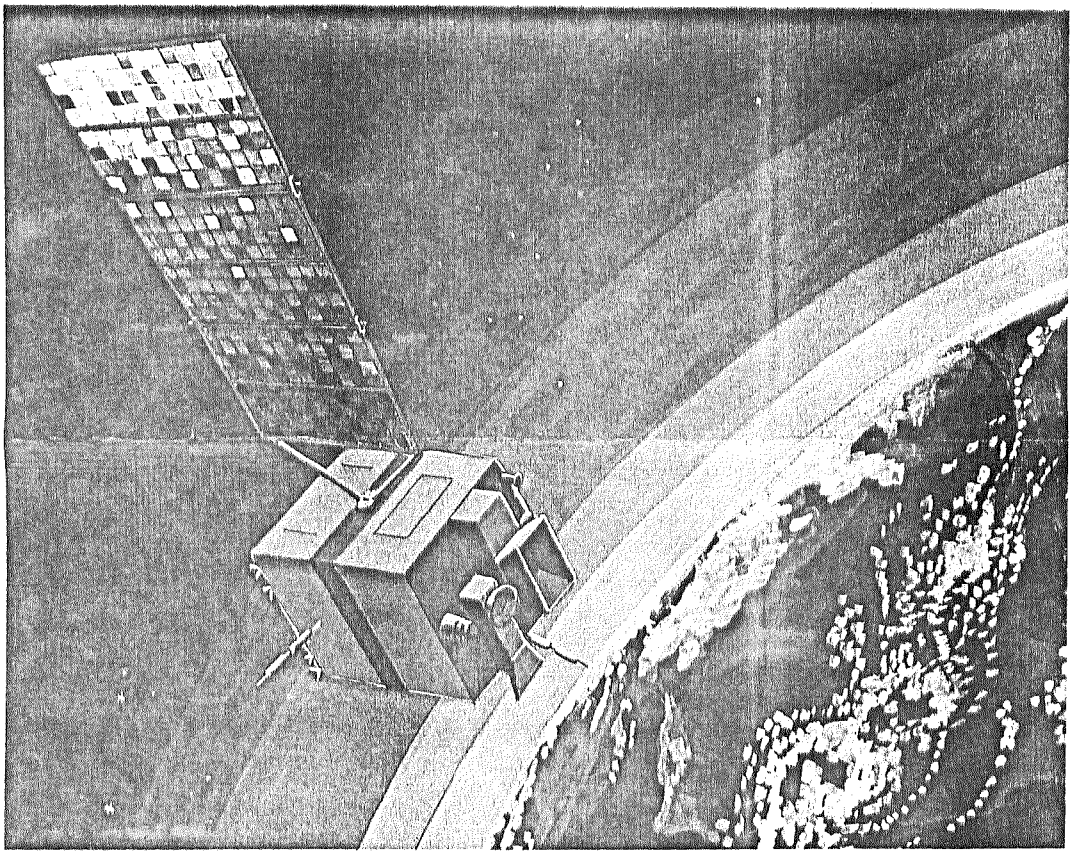
Além desses subsistemas imageadores, o satélite CBERS inclui o Sistema de Coleta de Dados (DCS) para transmissão de dados ambientais, além do Monitor do Ambiente Espacial (SEM) para detecção de radiação de alta energia. O satélite transporta também o Gravador de Bordo Experimental de Alta Densidade (HDTR).

O lançamento do primeiro satélite CBERS está previsto para o segundo semestre de 1993 por um foguete chinês da série Longa Marcha, da Base de Lançamento de Shansei na República Popular da China. O lançamento do segundo satélite está previsto para 1995. A expectativa de vida útil destes satélites é de 2 anos.

Parâmetros orbitais
altitude média = 778 km
inclinação = 98,504 graus
órbitas/dia = 14 + 9/26
intervalo de órbita = 100,26 minutos
período de recobrimento = 26 dias

Principais características
massa = 1400 kg
potência = 1100 watts
dimensões = 2,0m x 8,3m x 3,3m
(configuração em órbita)

BRASIL 中国



Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres

Fonte: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE.

VLS, UM PROJETO EM COMPASSO DE ESPERA

Gilberto G. Sgarbi, Dir. Ensino, ABAEE

Programado para colocar em órbita, em janeiro do ano passado, o SCD-1, primeiro satélite construído no Brasil, o VLS, definitivamente, está temporariamente "congelado". Com a desvinculação dos cronogramas do primeiro Satélite de Coleta de Dados (SCD-1), a cargo do INPE, e do Veículo Lançador de Satélite (VLS), sob a responsabilidade do IAE/CTA, na Missão Espacial Completa Brasileira (MECB), o SCD-1 poderá ser lançado tão logo estiver pronto, em meados do ano que vem, por um foguete lançador estrangeiro. O VLS, segundo as previsões mais otimistas, só terá seu vôo de estréia marcado para a partir de 1993.

Em abril, quando esteve no INPE, José Goldemberg, Secretário da Ciência e Tecnologia da Presidência da República, declarou que "o trabalho está indo bem. O satélite está sendo fabricado sob todos os critérios técnicos necessários. Se tiver que dar algum defeito - continuou - ele tem que dar aqui. Não adianta se fixar prazos políticos para fazer ir mais rápido ou mais devagar"; ele ratificou a previsão na qual o SCD-1 estará em condições de ser lançado a partir de meados do ano que vem por um

foguete estrangeiro; "Os demais satélites da MECB poderão ser lançados pelo VLS nacional", observando que "o satélite é apenas uma carga e pode ser colocada em órbita por qualquer lançador", idéia que conta com o apoio do Brigadeiro Ferolla (Diretor do CTA) que acrescentou ser a revisão uma posição conjunta do CTA e do INPE.

Quando Goldemberg "encerra" a velha pendência entre o INPE e o CTA, é lembrado o nome de Marco Antônio Raupp, ex-Diretor Geral do Instituto, demitido pelo então ministro Roberto Cardoso Alves, exatamente porque defendia a decisão hoje adotada e bem aceita após um ano e três meses de seu afastamento. Raupp teria previsto as dificuldades presentes na construção do VLS, hoje reconhecidas sem constrangimento, e empenhou-se em fazer com que o SCD-1, já bastante adiantado à sua época, fosse lançado o quanto antes.

No Instituto de Atividades Espaciais (IAE), CTA, aparentemente, o projeto do VLS já está definido. Entretanto, o VLS que há um ano se encontrava montado no Prédio de Integração, foi desmantelado e seus componentes devolvidos à maior parte dos 130 fornecedores nacionais, mas, isso, teria sido previsto, uma vez que a integração não passava de um ensaio de rotina. Com as alterações em curso no CTA, espera-se uma significativa retomada do projeto.

Fonte: **Astronews**, nota 110, 26 de junho de 1990.

EM DEFESA DA AUTENTICIDADE DO PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO

Gilberto G. Sgarbi, Dir. Ensino, ABAEE

Tão logo foi conhecida a invasão do Kuwait pelas forças armadas iraquianas, preocupado com a situação dos brasileiros que se encontravam no Iraque, o governo levantou o nome daqueles que lá estavam em cumprimento de contratos comerciais. Foi uma surpresa verificar a presença de empregados da HOP (Hugo de Oliveira Piva) Engenharia, reconhecidos como militares reformados da FAB, responsáveis pelo desenvolvimento de projetos militares, como foguetes auxiliares de combustível sólido (para aumentar o raio de alcance dos mísseis Scud de procedência soviética) e na criação de um míssil ar-ar com características similares a do MAA-1 "Piranha".

O Brasil é um dos grandes fornecedores de foguetes de combustível sólido. A Avibrás Aeroespacial, pioneira mundial no carregamento de foguetes sólidos com diâmetro superior a 70 mm, por exemplo, vendeu ao Iraque cerca de 160 unidades de combate ASTROS-II (Artillery Saturation Rocket System), que emprega foguetes SS-60, SS-40 e SS-30, com tecnologia de propulsão sacada dos foguetes de sondagem meteorológica Sonda-I e Sonda-II. Tal posição qualifica a indústria nacional como em condições de supostamente produzir os boosters para o Scud.

Para adquirir a autonomia necessária para produzir em série mísseis ar-ar, capazes de substituir o Sidewinder importato, o Instituto de Atividades Espaciais (IAE) desenvolveu o protótipo do MAA-1 "Piranha", que integraria os jatos brasileiros de combate. Para industrializá-lo, o IAE transferiu a tecnologia à empresa Órbita Sistemas Aeroespaciais.

A Órbita, cujo Diretor de Pesquisa e Desenvolvimento era o Brigadeiro Hugo Piva, ex-Diretor do CTA, foi criada com capital da Embraer, Engesa e Imbel. Em fevereiro de 1988 ela anunciou que a Líbia estava participando com US$ 400 milhões para a fabricação dos primeiros protótipos do míssil MBEE-1, com alcance de 150 quilômetros, com capacidade para transportar meia tonelada de carga bélica. Em princípios do ano passado, seu Diretor de Pesquisa e Desenvolvimento tornava pública a manifestação do governo do Iraque em financiar parte do programa espacial brasileiro e cooperar em projetos conjuntos, entre eles os lançadores de satélites (classe VLS) e os satélites de sensoriamento remoto, além de mísseis e aviões. Como a proposta iraquiana envolvia tecnologias sensíveis e avançadas dominadas pelo Instituto de Atividades Espaciais (IAE) e pelo Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE), a porta de acesso seria através destas duas instituições, acenando com os recursos financeiros que elas efetivamente precisavam para concretizar a Missão Espacial Completa Brasileira (MECB) a curto prazo.

Nem o INPE e nem o IAE - muito menos a COBAE - "engoliram a ísca", entendendo que os "lançadores de satélites" e os propriamente ditos "satélites de sensoriamento remoto" referidos pelo governo iraquiano seriam, de fato, mísseis balísticos de longo

alcance (extraídos do VLS) e satélites de observação para apoio a combates (com tecnologias dos satélites de sensoriamento remoto da MECB). Assim, com o embargo das instituições espaciais brasileiras, a proposta do Iraque, que contava com a Órbita Sistemas Aeroespaciais como portadora, não surtiu efeito. Recentemente, o protótipo do míssil "Piranha" foi devolvido ao IAE, tendo a Órbita justificado que não iria fabricá-lo.

O programa espacial brasileiro é executado sob a coordenação e supervisão da Comissão Brasileira de Atividades Espaciais - COBAE, órgão da Presidência da República, responsável pelo andamento dos projetos em curso no INPE, IAE e GIGLA (Grupo de Implantação do Centro de Lançamento de Alcântara), e está inteiramente voltado para a autonomia do país na obtenção de know-how e formação de mão-de-obra especializada no uso dos recursos espaciais para fins pacíficos. A presidência da Comissão é, por ação do Decreto nº 68.099 que a criou em 20 de janeiro de 1971, função típica do Ministro-Chefe do Estado Maior das Forças Armadas (EMFA), uma condição que não raras vezes tem sido alvo de críticas. Hoje, entretanto, está comprovada a necessidade do Programa Espacial Brasileiro (da mesma forma que nos demais países) estar sob tutela das Forças Armadas, com vistas à proteção de tecnologias sensíveis.

