



ABAEE
ASSOCIAÇÃO BRÁSILEIRA DE ATIVIDADES
EDUCATIVAS ESPACIAIS

Cx. POSTAL 962 CEP 12.210 - S. JOSÉ DOS CAMPOS - S.P. - BRASIL
INTEGRANDO OS JOVENS E A AEROSPAÇONÁUTICA

AEROSPAÇONÁUTICA

Nº 1 - Outubro/1988



AEROESPAÇONÁUTICA (AEN) - Publicação da ABAEE - Associação Brasileira de Atividades Educativas Espaciais

Editor: Carlos H. Marchi - LAE
Cx. Postal, D-207
88001 - Florianópolis - SC

ABAE E (sede):
BASÍLIO BARANOFF (presidente)
Caixa Postal, 962
12201 - São José dos Campos - SP

CAPA:
Mini-foguete X-1 / Órion IV na rampa (foto menor) e seu lançamento em 30/04/88 (foto maior).
As cápsulas Órion vem sendo utilizadas pelo LAE no desenvolvimento de um sistema de recuperação inercial para mini-foguetes experimentais. (Fotos LAE).

Í N D I C E

CEFEC (Félix).....	02
1º SEBAE (Baranoff).....	04
Falcão - 1º parte (Félix).....	06
O que é atividade educativa espacial (Baranoff).....	07
Estabilidade aerodinâmica de foguetes exper. (Toyoda).....	08
Cálculo da trajetória do mini-foguete X-1 (Marchi).....	12
Endereços (seção).....	24
Referências (Seção).....	26

E D I T O R I A L

A palavra Aeroespaçonáutica (AEN) é utilizada pela ABAEE para designar as atividades amadoristas de pessoas, na pesquisa e desenvolvimento de mini-foguetes.

Este boletim será utilizado para divulgar a produção científica e tecnológica das pessoas que se dedicam a esta fascinante atividade. Sua periodicidade irá variar entre quatro e seis meses.

O AEN está aberto à participação de todos os interessados. Quem desejar publicar artigos, neste boletim, deve remetê-los para o editor. Pedimos que os leitores remetam-nos muitas sugestões e críticas, e que colaborem na divulgação deste boletim.

Solicitamos às pessoas que já participaram ou participam, de algum grupo de AEN, que remetam-nos artigos sobre o grupo, experiências efetuadas, fotos, desenhos, referências de trabalhos desenvolvidos e endereços.

CENTRO DE ESTUDOS DE FOGUETES ESPACIAIS DO CARPINA
C E F E C

O Centro de Estudos de Foguetes Espaciais do Carpina, surgiu do idealismo de um grupo de jovens, entusiasmado com as últimas conquistas da era espacial e levado pelo desejo de penetrar nos estudos e domínio científico do espaço. Foi fundado em 10 de março de 1966.

As reuniões do CEFEC são realizadas mensalmente em sua sede. Os membros têm funções específicas de acordo com os estatutos da entidade.

Desde sua fundação, o CEFEC realizou uma série de testes: lançamentos de foguetes, combustíveis, rampas de lançamentos, etc. Todos relativamente com pleno êxito.

Foram construídos os projetos:

-JUNO: constituído por uma série de 5 foguetes, onde foram utilizados os primeiros propelentes desenvolvidos no nosso centro. O Juno-I atingiu 46 m; o Juno-II 80 m; o Juno-III 123 m; o Juno-IV 95 m; e o Juno-V atingiu 143 m;

-RONDON: neste projeto foram realizados testes e lançamentos com foguetes propelidos pelos combustíveis A1, A2 e A3, B1 e B2. Constaram de uma série de 5 lançamentos, dos quais, 3 alcançaram êxito;

-MAGNOS: foi uma série de 3 foguetes, onde foram testados nova estrutura e aerodinâmica dos mesmos;

-ARGOS: série de 2 foguetes lançados com a finalidade de teste de estrutura metálica e propelente mais potente;

-BETA: série de 3 foguetes;

-ZIRCON: série de 5 foguetes lançados para testes de estrutura, tubeira, ogiva, rampa e, especialmente, teste de propelente sintético a base de resinas e plásticos;

-CONDOR: série de 3 foguetes com estrutura metálica e propelente sintético. Serviu para teste de geometria de grão;

-BRASIL: série de 2 foguetes com 2 estágios. O projeto testou o sistema de disparo do segundo estágio e dispositivo eletrônico para abertura do pára-quedas;

-ORION-12: série de 3 foguetes com alcance máximo de 1800 metros. Serviu para testar as misturas de zinco e enxofre como propelente;

-GUANABARA: série de 3 foguetes com alcance de 1000 m e transporte de carga útil de 250 g com um acelerômetro;

-SONDA: série de 2 foguetes com alcance de 4000 metros, transportando uma carga útil composta de um transmissor de FM e uma sonda de temperatura sonora;

-ALFA: orientação na construção do projeto de um foguete para um grupo de alunos do Colégio Militar do Recife que foi lançado na Praia de Pau-Amarelo, Olinda (PE). Seu propelente foi um bastão de balistite cedido pelo 4º Comando do Recife. O alcance foi de 5000 metros.

-SONDINHA: orientação de um grupo de alunos do Colégio João Cavalcante Petribu, Carpina (PE), como atividade extra-classe e complementação de aulas de física. Construção e lançamento de foguetes-modelos.

Além destes projetos, o CEFEC também ajudou no lançamento dos foguetes construídos na cidade de Limoeiro (PE), grupo SAPECA. O CEFEC mantém correspondência com alguns grupos de outros estados do Brasil servindo como orientador na construção de motores de foguetes.

Nossos lançamentos são realizados em uma propriedade afastada alguns quilômetros de Carpina e o campo de pouso do Instituto do Açúcar e do Alcool (IAA), estação de Carpina. O CEFEC também utiliza os laboratórios do IAA para teste e preparação dos foguetes.

Nossos foguetes são construídos em estrutura de alumínio ou aço. Todas as peças são usinadas em alumínio ou aço. A altura dos mesmos não ultrapassam a 70 cm e o seu diâmetro, no máximo, 5 cm. As paredes dos canos (estrutura) é de 3 mm de espessura.

Em muitos foguetes são colocadas cargas úteis para testarmos a

força dos propelentes. Em nossos foguetes foram usados combustíveis como a pólvora e outros, desenvolvidos em nosso centro, à base de clorato de potássio, nitrato de potássio, enxofre, açúcar, dope, etc. Os mais modernos são a base de poliéster e cloreto de polivinila.

Os projetos são financiados pela "caixinha do CEFEC". Os membros colaboram com uma certa quantia mensalmente. Nossos recursos técnicos foram adquiridos através de livros, revistas e correspondência com outras entidades do mesmo gênero e, especialmente, com livros especializados remetidos pelo Exército dos Estados Unidos da América.

O material para construção dos foguetes são comprados em Recife a alto custo, pois é bastante escasso.

O CEFEC também desenvolveu dois trabalhos técnicos, para lançamento de foguetes, apresentados nas reuniões técnicas do IAE/CTA. O primeiro foi "Influência do vento no lançamento de foguete", e o segundo, para testar o projeto do foguete elaborado pelo Núcleo de Coordenação de Clubes Espaciais (NCCE), o mini-foguete X-1. Com base neste foguete o CEFEC desenvolveu o segundo trabalho técnico "Ponderação de vento em foguete amador".

O CEFEC vem há quatro anos trabalhando no Projeto Falcão. Este projeto, que no momento está na fase final de testes estáticos e dinâmicos de motores de foguetes, é construído com material composto. O primeiro motor de material composto, testado em banco, foi construído inteiramente de resina e fibra de vidro. Foi o primeiro motor que não foi colocado nenhuma parte de ferro ou aço.

Atualmente o CEFEC é composto por: José L. dos Santos, José Alfredo, José F. de Santana, Josinaldo H. de Melo, José M. de L. Severiano, Ivanildo G. da Silva e Gilberto X. de Souza.

José Félix de Santana
 Caixa Postal, 91 - Fone: (081) 621-0306
 55810 - Carpina - PE

1º SEMINÁRIO BRASILEIRO DE AEROESPAÇONÁUTICA
1º SEBAE

A ABAEE realizou o 1º Seminário Brasileiro de Aeroespaçonáutica, no período de 24 a 30 de janeiro de 1987, no Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA), em São José dos Campos (SP). A abertura oficial foi realizada pelo Prof. Jair C. de Melo, reitor do ITA.

O tema central deste seminário foi "A realidade atual da atividade educativa espacial no Brasil".

O seminário não foi amplamente divulgado, porque tinha objetivo de estabelecer as diretrizes básicas de atuação da ABAEE. Participaram deste evento, além de técnicos, professores e convidados, os seguintes grupos:

- Centro Aeroespacial de Sondagem Atmosférica (CAESA), Salvador (BA);
- Centro de Estudos Aeroespaciais (CETA), Maringá (PR);
- Centro de Estudos de Foguetes Espaciais do Carpina (CEFEC), Carpina (PE);

- Grupo Amador Aeroespacial do ITA (GAMA), São José dos Campos (SP);
- Grupo de Estudos de Minifoguetes Espaciais (GEMFE), Jacareí (SP); e
- Laboratório de Atividades Espaciais (LAE), Florianópolis (SC).

O presidente da ABAEE, Basílio Baranoff, capitão da reserva da Aeronáutica, apresentou duas conferências.

A primeira abordando o tema "A realidade educativa espacial no Brasil", enfocando o alto nível dessa atividade já alcançado no exterior. Nos Estados Unidos com o apoio da NASA desenvolve-se o programa "O jovem astronauta" e na União Soviética, "O jovem cosmonauta", ativado desde 1984. Esclareceu que na França o Centre National de Etudes Spatiales (CNES) apoia os grupos educativos espaciais ou clubes espaciais, através de instrutores, ministrando orientações técnicas e de segurança no manuseio de foguetes.

