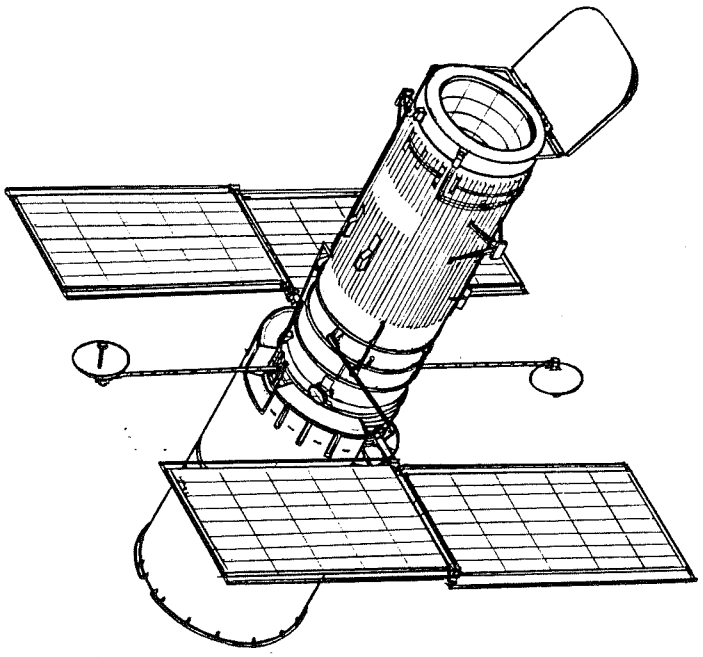
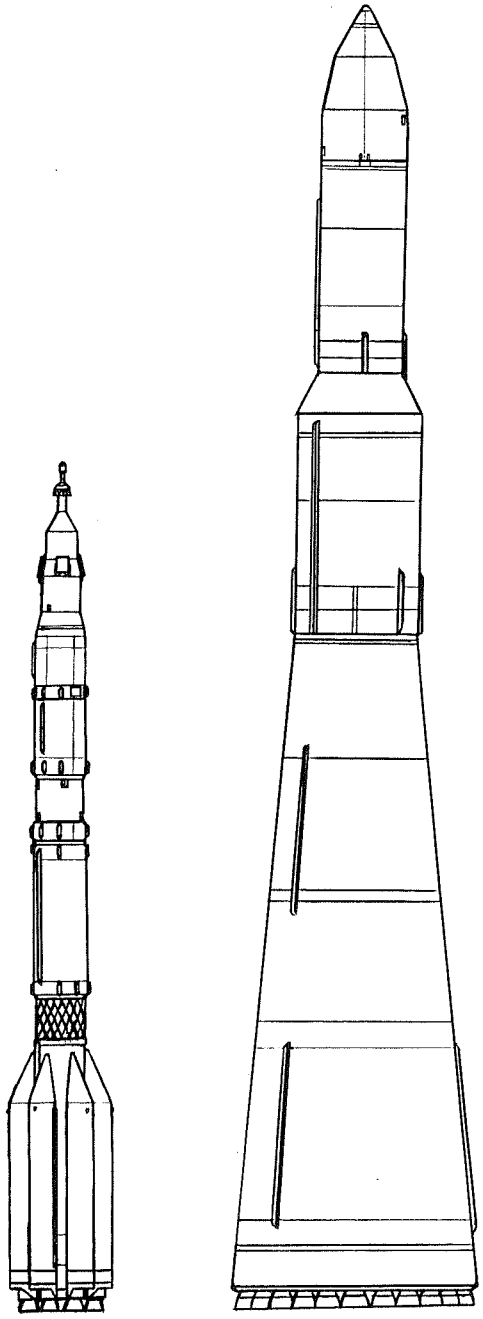
ABAEE
ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE ATIVIDADES EDUCATIVAS ESPACIAIS

AEROESPAÇONÁUTICA 6



Telescópio espacial Hubble (p. 32)



Foguetes soviéticos Proton e N-1 (p. 43)

EDITORIAL 30

Seções: Acontecimentos Espaciais 31
Biografia 34
Cartas 35
Endereços 38
Eventos 40
Ficha Técnica 40
Informe AEN 30

PROGRAMA DMF 41
Elias M. Jacintho

O GRUPO DE FOGUETES EXPERIMENTAIS 43
Fernando Stancato

O PROGRAMA LUNAR TRIPULADO DA URSS 43
Reginaldo Miranda Jr

PROJETO SONDINHA III 46
J. F. Santana, O. S. Toyoda e C. H. Marchi

Desenhos: Reginaldo Miranda Jr

****

AEROESPAÇONÁUTICA: a ciência dos mini-foguetes.

****

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 mini-foguetes.

* 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)
Assessor de Comunicação: José Miraglia (São Paulo-SP)
Diretor Cultural: Marcelo M. Morales (São Paulo-SP)
Diretor Técnico-Científico: Carlos H. Marchi
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 informações e cópias de livros, trabalhos, relatórios e notas técnicas publicados ou em poder dos associados
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 mini-foguetes
6-realização de campanhas e campeonatos de lançamento de espaçomodelos de âmbito regional e nacional
7-homologação de recordes nacionais de mini-foguetes.

* 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

* Editor Associado: Ozualdo S. Toyoda
Rua da Passagem, 15/904 - Botafogo
22290 - Rio de Janeiro - RJ

* Colaboradores deste número:
Carlos H. Marchi - Florianópolis (SC)
Elias M. Jacintho - São Paulo (SP)
Fernando Stancato - São Paulo (SP)
Gilberto G. Sgarbi - Niterói (RJ)
José Miraglia - São Paulo (SP)
José Félix de Santana - Carpina (PE)
Ozualdo S. Toyoda - Rio de Janeiro (RJ)
Reginaldo Miranda Jr - Nova Friburgo (RJ)

* Tiragem desta edição: 50 exemplares.

* Contribuições para publicação no boletim Aeroespaçonáutica, na forma de artigos, notas técnicas ou informações para alguma seção, podem ser remetidas para o editor ou o editor associado em qualquer época; serão publicadas de acordo com a disponibilidade de espaço. O formato e tamanho do manuscrito, figuras, desenhos e tabelas são livres.

* 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.

****

EDITORIAL

Neste número do boletim AEN é apresentado um artigo do Reginaldo Miranda Jr sobre o Programa Lunar Tripulado da URSS, desenvolvido na mesma época que os EUA chegaram à Lua e que somente no início deste ano foi divulgado pela imprensa mundial.

Outro destaque do AEN-6 é o artigo sobre o espaçomodelo Sondinha III, onde descreve-se o estágio atual de desenvolvimento do Projeto. O apogeu estimado para este mini-foguete bi-estágio, segundo as primeira previsões de trajetória, é superior a 800 metros.

Carlos H. Marchi

****

***** INFORME AEN *****

ASSOCIADOS.

A ABAEE possui atualmente 32 associados cadastrados.

BOLETIM AEN-7.

Será publicado em setembro. Os interessados em publicar artigos, notas técnicas, ou contribuir com informações para alguma seção, devem remeter seus manuscritos até 5 Set 90 para o editor ou o editor associado.

CONTRIBUIÇÃO DOS ASSOCIADOS

Durante o 2º SEBAE será discutido sobre a criação de novas categorias de associado da ABAEE, definidas as taxas correspondentes e mudança do sistema de contribuição de trimestralidade para anuidade.

Estas modificações visam sobretudo popularizar a ABAEE e simplificar a vida dos associados e dos diretores quanto às contribuições.

Após o 2º SEBAE será expedido uma carta aos associados informando as alterações aprovadas em Assembléia Geral.

FOGUETES ANTI-GRANIZO

O Laboratório de Atividades Espaciais (LAE), de Florianópolis (SC), adquiriu quatro foguetes anti-granizo Britagran 20 (ver seção Cartas) para determinar sua curva de empuxo em banco estático e estudar a possibilidade de utilizá-lo no desenvolvimento de cargas úteis, por se tratar de um foguete operacional.

BRASILSAT DE SEGUNDA GERAÇÃO

No dia 11 de abril, o ministro da Infra-Estrutura, Ozires Silva, divulgou o resultado da licitação internacional para a construção dos novos satélites brasileiros de comunicações e respectivos lançadores. O resultado não causou nenhuma surpresa, considerando-se o conteúdo das pro-

postas extra-oficialmente já conhecidos: a Hughes Communications construirá os satélites e a Arianespace os colocará em órbita.

Os contratos ainda não foram assinados, mas podemos afirmar de antemão que o Brasilsat-3 já tem uma reserva feita para subir ao espaço em 1993, a bordo de um Ariane-4. Resta saber agora se os fornecedores ainda manterão todos os itens do acordo, no que se refere à transferência de tecnologia, nos mesmos moldes que estavam propostos há dez meses, quando os contratos deveriam ter sido firmados pelo governo anterior.

(ASTRONEWS n. 101, 24 Abr 90, Gilberto G. Sgarbi)

ARIANE 5

O protótipo do motor Vulcain, que impulsionará o Ariane 5, foi testado pela primeira vez no dia 4 de abril último, nas instalações em Vernon da Société Européenne de Propulsion (SEP), desenvolvendo 100 toneladas de empuxo.

(ASTRONEWS n. 104, 11 Jun 90, Gilberto G. Sgarbi)

ARIANES VOLTARÃO AO ESPAÇO EM DOIS MESES

Em fins de julho e princípio de agosto, a Arianespace reassumirá os lançamentos Ariane, quando o V-37 estará colocando em órbita os satélites de comunicações TDF-2 (França) e DSF-2 (RFA).

As missões de veículos Ariane foram suspensas desde a noite de 22 para 23 de fevereiro último, quando o V-36, tendo a bordo dois satélites de comunicações do Japão, explodiu em pleno vôo. A Comissão de Inquérito nomeada deu como principal causa do acidente a obstrução de uma das tubulações do motor D do primeiro estágio por um pedaço de pano. Frédéric D'Allest, presidente da Arianespace, declarou que o fato em si não era chocante, mas, sim, inaceitável, e possivelmente teria ocorrido por ocasião da integração do Ariane (montagem do foguete) no Centro Espacial Kourou, na Guiana Francesa. Para Jacques H. Durant, presidente da Comissão de Inquérito do V-36, o fato ocorrido não é motivo para pessimismos ou otimismos: "O importante é a experiência que ganhamos com ele. Nenhum veículo lançador é imune ao fracasso e cada lançamento envolve muitos riscos. Antes do V-36, 17 missões Ariane foram realizadas, sucessivamente, com êxito e, sem dúvida, uma série de sucessos ainda mais prolongada irá se concretizar a partir de agora."

Mesmo depois do acidente, as encomendas de lançamentos da Arianespace continuaram a subir, que só este ano já somam dez contratações, perfazendo um total de 36 satélites a serem lançados sequencialmente nos próximos quatro anos, num montante de US$ 2,8 bilhões.

(ASTRONEWS n. 104, 11 Jun 90, Gilberto G. Sgarbi)

****

***** ACONTECIMENTOS ESPACIAIS *****

MARÇO DE 1990 A MAIO DE 1990

REGINALDO MIRANDA JUNIOR
Grupo de Maquetismo de Nova Friburgo - GMNF
Nova Friburgo (RJ)

MARÇO/1990

3-Cientistas aeroespaciais latino-americanos anunciam que deverão se reunir entre os dias 12 e 16 de março, em San José (Costa Rica), para discutir a criação de uma Agência Espacial Latino-americana, que operaria foguetes lançadores a partir de bases espaciais situadas em países próximos ao equador.

7-Cientistas da NASA confirmam que a sonda espacial Galileo deverá se encontrar com os asteróides Gaspra e Ida. O encontro com Gaspra deverá ocorrer em outubro de 1991; a passagem por Ida será decidida após o sobrevôo do asteróide anterior.

9-Segundo o porta-voz da firma aeroespacial francesa Dassault, o táxi-espacial Hermes, em fase final de projeto, deverá contar com assentos ejetáveis de fabricação soviética, do mesmo tipo que equipa o ônibus espacial Buran.

14-Pouco depois do lançamento, já no espaço, o satélite Intelsat 6 não consegue atingir sua órbita definitiva. Este satélite de cominicações europeu foi lançado por um foguete Titan 3, do Cabo Canaveral.

16-Segundo a agência de notícias soviética Novósti, o satélite lançado pelo ônibus espacial Atlantis em fevereiro, para espionar a URSS, perdeu o controle e deverá reentrar na atmosfera; técnicos da NASA conseguem acionar o motor de apogeu do Intelsat 6, colocando-o em sua órbita ideal.

18-A ESA (Agência Espacial Européia), mostra alguns detalhes de seu novo traje espacial, totalmente computadorizado, que deverá ser usado por astronautas do Hermes.

19-A sonda poliédrica lançada pelo veículo japonês Muses-A entra em órbita lunar (distância média: 16.472 km). Seu nome é Hagaromo; a Muses-A, nave-mãe, continua em órbita terrestre. Técnicos da NASA, em relatório independente, informam que a futura estação orbital americana Freedom tem sérios defeitos estruturais no projeto; segundo eles, a estrutura da estação, de 150 metros de comprimento, não suportaria por muito tempo as vibrações a que seria submetida. Além disso, o número de saídas extraveiculares necessárias para as tarefas de manutenção da estação seriam muito mais frequentes do que o planejado.