É de vital importância compreender que a política de uso pacífico do espaço, trilhada pelo governo brasileiro, não é a mesma adotada pela iniciativa privada, que entende a militarização de produtos espaciais como excelente alternativa para ganhar dinheiro, pois o mercado internacional está aberto e ávido por recursos bélicos de qualidade.

O bom senso do Brasil evitou a colocação de armas muito poderosas nas mãos do Iraque e isso, uma vez mais, atesta a autenticidade e bons propósitos do nosso programa espacial. Mas, ninguém irá se surpreender com a adoção de controles mais rigorosos para acesso e transferência tecnológica de protótipos à iniciativa privada. Afinal, o uso do espaço é feito com vistas à garantia de vida no planeta e não à extinção.

Fonte: **Astronews**, nota 119, 28 de agosto de 1990.

****

*** ACONTECIMENTOS ESPACIAIS ***

JUNHO A AGOSTO DE 1990

Reginaldo Miranda Júnior
Grupo de Maquetismo de Nova Friburgo
Nova Friburgo, RJ

Nos últimos três meses, tivemos: a chegada do módulo Kristall à estação Mir; dois cosmonautas soviéticos consertaram sua nave em pleno espaço, enquanto esperavam a chegada de seus substitutos; o lançamento do ônibus espacial Columbia levando o laboratório Astro-1 foi sendo adiado por motivos técnicos. A Arianespace conseguiu bons resultados. Já a sonda Magalhães enfrentou problemas depois de entrar em órbita do planeta Vênus, ao passo que o telescópio Hubble mesmo apresentando defeitos conseguiu bons resultados em algumas fotografias por ele tiradas. Quando este artigo estava sendo terminado, o autor foi informado de que a estação orbital soviética Salyut 7 (Figura 1) deverá reentrar na atmosfera terrestre entre maio e junho de 1991. Esta estação foi lançada em 1982 e é a antecessora da Mir, atualmente em órbita. Existe um plano de se utilizar o Shuttle Buran para recuperá-la e trazê-la de volta à Terra. A Salyut 7 está acoplada ao satélite Cosmos 1686.

JUNHO

6 - O módulo tecnológico Kvant-3 (ou Kristall) falha na primeira tentativa de acoplamento com a estação Mir. Seu computador cancelou a operação duas horas antes

do momento previsto para o engate.

11 - O Kvant-3 acopla-se com a estação Mir, tripulada por Anatoly Solovyov e Alexander Balandin. O módulo, de quase 20 toneladas, transportou para a estação equipamentos de pesquisa, suprimentos e ferramentas para que os cosmonautas consertassem sua nave Soyuz TM-9. No dia seguinte, o módulo é acoplado no anel de engate inferior do módulo de acoplamento múltiplo da Mir.

12 - A NASA anuncia que o telescópio espacial Hubble sofre interferências e fica "mudo" ao passar sobre o Sul do Brasil, devido a certas anomalias no campo magnético terrestre sobre aquela região. É lançado um satélite indiano da série Insat, por meio de um Delta disparado de Cabo Canaveral.

13 - A Arianespace divulga fotos feitas pelo Spot 2, que distiguem objetos de 10 metros; resolução três vezes maior que a do Landsat.

18 - Lennard Fisk, cientista-chefe da NASA, anuncia que a Agência americana desistiu de cooperar com a URSS e a França no projeto Marte-94, que lançará uma sonda a Marte.

21 - Em Cabo Canaveral, é feita uma simulação de lançamento e vôo do Shuttle Atlantis, que estava sendo preparado para um vôo militar programado para julho. Participaram do ensaio Richard Covey, Charles Gemar, Carl Meade, Robert Springer e Frank Culbertson.

28 - A NASA confirma um defeito existente no espelho principal do Hubble. Segundo os primeiros estudos, o aparelho usado em terra para calibrar e polir o espelho estava com defeito, fato que ocasionou imperfeições na peça, depois de pronta. O Hubble ficou anos guardado em salas especiais e nunca teve seus espelhos testados depois da montagem. Será necessário enviar um dispositivo corretor para ser adaptado ao "olho" do telescópio. Isto deverá ser feito em 1993, num vôo de um ônibus espacial.

29 - É descoberto um vazamento de hidrogênio líquido no Atlantis, fato que leva os Estados Unidos a cancelarem por 2 meses qualquer lançamento de um ônibus espacial (defeito semelhante havia sido encontrado no Columbia). A Câmara dos Deputados dos EUA cancela verbas solicitadas para a NASA, reduzindo as reservas financeiras da agência espacial americana.

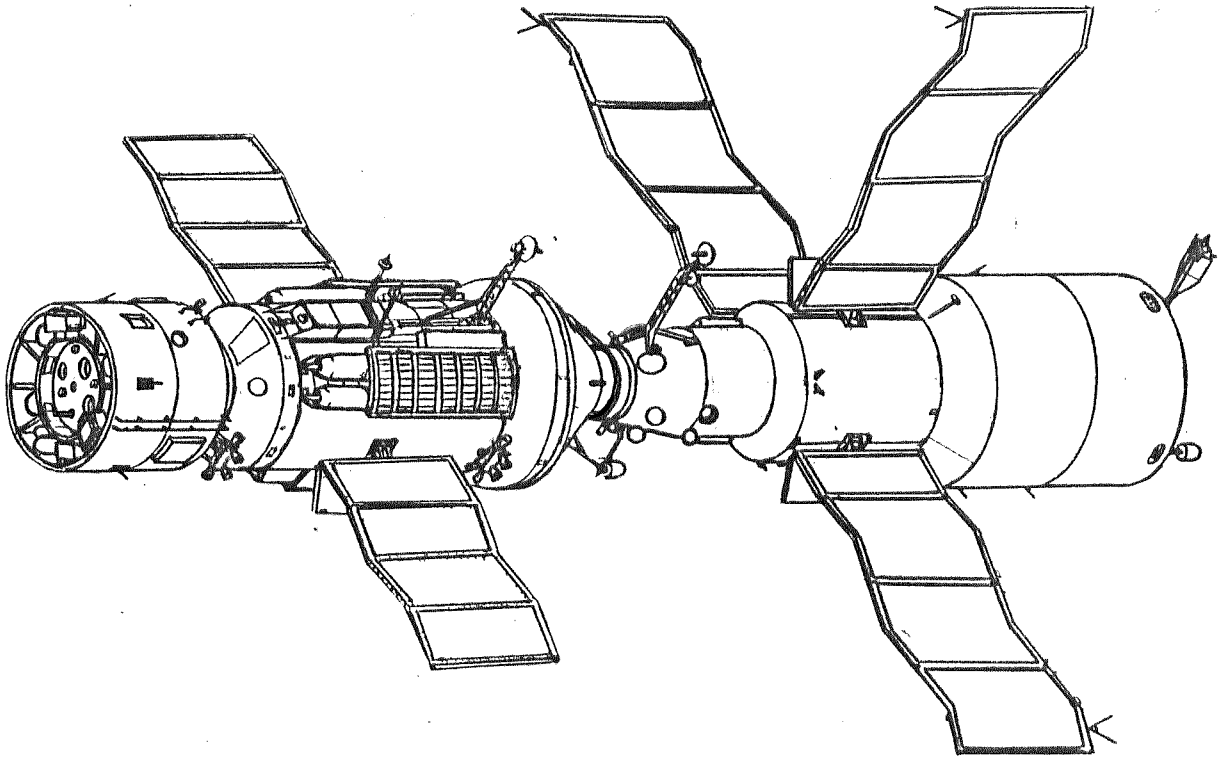


Figura 1. A estação orbital Salyut-7 acoplada ao Cosmos 1686. Os dois veículos acoplados pesam 40 toneladas. A estação é o veículo que possui três painéis solares, à direita.

JULHO

2 - A sonda espacial européia Giotto muda sua trajetória ao passar próxima à Terra, com intuito de se pôr a caminho de encontrar o cometa Grigg-Skjelellerup. A nave, lançada em 1986 para estudar o cometa Halley, teve sua velocidade (em órbita solar) aumentada de 6,3 para 9,4 km por segundo. Nos Estados Unidos, a NASA inicia revisões nas válvulas de combustível dos seus shuttles. É anunciado que, se o Discovery não puder ser lançado entre 5 e 23 de outubro próximos, a nova "janela de lançamento" só ocorrerá em novembro de 1991. O Discovery levará a sonda solar Ulisses.

3 - A NASA anuncia que o Hubble começará a tirar fotos do planeta Plutão a partir de setembro. As imagens obtidas serão corrigidas por computador; por outro lado, o telescópio já iniciou estudos na faixa ultravioleta.

5 - O telescópio francês Sigma, instalado no observatório orbital soviético Granat (Figura 2), descobriu um misterioso objeto existente no centro da Via-Láctea. O Sigma é um aparelho destinado a pesquisas astrofísicas, detectando fontes de radiação de alta energia e raios gama de baixa intensidade. O Granat foi lançado em 1º de dezembro de 1989 por um foguete Proton, e sua aparência é similar a das sondas espaciais Vega.

9 - Segundo estudos divulgados neste dia e nos subsequentes, a NASA montará telescópios na Lua a partir de 2005 -- se as verbas da agência permitirem -- e terá uma base tripulada lá em 2010. Os técnicos da NASA encontram o defeito nas válvulas de combustível do Columbia. A avaria, numa solda de uma das tubulações de alimentação de hidrogênio líquido do shuttle, foi reparada. O satélite israelense Ofek-2 reentra na atmosfera depois de 97 dias em órbita. Segundo a Israel Aircraft Industries, empresa construtora do satélite, o Ofek-2 estava programado para orbitar por 40 dias, e a longa duração de sua viagem comprovou sua eficiência. Entre as funções do aparelho estavam o aperfeiçoamento das técnicas de telecomando e comunicações com estações terrestres.

11 - Doze especialistas da NASA -- chefiados pelo astronauta William Fischer -- concluem que a estação americana Freedom vai precisar de 75% a mais de manutenção depois de montada. Seriam 3800 horas por ano em atividades extraveiculares (EVAs).