O Cap Baranoff perguntou à audiência, no Brasil, o que se faz, em que nível estamos? Respondeu dizendo, "estamos praticamente a zero. Tenho recebido cartas do Brasil inteiro, onde a juventude brasileira demonstra estar ávida por conhecimentos de temas espaciais".

"Tenho conhecimento de que um grande número de jovens e até adultos, estão projetando, construindo e lançando minifoguetes, sem nenhuma orientação. Essas pessoas estão correndo um grande risco de sofrerem acidentes. Acidentes fatais já ocorreram e foram noticiados pela imprensa".

"É urgente a necessidade de ser criado no Brasil, um órgão competente, capaz de orientar corretamente os projetistas de minifoguetes, ensinando normas de segurança e as técnicas corretas no manuseio de propelente. O Instituto de Atividades Espaciais (IAE) do Centro Técnico Aeroespacial (CTA) é o órgão mais indicado".

Na segunda conferência, o presidente da ABAEE abordou o tema "Os jovens e o esforço espacial do Brasil", mostrando como o Brasil iniciou suas atividades espaciais, o caminho já percorrido, o estágio atual e os objetivos futuros do Programa Espacial Brasileiro e da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB). Exibiu, em seguida, o filme cedido pela NASA, "Jornada infinita", que mostrou o lançamento da Apollo 11 através do foguete Saturno V, que levou 3 astronautas até a Lua, nosso satélite natural, em 20 de julho de 1969, com cenas reais do pouso lunar.

Os trabalhos apresentados durante o seminário foram:

- CAESA: 1)Projeto do mini-foguete experimental SHN-1 com recuperação do motor e carga útil. Carlos C. Oliveira;
- CEFEC: 2)Projeto Falcão, mini-foguete experimental de material composto. José F. de Santana;
- 3)Projeto do propelente para mini-foguete educativo. José F. de Santana;
- 4)As atividades educativas espaciais e o dec. lei nº 55.649, produtos controlados. José F. de Santana;
- LAE: 5)Determinação do fluxo de massa de grãos-propelentes. Carlos H. Marchi; e
- 6)Movimento de foguetes na atmosfera. Fabrício Kindermann.

Constatou-se um intenso intercâmbio de experiências e informações entre os grupos educativos participantes.

Temos plena convicção de que pelas decisões tomadas em consenso, os objetivos básicos deste 1º seminário foram plenamente alcançados.

Foram estabelecidas as diretrizes básicas de atuação da ABAEE e definidas as seguintes metas para 1987-8:

-organização estrutural, funcional e administrativa da ABAEE;
 -captação de recursos financeiros;
 -estruturação e organização da biblioteca da ABAEE; e
 -providências para a realização do 2º SEBAE, em dezembro de 1988, em São José dos Campos.

Basílio Baranoff
 Caixa Postal, 962
 12201 - São José dos Campos - SP

PROJETO FALCÃO
 (1ª parte)

1 - INTRODUÇÃO

A necessidade do fogueteiro amador de construir um foguete simples e adequado a um objetivo, tornou-se dificultoso e, às vezes, inviável, devido a escassez de material, a inflação e a falta de apoio dos órgãos competentes, que tinham por finalidade orientar os jovens na ciência amadorística de foguetes.

Levando em conta estas dificuldades, em 1981 o Centro de Estudos de Foguetes Espaciais do Carpina (CEFEC), de Carpina (PE), através de seus membros, amadureceu a idéia da construção de foguetes com material plástico altamente resistente à chama e alta pressão.

Foram realizadas várias pesquisas bibliográficas que revelaram países como Estados Unidos e França, como precursores desta tecnologia. Já em 1955 os Estados Unidos trabalhavam com isolamento de motores e revestimentos de tubeiras, com os recém descobertos materiais compostos. Nos anos de 1960/70, os EUA desenvolveram motores de foguetes com material composto; o exemplo disso são os balísticos intercontinentais Polaris.

Em novembro de 1978, o CEFEC participou da terceira Reunião Nacional de Clubes Espaciais do CTA. Em uma das palestras, o eng. Mauro sugeriu a construção de componentes para foguetes em material composto. Em visita às oficinas do CTA, verificamos que já naquela época desenvolviam-se pesquisas em motores, tubeiras e aletas para foguetes; tendo já montado uma bobinadeira de roving para construção de motores.

Amadurecida a idéia, no ano de 1982 o CEFEC com base em suas pesquisas bibliográficas e algumas visitas realizadas a ITN (indústria de fibra de vidro em Carpina, PE), procurou adquirir no comércio da cidade do Recife (PE), o material para o início das pesquisas. Foi através das firmas A. Química e Sibaldo Cavalcanti, que o CEFEC entrou em contato com a firma paulista Resana S/A.

Foi a Resana que forneceu o material para que o CEFEC, no dia 26 de janeiro de 1985, conseguisse pela primeira vez na América Latina, e talvez no mundo, ter lançado um foguete com o motor estruturado em resina poliéster, já que a bibliografia e os trabalhos de países mais desenvolvidos trabalham exclusivamente com resina epóxi.

Todo o material que foi utilizado pelo CEFEC foi conseguido a alto custo em outras praças, exceto as resinas que foram fornecidas pela

Resana S/A.

A realização deste trabalho só foi possível graças ao despreendimento de algumas pessoas, que se proporem a ajudar, e a firmeza, a dedicação e o amor à ciência espacial, dos membros do CEFEC.

2 - OBJETIVO

Com a finalidade de se criar um foguete adequado à pesquisa e à educação, o CEFEC idealizou o Projeto Falcão, que levará uma carga científica a altitude de 2000 metros.

O projeto constará dos procedimentos normais e uma série de cinco lançamentos onde serão testados propelentes, carga útil, sistema de recuperação, rampa de lançamento e sistema de rastreamento.

O projeto objetivou a criação de um novo material, que fosse mais leve, altamente resistente e de preço acessível. Um foguete amador para atingir o alcance estipulado pelo projeto, ficaria bastante dispendioso se os seus componentes fossem construídos com metal e seu propelente micrograin (mistura de zinco e enxofre), que com a elevação dos preços tornaria não só o projeto Falcão, mas qualquer outra atividade correlata, inviável.

José Félix de Santana
 Caixa Postal, 91 - Fone: (081) 621-0306
 55810 - Carpina - PE

O QUE É ATIVIDADE EDUCATIVA ESPACIAL

Define-se por atividade educativa espacial com minifoguetes, todo trabalho executado por pessoas, associadas na forma de grupo de jovens estudantes, ligados preferencialmente às escolas, visando a realização de trabalhos de pesquisa, desenvolvimento, projeto, construção e lançamentos de minifoguetes, que atingem altitudes (apogeu) de até 40 km. Mesmo nos projetos mais sofisticados, realizados por jovens universitários nos diversos países, estes minifoguetes são aceitos em âmbito internacional, como engenhos educativos espaciais.

Os minifoguetes lançados por jovens, segundo a ABAEE, são classificados nos seguintes níveis:

- NV1: minifoguete educativo;
- NV2: minifoguete experimental; e
- NV3: minifoguete espacial.

Os minifoguetes educativos são geralmente propulsores construídos em papelão, plástico ou madeira balsa, munidos de pequenos motores foguetes de fabricação comercial. Tais minifoguetes educativos são vendidos em vários países na forma de "kits". Devido à grande segurança que eles apresentam e a pequena quantidade de material propelente de que são dotados, os pequenos motores não oferecem riscos.

Os "kits" de minifoguetes educativos são recomendados para os jovens que se situam na faixa de 9 a 14 anos, carentes ainda de conhecimentos adequados à construção de foguetes experimentais. Os minifoguetes educativos atingem um apogeu até 700 metros, podendo ser

construídos com um sistema de recuperação, utilizando pequenos pára-
quedas.

Os minifoguetes experimentais são engenhos propulsados de construção metálica, tubo de aço ou alumínio, dotados de uma carga propelente mais elaborada e fabricada pelos próprios jovens. São recomendados aos jovens de 15 a 20 anos, a nível de 2º grau. Um minifoguete experimental pode atingir um apogeu até 5 km, portando uma carga útil instrumentada.

Por serem engenhos de porte considerável devido à necessidade de conhecimentos e técnicas mais especializadas na concepção, projeto, construção e lançamento, as atividades com minifoguetes experimentais devem ser orientadas por um professor de física, química ou matemática.

Os minifoguetes espaciais são engenhos propulsados, construídos em tubo de aço, alumínio ou material composto (fibra de vidro), dotados de uma carga útil instrumentada de natureza mais sofisticada. São destinados aos professores e jovens estudantes que realizam pesquisas em universidades. Os minifoguetes espaciais podem atingir um apogeu até 40 km.

Os projetos podem ser realizados pelos universitários como trabalhos de graduação ou projetos de interesse do Ministério da Aeronáutica, em trabalhos conjuntos de cooperação científica ou através de convênios. Através destes projetos, utilizando-se minifoguetes espaciais, projetados pelos universitários como atividade de graduação ou extra-curricular, com assistência da própria universidade, teremos certamente nucleados vários grupos que fornecerão os recursos humanos, a mão-de-obra especializada, ao Programa Espacial Brasileiro.

Basílio Baranoff
Caixa Postal, 962
12201 - São José dos Campos - SP

ESTABILIDADE AERODINÂMICA DE FOGUETES EXPERIMENTAIS
(1ª parte)

1 - INTRODUÇÃO

É muito comum entre os iniciantes da pesquisa com foguetes, seja por falta de conhecimento ou no afã de ver funcionar o fruto de sua criação, a instalação de aletas projetadas sem muito critério.

Felizmente, a tendência é exagerar-se nas dimensões das aletas, o que normalmente permite um "final feliz" ao vôo do engenho.

Entretanto, o superdimensionamento das superfícies estabilizadoras concorre para piorar o desempenho (maior arrasto aerodinâmico) do foguete e uma superfície exagerada pode provocar instabilidade e grande susceptibilidade à ação do vento, sem contar que acarreta um acréscimo desnecessário de peso.