20-A agência espacial comercial soviética Glavkosmos anuncia que o vôo do primeiro jornalista japonês ao espaço ocorrerá a partir do dia 2 de dezembro. Kikuchi Rioko e Akiama Toehiro terminaram as etapas iniciais do treinamento para a missão antes do previsto, possibilitando a fixação da data do lançamento de uma Soyuz com um deles a bordo, para acoplar-se com a estação orbital Mir.

26-O astronauta americano William Fischer confirma as afirmações de técnicos da NASA de que a manutenção da estação Freedom será difícil. A direção da agência espacial americana desmente.

30-A Agência Espacial Européia e a Arianespace assinam o contrato para o lançamento do observatório espacial ISO, Fig. 1, que deverá fazer estudos cósmicos em infravermelho. O foguete será um Ariane 44 P (Ariane 4 com quatro propulsores auxiliares de combustível sólido).

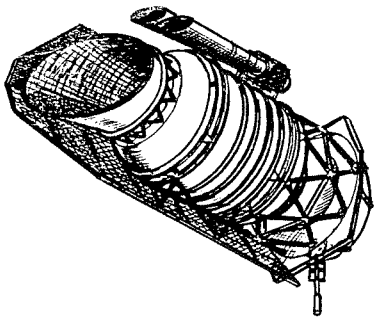


Figura 1. O observatório espacial ISO.

ABRIL/1990

4-Israel lança seu segundo satélite, o Ofek-2, por intermédio de um foguete Shavit. Este satélite tem fins militares. Seu lançamento ocorreu às 15 horas de Tel-Aviv.

5-Lançado o primeiro veículo operacional da série Pegasus, a partir de um avião-transportador B-52. O Pegasus, Fig. 2, colocou em órbita dois satélites leves, o Pegsat (da NASA) e o DARPA (do Departamento de Defesa dos EUA).

7-A China lança o satélite Asiasat 1, por meio de um foguete Longa Marcha III, disparado do Centro Espacial de Xichang, situado na província de Sichuam. O Asiasat-1 foi encomendado por um consórcio de 30 países asiáticos à firma americana Hughes Aircraft Co., e seu lançamento foi deixado a cargo do Ministério da Astronáutica da China. É um satélite de comunicações.

13-Cientistas dos Estados Unidos, da URSS e da Europa anunciam que empreenderão um programa de pesquisas em Marte, com o lançamento de duas sondas espaciais equipadas com módulos de aterrissagem. As sondas, cuja construção e lançamento correriam por conta da URSS, fariam estudos sobre a ionosfera marciana. O projeto denomina-se Marte 91, com os lançamentos ocorrendo no ano de 1991.

16-Nikolai Semenov, porta-voz da Glavkosmos anuncia que foi adiado o lançamento do módulo Kristall, que deveria acoplar-se com a estação orbital Mir levando um laboratório de pesquisas com supercondutores. A causa do adiamento do lançamento foi um defeito no software existente nos controles da Mir, segundo o porta-voz.

17-A sonda espacial Galileo corrige sua trajetória para efetuar seu primeiro encontro com a Terra, em sua viagem a Júpiter.

24-Lançamento do shuttle Discovery com o telescópio espacial Hubble (8h34m local); ver figura da capa. A missão é co-

mandada pelo astronauta Loren Shriver; o piloto é Charles Bolden, tendo como especialistas de missão Kathryn Sullivan, Bruce McCandless e Steven Hawley. O telescópio espacial, de 13.1 metros de comprimento, 4.26 de diâmetro e 11 toneladas de massa, foi liberado às 14 horas locais, mas sofreu problemas com a abertura de um dos seus dois painéis solares e com a recusa de uma das duas antenas principais em se estender. Tais dificuldades foram superadas sem que McCandless e Sullivan tivessem que sair do Discovery para atuar. A porta que protegia o "olho" do telescópio foi aberta no dia 27, às 9h45m. O Discovery voltou à Terra às 6h50m do dia 29, na Base Aérea de Edwards, Califórnia, com sucesso.

28-A nave não-tripulada Progress M-3, soviética, reentrou na atmosfera terrestre sobre o Oceano Pacífico, depois de desengatar-se da estação orbital Mir, com a qual se acoplou em missão de reabastecimento.

30-A NASA anuncia que conseguiu soltar a antena de comunicações do Hubble, que estava emperrada na posição recolhida.

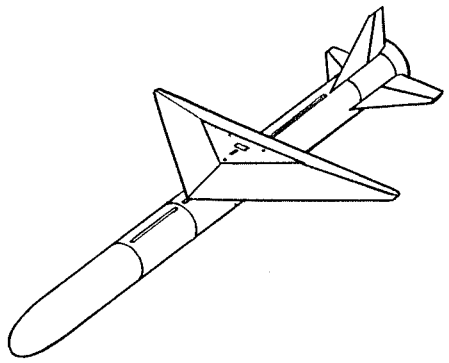


Figura 2. Lançador Pegasus.

MAIO/1990

18-A revista Aviation Week & Space Technology, dos Estados Unidos, publica artigo de seu editor, Craig Covault, dizendo que a nave Soyuz TM-9, Fig. 3, lançada em 11 de fevereiro, sofreu sérias avarias no isolamento térmico de seu módulo de serviço, danificando o sensor infravermelho necessário para as manobras de regresso à Terra. Na verdade, as avarias sofridas pela TM-9 já eram conhecidas desde o lançamento, pois a imprensa da URSS as relatou logo no início da missão. Ao que parece, a cobertura de isolamento térmico soltou-se pouco antes da entrada em órbita da Soyuz (que transportava Anatoly Solovyov e Alexander Balandin para a Mir, onde estão até agora). A informação foi dada a Covault por Alexander Serebrov, que esteve na Mir entre setembro de 1989 e fevereiro deste ano. Analistas americanos, porém, discordam que a tripulação da Mir corra risco. Segundo James Oberg, analista da NASA para assuntos espaciais soviéticos, a Soyuz TM-9 ainda é perfeitamente segura. No Centro de Controle de Vôo Espacial (em Kaliningrado, perto de Moscou), o porta-voz Yuri Serebrianov diz que a avaria sofrida pela nave não prejudica a segurança dos cosmonautas.

20-O telescópio espacial Hubble envia sua primeira fotografia à Terra, às 15h12m GMT. A fotografia em questão é da constelação de Carina (NGC 3532).

23-Os cosmonautas Solovyov e Balandin realizam estudos astronômicos com o telescópio Glazar, a bordo do módulo Kvant 1, acoplado à Mir. É anunciada a data de regresso dos cosmonautas da TM-9 para 29 de julho.

25-O INPE anuncia que deverá lançar o satélite brasileiro em abril de 1991 por meio de um foguete americano Scout, a um custo entre 10 e 20 milhões de dólares.

30-Adiado o lançamento do ônibus espacial Columbia, que transportaria ao espaço o telescópio Astro-1. O Astro-1 é equipado com aparelhos que analisam as radiações ultravioleta e X do universo, emitidas por objetos que por vezes chegam a emanar temperaturas de até 10 milhões de graus. Os astronautas que estão incluídos na tripulação do Columbia são o comandante Vance Brand, o piloto Guy Gardner, e os especialistas de missão Jeffrey Hoffman, Robert Parker, Ronald Parise e Samuel Durrance. O Astro-1 não será deixado em órbita, ao contrário do Hubble. Com isso, ele poderá ser reutilizado em outras missões.

31-A União Soviética lança ao espaço o módulo Kristall, por meio de um foguete Proton (SL-13), disparado do Cosmódromo de Baikonur. O módulo Kristall está equipado com diversos aparelhos destinados a produzir cristais superpuros, e materiais supercondutores. Também faz parte da carga do módulo --- que deverá acoplar-se à estação orbital Mir no dia 6 de junho --- novos trajes espaciais para longas atividades extraveiculares e uma escada estensível, necessários para os trabalhos que Anatoly Solovyov e Alexander Balandin são obrigados a fazer em virtude das avarias sofridas pela nave Soyuz TM-9 (acoplada à estação desde 13 de fevereiro passado) durante o lançamento. O Kristall, de 13 metros de comprimento e 19.5 toneladas de massa, com um diâmetro máximo de 4.2 metros, está equipado com um adaptador de engate múltiplo, para cinco outras naves, semelhante ao que domina a parte frontal da Mir. Além disso, o Kristall possui dois painéis solares, maiores que os utilizados no Kvant-2 (acoplado no final do ano passado à estação), devido ao alto consumo de energia por parte de seus equipamentos.

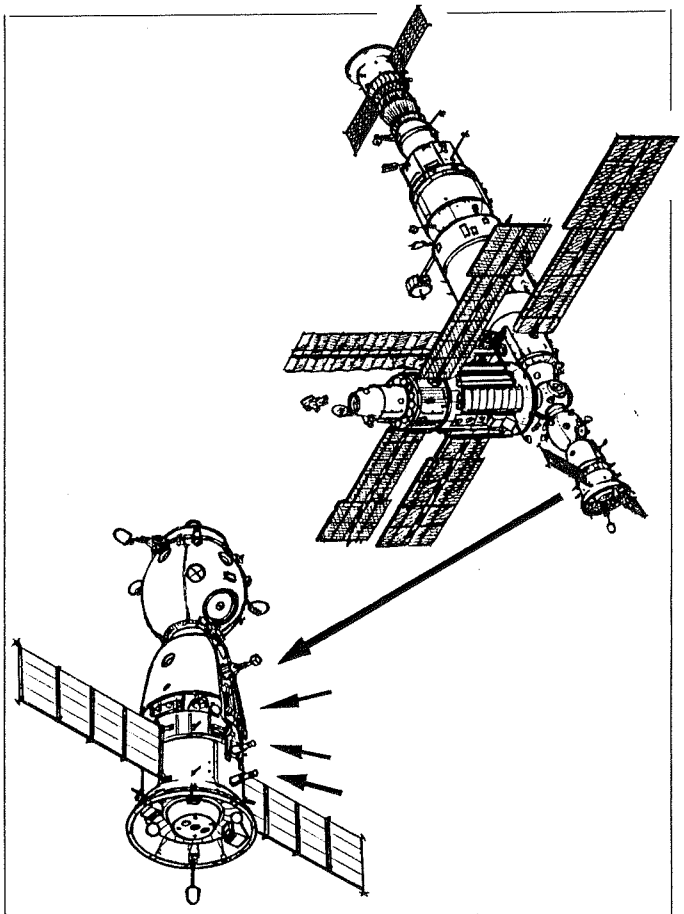


Figura 3. A Soyuz TM-9 acoplada à estação orbital Mir, Kvant-1, Kvant-2 e Progress M-3. Em detalhe, acima, a nave Soyuz. As setas menores mostram os sensores de orientação.

****

***** BIOGRAFIA *****

LUDWIG PRANDTL

JOSÉ MIRAGLIA
Assessor de Comunicação
da ABAEE - São Paulo (SP)

A aerodinâmica moderna fundamenta-se nas teorias elaboradas por Ludwig Prandtl. Nunca recebeu um Prêmio Nobel por suas contribuições na aerodinâmica e mecânica dos fluidos. Abaixo temos alguns exemplos de sua contribuição:

- teoria do aerofólio "delgado"
- teoria da asa-finita
- ondas de choque supersônicas
- ondas de expansão supersônicas
- correções de compressibilidade
- camada limite

1874. Em 4 de fevereiro nasce Ludwig Prandtl, em Freising na Bavaria. Seu pai, o engenheiro Alexander Prandtl, professor no Colégio Agrícola de Weihenstephan, ensinou Prandtl a gostar da Física. Incentivou a olhar os problemas

físicos e matemáticos com naturalidade, observando o fenômeno e refletindo. Prandtl interessava-se muito pelos livros de seu pai; livros de física, máquinas e instrumentos. Passou grande parte de sua infância em contato com a ciência.

1894. Prandtl começou formalmente seu estudo científico na "Technische Hochschule" em Munique. Seu principal professor foi August Foppl, professor de mecânica. Seis anos depois graduou-se pela Universidade de Munique com o título de Ph.D. Foppl foi seu orientador.

1896 e 1898. Prandtl perde seu pai e sua mãe.

1900. Prandtl ainda não havia se interessado por mecânica dos fluidos. Sua tese foi sobre mecânica dos sólidos. Antes de terminar a graduação, tomou o primeiro contato prático com a mecânica dos fluidos quando trabalhou como engenheiro na "Maschinenfabrick Augsburg", onde redesenhou sistemas de sucção de aparas das máquinas.

1901. Tornou-se professor de mecânica no Departamento de Engenharia Matemática da "Technische Hochschule" em Hanover. Neste período Prandtl desenvolveu sua teoria da camada limite e se interessou por fluxos supersônicos escoando através de tubeiras.

1904. Prandtl apresentou seu conceito de camada limite no terceiro congresso de matemática em Heidelberg. Seu trabalho era intitulado "Uber Flussikeitsbewegung bei sehr kleimer reibung". Em Heidelberg, Prandtl estabeleceu as bases para os cálculos modernos em transferência de calor, separação ou descolamento da camada limite e atrito superficial. Prandtl ganhou prestígio e foi levado para a Universidade de Gottingen, e tornou-se Diretor do Instituto de Técnicas Físicas, depois rebatizado de Instituto de Mecânica Aplicada. Prandtl passou 27 anos de sua vida em seu laboratório (1904 a 1930), era o maior pesquisador em aerodinâmica até então.