17 - Os cosmonautas Anatoly Solovyov e Alexander Balandin fazem uma atividade extraveicular (EVA) para avaliar os danos sofridos pela Soyuz TM-9 (que no seu lançamento teve parte de sua proteção térmica retirada do lugar). Três dos oito painéis de isolação de calor do módulo de comando da Soyuz estavam soltos, bloqueando os sensores de orientação da nave, que servem para guiar o veículo antes da reentrada na atmosfera. Solovyov e Balandin saíram pela porta do Kvant-2, foram até o acoplador múltiplo da Mir e de lá montaram uma escada extensora (levada a bordo do Kristall), que os permitiu chegar a Soyuz e servir-lhes de apoio. A falta dos painéis havia feito a temperatura no interior da Soyuz baixar muito. Depois de inspecionar a Soyuz, os dois voltaram para o Kvant-2, mas ao fecharem a escotilha externa perceberam que a vedação era imperfeita. Os dois ficaram sete horas vestindo os trajes espaciais, uma hora a mais do que o planejado. Eles tiveram que despressurizar todo o Kvant-2, para entrar na seção habitável do módulo. A porta externa ficou aberta até a EVA seguinte.

24 - Lançado um Ariane 44 L, no vôo 37 da Arianespace, transportando os satélites TDF-2 (francês) e DFS-2 Kopernicus (alemão). São dois aparelhos destinados a telecomunicações.

25 - Um foguete Atlas I sobe de Cabo Canaveral com o satélite CRRES, que irá liberar cargas de produtos químicos no espaço para estudar as linhas de campo magnético terrestre. O CRRES foi colocado em órbita de 350 x 36000 km. As cargas por ele liberadas formarão nuvens ionizadas que mostrarão aos cientistas os movimentos do campo magnético. O Atlas I, usado pela primeira vez, é composto por um 1º estágio Atlas e um segundo estágio Centauro 69, e tem 44 metros de comprimento e 4,26 de diâmetro máximo.

26 - Solovyov e Balandin fazem outra EVA fora da Mir, desta vez para consertar a porta de saída do módulo Kvant-2. Em três horas e meia, os cosmonautas conseguiram fechar o compartimento estanque do Kvant-2 (onde ficam guardadas as mochilas espaciais). Havia uma abertura de 1,5 milímetro que impedia o fechamento da esco-

tilha e a pressurização do compartimento. Os cosmonautas também retiraram a escada extensora que haviam levado para fora durante a EVA anterior.

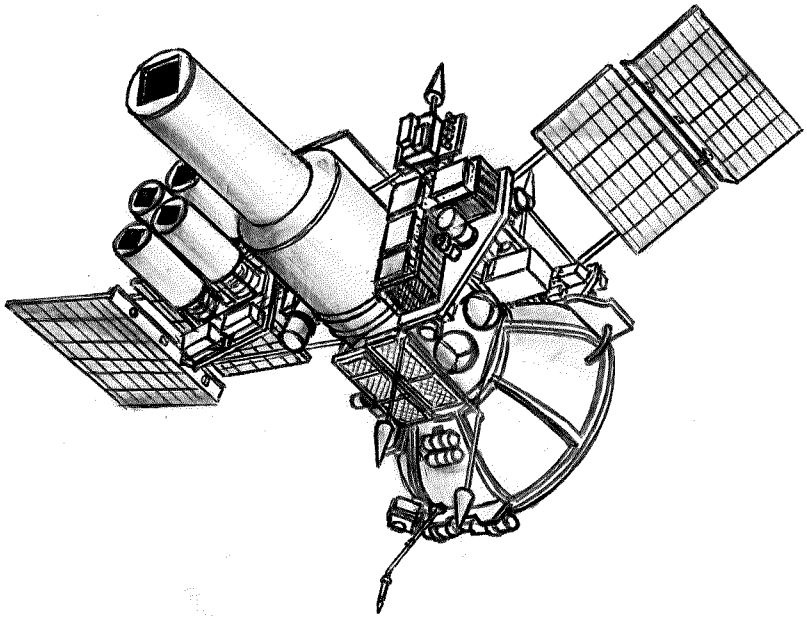


Figura 2. O satélite Granat. O telescópio francês Sigma é o grande cilindro na parte de cima do veículo.

AGOSTO

1 - Lançada a nave espacial soviética Soyuz TM-10 com os cosmonautas Guennady Manakov e Guennady Strekalov, que são os substitutos de Solovyov e Balandin na Mir. Manakov é coronel da Força Aérea da URSS, piloto de provas e para-quedista com mais de 300 saltos, realizando sua primeira missão espacial, sendo o comandante da nave. Tem 40 anos. Strekalov, 49 anos, é engenheiro espacial, já tendo participado das missões Soyuz T-3 (1980), Soyuz T-8 (1983) e Soyuz T-11 (1984). Sua missão na Mir deverá durar 132 dias, devendo encerrar-se em dezembro. Eles farão cerca de 250 experiências com microeletrônica e produção de cristais a bordo da estação.

3 - A Soyuz TM-10 acopla-se com a estação Mir com sucesso.

9 - A Soyuz TM-9 volta à Terra, trazendo Solovyov e Balandin. A cápsula pousou às 4h35m nos arredores da cidade de Arkalyk, no Cazaquistão. Os cosmonautas (lançados em 11 de fevereiro nesta nave) trouxeram 130 kg de carga científica, 23 cristais ultrapuros produzidos na estação (avaliados em 23 milhões de dólares) e dois pintinhos, criados a bordo do Kvant-2. Durante sua missão, eles fotografaram 21 milhões de km2 da superfície terrestre, para estudos de recursos naturais. Também foram trazidas amostras biológicas expostas à radiação cósmica e vacinas produzidas nos laboratórios do módulo Kristall. O pouso perfeito mostrou que a proteção térmica da nave foi consertada corretamente pelos cosmonautas, em pleno espaço. A missão dos dois durou 171 dias.

10 - A sonda espacial Magalhães entra em órbita de Vênus. Completando uma volta em torno do planeta em 3 horas e 11 minutos, a Magalhães descreve uma órbita elíptica. No ponto de maior proximidade, a antena principal funciona como um radar que mapeia a superfície do planeta; na fase distante, a antena é apontada para a Terra, retransmitindo os dados e imagens, que ficaram armazenados em seu computador.

14 - Um ampliador computadorizado é utilizado pela NASA para corrigir as imagens enviadas pelo Hubble, eliminando as aberrações que um defeito no espelho principal do aparelho causava. Quatro fotos apresentadas pela NASA mostram estrelas da

constelação Dourado, e a nebulosa de Tarântula.

16 - A URSS lança seu Progress M-4, cargueiro espacial não-tripulado para a Mir. A nave leva suprimentos, correio, equipamentos diversos, água e materiais úteis para os cosmonautas Strekalov e Manakov. Também é levado uma nova escotilha para o Kvant-2. A nave foi acoplada à estação no dia 17, às 2h26m de Brasília.

17 - A Magalhães interrompe contato com a Terra, inexplicavelmente, das 0h32min às 15h15min deste dia. Técnicos da NASA supõem que a sonda tenha perdido sua estrela orientadora, escolhendo outra, errada. Ao perceber o erro, seu computador a colocou em uma posição de segurança, girando em torno de seu eixo e mantendo seus painéis solares sempre de face para o Sol. Sua antena ficou enviando sinais em todas as direções, até encontrar novamente a Terra. O sinal retomado era o de telemetria, e não o de informações.

21 - A Magalhães perde novamente o contato com a Terra. A interrupção começou às 19h30m, mas um sinal da sonda foi recebido na tarde do dia 22.

23 - Os sinais da Magalhães são novamente captados pela NASA. Os cientistas passaram a mandar sinais para a sonda ordenando que ela ignore parte de seus sistemas eletrônicos de segurança e procurasse a Terra. Eles não sabem o que aconteceu para deixar a sonda em dois estados de "hibernação", por dois períodos do mês. As primeiras imagens obtidas pela sonda haviam sido divulgadas no dia 21.

27 - O veículo espacial Columbia passa pelos últimos testes antes de seu lançamento, previsto para o dia 1º de setembro, para transportar o laboratório astrofísico Astro-1. A nave será comandada pelo veterando Vance Brand (de 59 anos, o mais velho astronauta a voar, e já tendo participado do Apollo-Soyuz, em 1975, e de vários vôos do Shuttle na década de 80) e terá como piloto Guy Gadner, também veterano. John Lounge, também experiente, será o engenheiro de vôo. Dois especialistas de missão -- Jeffrey Hoffman e Robert Parker -- ajudarão os dois astrônomos-passageiros da Columbia, Samuel Durrance e Ronaldo Parise. O Astro-1 tem um telescópio ultravioleta de 38 cm, um telescópio de raios X e diversos outros equipamentos incluindo um fotopolarímetro ultravioleta (com espelho de 51 cm) e outro aparelho ultravioleta Hopkins de 91 cm. O Columbia é o mais antigo shuttle americano em operação. Seu 1º vôo foi em 12 de abril de 1981.

28 - O início do mapeamento da superfície venusiana pela sonda Magalhães, programado para o dia 1º de setembro, é adiado pela NASA. Segundo o diretor do Projeto Magalhães, Tom Spear, o início do mapeamento por radar deverá começar em fins de setembro. Quarenta especialistas da agência espacial dos EUA tentam descobrir a causa das interrupções da comunicação com a nave.

29 - O telescópio Hubble, mesmo defeituoso descobre uma nova galáxia superdensa, informa a NASA. A descoberta foi no dia 17. A análise das fotos da nova galáxia (batizada NGC 7457) terminou no dia 29. O Hubble descobriu ainda um anel em torno da Supernova 1987-A, situada na Grande Nuvem de Magalhães. Já a nova galáxia, NGC 7457, parece ser em seu núcleo, 400 vezes mais densa que a Via-Láctea. O Japão lança um satélite de comunicações para uma rede de radiodifusão. O satélite foi lançado por um foguete H-1, Figura 3, de três estágios, do Centro Espacial de Tanegashima. O Japão anuncia que lançará em 1991 um satélite para estudar o Sol (o Solar-A), e em 1993 um satélite astrofísico, Astro-D. Em 1996, deverá ser lançada uma sonda lunar equipada com instrumentos científicos.

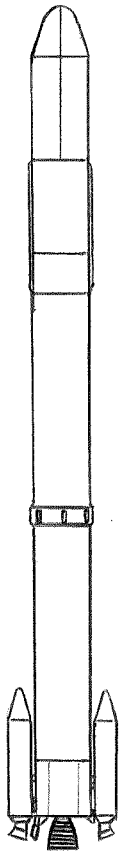


Fig. 3. Foguete H-1.

30 - É lançado do Centro Espacial de Kourou, na Guiana Francesa, um foguete Ariane 44 L levando dois satélites: o Eutelsat 2, que transmitirá programas para 600 mi-

lhões de telespectadores da Europa e URSS, e o Skynet 4C, integrante do sistema de comunicações militares da Inglaterra.

31 - Adiado o lançamento do Columbia com o Astro-1. A causa do adiamento foi um defeito no sistema eletrônico do Astro-1 responsável pela transmissão dos dados à Terra.