Este artigo tenta mostrar as condições necessárias para que o vôo de um foguete na baixa atmosfera seja estável, e apresenta um método para dimensionar as aletas, de modo a permitir sua otimização e um vôo

estável do engenho.

2 - CONDIÇÕES NECESSÁRIAS PARA UM VÔO ESTÁVEL

Todo movimento oscilatório que um foguete pode sofrer durante sua trajetória (Figura 1), faz-se em torno de seu Centro de Gravidade (CG).

A resultante da ação do ar (pressão aerodinâmica) sobre a superfície externa do foguete tem como ponto de ação, o que se denomina Centro de Pressão (CP).

A condição elementar necessária para que o vôo do foguete seja estável, é garantir que o CP esteja situado atrás do CG ($CP - CG > 0$), tendo a ponta da ogiva como origem (Figura 2) e numa distância ótima. O conhecimento prévio da distância entre o CP e o CG, conhecida como margem estática, é o que permite prever o comportamento de vôo do engenho.

Uma margem estática positiva mas muito pequena, fará com que o tempo de resposta para correção da perturbação seja grande, porém, torna o engenho menos vulnerável a ventos laterais. Por outro lado, uma margem estática excessivamente grande, tende a corrigir qualquer perturbação muito rapidamente, causando instabilidade e maior vulnerabilidade a ventos laterais.

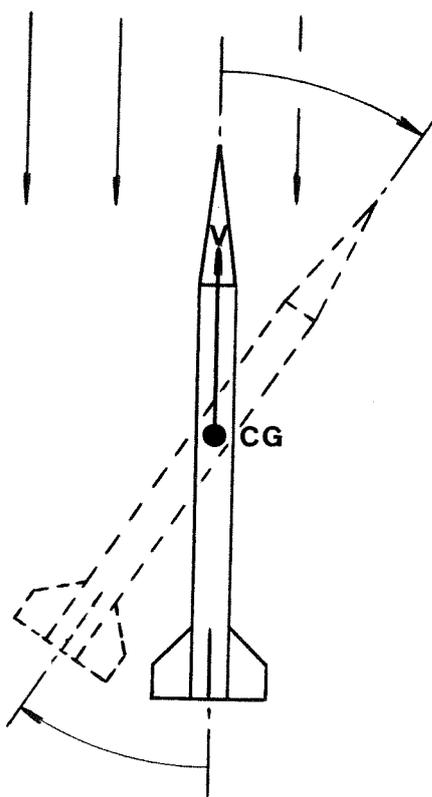


Figura 1.

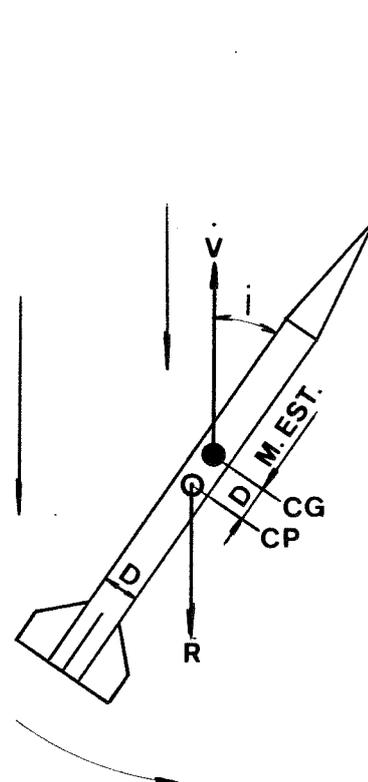


Figura 2.

Na prática, emprega-se margem estática em torno de 1,0 a 2,0 vezes o maior diâmetro do foguete (ou do estágio do foguete que se está projetando, no caso de engenhos multi-estágio).

É importante notar que tanto o CP como o CG variam durante o vôo (o CG apenas durante a fase propulsada). O CG devido ao consumo de propelente (perda de massa) e o CP em função do regime de vôo.

Para um mesmo engenho, o CP em regime supersônico (caso se atinja) é maior que em regime subsônico.

Conclui-se portanto, que a obtenção da margem estática ideal não se resume unicamente em modificar-se as dimensões das superfícies de controle (posição do CP) mas também em variar-se o CG do foguete.

Desse modo, se as aletas projetadas são relativamente grandes e ainda não se obteve a margem estática desejada, é preferível a adição de peso, o mais próximo possível da ogiva, do que aumentar excessivamente as superfícies estabilizadoras.

Antes da adição de qualquer peso extra, entretanto, deve-se tentar, no caso de engenhos com carga útil e/ou sistema de recuperação, a melhor distribuição desses elementos, que permita situar o CG o mais próximo possível da ponta da ogiva.

3 - COMO ESTIMAR A LOCALIZAÇÃO DO CENTRO DE PRESSÃO

Não perdendo de vista que este artigo é voltado ao pesquisador amador, é possível lançar mão dos seguintes métodos (entre outros) para estimar-se a localização do CP de um foguete:

3.1 - MÉTODO EXPERIMENTAL.

Consiste em submeter o engenho totalmente montado e sustentado pelo seu CG, à ação do movimento relativo do ar (modelos pequenos) ou em túnel de vento experimental. Não são procedimentos ideais para a fase de projeto das aletas.

3.2 - MÉTODOS ANALÍTICOS.

Para a fase de projeto são os mais indicados, por não dependerem de nenhum equipamento extra e, principalmente, da existência do foguete montado.

Um desses métodos é o que correlaciona o CP com o centróide da área lateral projetada do foguete. Serve apenas para indicar o CP "estático", uma vez que não leva em consideração os diversos efeitos da resistência ao avanço do engenho na atmosfera, em função de sua velocidade e da geometria das aletas.

Nota: por questões de ordem prática, na apresentação das equações serão empregadas as seguintes notações:

/ = operação de divisão;

* = operação de multiplicação;

^ = operação de exponenciação; e

SQR = raiz quadrada.

O centróide, no caso, é dado por

$$CP = \frac{\sum_{i=1}^n (A_i * X_i)}{\sum_{i=1}^n A_i}$$

onde A_i = área lateral projetada de cada seção do foguete; e

X_i = distância do centróide da área projetada em relação a uma referência (normalmente a ponta da ogiva).

Outro método, é o dos momentos das forças aerodinâmicas normais às seções efetivas do foguete (Figura 3) e a ele será dado ênfase neste artigo.

Ressalta-se que os modelos matemáticos não foram desenvolvidos pelo autor e foram obtidos em bibliografias citadas no final deste trabalho.

Na Figura-3 observam-se as forças de origem aerodinâmica em cada seção importante do foguete (ogiva e aletas, neste caso) devido à resistência ao seu avanço, no momento em que, por qualquer perturbação, adquire um ângulo de incidência "i", em relação ao vetor velocidade "V", que é paralelo à linha de fluxo original.

As forças de resistência ao avanço (R) fazem surgir as forças de sustentação (FN) em cada seção (FNO na ogiva e FNA nas aletas), normais ao eixo longitudinal do foguete. As componentes de R, coincidentes com o eixo longitudinal, em engenhos com seções simétricas (normalmente observado nos foguetes experimentais) não interferem diretamente na estabilidade aerodinâmica.

O CP é, portanto, onde age a resultante das forças de sustentação e para determiná-lo, pode ser empregado o método dos momentos devido a cada componente normal (FN).

Para um engenho como o da Figura-3, pode-se escrever, em relação à ponta da ogiva, que

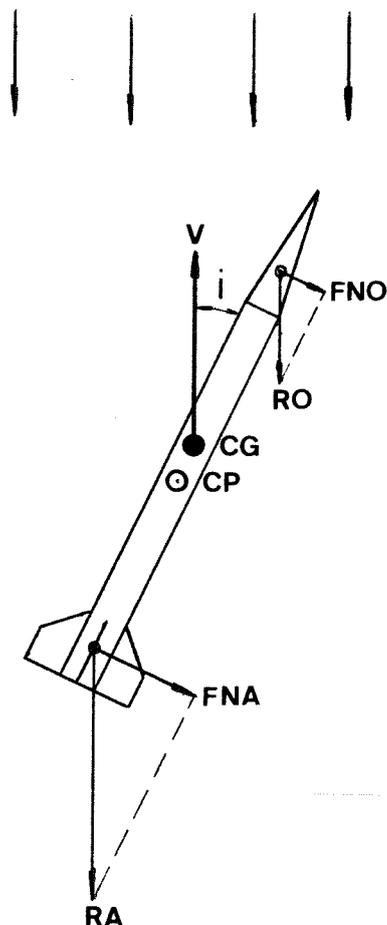


Figura 3.

Momento Resultante = (Momento) ogiva + (Momento) aletas

$$\text{ou, } XB * (FNO + FNA) = FNO * XBO + FNA * XBA$$

onde XB = CP do foguete (procurado);
 FNO = força normal na ogiva;
 XBO = CP da ogiva;
 FNA = força normal nas aletas; e
 XBA = CP das aletas.

Portanto

$$CP = (FNO * XBO + FNA * XBA) / (FNO + FNA)$$

Para um foguete com "n" seções importantes, pode-se escrever

$$CP = \sum_{i=1}^n (FNI * XBi) / \sum_{i=1}^n FNI$$

Por questões de ordem prática (dificuldade de se estimar o valor de FNi), emprega-se o conceito de coeficiente de variação da força normal de sustentação (FN) com a variação do ângulo de incidência "i" (CN = ΔFN / Δi).

Assim, pode-se escrever

$$CP = \sum_{i=1}^n (CNI * XBi) / \sum_{i=1}^n CNI$$

onde CNI = coeficiente de variação da força normal (FNI) da seção; e
 XBi = distância do CP da seção em relação a uma referência (normalmente a ponta da ogiva).

Ozualdo S. Toyoda
 Rua da Passagem, 15/904 - Botafogo
 Fone: (021) 541-6925
 22290 - Rio de Janeiro - RJ

CÁLCULO DA TRAJETÓRIA DO MINI-FOGUETE X-1

RESUMO

Neste trabalho apresentamos os resultados de simulações numéricas da trajetória do mini-foguete X-1, com base em uma curva de empuxo experimental; despreza-se o vento e a força de sustentação, e considera-se ângulo de ataque nulo.