1905-1908. Prandtl realizou inúmeros experimentos sobre escoamento supersônico através de tubeiras e desenvolveu toda teoria de ondas de choque e ondas de expansão. Foi o primeiro a conseguir fotografar o fluxo supersônico através de tubeiras usando uma técnica óptica especial.

1909. Prandtl casa-se com a filha de Foppl.

1910-1920. Devotou, neste período, seus esforços no estudo da aerodinâmica de baixa velocidade. Desenvolveu a famosa teoria da linha de sustentação para asas finitas. Teve duas filhas (1914 e 1917).

1920-1930. Retomou os estudos em fluxos de alta velocidade e contribuiu para desenvolver a famosa correção de compressibilidade de "Prandtl-Glauert".

1930. Era reconhecido como o Senhor da fluido-dinâmica. Continuou suas pesquisas em várias áreas, incluindo mecânica estrutural e meteorologia. Seu Prêmio Nobel nunca chegou.

2º Guerra Mundial. A Força Aérea Alemã equipou todo o laboratório de Prandtl com novos equipamentos e deu todo apoio financeiro necessário.

1945. Toda pesquisa de Prandtl foi confiscada pelos americanos. Prandtl mudou-se para os E.U.A. Apesar de seus 70 anos de idade, se mantinha ativo. Contribuiu muito para o desenvolvimento da aerodinâmica. Ficou instalado no CalTech.

1953. Prandtl morre. Certamente o pai da aerodinâmica moderna e o mestre da mecânica dos fluidos. Nos deixou sem o tão merecido Prêmio Nobel.

REFERÊNCIA

[1]ANDERSON, John David. **Fundamentals of aerodynamics.** McGraw-Hill, 1988.

****

***** CARTAS *****

Sr. Carlos H. Marchi:

Recebi sua atta carta quando estava de viagem ao exterior, por isto a demora em lhe responder pelo que solicito desculpas.

Quero lhe agradecer o seu aato escrito, assim como os dos Srs. Miraglia e Toyoda, todos expressando seus votos de sucesso e parabenizando-nos pelo empreendimento da fabricação nacional dos produtos da linha Aero-espacial, que nos serve de estímulo dadas as peculiares dificuldades vencidas para dar "a luz" os primeiros seis modelos de uma vasta linha de modelos que viremos a produzir dentro das séries Mísseis e Espaço.

Já no artigo publicado na revista Esporte-Modelismo nº 50 terão tido a oportunidade de conhecer nossa empresa a grandes rasgos. Em verdade se postos a fazer um histórico

desde início das nossas pesquisas e desenvolvimento para chegar ao estágio atual viríamos obter uma grande história na qual não faltaram lances de desânimo tal os grandes obstáculos a transpor e as grandes dificuldades na obtenção de matérias primas específicas para este tipo de fabricados, principalmente pelas pequenas quantidades das encomendas não interessantes em termos produtivos pelos fabricantes nacionais.

Mesmo assim graças a nossa perseverança e determinação conseguimos destes nos fornecer as matérias primas necessárias a nosso projeto inicial de aproximadamente 5000 componentes de cada item, e o melhor é que conseguimos grandes e duradouras amizades.

Após quase três anos de projeto, pesquisa e desenvolvimento vencemos todas as etapas e nos iniciamos no mercado no dia 12 de outubro de 1989, em uma grande exposição no Shopping Center São José nesta cidade, precedida de comercialização via encomendas postais e posteriormente estabelecendo diversos pontos de venda em diversos estados.

Como primeira informação solicitada pelos "expert's" está sobre a de nosso tubo-motor. Compatível dimensionalmente com os produtos importados e com qualidade superior quanto as matérias primas empregadas na fabricação do próprio corpo do tubo-motor e da argila-cerâmica da tubeira e tampão, seu desempenho equivale aos importados.

As nossas pesquisas e desenvolvimento dos materiais componentes do "combustível sólido", tem dado resultados de desempenho igual ou superior aos tubos-motores importados no que diz respeito aos resultados obtidos em bomba Crawford e banco de ensaio para determinação do empuxo médio e total e onde as curvas características tem demonstrado fixar os desempenhos dentros das classes A8-3, B6-4 e C6-3 respectivamente o que nos possibilita colocar no mercado mini-modelos de simples ou múltiplo estágio.

Estamos de acordo com vocês quanto à divulgação maciça de procedimentos de segurança entre espaço-modelistas e público em geral.

De nossa parte dentro de todos os kit ou embalagens dos tubo-motores inserimos informação a respeito do manuseio e utilização correta para evitar acidentes por desconhecimento ou negligência, porém consideramos pouco. Estamos acertando com a Editora Esporte-Modelismo a publicação em próximo número de matéria específica sobre o assunto a título de colaboração na informação ministrada pela ESTES.

Se acharem conveniente aguardo pronunciamento de vocês para receber da ABAEE mais informação sobre a matéria e produzir um bom artigo informativo e interessante.

Quanto as demais informações solicitadas:

- total de seis funcionários na fabricação de tubos-motores em empresa especializada em pirotecnia e autorizada a tal fim, ferramenteiros, auxiliar de injeção e prensas e embaladores
- poderemos produzir média de 2500 mini-modelos mensais
- estoque de aproximadamente 5000 componentes para outros tanto mini-modelos
- vendemos especialmente para lojas de aeromodelismo de todo o Brasil
- vendemos a modelistas e enviamos via Sedex
- pagamento: mediante depósito prévio inter-agências, para agência específica.

Gostaríamos que nossas pesquisas e desenvolvimento não tivessem "corroído" nossos recursos econômicos e poder tido a oportunidade de produzir um belo catálogo dos nossos fabricados e informação técnica a altura dos nossos concorrentes no exterior. Fazemos votos para que isto aconteça na comemoração do Primeiro aniversário D.m.

Ficamos no aguardo de novas notícias, aproveitando a oportunidade para lhes cumprimentar mui atte

Cosme P. Gonzales - Abr 90
Proprietário da Aeroespacial Kits,
fabricante de espaçomodelos.

Prezado Sr. Carlos H. Marchi

Em atenção ao ofício RC/335/CHM descrevo a seguir a "ficha" de FAG (foguetes anti-granizo) utilizados no Brasil.

BRITAGRAN 20.

Altura de 90 cm. Peso 2 kg. Combustível, pólvora negra prensada em camadas sucessivas sob 40 ton, moldada com túnel interno em matriz de agulha metálica. Tubo motor de plástico especificado para suportar a tonelagem de prensagem permitindo boa fragmentação por explosão da carga contida na ogiva mais a dupla de cordéis detonantes laterais. Corpo e ogiva de plástico injetado. Carga na ogiva de 100 gr de nitropenta, mais serragem estabilizadora, mais 20 gr de iodeto de prata. Acionamento por curto circuito em squib regulado para não suportar 5 volts acima. Squib introduzido na parte supe-

rior do túnel com dois fios de 1 m presos na tubeira em tampa vedante anti umidade com as duas pontas aterradas, as quais devem ser separadas somente por ocasião do lançamento. Acionamento da ogiva mediante retardo de 9 segundos a partir do início de queima do combustível quando o fogo atinge uma espoleta pirotécnica (simples nº 1), única peça metálica do artefato. Referida espoleta é envolta em plástico aparente, visível na cabeça do corpo e encaixa em orifício existente na base da ogiva. Corpo e ogiva vem separados e devem ser unidos por rosqueamento na ocasião do lançamento. Os fios do squib são acondicionados em estojo cilíndrico preso na tubeira entre as aletas e solta-se com 1/8 de volta. Um "espaguete" dentro do túnel destina-se à proteção do squib contra corrosão. Dentro do estojo acondicionador dos fios do squib existe sílica. A rampa de lançamento consiste em duas cantoneiras paralelas, uma chapa base e um estilete que vem rosqueado e deve ser invertido para cravamento no solo. As duas cantoneiras guias são livres na parte superior para, em caso de sinistro na base, causar apenas o entortamento tipo chifres de carneiro sem produção de estilhaços metálicos. A distância mínima do operador deve ser de 20 m e de preferência abrigado ou deitado. Os acionadores podem ser de conjunto de 6 pilhas de lanterna, ou de mini baterias de 9 volts, baterias de automóveis ou até mesmo ligação na rede elétrica. O alcance vertical é de cerca de 1300 metros. A nitropenta acionada pulveriza o iodeto de prata em bilhões de nucléolos formadores de cristais inibidores do crescimento de granizo. O percurso dos nucléolos da área de espargimento até os pontos e zona de formação do granizo (cerca de 5000 m na região do Planalto Catarinense) fica por conta das fortes correntes ascendentes internas do cúmulus-nimbus. Detalhe esse que obriga o lançamento do Britagran 20 de 1 a 2 km antes da área cultivada. Somado esse inconveniente ao fato de ser um "tiro no escuro", o ALAZAN soviético tornou obsoletos todos os modelos econômicos de FAG até agora utilizados no Brasil. O Britagran 20 é similar, para não dizer idêntico, do FAG RUGGERI francês, utilizado de 1976 a 1982 quando o modelo brasileiro entrou em produção de 1983 a 1988.

BRITAGRAN 50.

Mesmo aspecto externo do Britagran 20 com as seguintes diferenças: combustível enriquecido para um alcance vertical de 2000 metros. Tubo motor de alumínio para suportar a maior pressão de empuxo. 50 gramas de iodeto de prata na ogiva. Cor azul do corpo para diferenciar do laranja, ou amarelo ou preto do Britagran 20. Foi produzido em 1986 e 1987 e apresentou os seguintes inconvenientes: não havia desintegração da parte metálica do tubo motor, além de apresentar envelhecimento precoce do combustível por causa que nem chegou a ser investigada, uma vez que o primeiro inconveniente já o afastou do mercado.

AG 3000.

Desenvolvido em São José dos Campos com o objetivo inicial de atingir 6000 metros de altura teve um início muito difícil, motivado por acidentes e demonstrações desastradas que o levaram ao descrédito. Somente após um acordo de cooperação entre a Britanite e a Fobasa este FAG chegou a ser adequado e confiável, mas teve de ser abrandado e, com isso, ficou limitado a um alcance vertical de 3000 metros. Características: tubo motor de alumínio otimizado para uma fragmentação aceitável auxiliada por uma carga de 200 gr de nitropenta da ogiva e mais dois pares de cordéis detonantes moldados e acondicionados em plástico injetado nas laterais. Combustível: composit. Acionamento: eletrônico, regulado para 22 segundos após receber a corrente elétrica de uma bateria de carro à álcool. Cargas diferentes, para mais ou para menos, danificarão o eletrônico com perigo ao operador. Após o acionamento do eletrônico, a ogiva irá detonar, independentemente da queima ou não do composit, passados os 22 segundos, requerendo portanto melhor conhecimento do operador em relação aos outros modelos. Pelo acordo comercial, a Fobasa fornece o tubo motor com o eletrônico e a Britanite monta o artefato na cor vermelho flamengo, nas mesmas dimensões do Britagran 20. A Britanite denominou-o Britagran 50, por levar 50 gr de iodeto de prata na ogiva.

ALAZAN.

FAG soviético em três versões: para 4500 m, 6000 m e 9000 m disparado de uma base computadorizada direta e certeiramente no coração do cúmulus-nimbus, detectado e rastreado num raio de 150 km por moderno radar de três bandas. Instalada a primeira central em 1989 em Fraiburgo ao custo de dois milhões de dólares. A segunda central em Vacaria já está sendo articulada, entre produtores e governo do RS. O Alazan está sendo estudado por duas empresas paulistas para num futuro próximo, talvez, substituir o artefato soviético.

SBAT 70.

A empresa AEMA de São José dos Campos está desenvolvendo pesquisa no sentido de adaptar o modelo do foguete militar com ogiva espargidora antigranizo.

Situação comercial:

Britagran 20. Último lote produzido em fev 88 e retirado de comercialização em fev 90. Restam algumas poucas unidades, fora de garantia (duas safras) que não serão vendidas a produtores.

Britagran 50 (AG 3000). Comercialização prevista para as safras de 90-91 e posterior retirada de comercialização.

Alazan. Estoque em Fraiburgo para duas ou três safras, tempo talvez, suficiente para um similar nacional substituir os FAG soviéticos, hoje, acreditados como o que há de melhor e mais confiável no combate ao granizo. São lançados inclinados, atingindo o cúmulus nimbus com boa antecedência de sua chegada sobre a área a proteger o que o torna muito mais eficiente.

Sergio Bruno Schirmer - Maio 90
Representante comercial da Britanite,
fabricante de foguetes anti-granizo.

****

***** ENDEREÇOS *****

Relaciona-se abaixo as informações relativas aos associados da ABAEE com nº de inscrição 2/90 a 18/90, complementando, desta forma, o Cadastro de Associados publicado em Jan/90 e que todos já possuem.