****

*** BIOGRAFIA ***

VALENTIN PETROVITCH GLUSHKO

Engenheiro soviético (Odessa, 2-IX-1908 - Moscou, 10-I-1989), pioneiro de sistemas de propulsão a foguete e projetista dos inovadores motores de combustível líquido soviéticos. Depois de formar-se pela Universidade Estadual de Leningrado (1929), Glushko fundou o Laboratório de Dinâmica dos Gases e começou a pesquisar motores eletrotérmicos e de combustível sólido e líquido. Trabalhou ao lado do renomado projetista de foguetes Sergei P. Korolev, desde 1932 até a morte deste, em 1966. Glushko e Korolev lograram seu maior triunfo em 1957, com o lançamento do primeiro míssil balístico intercontinental em agosto e do primeiro satélite artificial, o Sputinik I, em outubro. Em 1957 Glushko recebeu o prêmio Lenin, e em 1958 foi eleito para a Academia de Ciências da URSS. Em 1974 foi nomeado projetista-chefe do programa espacial soviético, supervisionando o projeto da estação espacial Mir e o desenvolvimento do foguete Energia.

REFERÊNCIAS

[1]**Livro do ano 1990.** Encyclopaedia Britannica do Brasil, São Paulo, 1990. p. 373.
[2]Miranda Jr., Reginaldo. O programa lunar tripulado da URSS. **Aeroespaçonáutica,** ABAEE, v. 2, n.6, jun. 1990. p. 43-6.

****

*** EVENTOS ***

ENCIT 90

O III ENCONTRO NACIONAL DE CIÊNCIAS TÉRMICAS, III ENCIT, se realizará de 10 a 12 de dezembro de 1990 em Itapema, Santa Catarina. O evento é organizado pela Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) e pela Associação Brasileira de Ciências Mecânicas (ABCM), sendo patrocinado pela UFSC, Secretaria de Ciência e Tecnologia do Estado de Santa Catarina, CNPq, FINEP, entre outros.

Durante o encontro serão apresentados trabalhos técnicos (mais de 200) nas áreas de aerodinâmica, combustão, escoamento bifásico, métodos computacionais, propulsão e mais de 20 outros tópicos, proferidas palestras e minicursos (4).

Os interessados em participar do evento devem solicitar maiores informações para:

Secretaria Executiva do ENCIT 90
EVECON - Eventos e Congressos Ltda.
Rua Jerônimo Coelho, 33 - sala 801
88001 - Florianópolis - SC

Fone: (0482) 23-6321 Telex 481311 Fax (0482) 23-6921

****

*** FICHA TÉCNICA ***

SPACE SHUTTLE MAIN ENGINES - SSME

José Miraglia
Assessor de Comunicação Social, ABAEE
São Paulo, SP

São três os motores-foguetes principais (SSME) do "ônibus espacial" ou orbitador (OV). Estão localzados na seção da cauda. Utilizam como propelente a mistura de oxigênio líquido (LOX) e hidrogênio líquido (LH2) cujo suprimento provém do tanque externo (ET).

Os SSME em conjunto com os SRB (AEN-5), fornecem um empuxo ao "Space Shuttle" da ordem de 17,96 milhões de newtons, sendo ainda os SSME reutilizáveis, além de permitirem variação de empuxo conforme necessidades da missão.

Os SSME entram em ignição alguns segundos antes do lançamento e ignição dos SRB, mantendo-se em combustão por 8 minutos e 30 segundos, sendo 2 minutos até a separação dos SRB e 6 minutos e 30 segundos após.

A disposição geométrica dos três motores-foguetes é triangular, vide Figura 1.

A variação de empuxo dos SSME pode ser de 65 a 109% do empuxo nominal, sendo este último valor não recomendado. O limite operacional adotado é 104%.

Os três motores são gêmeos. Cada um dos três está montado numa junta universal que permite ajustes finos na vetorização do empuxo. Fornecem um empuxo de 1,688 milhão de newtons por motor-foguete ao nível do mar.

A combustão é iniciada por ignitores de centelha, colocados no domo dos pré-combustores e na câmara de combustão. Os gases de combustão originados nos pré-combustores acionam as turbo-bombas de propelente.

A empresa contratada para o projeto do SSME foi a Rockwell International, Rocketdyne Division.

FICHA TÉCNICA

- empuxo = 1688000 newtons, cada SSME, ao nível do mar
- oxidante = oxigênio líquido (LOX, temperatura = - 183°C)
- combustível = hidrogênio líquido (LH2, temperatura = - 252.7°C)
- temperatura na câmara de combustão = 3000°C
- pressão na câmara de combustão = 200 kgf/cm2
- razão de expansão da tubeira = 20
- diâmetro de saída da tubeira = 2.4 m
- tempo de funcionamento dos SSME, em cada missão = 510 segundos
- relação mássica combustível/oxidante = 1:6
- perfil geométrico da tubeira = sino
- vida útil = 7 horas e 30 minutos ou 55 partidas
- ignição = centelha.

REFERÊNCIAS

[1]COLLINS,M. & POWERS,R.M. **The world's first spaceship shuttle.** Stackpole Books, 1979.
[2]SHAYLER,D. **Aviões de combate; Challenger.** Nova Cultural, 1987.
[3]REVISTA DE ASTRONOMIA E ASTRONÁUTICA. **Novos mundos; anatomia dos ônibus espaciais.** (Edição especial). Bártolo Fitipaldi.

Legenda da Figura 1:

1-duto de entrada de LH2 para câmara de combustão
2-pré-válvula de LH2
3-pré-válvula de LOX
4-duto principal de LH2
5-recirculação de LH2
6-conexão OV/ET de LH2
7-duto principal de LOX
8-conexão OV/ET de LOX
9-duto de entrada de LOX para câmara de combustão
10-interface do sistema de fluidos
11-mancal da junta universal do motor-foguete
12-escudo térmico
13-SSME nº 3 (direita)
14-SSME nº 2 (esquerda)
15-SSME nº 1 (centro).

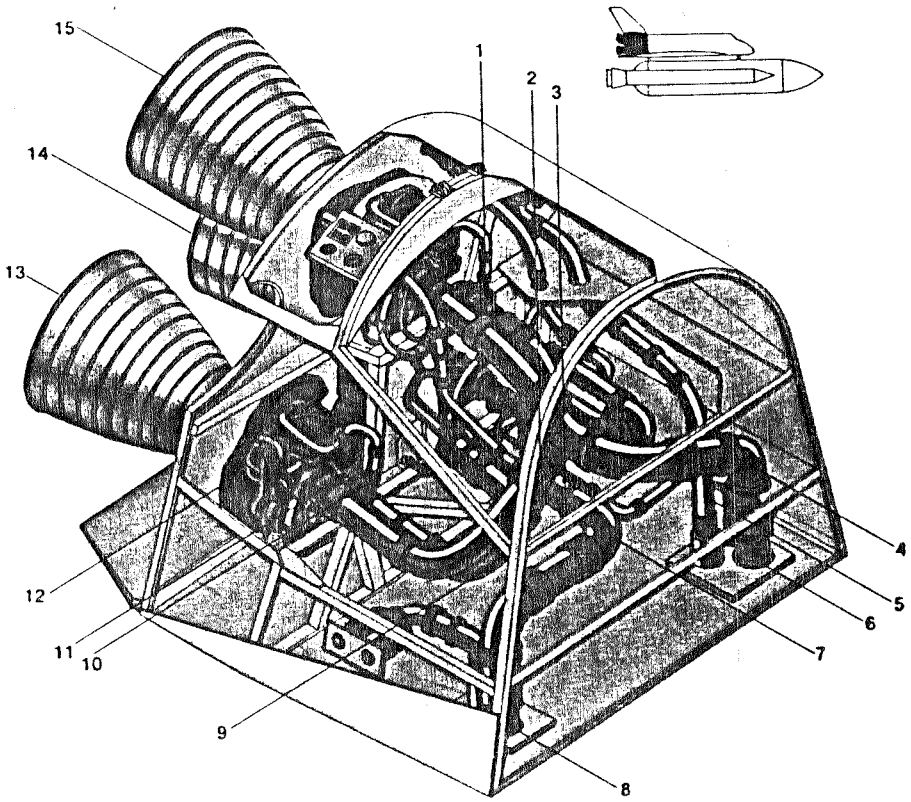


Figura 1. Os três motores SSME do Space Shuttle.

****

SPACE CAMP BRASILEIRO

(palestra apresentada no 2º SEBAE, USP, julho/90)

Gilberto G. Sgarbi
Diretor de Ensino, ABAEE
Niterói, RJ

APRESENTAÇÃO

Não é o romantismo e muito menos a sede de aventura que, cada vez mais, tem levado o homem a construir foguetes e a colocar satélites em órbita.

"Conquista do Espaço" é uma expressão, hoje, insólita. Ela tem sido constantemente substituída por termos de um vocabulário extenso e muito mais objetivo; um vocabulário capaz de identificar as aplicações espaciais em todos os setores da atividade humana.

Quando comecei a me interessar pelos foguetes, na primeira metade da década de cinquenta, o fascínio era resultante do arrojo de suas linhas, potência e até pelo seu futuro "místico". Depois, com o advento dos satélites e das sondas espaciais, o fascínio aumentou, porque os spacecrafts pareciam verdadeiras jóias em suas formas e, além disso, geravam produtos jamais imaginados.

Apesar de toda experiência em jornais e revistas, somente em Astronews, pela liberdade de expressão científica, pude penetrar com naturalidade no programa espacial brasileiro e compreendê-lo dentro da realidade do nosso País, muito particularmente sob o ponto de vista político e sócio-econômico.

É com base neste conceito, calcado na própria Política Nacional de Atividades Espaciais, coordenada pela Comissão Brasileira de Atividades Espaciais - COBAE, e executada pelo INPE, IAE e GIGLA, que vimos expor a filosofia para a criação de um Space Camp no Brasil, com características adequadas às nossas necessidades.

Trata-se de uma proposta feita com os pés no chão, apesar de parecer intrinsecamente controvertida ao pretender, sem recursos vultuosos, recuperar a curto prazo o

tempo perdido, mas fixando dez anos para sua conclusão. Entretanto, ainda que o Programa não passe da Fase B, contanto que a Fase A seja cumprida com eficácia, o resultado será excelente, pela simples geração de produtos.

O Space Camp é um programa audacioso, sem dúvida, mas, a chave do sucesso não está nos investimentos de risco, e, sim, na dedicação pessoal dos participantes.

DESCRIÇÃO

A criação de um minicentro espacial no Brasil, destinado a dar aos jovens estudantes a oportunidade de exercitarem suas habilidades neste fascinante universo de aplicações em todas as áreas do conhecimento humano, é um investimento do qual vale a pena participar. Afinal, uma nação que pretende estar preparada para os desafios do Terceiro Milênio, não pode permitir que as gerações emergentes fiquem fora disso, sob pena de comprometer seriamente os destinos sócio-econômicos do País.

Esta proposta é um convite a Você, que com seu conhecimento, talento e criatividade, poderá colaborar na implementação do Space Camp brasileiro, adequado à nossa realidade e às reais necessidades nacionais.