Descrevemos o método de Runge-Kutta de 4º ordem, empregado na solução das equações do movimento, e analisamos a influência de

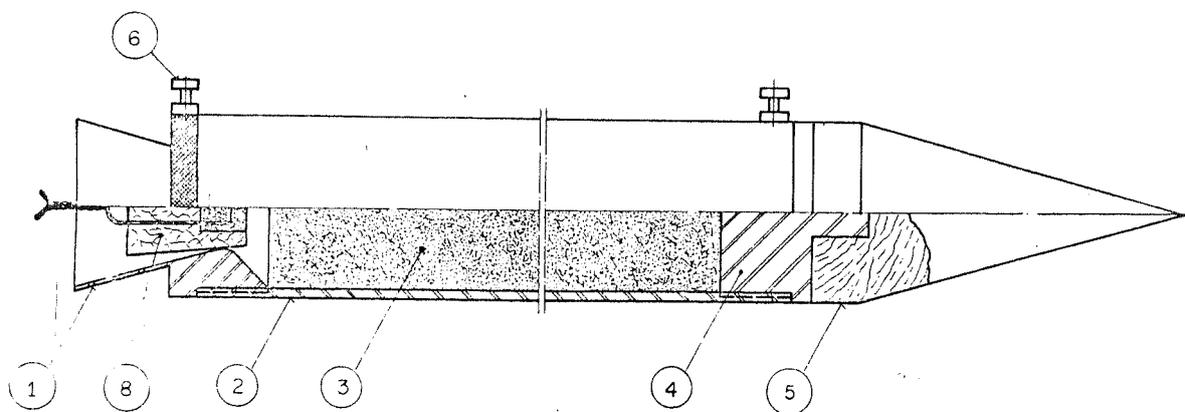
parâmetros do veículo e da atmosfera sobre o apogeu.

1 - INTRODUÇÃO

O X-1 (Fig.1) é um mini-foguete mono-estágio, a propelente sólido (micrograin = zinco + enxofre), fabricado em aço-carbono e aço-liga, e sem sistema de recuperação. Seu projeto foi apresentado na II Reunião Nacional de Clubes Espaciais (Ref.1), realizada no Instituto de Atividades Espaciais (IAE), em São José dos Campos (SP), no período de 8 a 11 de novembro de 1976, para servir como primeiro projeto à grupos iniciantes nas atividades espaciais amadoristas, devido a sua simplicidade segurança, baixo custo e facilidade de encontrar os materiais necessários a sua construção.

Decidi analisar a trajetória do X-1 pelos seguintes motivos: em seu projeto é apresentada uma curva de empuxo experimental (Fig.2); o nosso grupo (LAE) já efetuou oito lançamentos com ele; possui uma geometria simples permitindo empregar coeficientes de arrasto encontrados na literatura (Ref.4); e seu grão propelente é cilíndrico, fazendo com que o fluxo de massa seja constante.

O IAE utilizou o método analítico, em seu projeto na Ref.1, para analisar a trajetória do X-1, ou seja, admitiu um empuxo constante durante a fase propulsada e desprezou o arrasto aerodinâmico. A dedução completa das equações para o método analítico pode ser encontrada na Ref-2.



8	1	IGNITOR			
7	3	EMPENAS	Aço SAE	1020	
6	2	GARRA DE FIX. NA RAMPA	Aço SAE	1020	
5	1	OGIVA	MADEIRA		
4	1	TAMPA SUPERIOR	Aço SAE	1020	
3	1	GRÃO PROPELENTE	MICROGRAIN		
2	1	TUBO MOTOR	Aço DIN	2448	
1	1	TUBEIRA	Aço SAE	1020	
Nº	QUANT	PEÇA	MATERIAL	ESPECIFIC	OBS
ESCALA			PROJETO X-1 APROVADO: <i>SAND</i> CTA-IAE-EAE		
DESENHADO	<i>Edson de Almeida</i>				
PROJETADO	FOLBERT GAMA				

Figura 1. Desenho do mini-foguete X-1, Ref.1.

A nossa análise utilizará o método de Runge-Kutta de 4º ordem (Ref.6) com base no trabalho de Barbato (Ref.5). Este método numérico permite considerar o empuxo variável e o arrasto aerodinâmico, além de outras influências como aceleração gravitacional e massa específica do ar variáveis com a altura.

2 - FORMULAÇÃO DO PROBLEMA

Admitindo-se as hipóteses simplificativas de:

a) movimento plano;

b) sem vento;

c) ângulo de ataque nulo; e

d) sem forças de sustentação;

as equações gerais que regem o movimento do mini-foguete são

$$m a_x = (E - D) \cos \alpha + f_x \quad (1.a)$$

$$m a_y = (E - D - P) \sin \alpha + f_y \quad (1.b)$$

onde

$$D = \frac{1}{2} C_d \rho v^2 S \quad (2.a)$$

$$f_x = - m g \cos \alpha_0 (\mu \cos \alpha_0 + \sin \alpha_0) \quad (2.b)$$

$$f_y = - m g \cos \alpha_0 (\mu \sin \alpha_0 - \cos \alpha_0) \quad (2.c)$$

$$P = m g \quad (2.d)$$

$$\alpha = \text{tg}^{-1} (v / u) \quad (2.e)$$

As componentes da força de atrito (f_x e f_y) são facilmente deduzíveis a partir de um diagrama de corpo livre durante a fase sobre a rampa e considerando-se a 1º lei do atrito ($f = \mu N$, Ref.7).

Pode-se distinguir três fases na trajetória de mini-foguetes (Ref.1). A fase sobre a rampa de lançamento, a fase propulsada e a fase balística. As equações (1) estão na forma mais geral, que ocorre na fase sobre a rampa. Para a fase propulsada basta cancelar as componentes da força de atrito (f_x e f_y). E para a fase balística, além do atrito, deve-se cancelar a força de empuxo (E).

3 - MÉTODO DE SOLUÇÃO

O método numérico utilizado para determinar a trajetória do mini-foguete X-1 foi o Runge-Kutta de 4º ordem. Este método consiste em obter-se todos os parâmetros de um instante de tempo (i), com base apenas nas informações do instante anterior (i-1).

Apresentaremos agora, a sequência de cálculos necessária para avançar-se a simulação da trajetória em um intervalo de tempo, durante a fase propulsada, admitindo-se conhecidos todos os parâmetro do instante anterior.

$$1) \text{ Fazer } u_i = u_{i-1} ; v_i = v_{i-1} \text{ e } t_i = t_{i-1} ;$$

$$2) k_1x = dt u_i \quad e \quad k_1y = dt v_i;$$

$$3) x_i = x_{i-1} + k_1x/2 \quad e \quad y_i = y_{i-1} + k_1y/2;$$

4) obter E_i em t_i através de interpolações lineares na curva de empuxo;

$$5) m_i = m_{i-1} - \dot{m} (t_i - t_{i-1}); \quad (3.a)$$

$$6) \text{Ref. 8 e 9: } g_i = \frac{3.9887 \times 10^{14}}{(6.3776 \times 10^6 + Y_i)^2} \quad (3.b)$$

$$7) \beta_i = 1.225 - 1.175 \times 10^{-4} Y_i + 4.2851 \times 10^{-9} Y_i^2 - 6.504 \times 10^{-14} Y_i^3 \quad (3.c)$$

$$8) V_i = (u_i^2 + v_i^2)^{1/2}; \quad (3.d)$$

9) calcular D_i com a Eq. (2.a);

10) calcular α_i com a Eq. (2.e);

$$11) ax_i = (E_i - D_i) \frac{\cos \alpha_i}{m_i}; \quad (3.e)$$

$$12) ay_i = (E_i - D_i) \frac{\sin \alpha_i}{m_i} - g_i; \quad (3.f)$$

$$13) k_2u = dt ax_i \quad e \quad k_2v = dt ay_i;$$

$$14) u_i = u_{i-1} + k_2u/2 \quad e \quad v_i = v_{i-1} + k_2v/2;$$

$$15) k_3x = dt u_i \quad e \quad k_3y = dt v_i;$$

$$16) x_i = x_{i-1} + k_3x/2 \quad e \quad y_i = y_{i-1} + k_3y/2;$$

$$17) t_i = t_{i-1} + dt/2;$$

18) repetir os itens 4 a 12;

$$19) k_4u = dt ax_i \quad e \quad k_4v = dt ay_i;$$

$$20) u_i = u_{i-1} + k_4u/2 \quad e \quad v_i = v_{i-1} + k_4v/2;$$

$$21) t_i = t_{i-1} + dt/2;$$

$$22) k_5x = dt u_i \quad e \quad k_5y = dt v_i;$$

$$23) x_i = x_{i-1} + k_5x \quad e \quad y_i = y_{i-1} + k_5y;$$

24) repetir os itens 4 a 12;

$$25) k_6u = dt ax_i \quad e \quad k_6v = dt ay_i;$$

$$26) u_i = u_{i-1} + k_6u \quad e \quad v_i = v_{i-1} + k_6v;$$

$$27) t_i = t_{i-1} + dt;$$

$$28) k_7x = dt u_i \quad e \quad k_7y = dt v_i;$$

$$29) x_i = x_{i-1} + (1/6) (k1x + 2(k2x + k3x) + k4x); \quad (3.g)$$

$$y_i = y_{i-1} + (1/6) (k1y + 2(k2y + k3y) + k4y); \quad (3.h)$$

30) repetir os itens 4 a 12;

$$31) k4u = dt ax_i \quad e \quad k4v = dt ay_i;$$

$$32) u_i = u_{i-1} + (1/6) (k1u + 2(k2u + k3u) + k4u); \quad (3.i)$$

$$v_i = v_{i-1} + (1/6) (k1v + 2(k2v + k3v) + k4v); \quad (3.j)$$

33) repetir os itens 4 a 12;

$$34) i = i + 1;$$

35) iniciar um novo passo de cálculo voltando ao item 1.