[16] Inscrição: Nº = 2/90 Data: 26 Jan 90
Nome: CARLOS CÁSSIO OLIVEIRA
Endereço: Rua Góes Calmon, 21 - Saúde
40000 - Salvador - BA
Idade: 32 anos
Grau de instrução: 2º grau
Profissão: piloto comercial
Atividade: desenvolve mini-foguetes experimentais no CAESA em Salvador

[17] Inscrição: Nº = 3/90 Data: 2 Fev 90
Nome: FERNANDO STANCATO
Endereço: Rua Joaquim Antunes, 843 - Bairro Pinheiros
05415 - São Paulo - SP
Fone: (011) 852-5897
Idade: 26 anos
Grau de instrução: superior - Eng. Mecânico
Atividade: desenvolve mini-foguetes experimentais no GFE em São Paulo

[18] Inscrição: Nº = 4/90 Data: 10 Fev 90
Nome: MASSAO TOYODA
Endereço: Rua Hermenegildo Romanini, 300
17800 - Adamantina - SP
Fone: (0189) 21-1535
Idade: 37 anos
Grau de instrução: superior - Eng. Químico
Atividade: desenvolve mini-foguetes experimentais na E2F em Adamantina

[19] Inscrição: Nº = 5/90 Data: 22 Fev 90
Nome: ELIAS MÁS JACINTHO
Endereço: Rua Bravinha, 29
04283 - São Paulo - SP
Fone: (011) 914-3603
Idade: 24 anos
Grau de instrução: superior em Tecnologia Mecânica
Profissão: programador/analista de micros
Atividade: desenvolve software para utilização em projeto de mini-foguetes

[20] Inscrição: Nº = 6/90 Data: 5 Mar 90
Nome: MARCELO TEIXEIRA BOTELHO
Endereço: Rua Voluntários da Pátria, 368
Apto. 702 - Botafogo
22270 - Rio de Janeiro - RJ
Fone: (021) 226-6664 e 266-7923
Idade: 21 anos
Grau de instrução: superior inc. - Analista de Sistemas

[21] Inscrição: Nº = 7/90 Data: 5 Mar 90
Nome: JOÃO CARLOS MOREIRA
Endereço: Rua Julia Pereira de Souza, 1123
Vila Alves Pereira
Cx. Postal 2005

79063 - Campo Grande - MS
Fone: 387-3543
Idade: 31 anos
Grau de instrução: 2º grau
Profissão: técnico em eletrônica/telecomunicações

[22] Inscrição: Nº = 8/90 Data: 12 Mar 90
Nome: AUREO AZEVEDO DE ROURE
Endereço: Rua Conde de Bonfim, 1349/303-A - Tijuca
20530 - Rio de Janeiro - RJ
Fone: (021) 238-0563
Idade: 45 anos
Grau de instrução: superior
Profissão: auditor

[23] Inscrição: Nº = 9/90 Data: 29 Mar 90
Nome: JOAQUIM AUGUSTO LOPES DE OLIVEIRA
Endereço: Rua Sioux, 61 - Jardim Itaperi
12940 - Atibaia - SP
Fone: (011) 484-4815
Idade: 45 anos
Grau de instrução: superior
Profissão: piloto de linha aérea

[24] Inscrição: Nº = 10/90 Data: 4 Abr 90
Nome: JULIO CÉSAR A. LARANGEIRA
Endereço: Rua Antônio C. de Miranda, 50
23900 - Angra dos Reis - RJ
Fone: (0243) 65-0336
Grau de instrução: 2º grau
Profissão: professor
Atividade: orientador do Grêmio de Ciência e Tecnologia do Colégio Naval - Enseada Batista das Neves

[25] Inscrição: Nº = 11/90 Data: 4 Abr 90
Nome: TUFFI OLIVEIRA HADDAD
Endereço: Praça dos Expedicionários, 53 - Apto. 301
36300 - São João Del Rei - MG
Fone: (032) 371-2602 e 371-1946
Idade: 37 anos
Grau de instrução: superior
Profissão: médico

[26] Inscrição: Nº = 12/90 Data: 12 Abr 90
Nome: YURI WASHINGTON ALVES DOS SANTOS
Endereço: Rua Buriti 98 c/5 - Madureira
21360 - Rio de Janeiro - RJ
Fone: (021) 350-5506
Idade: 16 anos
Grau de instrução: 2º grau incompleto

[27] Inscrição: Nº = 13/90 Data: 26 Abr 90
Nome: EDSON LUIZ MENDES
Endereço: Rua Sete de Setembro, 379 - Centro
63475 - Jaguaribe - CE
Idade: 21 anos
Grau de instrução: 2º grau
Profissão: bancário

[28] Inscrição: Nº = 14/90 Data: 3 Maio 90
Nome: SANDRO FABRÍCIO HERING
Endereço: Rua Alfredo Swarowski, s/n
Bairro Bela Aliança
89160 - Rio do Sul - SC
Fone: (0478) 22-1096
Idade: 23 anos
Grau de instrução: superior incompleto - Eng. Mecânico
Atividade: desenvolve mini-foguetes experimentais no LAE em Florianópolis
Cargo na ABAEE: tesoureiro

[29] Inscrição: Nº = 15/90 Data: 29 Maio 90
Nome: MARTINS PESSÔA REGIS JÚNIOR
Endereço: Rua Carlos Rizzini, 59 - Jacarepaguá
22750 - Rio de Janeiro - RJ
Fone: (021) 447-1782
Idade: 19 anos
Grau de instrução: 2º grau

[30] Inscrição: Nº = 16/90 Data: 4 Jun 90
Nome: JOSÉ MONSERRAT FILHO
Endereço: Rua Joaquim Murtinho, 772/404 - Santa Teresa
20241 - Rio de Janeiro - RJ
Fone: (021) 252-6781
Idade: 50 anos
Grau de instrução: superior
Profissão: jornalista

[31] Inscrição: Nº = 17/90 Data: 6 Jun 90
Nome: LINCOLN BARROSO ABRANTES
Endereço: Rua Teodoro da Silva, 796 - Ap. 306
Bairro Vila Isabel

20560 - Rio de Janeiro - RJ
Fone: (021) 577-8003
Idade: 41 anos
Grau de instrução: superior
Profissão: professor

[32] Inscrição: Nº = 18/90 Data: 13 Jun 90
Nome: DENER TEIXEIRA FARIA
Endereço: Rua Pedro de Melo e Souza, 497
Freguesia do Ó
02911 - São Paulo - SP
Fone: (011) 876-4814
Idade: 20 anos
Grau de instrução: 2º grau
Profissão: aux. de escritório

****

*** EVENTOS ***

2º SEMINÁRIO BRASILEIRO DE AEROESPAÇONÁUTICA - 2º SEBAE

O 2º SEBAE será realizado no Anfiteatro do Depto. de Eng. Mecânica da Escola Politécnica da Universidade de São Paulo (USP) nos dias 14 e 15 de julho de 1990.

A promoção do evento é da ABAEE e, a organização, do Grupo de Foguetes Experimentais (GFE), com a colaboração da USP.

Informações: fone (011) 852-5897 com Fernando Stancato.

1º SIMPÓSIO BRASILEIRO DE TECNOLOGIA AEROESPACIAL

O 1º BSAT está sendo organizado pelo Instituto de Atividades Espaciais (IAE), Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE) e Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).

O objetivo do Simpósio, que acontecerá nos dias 27 a 31 de agosto de 1990 no ITA em São José dos Campos, é oferecer à comunidade uma oportunidade de apresentar trabalhos técnicos sobre métodos, meios e resultados utilizados na Tecnologia Aeroespacial.

Os tópicos do Simpósio incluem, entre outros: aerodinâmica, propulsão, dinâmica de vôo, sistemas e veículos aeroespaciais, e controle de órbita e de atitude.

A taxa de inscrição é de 120 BTN por participante, com desconto para estudantes.

Fichas de inscrição e maiores informações sobre o 1º BSAT poderão ser obtidas com o Editor do AEN ou no endereço abaixo.

INPE - Setor de Eventos (1º BSAT)
Cx. Postal 515
12201 - São José dos Campos - SP
Fone: (0123) 22-9977 Ramal 202/303

****

*** FICHA TÉCNICA ***

Na seção Ficha Técnica do AEN-6 sobre o Solid Rocket Booster (SRB) dos Space Shuttle americanos, é dito à página 15 que a queda do SRB, de 67 km de altitude, ocorre em 75 segundos de vôo.

A sequência correta do vôo do SRB é a seguinte:

- t = 0 s: ignição dos dois SRB
- t = 120 s: fim da combustão do propelente
- t = 124 s: separação do Space Shuttle a 45 km de altitude
- t = 199 s: apogeu dos SRB a 67 km de altitude
- t = 405 s: impacto dos SRB com o mar, sustentados por pára-quedas, à velocidade de 66 km/h.

Portanto, o tempo de queda dos dois SRB tem a duração de 206 s (405-199), ou seja, 3min26s.

****

PROGRAMA DMF

ELIAS M. JACINTHO
Membro da ABAEE
São Paulo (SP)

Desenvolvi este programa de Dimensionamento de Mini-Foguetes para ser utilizado como uma ferramenta no auxílio de projetos de mini-foguetes, fornecendo resultados rápidos e precisos, agilizando assim o desenvolvimento do projeto.

O programa foi desenvolvido em Turbo-Pascal para micro-computadores da linha IBM-PC e está disponível (inclusive os "fontes") para todos os associados da ABAEE.

O programa em si é de fácil manejo. Deve-se ter um pouco de conhecimento dos cálculos e compreensão dos resultados para que se possa tirar um bom proveito destes.

Ele posssui um cadastro de propelentes aonde constam as suas propriedades que serão utilizados nos cálculos. Uma vez escolhido o propelente deste cadastro, os valores de suas propriedades (Pc, Ve, Vq, etc) estarão disponíveis para os cálculos.

O próprio operador poderá atualizar este cadastro, incluindo os propelentes que desejar.

O programa trabalha com o auxílio de um menu para escolha dos cálculos que se deseja fazer e que podem ser:

- cálculo da Tubeira
- " do Grão-propelente
- " do Centro de Gravidade / CG
- " das Aletas
- " com Parâmetros pré-estabelecidos.

Para realizar os cálculos, basta selecionar um propelente, escolher no menu o tipo de cálculo, inserir os dados necessários para a realização destes e o programa mostrará os resultados em tela e se desejar pode-se optar pela impressão destes resultados.

A seleção da opção "Cálculo com parâmetros pré-estabelecidos" ou conhecidos ou mesmo adotados, é a mais completa, pois realiza os cálculos da tubeira e do grão de uma só vez, porém deve-se ter conhecimento de alguns dados.

Por exemplo: para obter os resultados da Figura 1 foi necessário fornecer os seguintes dados:

- Propelente: Sassu B
- Dc = 38.1 mm
- Di = 25.0 mm
- Lg = 460.0 mm
- Beta = 45º
- Alfa = 15º
- g = 9.80 m/s2
- Tipo de grão = 1 (tubular)

Por outro lado, pode-se ter ou conhecer a Eg e Dg mas não o Lg. O programa permite estas combinações e calcula o que falta. Neste caso o Lg pois o Dc deve ser sempre conhecido; Di é calculado.

Para maiores detalhes, recomendo a leitura do Manual de Operação do Programa DMF (10 páginas) que acompanha o programa. Nele encontram-se instruções de como operá-lo.

```
LAE                    DIMENSIONAMENTO DE MINI-FOGUETES          pag. :        1
                          CALCULO DA TUBEIRA/GRAO                data : 23/06/90
Elias M. Jacintho          Mini-foguete: NETUNO-S                hora : 17:30:38
------------------------------------------------------------------------------

------------------------------------ PROPELENTE ------------------------------

        Nome do Propelente ..........          =  SASSU B
        Pressao de combustao ........ (Pc)     =     40,00  Kgf/cm2
        Velocidade de ejecao do gases (Ve)     =    490,50  m/s
        Massa consumida por segundo . (Mc)     =      0,70  kg
        Coeficiente de Empuxo ....... (Ce)     =     1,567
        Velocidade de queima ........ (Vq)     =     1,276  cm/s
        Razao de expansao dos gases . (E)      =     6,996
        Densidade do propelente ..... (dp)     =     1,200  g/cm3

------------------------------------ DADOS p/ CALCULO ------------------------

        Tempo de queima do propelente (Tq)     =      0,51  s
        Gravidade local ............. (g)     =      9,80  m/s2
        Forca de Empuxo ............. (Fe)    =     68,07  kgf
        Angulo de convergencia - Beta ()       =        45  graus
        Angulo de divergencia  - Alfa ()       =        15  graus
        Diametro da camara de combust.(Dc)     =     38,10  mm

------------------------------------ RESULTADOS - TUBEIRA --------------------

        Area da garganta ............ (Ag)     =    108,60  mm2
        Diametro da garganta ........ (Dg)     =     11,76  mm
        Area da secao de saida ...... (As)     =    759,77  mm2
        Diametro da secao de saida .. (Ds)     =     31,10  mm
        Comprimento do convergente .. (Lc)     =     13,17  mm
        Comprimento do divergente ... (Ld)     =     36,10  mm
        Impulso especifico .......... (Ip)     =     97,50  s
        Vazao massica da tubeira .... (Vm)     =    698,13  g/s
        Massa do propelente ......... (m)      =     0,360  Kg

------------------------------------ RESULTADOS - GRAO -----------------------

        Volume do Grao .............. (Vg)     =    298,64  cm3
        Espessura do Grao ........... (Eg)     =      6,55  mm
        Diametro interno do grao .... (Di)     =     25,00  mm
        Comprimento do Grao ......... (Lg)     =    460,00  mm
        Nit.Potas. ..................          =    252,00  g
        Sacarose ....................          =    108,00  g

------------------------------------------------------------------------------
```

Figura 1. Exemplo de saída do Programa DMF.