Além do desenvolvimento dos estudos sobre o Space Camp, o programa prevê a expansão dos Grupos Educativos Espaciais a serem criados nas escolas brasileiras, destinados a disseminar a Ciência e Tecnologia espaciais, quer por estudo, pesquisa ou desenvolvimento de projetos espaciais, bem como motivando professores para o ensino e a aplicação das noções básicas das ciências espaciais nas suas respectivas áreas de ensino. Para que tal expansão seja possível, o Programa Space Camp prevê a elaboração de um "Curso de Introdução às Atividades Espaciais", bem como a publicação de trabalhos complementares.

Uma vez pronto, o Space Camp terá quatro prédios: o prédio principal (vide figura), o prédio de apoio, o de restaurante e dois destinados aos dormitórios masculino e feminino. Os estagiários cumprirão jornadas de dez dias, findos os quais terão seus aproveitamentos registrados para futuro repasse às instituições e empresas do setor espacial brasileiro.

No prédio principal estarão instalados os recursos que irão permitir o desenvolvimento das atividades previstas.

Nas saletas de reunião, os intrutores se reunirão separadamente com suas equipes de estagiários antes e depois de cada atividade nos diversos laboratórios, salas e centros. Várias instruções, como a de recursos terrestres (com pares estereoscópicos), meteorologia, astronomia e outras, terão lugar nas saletas de reunião.

Na sala de integração e testes (uma réplica reduzida do Laboratório de Integração e Testes do INPE), os estagiários executarão testes de vácuo, vibração, temperatura, choque térmico, células fotovoltáicas, alinhamento de propulsores de atitude, testes de antenas na câmara anecóica, telecomando, avaliação de componentes e outros ensaios.

No laboratório de eletrônica e comunicações, o estagiário se familiariza com as comunicações espaciais, através de montagens e testes de propagação.

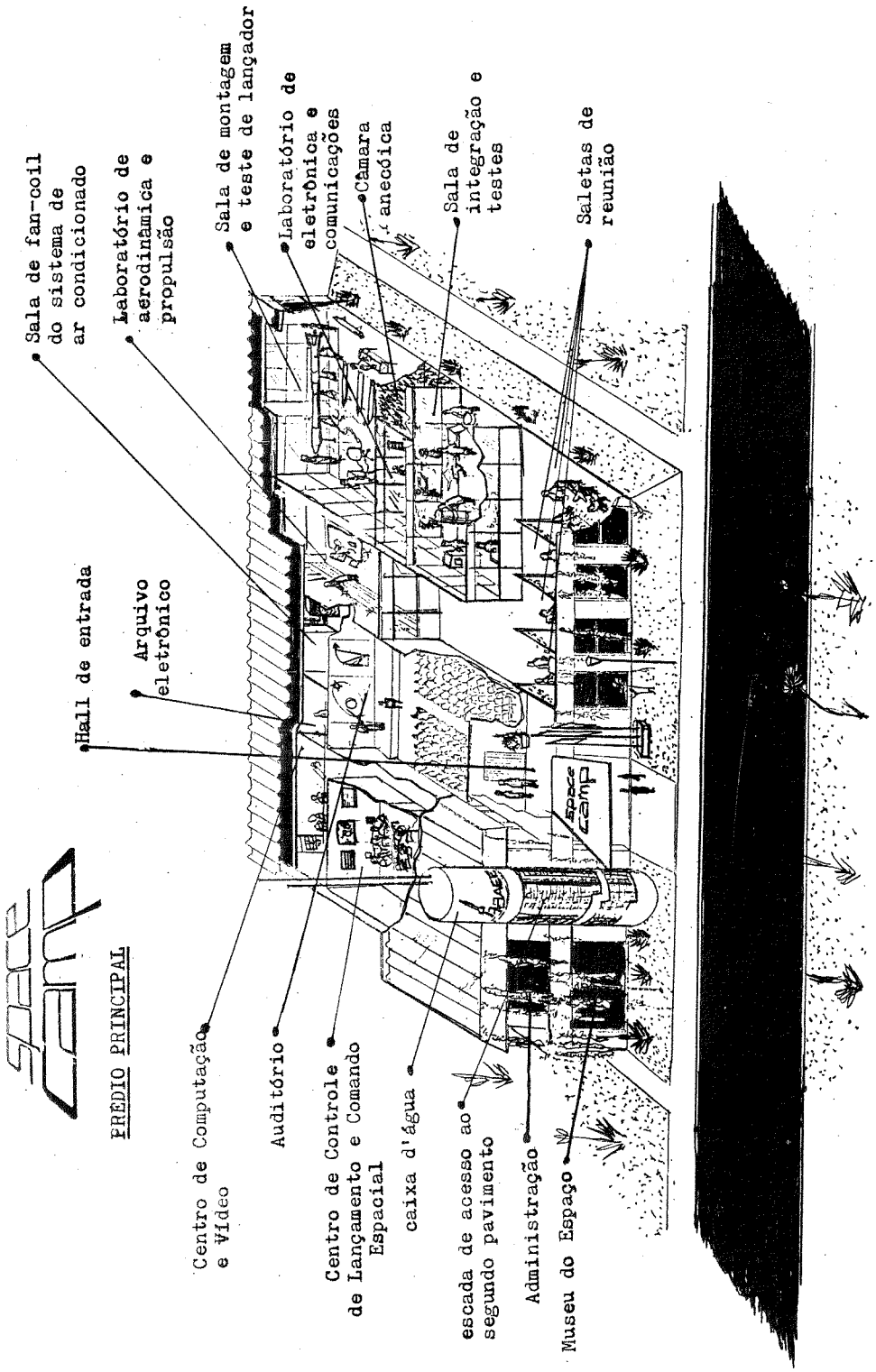
A sala de montagem de lançador é onde o estagiário, utilizando uma réplica em escala 1/10 de um lançador Ariane 44LP, construído nos mínimos detalhes, aprende a função de cada componente. Após a montagem, a própria equipe realiza os testes de pré-lançamento fazendo uso de um console que checa cada conexão por sistema elétrico.

No laboratório de aerodinâmica e propulsão, com túneis de ar e água, são feitos os testes para avaliação de desempenho de ogivas, aletas, tubeiras e modelos completos.

O centro de controle de lançamento e comando espacial tem dupla finalidade: tanto atende à necessidade de centro simulado de lançamento quanto de centro simulado de missão.

O centro de computação e vídeo, reservado aos técnicos e instrutores do Space Camp, é onde são gerados todos os sinais de TV e computadorizados para o centro de controle de lançamento e comando espacial, para simulação de eventos. O centro de computação e vídeo gera, também, imagens para o telão do auditório e possui um computador central, o qual é interligado por terminais "on line" em, praticamente, todas as dependências do prédio principal; em qualquer centro, sala ou laboratório do prédio principal, a qualquer momento, poderá se ter acesso às informações armazenadas no computador central, um recurso que eliminará ao mínimo a quantidade de papéis e

manuais.



Concepção inicial para o prédio principal do Space Camp Brasileiro.

O cronograma do Space Camp é composto de quatro fases. A fase "A", já iniciada, trata da Proposta Preliminar (5 de março de 1990), do Curso de Introdução às Atividades Espaciais, expansão dos Grupos Educativos Espaciais e a definição do anteprojeto. A rigor, a Fase A começou em abril de 1990 e estará concluída em abril de 1992. Para as fases seguintes estão previstos os seguintes eventos.

Fase B (Abr/1992 a Abr/1994): aquisição do local a ser instalado o Space Camp, estudo e reavaliação da Fase A, projeto detalhado de todas as instalações e revisão

geral da Fase B.

Fase C (Abr/1994 a Abr/1998): execução e aceitação das obras civis e urbanização; aquisição dos equipamentos operacionais.

Fase D (Abr/1998 a Abr/2000): instalação dos equipamentos operacionais, testes de aceitação de todos os sistemas, treinamento "in loco" da primeira turma de instrutores do Space Camp (período pré-operacional) e cerimônia de inauguração, no dia 21 de abril do ano 2000.

****

T U B E I R A

José Miraglia
Assessor de Comunicação Social, ABAEE
São Paulo, SP

O motor-foguete é constituído basicamente dos reservatórios de propelente*, câmara de combustão e tubeira (Figura 1).

A tubeira é um elemento de extrema importância. É basicamente um conversor de energia "térmica" em energia cinética, isto é, por esta escoam gases a altíssimas temperaturas provenientes da câmara de combustão, decorrentes do processo de combustão do propelente. Estes gases ao longo do escoamento são expandidos: sua pressão e temperatura decrescem e consequentemente sua velocidade aumenta. Isto caracteriza a conversão de energia "térmica" em cinética.

O aumento de velocidade dos gases é desejado para propiciar maior empuxo ao motor que resulta em maior velocidade para o foguete, maiores altitudes alcançadas, e cargas úteis transportadas.

A geometria característica da tubeira decorre de estudos de escoamentos de gases em alta velocidade em dutos levando-se em conta sua compressibilidade, a continuidade e o fenômeno termodinâmico da expansão. O engenheiro sueco Carl G. F. de Laval foi o primeiro a utilizar tubeiras com a referida geometria para obter gases à velocidade supersônica**.

Esta geometria propicia a partir de um escoamento subsônico obter-se um escoamento supersônico. Pode-se traduzir esta geometria num perfil longitudinal que consiste de uma seção convergente que recebe gases da câmara de combustão em escoamento subsônico unida a uma seção divergente onde o escoamento é supersônico. Na seção de união, ou seja, seção de menor área transversal, denominada "estrangulamento" ou "garganta", o escoamento é sônico (Figura 2).

A transferência de calor em tubeiras é um fenômeno que requer estudo minucioso. Temos ao longo da tubeira fluxos de calor elevados, sendo que o fluxo máximo ocorre na garganta (Figura 3). Este estudo é necessário para uma escolha consciente do material de confecção da tubeira, pois fluxos de calor elevados provocam aumentos rápidos de temperatura e elevados gradientes térmicos no material que podem ocasionar danos, como por exemplo uma fusão localizada da tubeira.

A tubeira é um elemento que está sujeito a condições muito drásticas além de elevados gradientes térmicos. Ela opera sob elevados gradientes de pressão, vibrações, atrito que pode ocasionar erosão devido à presença de material particulado nos gases de combustão, ataque térmico devido à reatividade dos gases de combustão (reatividade esta de caráter redutor ou oxidante), dentre outros. Tudo isso agravado por tempos de operação elevados, como no caso de motores-foguetes de lançadores espaciais que são da ordem de centenas de segundos.

Devido a isto e aliado ao fato de que a tubeira deve ter massa reduzida, inúmeros materiais foram ou estão sendo desenvolvidos, desde aços especiais a materiais compostos. Um exemplo interessante são os chamados "cermets", materiais que aliam características como a resistência térmica e química e peso reduzido das cerâmicas com a resitência mecânica dos metais.