4 - CONSIDERAÇÕES NUMÉRICAS

4.1 - FASE SOBRE A RAMPA.

Dependendo do passo de tempo (dt) utilizado no avanço da solução do problema nos primeiros momentos da fase sobre a rampa, o empuxo do motor poderá ser insuficiente para fornecer acelerações positivas. Assim, deve-se considerar nulas as acelerações, velocidades e deslocamentos (devido a existência de uma força normal da rampa sobre o mini-foguete), como no instante inicial, enquanto forem obtidos valores negativos para estes parâmetros.

Consideramos que o mini-foguete esteja na fase sobre a rampa enquanto o seu centro de massa (CM) não estiver numa altitude superior ao fim da rampa. Durante esta fase, o ângulo de vôo é fixo e igual ao ângulo da rampa de lançamento. Além das forças de empuxo, arrasto e peso, atua nesta fase, a força de atrito sobre o CM do mini-foguete.

Todos os parâmetros da trajetória, exatamente no fim da rampa, são obtidos através de interpolações lineares entre os instantes anterior e posterior ao fim da rampa.

4.2 - FASE PROPULSADA.

A fase propulsada inicia-se logo após o mini-foguete deixar a rampa e termina no fim da queima do grão propelente, quando o empuxo vai a zero e a massa do mini-foguete é igual a sua estrutura mais a carga útil. Durante esta fase, as forças que atuam sobre o veículo são o empuxo, arrasto e peso. No fim da fase propulsada não há necessidade de interpolações (ou deve-se evitar, devido a grande variação nos parâmetros de vôo), porque conhecendo-se o tempo de queima pode-se utilizar um intervalo de tempo (dt) que resulte em um número inteiro de passos de cálculo.

4.3 - FASE BALÍSTICA.

Após o fim da queima tem início a fase balística que continua até o impacto do mini-foguete. A determinação dos parâmetros da trajetória no apogeu são conseguidos através de extrapolações lineares entre os dois instantes anteriores à obtenção de um ângulo de vôo negativo, e considerando a componente vertical da velocidade nula. Já, os parâmetros de vôo no momento do impacto são calculados através de interpolações lineares entre o instante que se obtém uma altitude

inferior ao ponto de impacto provável (PIP) e àquele anterior a este.

4.4 - FLUXO DE MASSA.

O fluxo de massa do grão é considerado constante, já que a sua geometria é cilíndrica (área de queima constante, teoricamente).

4.5 - MASSA ESPECÍFICA DO AR.

Com base na tabela de propriedades do ar em função da altitude, apresentada na Ref.4, realizamos uma regressão polinomial cúbica (Ref.6), para a massa específica do ar, resultando na Eq.(3.c) válida até a altitude de dez quilômetros.

4.6 - PASSO DE CÁLCULO.

A solução independente do passo de tempo (isto é, diminuindo-se o Δt a solução encontrada deixa de variar) foi obtida utilizando-se 500 pontos para a fase propulsada e 260 pontos para a fase balística. A convergência da solução ocorria quando a altitude no fim da queima (para a fase propulsada) ou o apogeu (para a fase balística) não variassem mais do que um centímetro. A solução da fase propulsada é mais complexa do que a fase balística, o que era de esperar-se.

Decidimos utilizar 100 intervalos de tempo para os cálculos da fase propulsada e, um número aproximadamente idêntico, para a fase balística. Desta forma, os erros máximos cometidos nos casos rodados, foram inferiores a 1% na fase propulsada e 0.1% na fase balística.

4.7 - COEFICIENTE DE ARRASTO.

Embora o valor recomendado para o coeficiente de arrasto na Ref.4 seja 0.3, resolvi superestimar este valor para 0.5, devido a existência das garras de lançamento no mini-foguete que, certamente, aumentam consideravelmente este parâmetro.

4.8 - VALIDAÇÃO DO PROGRAMA TRAJETO.

O programa Trajeto (Ref.10) utilizado neste trabalho, foi validado com os resultados do propulsor Faon, apresentados por Germain na Ref.11. Os erros máximos em nossos cálculos chegaram a 5%, quando tomados os dados da Ref.11 como base. Possivelmente estes erros seriam menores se Germain tivesse apresentado todos os dados que utilizou em seus cálculos.

5 - RESULTADOS

Os resultados que apresentaremos, a seguir, foram obtidos com o programa Trajeto (versão 2.6) que desenvolvemos (Ref.10) no LAE. O programa fonte tem 53 kbytes e foi implementado em linguagem pascal para micro-computadores da linha IBM-PC.

5.1 - CASO DE REFERÊNCIA.

As simulações realizadas tiveram um caso de referência cujos dados utilizados foram os seguintes:

- massa de propelente = 0.6 kg;
- fluxo de massa = 3.5294 kg/s;
- massa total do mini-foguete = 1.66 kg;
- tempo de queima do grão = 0.17 s;

- ângulo de lançamento = 85 graus;
- intervalo de tempo durante a fase propulsada = 0.0017 s;
- intervalo de tempo durante a fase balística = 0.2 s;
- comprimento da rampa de lançamento = 1.5 m;
- empuxo dinâmico, variável (Fig.2);
- diâmetro máximo do mini-foguete = 38.1 mm;
- coeficiente de arrasto = 0.5;
- coeficiente de atrito = 0.7;
- aceleração gravitacional, variável (Eq.3-b);
- massa específica do ar, variável (Eq. 3-c);
- empuxo médio = 956.7 N;
- empuxo máximo = 1619.1 N; e
- impulso total = 162.6 N-s.

Os resultados principais do caso de referência são:

- velocidade no fim da rampa = 55 m/s;
- velocidade no fim da queima = 116 m/s;
- arrasto no fim da queima = 4.7 N;
- tempo desde a ignição até o apogeu = 10.54 s;
- apogeu = 571 m;
- distância horizontal percorrida até o apogeu = 94.4 m;
- velocidade no apogeu = 8.5 m/s;
- tempo desde a ignição até o impacto = 21.66 s;
- velocidade no impacto = 97 m/s;
- distância horizontal percorrida até o impacto = 183 m;
- arrasto no impacto = 3.3 N; e
- ângulo de vôo no impacto = - 85.8 graus.

Nas Figuras 3 a 11 são apresentados os resultados do deslocamento, velocidade, aceleração, arrasto e ângulo de vôo, para o caso de referência. Os resultados das fases sobre a rampa e propulsada são plotados em gráficos separados da fase balística, devido a grande variação da ordem de grandeza dos parâmetros entre estas fases.

5.2 - OUTROS RESULTADOS.

Verificamos a influência do coeficiente de arrasto e atrito, comprimento da rampa de lançamento, massa total do mini-foguete, massa específica do ar, aceleração gravitacional, empuxo e método de solução, sobre os resultados obtidos no caso de referência.

Nas Figuras 12 e 13 apresentamos o apogeu em função da massa total do mini-foguete X-1 e do coeficiente de arrasto, respectivamente.

Considerando-se o coeficiente de atrito igual a unidade, o apogeu fica reduzido em 0.15 m; e nulo, isto é, desprezando-se o atrito, o apogeu aumenta em 0.35 m.

Se o centro de massa do mini-foguete percorresse apenas 0.15 m da rampa de lançamento, o deslocamento horizontal aumentaria em 1.2 m e o apogeu em 0.08 m. Já para um comprimento da rampa de 3.0 m, o deslocamento horizontal diminui em 0.34 m e o apogeu em 0.08 m.

Utilizando-se um valor constante e igual a 1.225 kg/m³ (condição ao nível do mar), para a massa específica do ar, o apogeu diminui em 1.88 m.

Se a aceleração gravitacional for considerada constante (9.8066 m/s², condição ao nível do mar), o apogeu diminui em 0.05 m.

Nas Figuras 3 e 4 pode ser observado o efeito da utilização do valor médio (e constante, igual a 956.7 N) para o empuxo na trajetória

do mini-foguete X-1. Neste caso o apogeu aumenta em 20 m.

Empregando-se o método "passo a passo", descrito nas Ref. 3 e 4, que consiste em aproximar-se linearmente as equações do movimento, o apogeu encontrado é de 559 m.

6 - ANÁLISE DOS RESULTADOS

A consideração do atrito na rampa de lançamento e a variação da massa específica do ar e da aceleração gravitacional com a altitude, mostraram que não exercem, praticamente, qualquer influência sobre os resultados. Os erros são inferiores a 0.3%.

Numericamente, a rampa de lançamento pode possuir 0.15 m de comprimento, mas por questões de ordem prática, deve-se utilizar pelo menos 0.5 m de comprimento para ela.

Utilizando-se o método "passo a passo", o erro no cálculo do apogeu é de 2.1%. Este erro é inferior àquele encontrado quando considera-se o empuxo constante durante toda a fase propulsada (com o mesmo impulso total), que foi de 5.6%. O erro de 5.6% cai para 3.5% (este é o caso apresentado nas Figuras 3 e 4) se fizermos o empuxo nulo no fim da queima (que foi o procedimento adotado para o caso de referência), mas fazendo-se isto, não estamos conservando o impulso total (ele fica 0.17% menor) e, conseqüentemente, o empuxo médio fica diferente daquele utilizado no caso de referência.

Se a massa inicial do mini-foguete for diminuída em 40%, o apogeu aumenta em 77%, e se for aumentada em 45%, o apogeu diminui de 52%.

Considerando o coeficiente de arrasto igual a 1.0, o apogeu diminui em 13%, e tomando-o nulo (desprezando o arrasto), o apogeu aumenta em 21%.