O GRUPO DE FOGUETES EXPERIMENTAIS

FERNANDO STANCATO
Membro da ABAEE
São Paulo (SP)

O Grupo de Foguetes Experimentais surgiu como uma atividade extra-curricular para universitários visando a aplicação de conhecimentos adquiridos no 2º grau e na universidade, tendo iniciado sua atividades no 2º semestre de 1989.

Anteriormente, como uma atividade para colegiais, teve início em abril de 1989. O grupo era formado por quatro colegiais. As atividades consistiam basicamente em lançamentos de mini-foguetes educativos e experimentais. Verificávamos a altura atingida por dois métodos: pelo tempo líquido e pela medida do ângulo de elevação do foguete até o apogeu. Com este grupo nós realizamos um total de 11 lançamentos de maio a julho. Destes 11 lançamentos, cinco foram de foguetes de papelão usando pólvora como propelente, não obtendo-se bom desempenho. Os lançamentos restantes foram com um foguete educativo da mobral e dois mini-foguetes (mf) experimentais: um de alumínio, que teve seu corpo partido ao meio devido a fusão do material, e outro de aço.

No início do 2º semestre montei um novo grupo de colegiais e um grupo de universitários. Cada grupo tinha uma reunião semanal onde eram expostos os princípios básicos da propulsão e dinâmica de foguetes. Com o grupo de colegiais, realizamos algums lançamentos de mf educativos, e com os universitários, realizamos o lançamento de um mf experimental de aço com 400 mm de comprimento e 1.0 kg de massa (FAII) e que atingiu 500 metros de altura. Ainda neste grupo de universitários foi feito um programa de dimensionamento de foguetes, cálculo de C.P. e trajetória para propelente Micrograin. O programa foi alimentado com os dados do FAII e de outro projeto americano e apresentou dados de trajetórias que bateram com os dados experimentais obtidos. Neste grupo, teve início a construção de um banco estático com aquisição de dados via um microcomputador tipo PC, com capacidade de medição de até 500 kgf de empuxo e de fazer até 25 mil tomadas de força em menos de um segundo.

No início deste ano o grupo se estruturou ainda melhor. O grupo se associou à ABAEE e assim pude entrar em contato com os associados aqui de São Paulo. Recebi ajuda de muitos associados e especialmente do José Miraglia que se associou ao grupo e tem se encarregado de ministrar as aulas.

Foi feita uma nova seleção e de onze interessados foram selecionados sete pessoas. Cada integrante desenvolverá um trabalho em uma área específica. O grupo tem como meta a construção de um foguete de dois estágios, com sistema de recuperação e telemetria. O 2º estágio deverá ficar pronto neste primeiro semestre de 1990 e o 1º estágio no segundo semestre.

Temos uma reunião semanal onde na primeira parte é feita uma discussão rápida dos trabalhos em geral e são colocadas metas individuais e do grupo para a próxima semana. Na segunda parte, é dada uma aula sobre os diversos tópicos de foguetes experimentais. Com as notas de aula pretendemos fazer uma apostila que possa servir de subsídio para outros grupos. Nas aulas sempre fazemos a ligação dos princípios básicos com as atuais aplicações no campo aeroespacial.

No início do mês de junho tivemos uma grande aquisição. Associou-se ao grupo o Marco Antônio, que foi encarregado de fazer o sistema de recuperação e telemetria, dando assim ao grupo um "salto quântico" na área de microeletrônica e sistemas.

No próximo AEN pretendo falar com detalhes dos trabalhos que estão sendo desenvolvidos.

****

O PROGRAMA LUNAR TRIPULADO DA URSS

REGINALDO MIRANDA JUNIOR
Grupo de Maquetismo de
Nova Friburgo - GMNF
Nova Friburgo (RJ)

No final do ano passado, professores do Instituto de Tecnologia de Massachusetts (MIT) e do Instituto de Tecnologia da Califórnia (CalTech) visitando a União Soviética, puderam pela primeira vez ver e fotografar os veículos que os cientistas soviéticos desenvolveram para pousar cosmonautas na superfície lunar. A nova política de glasnost de Mikhail Gorbatchev permitiu que os americanos vissem dois módulos lunares russos, além de uma nave Soyuz modificada para orbitar a Lua e alguns motores de um gigantesco foguete que seria usado na missão. O material está preservado no Instituto

de Aviação de Moscou, local da visita, desde o cancelamento do programa de pouso lunar da União Soviética, ordenado em 1974.

Apesar de o programa ter sido mantido em segredo por 20 anos, já haviam fortes indicações aqui no Ocidente de que a URSS tentara pousar homens na Lua no fim da década de 60. Na época do Projeto Apollo, o então administrador da NASA, James Weeb, afirmava insistentemente em seus pedidos de verbas para o programa espacial que os soviéticos tinham condições de mandar uma nave tripulada à Lua antes dos EUA, usando um enorme foguete da classe do Saturno 5. Tanto falou que o misterioso foguete gigante ficou conhecido como "the Weeb's Giant" (o Gigante de Weeb). Em termos técnicos, o foguete ficou conhecido por especialistas ocidentais como G-1, ver figura da capa.

G-1 era o nome dado no Ocidente para o Lançador N-1, projetado no início dos anos 60 por Serguei P. Korolyev, então chefe do escritório de projetos que levava o seu nome, e dirigente do Programa Espacial Soviético. Incialmente, o N-1 seria um foguete capaz de lançar cargas de 50 toneladas em órbita, e apropriado também para impulsionar uma nave para um vôo em órbita lunar (sem alunissagem).

Os americanos começaram o Apollo na mesma época, num projeto milionário que previa um pouso tripulado na Lua. Korolyev viu-se pressionado pelas autoridades de Moscou a mudar seus planos e incluir um pouso lunar. Seu N-1 foi modificado para cumprir sua parte numa missão que seria assim realizada: um N-1 é lançado em órbita terrestre, e deixa em torno da Terra um módulo lunar acoplado ao seu terceiro estágio; uma nave Soyuz é lançada com dois tripulantes por um foguete Proton (ver figura da capa), e acopla-se com o módulo lunar (por sua vez ligado ao 3º estágio do N-1), Fig. 1. O motor do N-1 é acionado e o conjunto ruma para a Lua; uma vez em órbita lunar, o módulo, Fig. 2, com um dos cosmonautas, separa-se da Soyuz e desce na Lua. Terminada a exploração, o tripulante do módulo lunar decola (a bordo da metade superior do módulo) e se reúne ao colega da Soyuz. Um propulsor ligado a esta última é acionado para regresso à órbita terrestre; o pouso é feito no mar, possivelmente no Oceano Índico ou no Mar Negro.

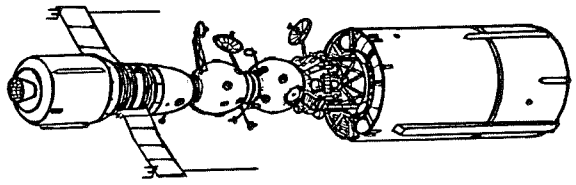


Figura 1. A meio caminho da Lua, assim se apresentava a nave lunar soviética. Note o 3º estágio do N-1 acoplado ao módulo lunar e este à Soyuz-Zond.

O projeto do N-1 é adotado em 1965. Na hora de decidir sobre o tipo de motor para propulsar o foguete, Korolyev entrou em divergência com outro influente cientista do Programa Espacial, Valentin Gluchko. Korolyev queria equipar o primeiro estágio com 30 motores movidos a hidrogênio e oxigênio líquidos, com 150 toneladas de empuxo cada um. Já Gluchko propunha usar dois motores de 600 toneladas em conjunto com outros de 150 toneladas, do mesmo tipo dos que moviam o Proton. Korolyev dizia que os motores de Gluchko, movidos a tetróxido de nitrogênio, eram por demais perigosos para vôos tripulados devido à alta toxidade do combustível; Gluchko revidava dizendo que a combinação de hidrogênio e oxigênio era mais perigosa por apresentar riscos de explosão.

Serguei Korolyev vence a discussão, e o N-1 passa a ser planejado e construído dentro das especificações: três estágios, num total de 100 metros de altura, com 17 metros de diâmetro no primeiro estágio, equipado com os 30 motores reunidos em feixe. Sua capacidade em órbitas baixas aumenta para 95 toneladas. Sua força de empuxo, 4500 toneladas.

Doente, com câncer, Korolyev pede a Gluchko que assuma o Projeto, mas este se recusa. Então, o famoso engenheiro de motores de aviação N. Kouznetsov é chamado para aperfeiçoar o N-1. Apesar de inexperiente em matéria de grandes motores de funcionamento sincronizado, Kouznetsov reúne 28 empresas estatais no Projeto.

Em 21 de janeiro de 1966, Korolyev morre na mesa de operação, deixando seu principal assessor e amigo V. Michine como responsável pelo Programa Espacial do país. Michine prossegue com o desenvolvimento do foguete, e em fevereiro de 1967 é fixado o calendário de lançamentos. Os cosmonautas já estavam em treinamento. A equipe lunar tinha 10 componentes, entre eles Alexei Leonov, Nikolai Rukavishinikov e Oleg Makarov. Valery Bikovski, que havia tripulado a Vostok 5

(1963) é escolhido para descer na Lua. Antes do pouso, porém, estavam previstos vôos em órbita lunar usando naves Soyuz impulsionadas por foguetes Proton.

Exemplares da Soyuz lunar foram testados sob os nomes de Zond 4 a 8, entre 2 de março de 1968 e 20 de outubro de 1970 (Zond 4 foi colocada em órbita alongada e as demais circularam a Lua e voltaram à Terra). A Soyuz foi concebida por Korolyev para cumprir múltiplas funções no espaço, como o acoplamento com estações orbitais e, claro, vôos lunares. A nave (usada até hoje em versões aperfeiçoadas) era composta por três módulos: um com motores de propulsão e manobra, um para pilotagem e outro para experiências e equipamentos. O módulo de propulsão tinha forma cilíndrica; o módulo de comando era cônico-arredondado; e o terceiro módulo era oval. Dois painéis solares existentes no módulo de propulsão forneciam a eletricidade para os sistemas internos. Tal veículo foi o escolhido para servir de nave-mãe para o módulo lunar soviético.

Este módulo lunar, que os americanos só iriam ver 20 anos depois, era composto por duas seções, ou estágios. O estágio de descida, equipado com motores de frenagem (para descer da órbita lunar até o solo), tinha quatro pernas metálicas e serviria de plataforma de lançamento para o estágio de subida. Este era uma adaptação do módulo esférico da nave Soyuz, e possuía espaço para abrigar um piloto, seu traje espacial (Fig. 3), os sistemas de manutenção e apoio vital, e os comandos e sistemas eletrônicos que dirigiam a nave. Os professores do MIT-CalTech descreveram-no como sendo muito mais simplificado que o módulo lunar americano da Apollo, além de ser quase duas vezes menor. Vários exemplares foram testados em órbita sob o nome Cosmos.

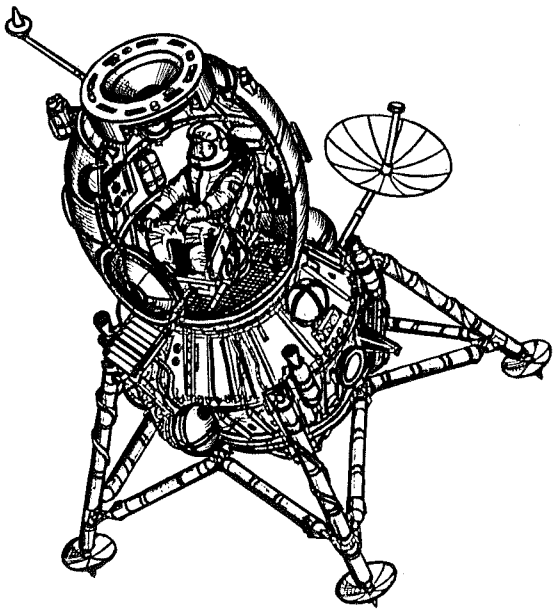


Figura 2. O módulo lunar soviético. O estágio de subida está em corte, mostrando o cosmonauta em seu interior. Na direção dos pés do piloto está a escotilha pela qual ele sai para o exterior, uma vez pousado na Lua.

Para voltar à Terra depois de deixar a órbita lunar, a cápsula da Soyuz foi modificada com novos materiais para proteção térmica, necessários para proteger sua estrutura do calor gerado pelo atrito com a atmosfera terrestre a uma velocidade de 40000 km/h. Já o módulo orbital esférico recebeu equipamentos para comunicações a grandes distâncias, semelhantes aos desenvolvidos para as sondas espaciais anteriores. Paralelamente, várias sondas Luna eram enviadas à Lua, para estudar o meio-ambiente local.