Nos modernos projetos a tubeira não é mais um elemento fixo, ou seja, de geometria definida e imutável. Existem, por exemplo, tubeiras com área de seção transversal variável e tubeiras vetorizáveis (usadas para direcionar o empuxo) visando otimização e desempenho elevado. O estudo tecnológico deste fascinante elemento está

apenas começando.

* Nos motores-foguetes de propelente líquido o propelente fica em reservatórios separados da câmara de combustão; já nos de propelente sólido a câmara de combustão serve também de reservatório.

** Um escoamento é sônico quando a velocidade deste é igual a velocidade local do som, ou seja, Mach (M) = 1. O escoamento é subsônico quando M (1, e supersônico para M) 1.

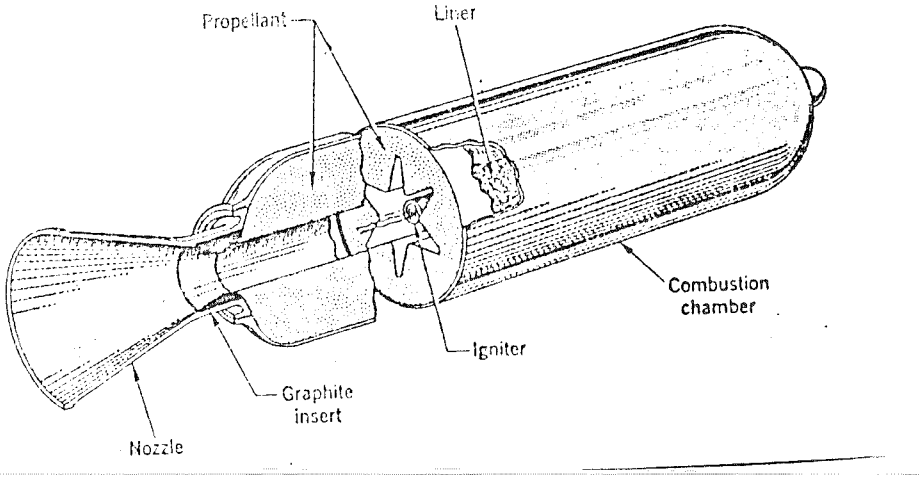


Figura 1. Configuração básica de um motor-foguete a propelente sólido.

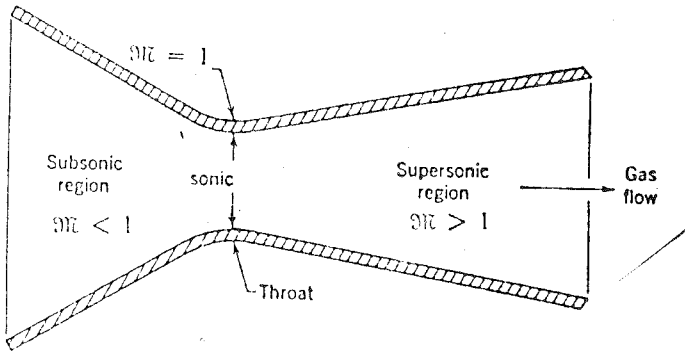


Fig. 2. Geometria de uma tubeira.

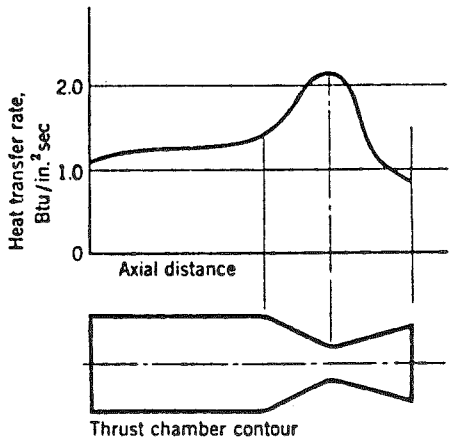


Fig. 3. Fluxo de calor num foguete típico.

REFERÊNCIA

SUTTON,G.P. **Rocket propulsion elements.** 3º ed. New York, John Wiley & Sons, 1965. 464 p.

****

FOGUETES A PROPELENTE SÓLIDO

NASA Educational Briefs

Tradução: Carlos H. Marchi

A maior parte do empuxo na decolagem do Space Shuttle é gerada pelos dois foguetes boosters (auxiliares) a propelente sólido. Embora estes boosters sejam os maiores foguetes a propelente sólido já construídos, o primeiro usado no lançamento de astronautas ao espaço, e o primeiro projetado para reutilização, eles de fato apresentam algumas das mais antigas tecnologias, trazidas pelo Space Shuttle. Em princípio, estes boosters são muito similares aos foguetes a propelente sólido usados na China 750 anos atrás (Figura 1). Aqueles foguetes consistiam de um cilindro de couro com uma coifa numa das extremidades e que era preenchido com uma versão primitiva de pólvora e montado sobre uma vara. Quando acionado, a pólvora queimava produzindo gases que expandiam rapidamente projetando o foguete e a vara através do ar. Os primitivos foguetes chineses encontravam aplicação em operações de guerra e como fogos de artifício mostrados em celebrações festivas.

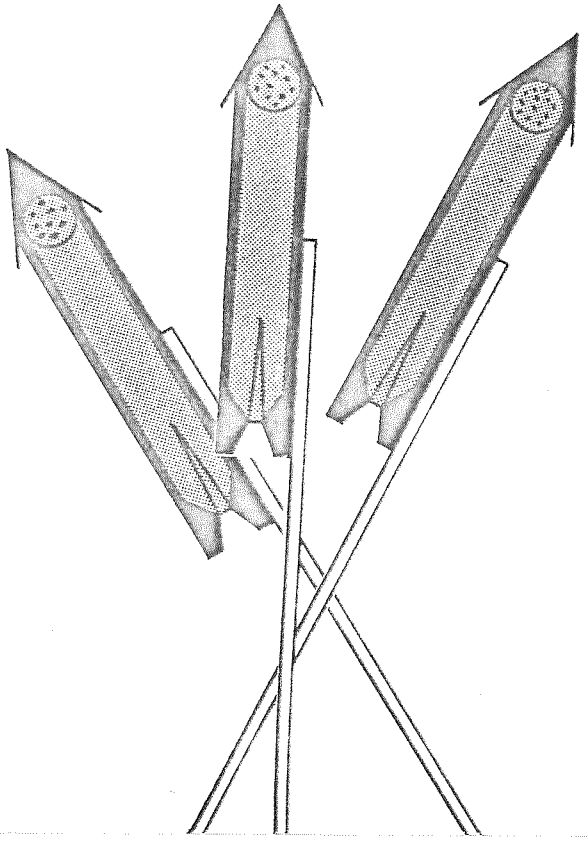


Figura 1. Foguetes chineses de 750 anos atrás.

Desde a invenção do primeiro foguete a propelente sólido, que teve lugar segundo os historiadores, com um grau de incerteza, no século XIII na China, aos anos 50 do nosso século, o desenvolvimento da tecnologia do foguete sólido tem sido extraordinariamente lento. Desde então, um número de avanços tem tido lugar em materiais de fabricação, nos propelentes usados e nos controles de guiagem e estabilidade de vôo, mas o fundamento do projeto do foguete tem permanecido essencialmente o mesmo.

Os foguetes a propelente sólido em uso hoje consistem de um combustível e oxidante sólidos combinados com as seguintes estruturas associadas (Figura 2):

- câmara de combustão (case): recipiente para gás a alta pressão onde o propelente é depositado;
- tubeira (nozzle): dispositivo de expansão dos gases através do qual o foguete

descarrega o escoamento;
- isolamento (insulation): proteção para a câmara de combustão e tubeira dos gases quentes;
- ignitor (igniter): dispositivo para iniciar a combustão do propelente; e
- estabilizadores (empenas = fins e canards): sistema de controle direcional durante o vôo.

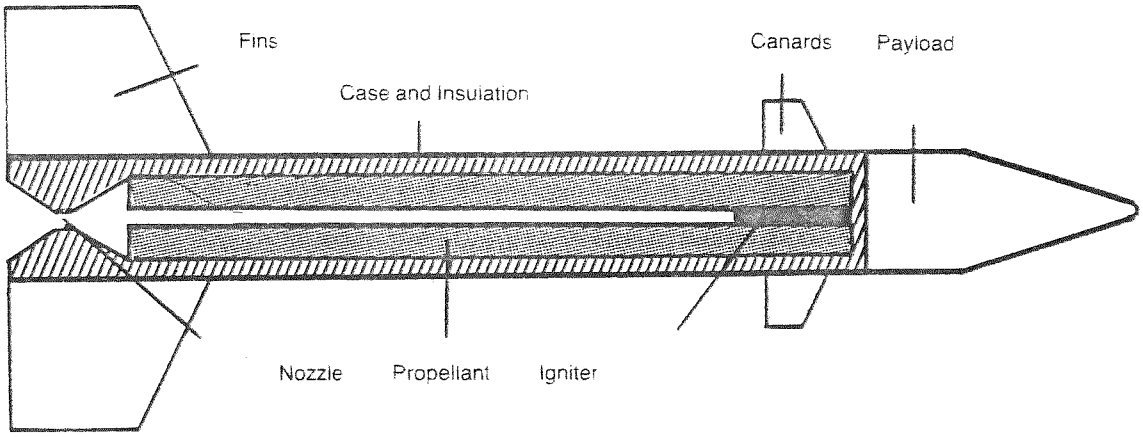


Figura 2. Componentes dos foguetes a propelente sólido.

PROPELENTES

Propelentes sólidos, comumente referidos como "grão", são basicamente uma mistura ou composição química contendo um combustível e um oxidante que queimam para produzir gases muito quentes em alta pressão. Eles queimam sem a introdução de oxigênio externo.

Propelentes sólidos são classificados em três tipos básicos: monopropelentes, base dupla, e composites. Monopropelentes são compostos energéticos tais como a nitroglicerina e a nitrocelulose. Ambos compostos contêm combustível (carbono e hidrogênio) e oxidante (oxigênio). Monopropelentes são raramente usados nos foguetes modernos. Propelentes base dupla são misturas de monopropelentes tais como aqueles listados acima. A nitrocelulose acrescenta resistência física ao grão enquanto a nitroglicerina fornece um alto desempenho, queimando o propelente rapidamente. Geralmente, propelentes base dupla são misturados juntos com aditivos que melhoram as características de queima do grão. A mistura torna-se uma massa pastosa que é carregada dentro da câmara de combustão.

Propelentes composites são formados por misturas de dois ou mais compostos diferentes que sozinhos não são bons propelentes. Geralmente um composto é o combustível e o outro é o oxidante. Os propelentes usados nos foguetes boosters sólidos do Space Shuttle são desta classe. O tipo de propelente usado é conhecido como PBAN que significa ácido acrílico pulibutadieno acrilonitrila terpolímero. Esta exótica substância química é usada como um aglutinante para o perclorato de amônia (oxidante), alumínio em pó (combustível), e óxido de ferro (aditivo). O propelente curado parece e sente-se como a borracha dura de um apagador de máquina de escrever.