A solução analítica da trajetória (isto é, desprezando-se o arrasto) nos mostra que a velocidade máxima do mini-foguete é atingida no momento do impacto (conforme pode ser visto na Ref.1). Já com a solução numérica da trajetória (isto é, considerando-se o arrasto), verifica-se que o mini-foguete atinge a velocidade máxima instantes antes do fim da queima. A explicação é a seguinte: durante a fase balística descendente (isto é, a partir do apogeu), além do peso existe o arrasto que é sempre contrário ao peso, desta forma a componente vertical da aceleração do mini-foguete vai continuamente diminuindo até o impacto, isto faz com que os incrementos da velocidade vertical tornem-se cada vez menores até o impacto; na solução analítica como não existe o arrasto, os incrementos de velocidade são constantes e praticamente iguais àqueles da solução numérica próximo ao apogeu.

7 - CONCLUSÃO

O atrito na rampa de lançamento pode ser desprezado e valores constantes podem ser assumidos para a massa específica do ar, a aceleração gravitacional e o empuxo do motor. Isto contribui na simplificação do algoritmo de solução e em sua maior rapidez.

Devido a sua facilidade de entendimento e implementação, obtenção de resultados semelhantes às metodologias mais elaboradas (Runge-Kutta), e rapidez de execução, o método Passo a Passo (Referências 3 e 4) é recomendado aos iniciantes em simulações de trajetórias como as que aqui são tratadas.

O apogeu não é uma função linear da massa inicial (o que já é verificado com soluções analíticas), conforme a Figura 12. Para valores

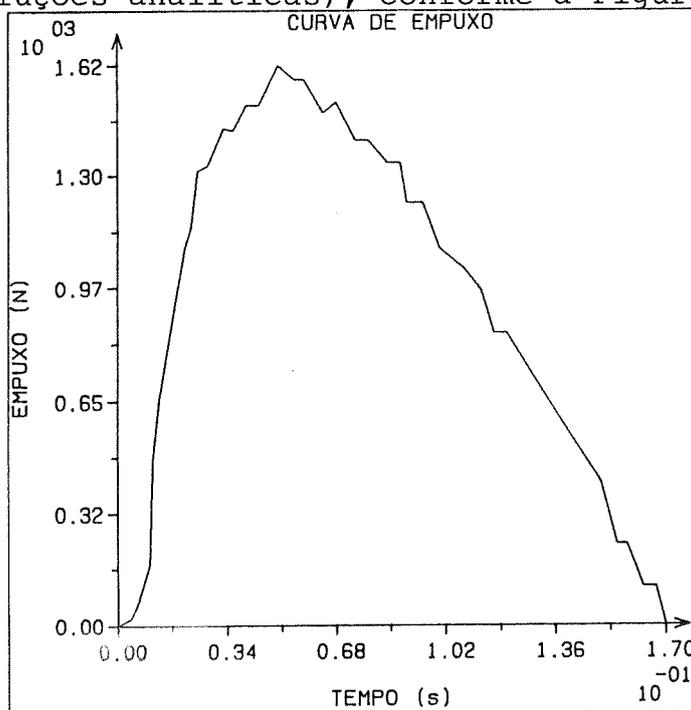
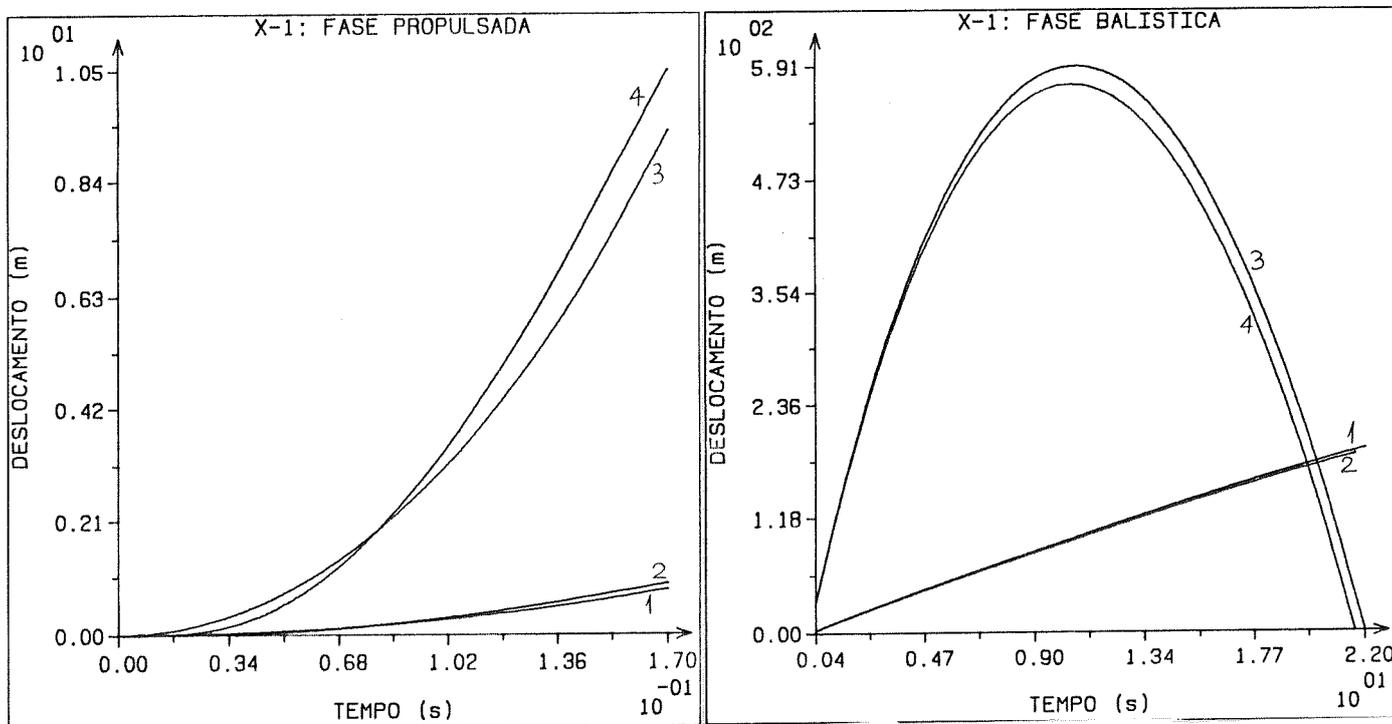
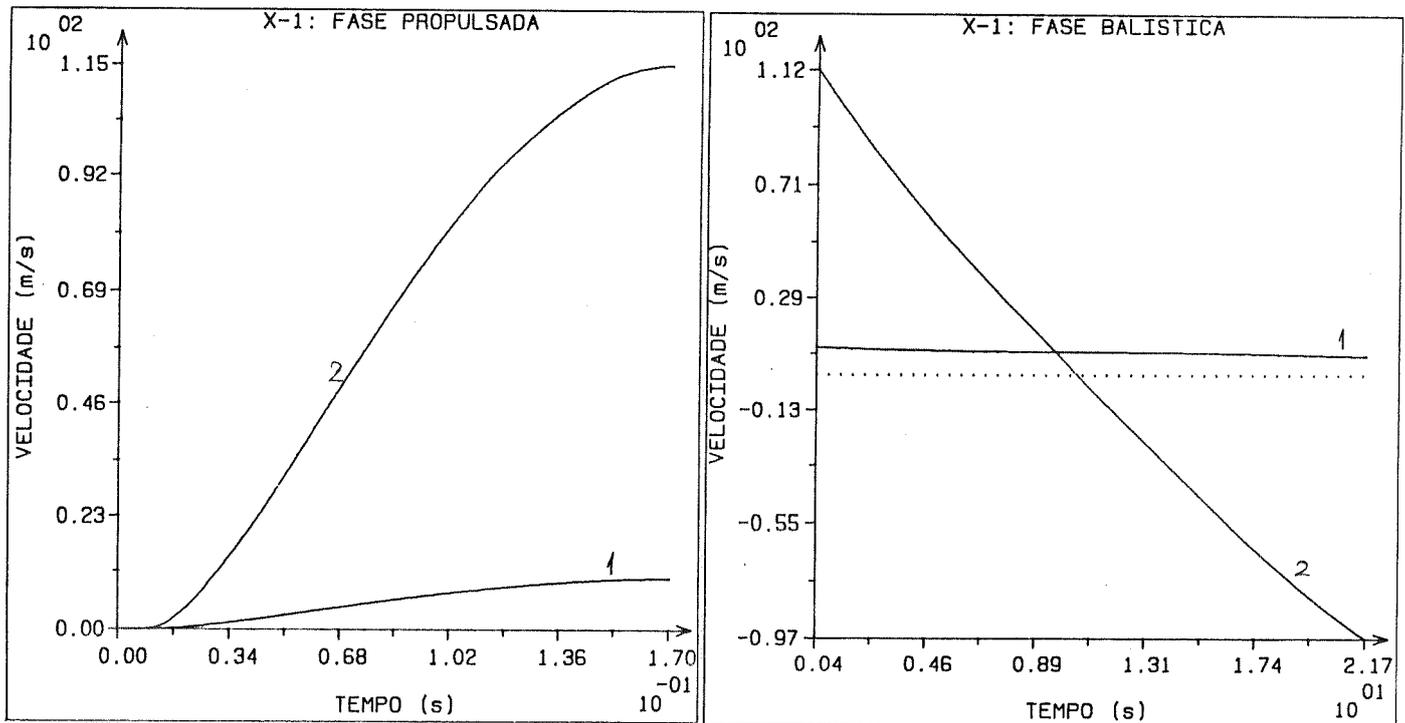