O traje espacial que o cosmonauta-explorador usaria na superfície lunar era uma modificação do modelo utilizado por Leonov durante o vôo da Voskhod 2 (1965): peça única, com um "sobretudo" protetor externo, uma unidade de sobrevivência e um capacete massivo, de viseira arredondada.

O primeiro lançamento de uma Soyuz para orbitar a Lua foi marcado para a noite de 7 para 8 de dezembro de 1968, quando Alexei Leonov e Pavel Belyaiev embarcaram numa nave, no topo de um Proton. O lançamento foi cancelado e poucos dias depois os EUA lançavam sua Apollo 8, que contornou a Lua, pela primeira vez com homens a bordo, no Natal. Nesta época os primeiros exemplares do N-1 estavam sendo ultimados, e em 21 de janeiro de 1969 é feito o primeiro disparo.

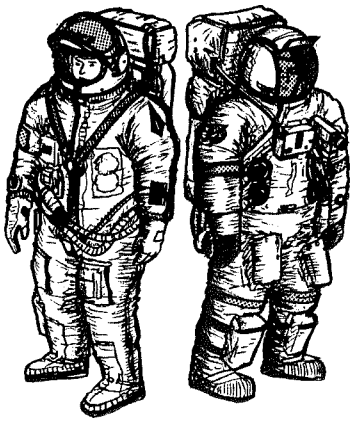


Figura 3. Uma comparação entre os trajes de saída extraveicular soviético (esquerda) e americano (direita), ambos da mesma época (1969-72).

O enorme veículo explodiu após 70 segundos de vôo depois de partir da base de Tyuratam-Baikonur. A segunda tentativa acontece em 3 de julho de 1970. O foguete explode novamente, desta vez ainda na plataforma, que é destruída. Neste meio tempo, os americanos colhiam êxitos impressionantes com suas Apollo.

A terceira tentativa acontece em 27 de julho de 1971, e novamente o foguete explode. Os cientistas soviéticos insistem, e o quarto ensaio, em 22 de novembro de 1972, anima-os. O N-1 funcionou por 1 minuto e 47 segundos, antes de ser destruído intencionalmente devido a uma falha no primeiro estágio. Do modo como as coisas correram neste vôo, o projeto estava começando a dar certo. São marcados dois lançamentos de teste em 1974, mas em maio deste ano Michine é afastado à força do comando do escritório de projetos de Korolyev, sendo substituído por Gluchko.

Ele ordena que o Projeto Lunar seja cancelado, e inicia o projeto do foguete que iria resultar no hoje operacional Energia, usando os mesmos motores de hidrogênio-oxigênio com os quais Korolyev sonhave e ele mesmo combatia. Gluchko reviu sua opinião acerca dos combustíveis para foguetes de carga pesada, mas impediu a URSS de ter sua bandeira fincada na Lua por um de seus cosmonautas.

Dois módulos lunares completos foram preservados por cientistas do Instituto de Aviação de Moscou, bem como os outros aparelhos que faziam parte do plano lunar. O Governo Soviético, logo após o cancelamento do Projeto, ordenou o desmantelamento de dois foguetes N-1 completos, que estavam em Baikonur prontos para vôo.

O autor deste artigo entrevistou em 1987 o então primeiro-secretário da Embaixada da URSS em Brasília, Pavel Konkin, durante uma palestra que fazia parte de uma grande exposição sobre o Programa Espacial Soviético, no Museu de Astronomia do Rio de Janeiro. Perguntado se as preparações para a futura missão ao planeta Marte por parte da URSS incluíam um pouso lunar tripulado, o primeiro-secretário respondeu que os cientistas soviéticos optaram por se concentrarem em Marte. Se tal orientação não mudou nesses três anos, a União Soviética ainda esperará muito tempo antes de colocar homens na superfície lunar.

****

PROJETO SONDINHA III

JOSÉ F. SANTANA
CEFEC/DSG-ABAEE
Carpina (PE)

OZUALDO S. TOYODA
DOP-ABAEE
Rio de Janeiro (RJ)

CARLOS H. MARCHI
LAE/DTC-ABAEE
Florianópolis (SC)

INTRODUÇÃO

Há cerca de dois anos, tanto o CEFEC de Carpina como Ozualdo S. Toyoda (OST) do Rio de Janeiro, iniciavam projetos independentes de um minifoguete educativo (espaçomodelo), réplica do SONDA-III, um foguete de dois estágios desenvolvido pelo Centro Técnico Aeroespacial de São José dos Campos, SP, e um dos maiores sucessos da engenharia espacial brasileira.

O CEFEC por solicitação do então presidente da ABAEE, Basílio Baranoff, durante a Primeira Semana Aeroespacial do Carpina, organizada pelo mesmo Grupo em novembro de 1988, ficou encarregado do desenvolvimento oficial deste projeto, e numa etapa posterior, em conjunto com OST, conforme ficou oficializado no encontro técnico da ABAEE realizado em São José dos Campos, em julho de 89. Atualmente, o LAE de Florianópolis participa também do programa, sendo responsável pela simulação preliminar do comportamento de vôo deste minifoguete, denominado SONDINHA-III. Ressalta-se que tanto o projeto CEFEC como o OST vem sendo desenvolvidos com recursos próprios, e também como projetos independentes.

O projeto ainda encontra-se em fase de desenvolvimento e a sua publicação, antes mesmo de sua homologação, deveu-se à necessidade de informar a situação do desenvolvimento deste minifoguete a todos os integrantes da ABAEE e permitir, àqueles que desejarem, contribuir efetivamente no seu aperfeiçoamento. Os resultados dos testes a serem realizados para a homologação deste minifoguete deverão ser publicados nos próximos números do AEN.

DADOS BÁSICOS DO FOGUETE SONDA-III

O SONDA-III é um foguete de sondagem biestágio desenvolvido pelo IAE/CTA do Ministério da Aeronáutica, movido a propelente sólido tipo composite, e capaz de transportar uma carga útil de 60 a 140 kg a uma altitude de 250 a 600 km. Possui duas versões para o segundo estágio (S-20 ou S-23 mais curto), que é basicamente um SONDA-II, outro foguete do M.A.

Com massa total na decolagem entre 1527 a 1581 kg, massa de propelente de 977 a 1093 kg e carga útil variando entre 60 a 140 kg, atinge velocidades de 2000 a 3170 m/s e acelerações de 100 a 305 m/s2.

O primeiro lançamento do SONDA-III foi efetuado na Barreira do Inferno em 1972 e desde então tem se mostrado um enorme sucesso da engenharia espacial brasileira, tendo sido adquirido e utilizado com sucesso em programas científicos também por outros países, tal como os Estados Unidos e a Alemanha.

As principais dimensões externas do SONDA-III real encontram-se na Figura 1.

DADOS BÁSICOS DO SONDINHA-III

As dimensões externas deste espaçomodelo desenvolvido pelo CEFEC e por OST não são muito diferentes, sendo os detalhes construtivos as maiores diferenças.

O 2º estágio da versão CEFEC é basicamente o SONDINHA-II, já bastante testado. A versão OST tem como 2º estágio uma réplica em escala do SONDA-II.

As principais características dos protótipos deste minifoguete são apresentadas na Tabela 1, e na Figura 2.

Tabela 1. Dados básicos dos protótipos do SONDINHA-II.

Versão	CEFEC A	CEFEC B	CEFEC C	OST
-escala	1:16	1:16	1:16	1:14
-comprimento total (mm)	554	542	575	598
-massa sem propulsores e sistema de recuperação (g)	99.3	115.8	104	73
-massa total estimada só com o 1º estágio ativo (g)	132	149	137	135

DETALHES CONSTRUTIVOS DO SONDINHA-III

Tanto o projeto CEFEC como OST prevêem a utilização unicamente de materiais compatíveis com a filosofia do espaçomodelismo. Apenas em algumas seções ou detalhes construtivos diferem ambas as versões. Na Tabela 2 podem ser visualizadas as peculiaridades de cada projeto, no que se refere aos materiais empregados, inicialmente nos protótipos e para os modelos que se imaginam definitivos.

Um detalhe importante no projeto do SONDINHA-III é o que se refere à construção da seção cônica de transição entre o 1º e 2º estágios. No caso do projeto CEFEC, a seção cônica deverá ser construída através do desenvolvimento de uma superfície em geratriz de um tronco de cone (Figura 3a), e o material é o papel cartão. É um processo simples e acessível aos espaçomodelistas menos equipados. O projeto OST prevê a construção dessa seção em plástico, com tubo de fenolite incorporado para a fixação do 2º estágio (Figura 3b). Apenas para o protótipo esta seção foi usinada em madeira balsa maciça.

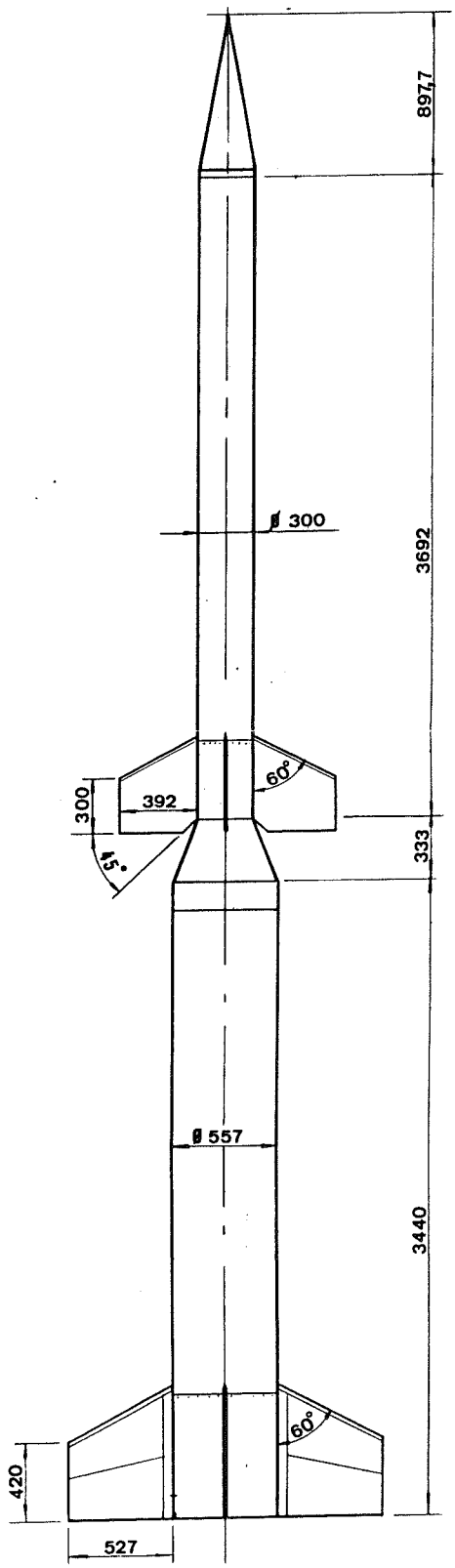


Figura 1. O foguete SONDA-III.

Tabela 2. Materiais utilizados no SONDINHA-III.

Versão	CEFEC protótipo	CEFEC definito	OST protótipo	OST definito
1-ogiva	plástico	madeira	balsa	plástico
2-tubo 2º estágio	papel	papel	papel	papel
3-aletas 2º estágio	balsa	balsa	balsa	balsa
4-montante motor 2º	papel	papel	fenolite	fenolite
5-seção cônica	papel	papel	balsa	plástico
6-tubo 1º estágio	papel	papel	papel	papel
7-aletas 1º estágio	balsa	balsa	balsa	balsa
8-montante motor 1º	papel	papel	fenolite	fenolite

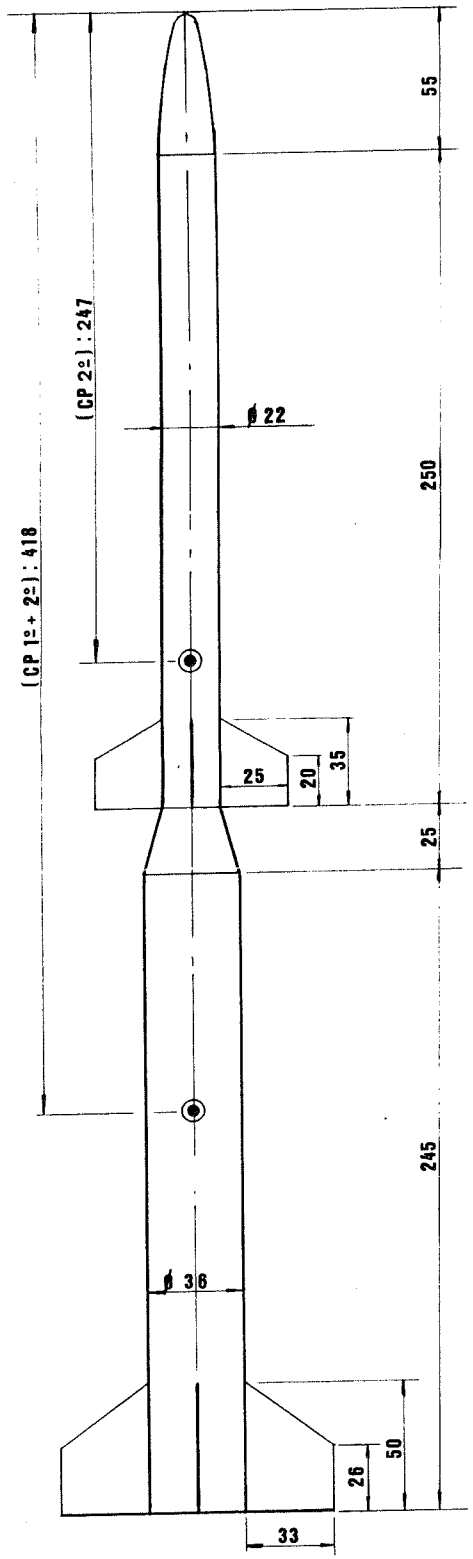


Figura 2a. Versão C do CEFEC para o SONDINHA-III.