GEOMETRIA DO GRÃO

O empuxo produzido pelos propelentes é determinado pela natureza combustível das substâncias químicas usadas e pela forma das superfícies deles expostas à queima. Um propelente sólido queimará em qualquer ponto que está exposto ao calor ou gases quentes na temperatura adequada. Os grãos são geralmente projetados para serem de queima neutra (end-burning) ou interna (internal-burning), Figura 3.

Os grãos de queima neutra queimam mais lentamente do que qualquer tipo de grão.

A ignição do propelente é feita próximo à tubeira e a queima se processa ao longo do comprimento do propelente carregado. A área da superfície de queima é sempre a mínima. Enquanto o empuxo produzido pela queima neutra é menor do que para outros tipos de grãos, o empuxo é mantido por períodos mais longos.

Empuxos muito maiores são produzidos por queima interna. Neste tipo, o grão é furado por uma ou mais cavidades no centro que se estende ao longo da câmara de combustão. As superfícies das cavidades são muito maiores do que a superfície exposta no grão de queima neutra. A ignição se dá na superfície interna das cavidades ao mesmo tempo e a queima se processa de dentro para fora. Para aumentar a superfície disponível para a queima, a cavidade pode ser formada por um desenho de estrela.

Os boosters do Shuttle apresentam uma única cavidade que tem o desenho de uma estrela com onze pontas na seção anterior. A 65 segundos do lançamento, as pontas das estrelas são queimadas até o fim e o empuxo se reduz temporariamente. Isto coincide com a passagem do Space Shuttle através da barreira do som. Pancadas ocorrem durante esta passagem e o empuxo diminuído reduz os esforços sobre o veículo.

CÂMARA DE COMBUSTÃO

A câmara de combustão do foguete é a estrutura que mantém resistência à pressão e que contém o propelente. As câmaras de combustão são geralmente cilíndricas mas algumas são em forma esférica. A câmara de combustão é uma parte inerte do foguete e seu peso é um importante fator na determinação de quanta carga útil e a que distância o foguete pode ir. Foguetes de alto desempenho necessitam que a câmara de combustão seja construída com os materiais mais leves possíveis.

Ligas de aço e titânio são comumente usadas para câmaras de combustão de foguetes sólidos. Estágios superiores de veículos podem usar cascas metálicas finas que são recobertas com fibra de vidro para aumentar a resistência.

Os boosters do Shuttle usam paredes de aço com 1.27 centímetro de espessura média. Por conveniência para recarregamento destes boosters, eles são montados com quatro grandes segmentos. Depois da recuperação no oceano, os segmentos são separados e transportados por ferrovia até um local de carregamento.

ISOLAMENTO

A menos que protegido pelo isolamento, a câmara de combustão do motor-foguete sólido rapidamente perderá resistência e romperá ou queimará completamente. Para proteger a câmara de combustão, o material isolante é unido à parede interna da câmara de combustão antes que o propelente seja carregado. A espessura da isolação é determinada pelo comprimento da câmara de combustão que está exposto à alta pressão e gases quentes. Um material isolante usado frequentemente para foguetes sólidos é um composto de borracha preenchido com amianto que é ligado termicamente à parede da câmara de combustão.

TUBEIRA

Durante o processo de combustão, os gases resultantes à alta temperatura e pressão deixam o foguete através de uma estreita abertura, chamada tubeira, que está localizada na extremidade inferior do motor. Os mais eficientes projetos de tubeira são convergente-divergente, Figura 4. A parte mais estreita da tubeira é a garganta (throat). O escoamento de gases escapa através desta contração com velocidade e temperatura relativamente altas. A transferência de calor para a parede é um grande problema neste local. Proteção para a garganta consiste de um revestimento que resiste ou à alta temperatura ou à ablação (desgaste e arrancamento pelo calor). Os boosters do Shuttle contam com materiais ablativos para proteger a garganta.

Durante o funcionamento, a velocidade do gás na parte convergente da tubeira é subsônica (subsonic). A velocidade do gás aumenta para velocidade sônica (sonic) na garganta e supersônica (supersonic) na porção divergente.

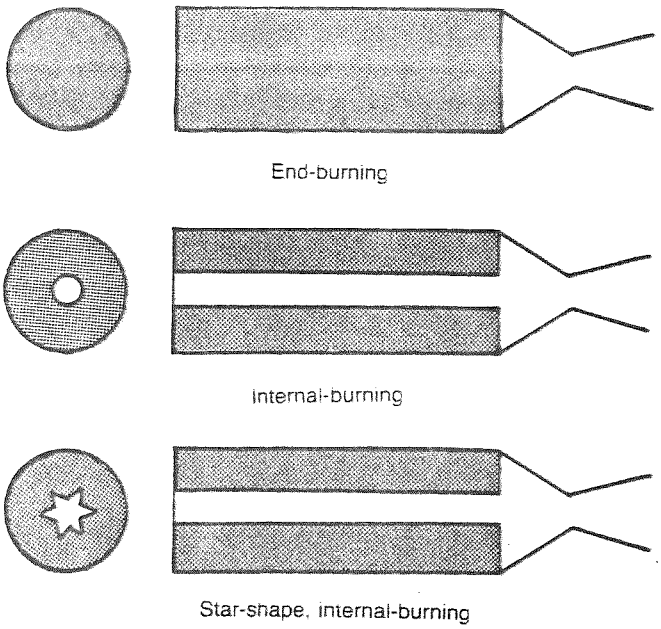


Figura 3. Tipos de grãos.

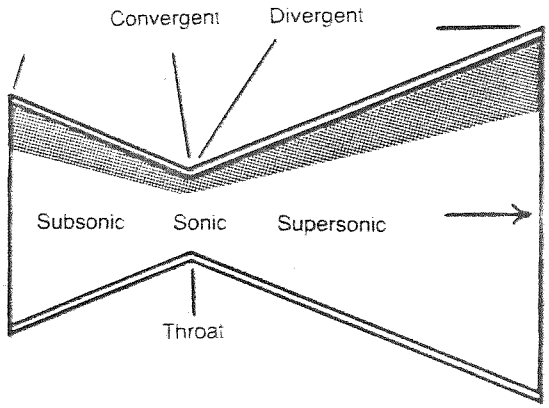


Figura 4. Geometria das tubeiras.

IGNITOR

Para iniciar a queima do propelente de um foguete sólido, a superfície do grão deve ser banhada com gases quentes. O ignitor é geralmente um motor-foguete ele próprio mas muito menor em tamanho. O ignitor pode ser localizado dentro do foguete na extremidade superior da cavidade central do propelente, como é com os boosters do Shuttle, na extremidade inferior da cavidade, ou fora do foguete. Neste último caso, a exaustão do ignitor é direcionada para dentro da tubeira do foguete maior.

Um circuito elétrico com uma resistência elétrica iniciam o ignitor. A ignição inicial começa com a rápida queima de uma porção que, por sua vez, incendeia o propelente principal do ignitor.

ESTABILIDADE

O controle direcional ativo dos foguetes sólidos em vôo é geralmente consumado por um ou dois meios. Empenas e possivelmente canards (pequenas empenas na extremidade superior do foguete) podem ser montados no exterior do foguete, Figura 2. Durante o vôo estas estruturas inclinam para guiar o foguete do mesmo modo que um leme opera sobre uma embarcação. Quando em operação, os canards têm um efeito oposto sobre a mudança direcional do foguete daquele efeito produzido pelas empenas.

Um segundo controle direcional que pode ser empregado é uma tubeira móvel. Pequenas mudanças na direção de exaustão são executadas pela movimentação da tubeira de lado-a-lado. Os boosters do Space Shuttle usam este método para guiagem.

VANTAGENS E DESVANTAGENS

Quando comparado aos sistemas de foguetes a propelente líquido, os foguetes a propelente sólido oferecem a vantagem da simplicidade e confiança. Com exceção dos controles de estabilidade, os foguetes sólidos não têm partes móveis para falhar durante o vôo. Quando carregado com propelente e erigido sobre uma plataforma de lançamento, os foguetes sólidos estão prontos para disparo no momento do aviso. Motores a propelente líquido requerem extensas preparações de pré-lançamento.

Foguetes sólidos têm também a vantagem de ter uma maior porção de massa total deles consistindo de propelentes. Motores líquidos requerem linhas de alimentação de propelente, bombas, e sistemas de refrigeração, tudo adicionando pesos inertes ao veículo.

Engenheiros espaciais, quando consideram o desempenho do veículo, falam de fração de massa. Isto é uma avaliação numérica da massa de propelente do veículo dividido pela massa total dele. Para um foguete ideal, a fração de massa seria aproximadamente 0.91 a 0.93. Em outras palavras, 91 a 93% do peso total do foguete é propelente e o resto é carga útil (payload), tanques ou fuselagem, e motores. Motores líquidos, mesmo com tanques de parede fina, podem atingir somente uma fração de massa de 0.90.

Os boosters do Space Shuttle, porque eles estão sendo usados para lançar astronautas ao espaço e então recuperados do oceano depois da queda na água com pára-quedas, têm uma fração de massa de aproximadamente 0.86. Um peso de penalidade é pago pelo aumento das margens de segurança do projeto e a inclusão de um sistema de recuperação por pára-quedas.

A principal desvantagem dos foguetes sólidos tem relação com as características de queima dos propelentes deles. Propelentes sólidos são tipicamente menos energéticos (liberam menos empuxo por massa deles) do que os melhores propelentes líquidos. Uma vez iniciado a queima, os propelentes queimam rapidamente e são extremamente difíceis de apagar. Motores a propelente líquido podem ser ligados e parados à vontade, fazendo deles excelentes para uso no espaço onde empuxos cuidadosamente medidos tornam-se necessários para alterações de curso.

USOS

Foguetes a propelente sólido são usados pela NASA como boosters para o Space Shuttle e como estágios para o veículo lançador Scout. Eles estão sendo usados para lançar pequenas sondas atmosféricas de exploração e outros instrumentos de pesquisa. Um novo foguete booster sólido está sendo desenvolvido para ser transportado no compartimento de cargas do Space Shuttle para uso como um veículo de estágio superior.

ADVERTÊNCIA

A despeito da aparente simplicidade deles, motores de foguetes a propelente sólido são muito perigosos quando construídos por amadores. Literalmente, centenas de estudantes, professores, e experimentalistas caseiros têm sido feridos seriamente pela explosão de foguetes. A compactação do propelente, taxa de queima, resistência à explosão da câmara de combustão e construção da tubeira são problemas de projeto além do escopo da maioria dos experimentalistas amadores. Uma excelente substituição à construção de motores de foguetes é a participação dos amadores numa atividade muito segura, o espaçomodelismo.