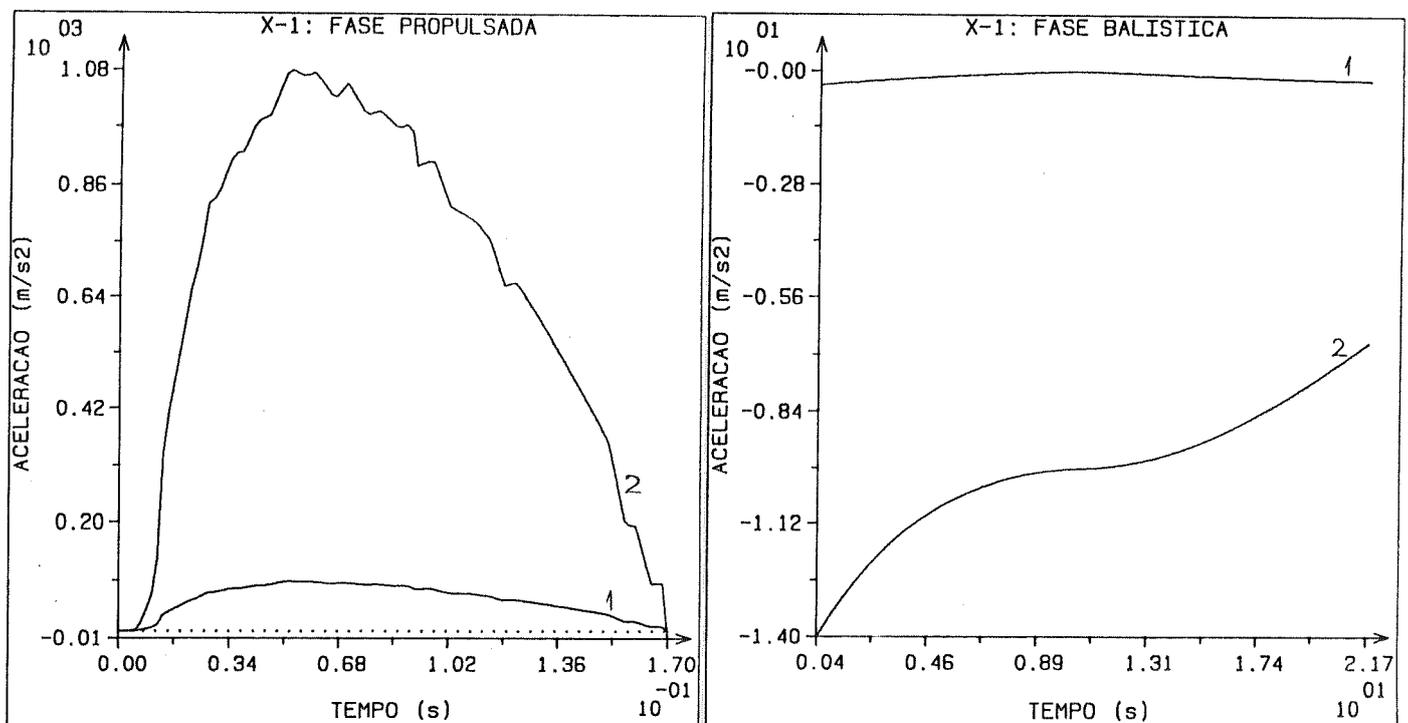
Figura 2. Curva de empuxo do mini-foguete X-1, baseada nos dados experimentais da Ref. 1.



Figuras 3 e 4. Deslocamento horizontal (curva 1) e vertical (curva 3) considerando empuxo constante. Deslocamento horizontal (curva 2) e vertical (curva 4), para o caso de referência, considerando a curva de empuxo da Fig. 2.



Figuras 5 e 6. Componentes horizontal (curva 1) e vertical (curva 2) da velocidade para o caso de referência.



Figuras 7 e 8. Componentes horizontal (curva 1) e vertical (curva 2) da aceleração para o caso de referência.

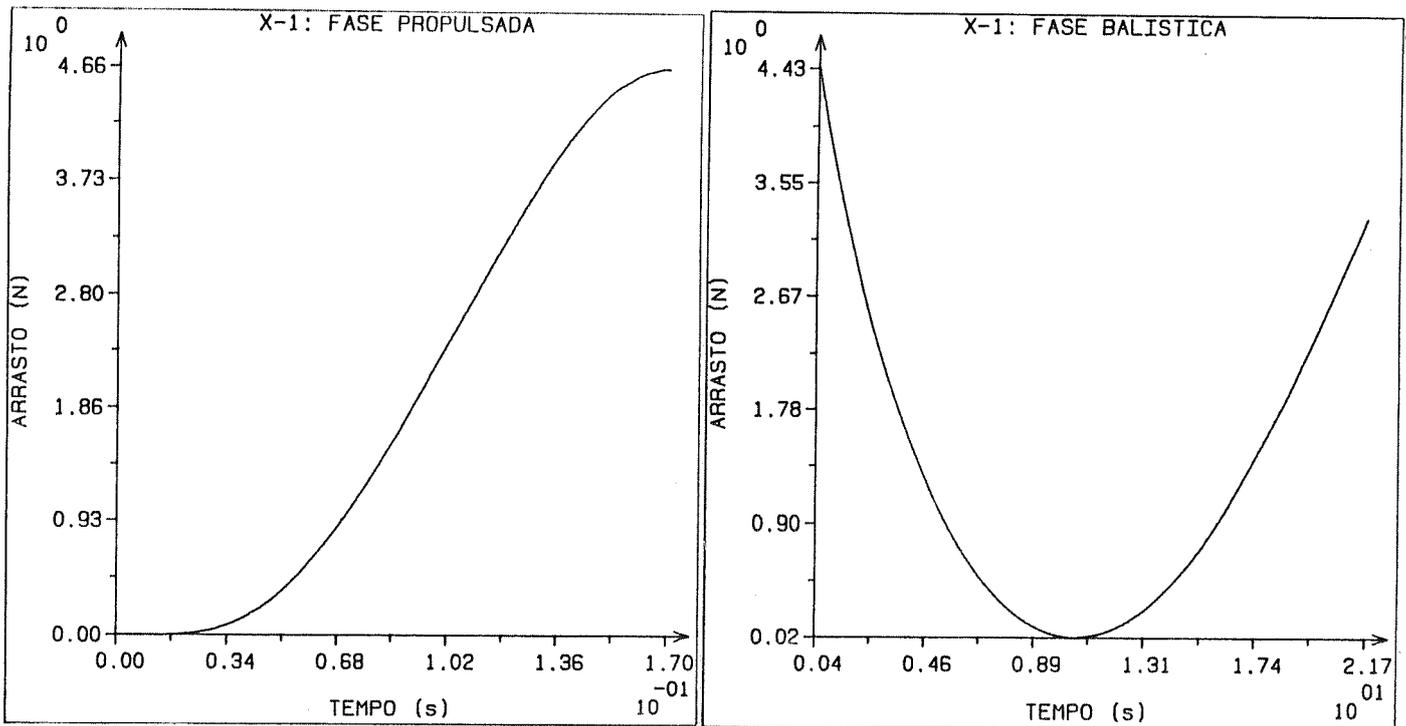


Figura 9 e 10. Força do arrasto aerodinâmico para o caso de referência.

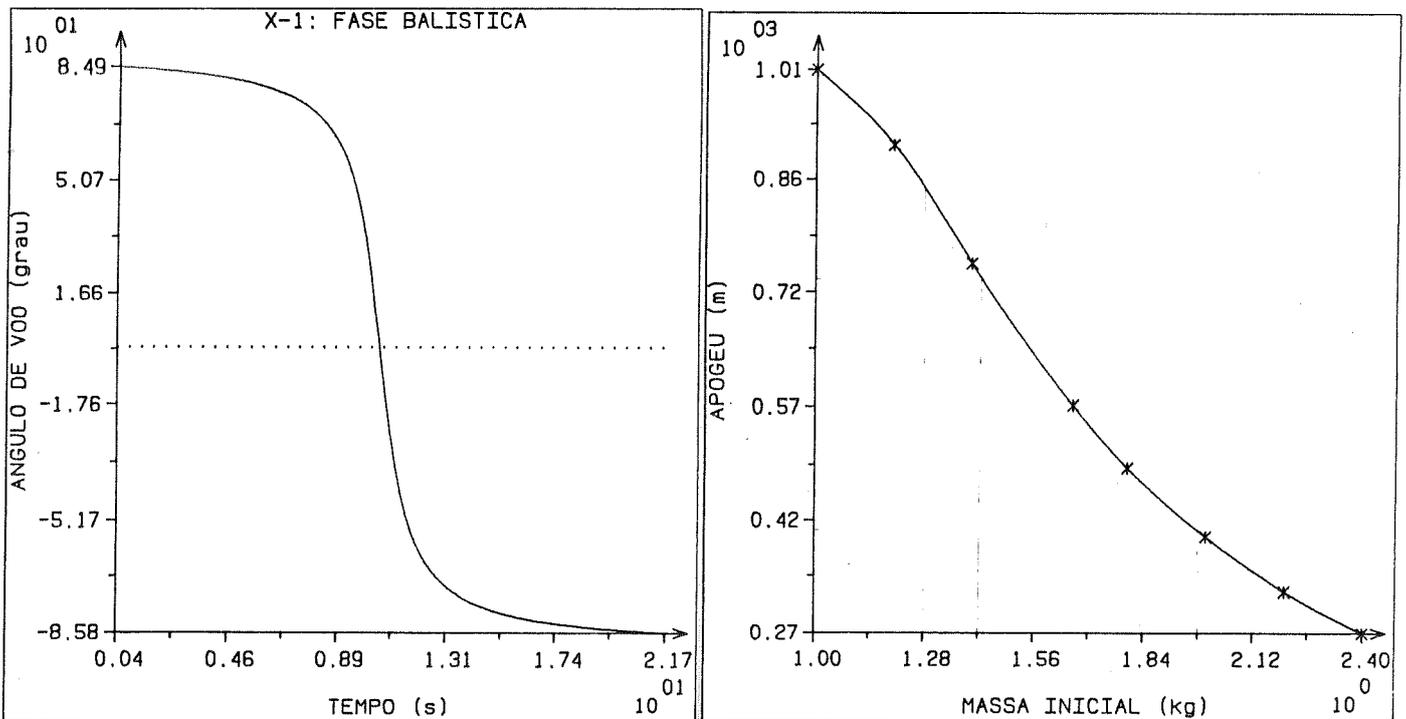


Figura 11. Ângulo do eixo longitudinal do mini-foguete com a horizontal para o caso de referência.