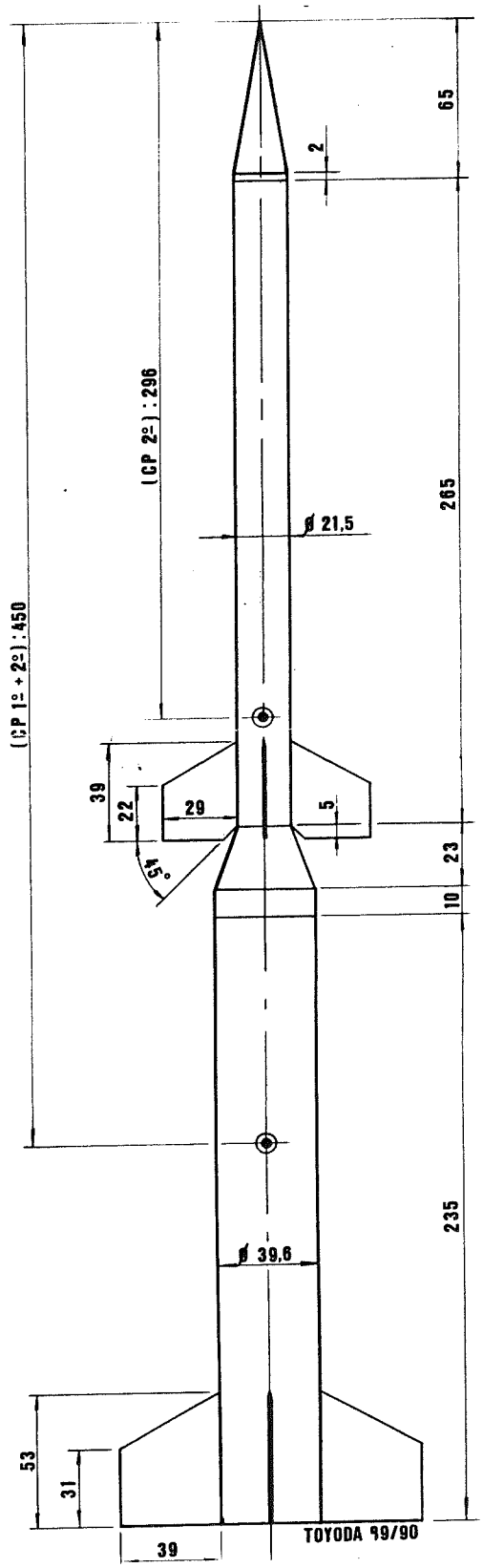


Figura 2b. Versão de OST para o SONDINHA-III.

SISTEMA DE FIXAÇÃO E IGNIÇÃO DO 2º ESTÁGIO

Versão CEFEC

A fixação do segundo estágio do SONDINHA-III, versão CEFEC, é realizada por meio de encaixe da extremidade do propulsor do 2º estágio, que fica saliente cerca de 1.5 cm, e se encaixa no topo do tubo interno concêntrico, ao nível da seção cônica de transição entre os dois estágios (Figura 3a).

A ignição do 2º estágio será realizada pirotecnicamente pelos produtos de combustão expelidos pela parte dianteira do propulsor do 1º estágio, no final da queima (burn-out) do seu propelente. Os gases e partículas a alta temperatura são conduzidos até a base do propulsor do 2º estágio por inter-

médio de um tubo de estensão, promovendo assim a ignição do estágio superior.

Versão OST

A versão OST prevê a fixação do 2º estágio também por encaixe, mas o propulsor não ficará saliente como na versão CEFEC. Haverá uma estensão tubular na base superior da seção cônica, que se encaixa entre o interior do tubo do 2º estágio e o propulsor desse estágio (Figura 3b).

A ignição do 2º estágio será tentada por meio pirotécnico ou elétrico. No caso da ignição pirotécnica, o princí-

pio é semelhante ao da versão CEFEC, porém, o tubo de estensão terá um diâmetro menor para permitir que seja incorporada, no propulsor, uma carga pirotécnica de temporização e ejeção do pára-quedas do 1º estágio. Já, na opção de se realizar eletricamente a ignição do 2º estágio, o sistema será constituído por um temporizador eletrônico (sequenciador de eventos) e uma resistência elétrica que iniciará efetivamente o processo de ignição do 2º estágio. Este método, apesar de sofisticar o sistema e adicionar uma massa extra devido ao temporizador e à pilha elétrica, tem a grande vantagem de permitir que se use um propulsor convencional no 1º estágio, isto é, com sistema pirotécnico de temporização e ejeção de pára-quedas já incorporados de modo padrão (propulsores comerciais), e permite também selecionar o momento desejado para a ignição do 2º estágio uma vez que, a depender do perfil de empuxo dos propulsores que se tornarem disponíveis, nem sempre será desejável que a ignição do 2º estágio se realize imediatamente após o "burn-out" do propulsor do estágio inferior e o instante ótimo para ignição do 2º estágio deverá ser motivo de pesquisa, através da simulação do vôo.

A propósito, o sequenciador de eventos digital já está desenvolvido e testado. Através do emprego de apenas um circuito integrado importante, pode se comandar a execução de qualquer evento de 1 em 1 segundo, até 9. Com a incorporação de mais um integrado em série, a contagem poderá ser estendida até 99 segundos e assim sucessivamente. O pulso de clock de 1 Hz é obtido nada mais nada menos do que de um relógio digital comercial.

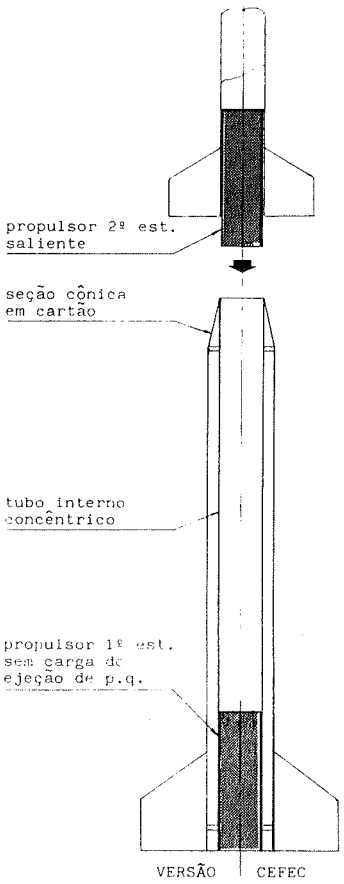


Figura 3a. Sistema de conexão entre os estágios do CEFEC.

SISTEMA DE RECUPERAÇÃO

Entre o projeto CEFEC e OST do SONDINHA-III, outra diferença de concepção é quanto a recuperação dos estágios. Enquanto o CEFEC prevê a instalação de um sistema de recuperação apenas no 2º estágio, constituído por um sistema pirotécnico convencional e o primeiro cairá livremente após se destacar à baixa altitude, no projeto OST, ambos os estágios serão dotados de sistema de recuperação.

A recuperação do 1º estágio, entretanto, aumenta sobremaneira a complexidade do engenho e, para se ter idéia dessa complexidade, mesmo nos países onde são industrializados e comercializados espaçomodelos em grande escala, não existe um propulsor (ao menos nunca se viu nada parecido nas diversas literaturas especializadas) que permita a ignição do estágio superior e ative, após um tempo pré-determinado, a

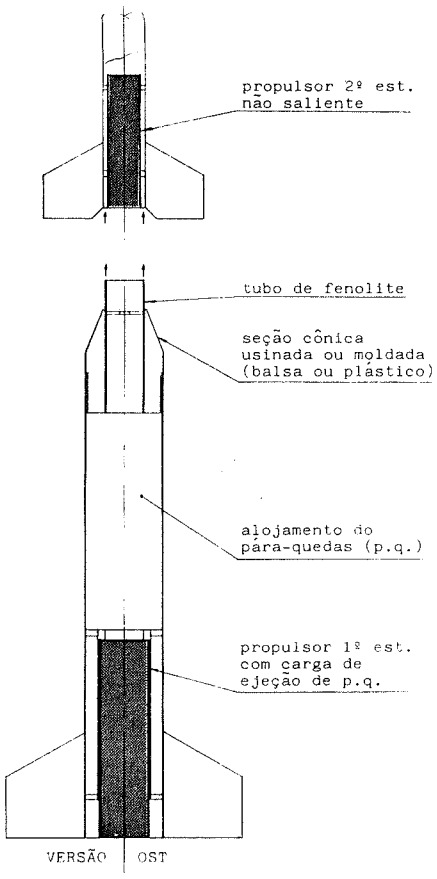


Figura 3b. Sistema de conexão entre os estágio de OST.

carga de ejeção do pára-quedas. Ademais, os espaçomodelos em escala, réplica de foguetes multiestágio (ex.: Saturno-V, Javelim, Nike-Tomahawk, Júpiter-C e muitos outros), disponíveis por enquanto só no mercado externo, são na realidade réplicas monoestágios, uma vez que possuem propulsão apenas no 1º estágio. Já os espaçomodelos realmente multiestagiados (até três no máximo) dito esportivos, apresentam sistemas de recuperação apenas no último estágio, tendo em vista que não existe propulsor dotado de tal dispositivo.

No caso do SONDINHA-III (projeto OST), a ejeção dos pára-quedas será sempre realizada por meio de sistema pirotécnico. Apenas a temporização para ejeção do pára-quedas (ou mais provavelmente um streamer) do 1º estágio poderá também ser opcionalmente realizada através de um sequenciador de eventos eletrônico, caso seja muito difícil a sua realização por meios pirotécnicos. Isto mostra que o SONDINHA-III, ao menos a versão OST, não é um espaçomodelo destinado a principiantes.

VERIFICAÇÃO DO CP DO SONDINHA-III

Para a verificação do Centro de Pressão (CP) aerodinâmica do SONDINHA-III, foi empregado o programa CPTELA [9], publicado no AEN-2. As dimensões básicas dos protótipos CEFEC e OST encontram-se na Figura 2 e os resultados da simulação para se determinar o CP encontram-se na Tabela 3.

A estabilidade aerodinâmica do 2º estágio já foi testada por OST (em escala) e pelo CEFEC através de diversos lançamentos do SONDINHA-II da Brasil Aeroespacial (Baranoff) que é na prática o 2º estágio de sua versão.

A estabilidade do SONDINHA-III (1º + 2º estágios) ainda não foi efetivamente verificada em vôo, devido a falta do propulsor definitivo para o 1º estágio deste espaçomodelo. O CEFEC já realizou lançamento de três protótipos com apenas o 1º estágio ativo (em 23.12.89), entretanto, devido aos propulsores empregados não apresentaram o desempenho necessário (foram utilizados propulsores ESTES B6) os testes não foram conclusivos pois as altitudes e acelerações alcançadas foram muito reduzidas. O protótipo da versão OST está aguardando apenas a disponibilidade de um propulsor mais energético e compatível para o 1º estágio (impulso total superior a 20 N.s) para teste da estabilidade do conjunto, também sem o 2º estágio ativo. O teste da versão completa (1º + 2º estágios ativos) será realizado somente após a verificação da estabi-

lidade do conjunto.

Tabela 3. CP do SONDINHA-III e de seus componentes.

Protótipo		OST	CEFEC-C
Ogiva	CNO	2	2
	XBO [cm]	4.16	3.63
Aletas do 2º estágio	CNA	14.84	11.34
	XBA [cm]	31.1	28.39
CP do 2º estágio	[cm]	27.9	24.7
Seção cônica do 1º estágio	CNC	4.78	3.35
	XBC [cm]	34.3	31.8
Aletas do 1º estágio	CNA	29.45	20.62
	XBA [cm]	56.6	54.55
CP do SONDINHA-III (1º+2ºest.)	[cm]	45.0	41.8

PROPULSORES PARA O SONDINHA-III

O caminho crítico para a homologação do SONDINHA-III é, sem dúvida, a necessidade do desenvolvimento de um propulsor com impulso total superior a 20 N.s (classe D em diante) para o 1º estágio deste espaçomodelo. O CEFEC, com alguma participação de OST, vem desenvolvendo um propulsor com tais características, e que possivelmente estará disponível ainda este ano. Tomando como experiência o trabalho desenvolvido pelo CEFEC na construção do motor original para o SONDINHA-II bem como a pesquisa que se desenvolveu para a construção de motores com tubeira para serem empregados no SONDINHA-II, o CEFEC partiu para a construção de motores para o primeiro estágio do SONDINHA-III. Inicialmente mais de 20 formulações de propelente (pólvora negra) foram pesquisadas, com experiências iniciadas em 10.06.89. No dia 26.06.89 foram testados os motores B-3, C-M, FT, estes destinados ao SONDINHA-II, com resultados muito promissores. A eles seguiram-se os S3/3, S3/6, S3/8 para testes estáticos, com as características seguintes:

- diâmetro externo = 20 mm
- comprimento = 70 mm
- diâmetro da garganta da tubeira = 4 mm
- tipo do grão: cilíndrico-tubular
- massa de propelente = 8.0 g
- massa total = 17 a 20 g

Os testes dinâmicos, utilizando-se de espaçomodelos SONDINHA-II, aconteceram em 9.12.89 e 4.2.90 e os apogeus calculados variaram de 160 a 280 m. Tais propulsores, principalmente o S3/3 e S3/6, testados também por OST, poderão ser utilizados para impulsionarem o segundo estágio do SONDINHA-III. Para o 2º estágio do SONDINHA-III, poderão ser empregados também, propulsores disponíveis no mercado nacional, tais como os da Brasil Aeroespacial (não disponível com carga de temporização e de ejeção de pára-quedas) e também pelos recentemente produzidos e comercializados pela Aeroespacial Kits. No mercado interno não existe disponível ainda um propulsor com as características desejadas para o 1º estágio.