FONTE

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA Educational Briefs, EB-81-7.** Washington, USA, (1981).

****

PRESSÃO DE COMBUSTÃO - COMO GARANTIR ?

(trabalho apresentado no
2º SEBAE, USP, julho/90)

Ozualdo S. Toyoda
Diretor de Operações, ABAEE
Rio de Janeiro, RJ

INTRODUÇÃO

Este artigo visa divulgar tópicos importantes no conhecimento do funcionamento de um motor foguete a propelente sólido, e que nem sempre é considerado nos projetos amadores.

São mostrados diversos conceitos e equações que certamente serão úteis aos grupos experimentais que desenvolvem seus próprios motores, empregando-os em conjunto com outros conceitos mais difundidos e igualmente importantes.

GRAU DE CONFINAMENTO

Imagine uma quantidade extremamente pequena de pólvora negra (PN), por exemplo 200 mg (0,2 g), confinado num recipiente hermético com volume de 0,1 mililitro. A PN queima produzindo aproximadamente 50% de produtos gasosos (em peso) e 50% de sólidos. Aproximadamente 1,2 moles de gás permanente são produzidos por 100 g do produto (principalmente N2, CO2 e CO). A quantidade considerada pode produzir 0,0024 moles de gás, à temperatura próxima de 2000 K. A pressão aproximada, usando-se a equação dos gases ideais é:

pc = (0,0024 moles).(0.081 litros.atm/grau.mol).(2000 graus) / (0.0001 litros)

pc = 3888 atmosferas

Queimando-se uma quantidade, mesmo muito maior, de PN ao ar livre, observa-se uma reação mais lenta, ainda que de forma vigorosa mas sem efeito explosivo, pois a pressão em torno da reação é praticamente a atmosférica. Esta dependência do comportamento de queima (principalmente a velocidade de combustão) de um propelente em relação ao grau de confinamento em que se encontra no momento da reação, é uma importante característica das misturas pirotécnicas e dos propelentes sólidos.

VELOCIDADE DE QUEIMA DE PROPELENTES SÓLIDOS

Como resultado de incontáveis ensaios práticos já realizados na história do desenvolvimento de motores foguete a propelente sólido, foi observado que para cada determinada pressão de combustão (pc) e temperatura inicial do propelente (Tp), a velocidade de combustão é uma propriedade característica da formulação do propelente.

Para um determinado propelente a uma temperatura Tp, a velocidade de queima se relaciona com a pressão de combustão conforme uma equação do tipo:

$$r = c.(pc)^n \qquad (1)$$

onde "c" é o coeficiente de velocidade de queima e "n" é conhecido como índice de pressão (ou combustão), e ambos são determinados a partir de ensaios de motores reduzidos, geralmente com grão do tipo cilíndrico (end-burning).

Um mesmo propelente pode apresentar diferentes valores de "c" e "n", dependendo do intervalo de pressão de combustão. A Tabela 1 apresenta alguns valores desses parâmetros.

Além da formulação do propelente, da pressão de combustão e de sua temperatura inicial, a velocidade de queima do propelente sólido varia em função do processo de carregamento e sofre a influência da velocidade dos produtos de combustão fluindo paralelamente à superfície de queima (não é o caso do grão cilíndrico) e dos esforços mecânicos a que são submetidos em condições dinâmicas, tais como acelerações longitu-

dinais e principalmente radiais (spin) em foguetes estabilizados por rotação.

Tabela 1. Valores de "c" e "n" para diversas classes de propelente.

propelente	c	n
composite	0,004 a 0,14	0,2 a 0,5
coloidal (base dupla)	0,025 a 0,04	0,6 a 0,85
nitrato sacarose	0,116	0,65
pólvora negra	1,25	0,25 a 0,50

PRESSÃO DE COMBUSTÃO LIMITE

Para qualquer propelente sólido existe uma pressão abaixo da qual uma combustão estável não pode ser obtida, e é conhecida como **pressão de combustão limite.** Esta pressão depende primariamente da composição química do propelente e varia com a temperatura inicial do propelente.

PRESSÃO LIMITE

Um aumento sistemático da pressão de combustão, devido ao aumento progressivo da superfície de queima do grão de propelente, assumindo-se que a reação se processa no interior de uma câmara de combustão e portanto submetido a um grau de confinamento, conduz a uma pressão em que a velocidade de queima é tão elevada que, para todos os efeitos práticos, o processo é explosivo. Tal pressão é conhecida como **pressão limite.**

PRESSÃO DE COMBUSTÃO DE EQUILÍBRIO

Após a ignição do propelente, a pressão de combustão se eleva até que a quantidade em peso de propelente consumida num intervalo de tempo tq é igual à soma da quantidade em peso de gás ejetado pela tubeira e à quantidade de gás em peso necessária para preencher o volume antes ocupado pelo propelente consumido nesse mesmo intervalo de tempo. Matematicamente pode-se escrever:

$$\dot{W} = \dot{W}e + Gg.\dot{V}g \qquad (2)$$

onde: $\dot{W}$ = consumo específico de propelente em peso;

$\dot{W}e$ = quantidade de gás em peso, ejetada pela tubeira na unidade de tempo;

Gg = peso específico do gás no interior do motor; e

$\dot{V}g$ = volume deixado pela queima de propelente na unidade de tempo, a ser preenchido pelo gás de combustão.

Quando a Equação (2) é satisfeita, a pressão de combustão se equilibra e é conhecida como **pressão de combustão de equilíbrio.**

Para um determinado grão de propelente, com superfície de queima Sc e uma dada configuração do motor foguete, a pressão de combustão de equilíbrio depende fundamentalmente da relação de áreas Kn, dada por:

$$Kn = Ab / At \qquad (3)$$

onde: Ab = área de queima do grão de propelente; e
At = área da garganta da tubeira.

A pressão de combustão de equilíbrio pode ser representada por:

$$pe = [c.Kn.(Gp-Gg)/Cw]^{1/(1-n)} \quad (4)$$

onde: Gp = peso específico do propelente; e
Cw = coeficiente de consumo de propelente em peso.

A Equação (4) mostra que Kn exerce uma enorme influência sobre a pressão desenvolvida no interior da câmara de combustão. Como o índice de pressão "n" do propelente sólido é menor do que a unidade, o expoente 1/(1-n) sempre é maior que a unidade (Tabela 2). Um aumento percentual relativamente pequeno no valor de Kn de projeto pode causar um aumento percentual significativo na pressão de combustão. Daí porque o grão de propelente deve ser isento de trincas e ser suficientemente resistente, sob o aspecto mecânico, para suportar pressões e acelerações sem se quebrar.

As câmaras de combustão de motores foguetes a propelente sólido com pequeno índice de pressão "n" e grão de queima interna, podem ser projetadas com um coeficiente de segurança menor do que para aqueles com propelentes com alto índice de pressão.

A relação real entre Kn e pc, para um dado propelente, é determinado experimentalmente. Durante o ensaio, a temperatura inicial do propelente e a sua superfície de queima são mantidas constantes e a pressão de equilíbrio é verificada para tubeiras com diâmetros diferentes e, portanto, para diferentes valores de Kn.

Tabela 2.

n	1/(1-n)
0,1	1,11
0,2	1,25
0,3	1,43
0,4	1,67
0,5	2,00
0,6	2,50
0,7	3,33
0,8	5,00

PRESSÃO DE COMBUSTÃO - CONSIDERAÇÕES DE PROJETO

Normalmente no projeto de um motor foguete, um dos parâmetros pré-fixados é a pressão de operação ou pressão de combustão a que será submetida a câmara de combustão.

A escolha da pressão de operação é realizada principalmente em função do tipo de propelente a ser utilizado e do material a ser empregado na confecção do motor, e do nível de segurança estabelecido.

Uma vez fixado a pressão de combustão, ficam também fixados o coeficiente de empuxo (Cf), a velocidade de queima do propelente (r) e o impulso específico (Is), além de outros parâmetros.

A equação prática do empuxo, muito difundida, é dada por:

$$F = Cf.pc.At \quad (5)$$

onde At é a área da garganta da tubeira.

Como o empuxo é outro parâmetro pré-fixado no projeto, e o coeficiente de empuxo é função da pressão de combustão (normalmente obtido por métodos experimentais), a área da garganta da tubeira é dada por:

$$At = F / (Cf.pc) \quad (6)$$

Entretanto, somente a determinação da área da garganta da tubeira (consequentemente do diâmetro da garganta) não é suficiente para assegurar a pressão de combustão desejada.

No mesmo ensaio para determinação experimental do coeficiente de empuxo, com motores de mesma área de queima, e tubeiras com diferentes diâmetros de sua garganta, é possível levantar-se uma relação do tipo:

$$Kn = b.(pc)^m \tag{7}$$

Assim, de posse da relação dada pela Equação (7), a área de queima que irá garantir a pressão de combustão desejada pode ser obtida juntamente com a definição de Kn (Equação 3), da seguinte forma:

$$Ab = At.b.(pc)^m \tag{8}$$

onde a área da garganta (At) é obtida previamente pela Equação (6).

Analiticamente, podemos obter a área de queima desejada através de outra equação do empuxo:

$$F = \dot{W}.Is = Ab.Gp.r.Is \tag{9}$$

onde: $\dot{W}$ = taxa de consumo de propelente em peso;
r = velocidade de queima do propelente;
Gp = peso específico do propelente; e
Is = impulso específico do propelente.

Da Equação (9) podemos escrever que:

$$Ab = F / (Gp.r.Is) \tag{10}$$

Por uma das definições da velocidade característica (c*) e as Equações (5) e (10) pode-se mostrar que:

$$Ab = At.pc.g / (Gp.r.c^*) \tag{11}$$

Podemos concluir da Equação (11) que, para assegurar uma pressão de combustão constante, o grão de propelente deverá ter uma geometria tal que a área de queima (Ab) se mantenha constante durante o funcionamento do motor (progressividade = 1). Quando o grão de propelente tiver uma geometria em que a área de queima varie durante a combustão, a pressão de combustão também irá se modificar proporcionalmente.

Em termos de projeto, deve-se observar para que a pressão máxima de combustão não seja superior à pressão limite e que a pressão mínima (principalmente para grãos com perfil variável) nunca seja inferior à pressão de combustão limite.

Do que foi exposto, fica evidente que para um perfeito dimensionamento do motor a propelente sólido, é fundamental o conhecimento real das características de balística interna do propelente que está sendo utilizado.

REFERÊNCIAS

[1] **Handbook of fluid dynamics.** Cap. 23, Thermal-jet and rocket-jet propulsion. p. 23.03 - 23.41.

[2] SHAFER, J.I. **Solid rocket propulsion.** JPL, p. 16.01 - 16.40.

[3] SUTTON, G.P. **Rocket propulsion elements.** 15th edition, USA, John Wiley & Sons, 1986. 363 p.

********** fim AEN-7 **********