Figura 12. Apogeu do X-1 em função da sua massa inicial, considerando-se os dados do caso de referência, exceto o valor da massa inicial.

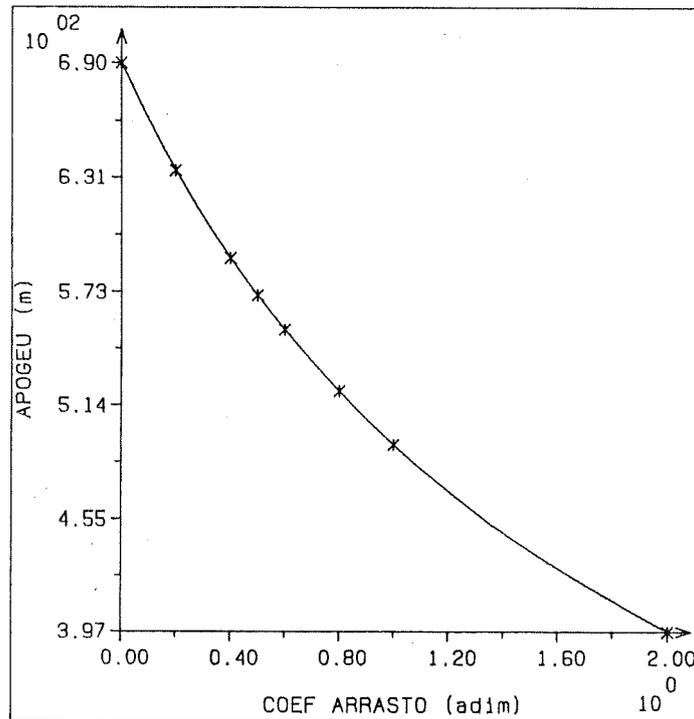


Figura 13. Apogeu do mini-foguete X-1 em função do coeficiente de arrasto, considerando-se os dados do caso de referência, exceto o valor do coeficiente de arrasto.

da massa inicial superiores a 1.7 kg, o apogeu é menos influenciado com acréscimos de carga útil, do que para valores abaixo de 1.7 kg.

O apogeu é muito sensível ao valor do coeficiente de arrasto (Figura 13). O arrasto aerodinâmico não deve ser desprezado, pois esta simplificação leva a erros significativos.

SIMBOLOGIA

- ax, ay = componentes horizontal e vertical da aceleração (m/s²);
- Cd = coeficiente de arrasto (adimensional);
- dt = intervalo de tempo entre dois instantes de cálculo (s);
- D = força de arrasto (N);
- E = força de empuxo (N);
- fx, fy = componentes horizontal e vertical da força de atrito (N);
- g = aceleração gravitacional (m/s²);
- m = massa (kg);
- m = fluxo de massa do grão propelente (kg/s);
- P = peso (N);
- S = área da seção transversal do mini-foguete (m²);
- t = tempo (s);
- u, v = componentes horizontal e vertical da velocidade (m/s);
- V = módulo da velocidade (m/s);
- x, y = deslocamento horizontal e vertical (m);
- α = ângulo do eixo longitudinal do mini-foguete com a horizontal (graus)
- α₀ = ângulo da rampa de lançamento com a horizontal (graus);

ρ = massa específica do ar (kg/m³);
 μ = coeficiente de atrito (adimensional).

REFERÊNCIAS

- | 1 | INSTITUTO DE ATIVIDADES ESPACIAIS. "II Reunião nacional de clubes espaciais; projeto X-1". São José dos Campos, nov. 1976. 72 p.
- | 2 | KINDERMANN, F. "Introdução à teoria da propulsão de foguetes". Florianópolis, UFSC, out. 1986. 41 p.
- | 3 | GAILLOT, P. & GERMAIN, J.C. "Calcul de trajectoire d'une fusée". Paris, ANCS, s.d. p. 23-32.
- | 4 | INSTITUTO DE ATIVIDADES ESPACIAIS. "I Reunião nacional de clubes espaciais; conferências". São José dos Campos, out. 1974. 33 p.
- | 5 | BARBATO NETO, J. "Soluções numéricas de trajetórias de foguetes com 6 graus de liberdade, incluindo influência do vento". Tese de Mestrado. São José dos Campos, ITA, 1974. 115 p.
- | 6 | DORN, W.S. & McCracken, D.D. "Cálculo numérico com estudos de casos em Fortran IV". Rio de Janeiro, Campus, 1981. 568 p.
- | 7 | LEAL, L.C.M. "Tribologia; apostila do curso EMC 1315". Florianópolis, EMC/UFSC, 1988. 236 p.
- | 8 | BEER, F.P. & JOHNSTON Jr, E.R. "Mecânica vetorial para engenheiros; estática". 3 ed. São Paulo, McGraw-Hill, 1980. v.1.
- | 9 | HALLIDAY, D. & RESNICK, R. "Física". 4 ed. Rio de Janeiro, LTC, 1984. v.1.
- | 10 | MARCHI, C.H. "Trajeto; versão 2.6". Florianópolis, LAE, ago. 1988. 31 p.
- | 11 | GERMAIN, J.C. "Propulseur Faon; note technique". Espace n° 4, 4° trimestre 1970. p. 9-16.

Carlos H. Marchi - LAE
 Caixa Postal, D-207
 88001 - Florianópolis - SC

E N D E R E Ç O S

Esta seção é dedicada a publicação dos endereços de institutos de pesquisa, órgãos governamentais e grupos de pessoas atuantes nas áreas de aeroespçonáutica, astronáutica e aeroespacial, bem como dos associados da ABAEE.

Abaixo relacionamos o endereço da sede da ABAEE, quatro grupos e uma pessoa associados a ela, e ainda, oito grupos internacionais de espaço-modelismo e aeroespçonáutica.

- (1) Associação Brasileira de Atividades Educativas Espaciais - ABAEE
 Basílio Baranoff (presidente)
 Caixa Postal, 962
 12201 - São José dos Campos - SP

- (2) Centro de Estudos de Foguetes Espaciais do Carpina - CEFEC

José Félix de Santana
 Caixa Postal, 91 - Fone: (081) 621-0306
 55810 - Carpina - PE

(3) Centro Aeroespacial de Sondagem Atmosférica - CAESA
 Carlos Cássio Oliveira
 Rua Gões Calmon, 21 - Saúde
 40000 - Salvador - BA

(4) Laboratório de Atividades Espaciais - LAE
 Carlos Henrique Marchi
 Caixa Postal, D-207
 88001 - Florianópolis - SC

(5) Clube de Pesquisas Aeroespaciais da AFA - CPA-AFA
 Carlos Alberto Leite (cadete)
 Academia da Força Aérea - Fone: (0195) 61-2233
 13630 - Pirassununga - SP

(6) Ozualdo S. Toyoda
 Rua da Passagem, 15/904 - Botafogo
 Fone: (021) 541-6925
 22290 - Rio de Janeiro - RJ

(7) National Association of Rocketry - NAR
 182 Madison Drive
 Elizabeth, PA 15037, USA

(8) Swiss Astronautical Society - SAFR
 Lidostrasse 5
 CH-6006 Luzerne, Switzerland

(9) New Zealand Spaceflight Association
 P.O. Box 2945, Dept. c-81
 Wellington, New Zealand

(10) Schenkpad I. - NERO
 5641 WJ Eindhoven
 The Netherlands

(11) Dutch Rocket Research Association
 Box 323
 3800 AH Amersfoort
 The Netherlands

(12) Rocketry Advancement Soc. of Australia
 P.O. Box 287
 Summer Hill, NSW 2130
 Australia

(13) ANSTJ - PALAIS DE LA DECOUVERTE
 Avenue F.D. Roosevelt, 75008
 Paris, France

(14) Canadian Association of Rocketry
 Dept. c-81, Suite 302
 151 Slater Street
 Ottawa, Ontario K1P 5H3, Canada

R E F E R Ê N C I A S

Nesta seção apresentamos as referências bibliográficas de trabalhos e notas técnicas publicados pelos associados da ABAEE. Cópias dos trabalhos e notas técnicas divulgados aqui, podem ser solicitados ao editor do AEN, a sede da ABAEE e diretamente ao autor.

Neste número apresentamos as referências de cinco trabalhos do 1º Seminário Brasileiro de Aeroespçonáutica (1º SEBAE) e seis outros, anteriores a este evento. Além disto, o index dos livros, revistas, apostilas e notas técnicas da biblioteca do LAE.

- (1) CEFEC. "Projeto motor foguete CEFEC-LAE". Carpina, 1984. n.p.
 - (2) SANTANA, J.F. "Projeto do motor foguete F-1". Carpina, CEFEC, jun. 1985. 9 p.
 - (3) MARCHI, C.H. "Mini-foguete Netuno". Florianópolis, EMC/UFSC, mar. 1985. 63 p.
 - (4) ABAEE. "Estatuto". São José dos Campos, set. 1986. 7 p.
 - (5) KINDERMANN, F. "Introdução à teoria da propulsão de foguetes". Florianópolis, UFSC, out. 1986. 41 p.
 - (6) SANTANA, J.F. "Propelente para minifoguete educativo". Carpina, CEFEC/ABAE, dez. 1986. n.p.
 - (7) CEFEC. "As atividades espaciais estudantil e o decreto lei nº 55.649". Carpina, jan. 1987. n.p.
 - (8) MARCHI, C.H. "Determinação do fluxo de massa de grãos-propelente cilíndricos e tubulares". Florianópolis, LAE/ABAE, abr. 1987. 15 p.
 - (9) MARCHI, C.H. "Massa do grão-propelente com geometria cilíndrico-tubular". Florianópolis, LAE/ABAE, jul. 1987. 20 p.
 - (10) OLIVEIRA, C.C. et alii. "Projeto SHN-1". Salvador, CAESA, s.d. n.p.
 - (11) CAESA. "Sistema elétrico de ignição de dois estágios". s.n.t.
 - (12) LAE. "Index-LAE". Florianópolis, ABAEE, jul. 1988. 6 p.
-