Para o primeiro estágio do SONDINHA-III estão sendo projetados pelo CEFEC os propulsores C-9 e D-18 cujas características principais são apresentadas na Tabela 4.

Tabela 4. Propulsores em desenvolvimento pelo CEFEC.

motor	C-9	D-18
diâmetro externo [mm]	18.7	27.0
comprimento [mm]	100	100
massa de propelente [g]	14	28
empuxo máximo [N]	40	54

PREVISÃO NUMÉRICA DA TRAJETÓRIA DO SONDINHA III

É apresentado, neste item, o desempenho previsto para o mini-foguete Sondinha III, sem a preocupação de detalhar a metodologia numérica utilizada.

O movimento do mini-foguete (mf) é considerado plano, e as forças que agem sobre ele são: o empuxo, o arrasto aerodinâmico e o peso. Os cálculos de trajetória foram

computados com o método passo-a-passo [1,2].

Fases do vôo

O vôo de um espaçomodelo bi-estágio, como o Sondinha III, pode ser dividido nas seguintes fases:

1-fase propulsada 1: durante a qual ocorre a queima do propelente do 1º estágio
2-fase propulsada 2: idem para o 2º estágio
3-fase de temporização: nesta fase não existe empuxo mas somente queima de uma carga que serve como temporizador e gerador de fumaça para visualização da trajetória do mf
4-fase de abertura do pára-quedas: como o nome já diz, é a fase em que o pára-quedas (pq) é ejetado e aberto passando a freiar a queda do mf
5-fase balística: tem início após a abertura do pq e termina com o impacto do mf ao solo.

Informações gerais sobre as simulações realizadas

O motor D12-0 foi usado como propulsor do 1º estágio. Para o 2º estágio, os propulsores B8-7, B6-6 e C6-7 foram adotados. A curva de empuxo desses propulsores, e outras características, são apresentados em [3].

Na Fig. 4 são mostradas as curvas de empuxo dos propulsores mencionados. Estas curvas foram montadas com base nos gráficos da referência [3].

A trajetória do Sondinha III foi calculada para três tamanhos de pq: 25, 30 e 35 cm de diâmetro.

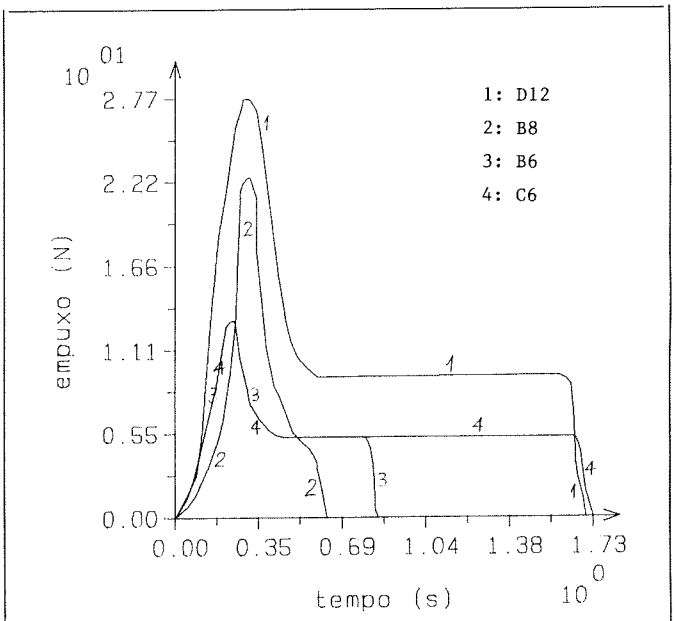


Figura 4. Curva de empuxo dos propulsores.

De acordo com o fabricante dos propulsores usados nas simulações, a ESTES [3], o tempo de temporização pode oscilar entre -15% e +15% do valor indicado. Desta forma, a trajetória do mf foi calculada com o tempo mínimo, o provável e o máximo de temporização esperados.

Em todas as simulações realizadas considerou-se:

- comprimento da rampa de lançamento = 0.50 m
- ângulo de lançamento = 85º
- aceleração gravitacional = variável [4]
- massa específica do ar = variável [4]
- velocidade do som = variável [5, p.37]
- altitude do local de lançamento e de impacto = nível do mar
- tempo de abertura do pára-quedas = 1.0 s
- coeficiente de arrasto do pq [6] = 1.4

O coeficiente de arrasto (Cd) em função do nº de Mach (M) do mf, durante as fases 1 a 3, usado nos cálculos é apresentado na Tab. 5.

Admitiu-se que o fluxo de massa do propelente dos propulsores seja constante, e dado pela razão entre a massa de propelente e o seu tempo de queima.

Para calcular a força de arrasto, considerou-se o diâmetro do mf no 1º estágio igual a 39.6 mm e no segundo, 21.5 mm. O raio que foi usado para o cálculo do arrasto do

pq é o raio de uma semi-esfera cuja área superficial seja a mesma da área do círculo do pq [5, p.36].

Tabela 5. Cd x M [7].

M	Cd
0.00	0.37
0.75	0.385
0.85	0.425
0.95	0.48

O impulso total (It), o empuxo médio (Em), o tempo de queima do propelente (tq) e sua massa (mp), o tempo de temporização provável (tt) e o impulso específico (Isp) dos propulsores usados são dados na Tab. 6.

Tabela 6. Características dos propulsores.

motor	D12-0	B8-7	B6-6	C6-7
It[Ns]	18.7	4.82	4.96	9.61
Em[N]	11.0	7.60	5.94	5.56
tq[s]	1.70	0.63	0.83	1.72
mp[g]	24.93	6.24	6.24	12.48
tt[s]	0.0	7.0	6.0	7.0
Isp[s]	77	79	81	79

As simulações foram efetuadas com um programa computacional, denominado BIEST, escrito em Fortran e rodado em um computador IBM 3090. O número de pontos de cálculo ao longo da trajetória oscilou entre 2000 e 3800 e o tempo de processamento do computador em pouco mais de um segundo.

Resultados

Os resultados serão referenciados para as seguintes combinações de propulsores:

- caso 1: D12-0 e B8-7
- caso 2: D12-0 e B6-6
- caso 3: D12-0 e C6-7

Na Tab. 7 são listados: a massa do mf na decolagem (mo) e no impacto (mf); o tempo de vôo no fim da queima do 2º estágio (t2) e a altura (h2) e velocidade (v2) no mesmo instante de tempo; o tempo de vôo até o apogeu (ta) e o apogeu (H); o tempo de vôo até o impacto (ti) e a distância horizontal percorrida (X); para os três casos, usando-se o tempo de temporização provável (tt) e pára-quedas de 30 cm.

A massa do mf na decolagem (mo) para os três casos da Tab.7 é a massa total do mf SONDINHA-III da versão OST.

A velocidade de impacto do mf ao solo quando utiliza pq com diâmetro de 25, 30 e 35 cm é de 4.1, 3.4 e 2.9 m/s, respectivamente, para qualquer um dos três casos.

O tempo de vôo até o impacto do mf em função do diâmetro do pq (dpq) usado é mostrado na Tab. 8.

Tabela 7. Resultados principais.

parâmetro	caso 1	caso 2	caso 3
mo [g]	173.3	175.0	179.8
mf [g]	35.8	35.2	35.2
t2 [s]	2.33	2.53	3.42
h2 [m]	178	195	348
v2 [m/s]	171	163	197
ta [s]	10.1	9.44	11.24
H [m]	635	628	861
ti [s]	194	193	261
X [m]	123	117	165

O erro de ± 15% sobre o tempo de temporização faz com que o apogeu seja até 3% inferior e até 2% superior aos valores apresentados na Tab. 7, já que o tt controla a ejeção do pára-quedas, e a qual sempre ocorre antes de ser atingido o apogeu de acordo com as simulações realizadas.

Tabela 8. Tempo de vôo até o impacto [s].

dpq [cm]	caso 1	caso 2	caso 3
25	163	163	220
30	194	193	261
35	224	223	303

Comentários

Dentre os três casos analisados, o melhor desempenho do mini-foguete Sondinha III é obtido com os propulsores D12-0 e C6-7 com os quais o apogeu estimado é de 840 a 870 metros. Tendo em vista, porém, que os propulsores ESTES são de difícil aquisição, por se tratar de artigo importado, deverá ser buscado a obtenção de propulsores nacionais de performance semelhante. As simulações de vôo do SONDINHA-III deverão ser refeitas, assim que estiverem disponíveis as informações referentes ao desempenho dos propulsores nacionais, atualmente em desenvolvimento pelo CEFEC/OST e no caso do 2º estágio, o propulsor da Aeroespacial Kits.

O método analítico para dimensionamento de pára-quedas, apresentado em [5, p.36-7], fornece os mesmos resultados obtidos numericamente para a velocidade de impacto do mini-foguete ao solo para os três tamanhos de pára-quedas testados.

CONCLUSÕES

O SONDINHA-III, por seu grau de dificuldade e por tratar-se de um engenho biestágio, não é um espaçomodelo para iniciantes, principalmente se for construído pelo próprio espaçomodelista. O problema poderá ser bastante diminuído se o mesmo for um dia oferecido na forma de kit. Há a necessidade ainda de muitos ensaios para a homologação deste espaçomodelo que, a depender de seu desempenho, sem dúvida atrairá a atenção daqueles que desejarem construir um espaçomodelo exclusivo, réplica de um dos maiores sucessos da engenharia espacial brasileira.

Outro aspecto importante é que os mini-foguetes educativos (espaçomodelos) podem ser, no caso de projetos próprios, sofisticados e instrumentados como qualquer outra modalidade de mini-foguetes (como os experimentais e espaciais) e muito dos procedimentos de projeto, tal como o de estabilidade aerodinâmica e simulação numérica de trajetória, por exemplo, são exatamente idênticos a qualquer modalidade de mini-foguete. A restrição fica, obviamente, por conta dos limites de massa total e quantidade de propelente envolvidos.

REFERÊNCIAS

[1]CNES. **Données numériques sur de vol des fusées.** Paris, Centre National d'Etudes Spatiales, s.d. 40 p.

[2]FARIA,L.J. **Cálculo da trajetória de foguete.** São José dos Campos, IAE, 1974. 20 p.

[3]ESTES. **Model rocket engines; technical note TN-1.** USA, 1972. 6 p.

[4]MARCHI,C.H. Cálculo da trajetória do mini-foguete X-1. **Aeroespaçonáutica**, Florianópolis, ABAEE, n.1, out. 1988. p.15.

[5]MARCHI,C.H. Dimensionamento de pára-quedas circulares para mini-foguetes de apogeu elevado. **Aeroespaçonáutica**, Florianópolis, ABAEE, n.2, mar. 1989. p.35-41.

[6]FOX,R.W. & McDONALD,A.T. **Introdução à mecânica dos fluidos.** 2ed. Rio de Janeiro, Guanabara Dois, 1981. p.353.

[7]SCHNERB,A. **Calcul de trajectorie d'une fusée bi-étage equipée de propulseurs Loup-Garoup.** ANSTJ, França, s.d. p.123-30.

[8]TOYODA,O.S. Estabilidade aerodinâmica de foguetes experimentais; parte I. **Aeroespaçonáutica**, Florianópolis, ABAEE, n.1, out. 1988. p.8-12.

[9]TOYODA,O.S. Programa para cálculo do CP de um foguete - CPTELA. **Aeroespaçonáutica**, Florianópolis, ABAEE, n.2, mar. 1989. p.32-3 e anexos A1-6.

[10]SANTANA,J.F. **Relatório de atividades do CEFEC no Projeto Sondinha-III.** Carpina, CEFEC, abr. 1990.

[11]GUIMMA,E.G. Sonda-III o explorador da ionosfera. **Mecânica Popular**, S. Paulo, maio 1987. n.3. p.48-56.

[12]TOYODA,O.S. Estabilidade aerodinâmica de foguetes experimentais; parte II. **Aeroespaçonáutica**, Florianópolis, ABAEE, n.2, mar. 1989. p.29-32.

****