

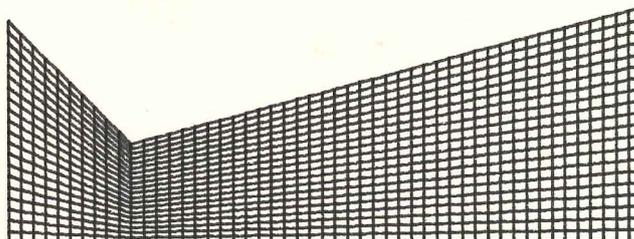
A EEEEE RRRR 000  
 A A E R R O O  
 A A E R R O O  
 A A EEEE RRRR O O  
 AAAAA E R R O O  
 A A E R R O O  
 A A EEEEE R R 000

SSS  
 S S  
 S  
 SSS  
 S  
 S S  
 SSS

PPPP  
 P P  
 P P  
 PPPP  
 P  
 P  
 P

A  
 A A  
 A A  
 A A  
 AAAAA  
 A A  
 A A

CCC  
 C C  
 C  
 C  
 C  
 C C  
 CCC



//  
 //

000	N N A U U TTTTT	III	CCC	A
O O	N N A A U U T	I	C C	A A
O O	NN N A A U U T	I	C	A A
O O	N NN AAAAA U U T	I	C	AAAAA
O O	N N A A U U T	I	C C	A A
000	N N A A UUU T	III	CCC	A A

222  
 2 2  
 2  
 mm m  
 mm m 22  
 m m 2  
 m m 2  
 m m \* 22222

mm m aa r rr  
 mm m a a rr r  
 mm m a a r  
 m m a a r  
 m m aaaa r

888 999  
 // 8 8 9 9  
 // 8 8 9 9  
 // 888 9999  
 // 8 8 9  
 // 8 8 9  
 // 888 999

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

Editor: Carlos H. Marchi - LAE  
Caixa Postal, 1648  
88001 - Florianópolis - SC

ABAAE (sede):  
Basílio Baranoff (presidente)  
Caixa Postal, 962  
12210 - São José dos Campos - SP

Colaboradores:  
Basílio Baranoff  
Carlos H. Marchi  
José Félix de Santana  
José Miraglia  
Ozualdo S. Toyoda

CAPA:  
Malha de 50x20 volumes utilizada para discretizar metade do domínio de cálculo do escoamento interno na tubeira do mini-foguete X-1.

O LAE iniciou neste mês de março de 1989 as atividades que visam a solução numérica do escoamento, em regime transiente, no interior de tubeiras empregando a técnica do Volume de Controle.

## Í N D I C E

Estabilidade aerod. de foguetes exper. - Parte II (Toyoda)...	29
Programa Cptela (Toyoda).....	32
Falcão - Parte II (Félix).....	33
Dimensionamento de pára-quedas circulares p/ mf (Marchi)....	35
Tsiolkovski (Miraglia).....	42
Espaçomodelismo - seção (Toyoda).....	44
Experimentos - seção.....	46
Cartas - seção.....	47
Endereços - seção.....	48
Referências - seção.....	50
Listagem do programa Cptela e exemplos - Anexo I - (Toyoda)	A1
Relatório padrão de teste estático - Anexo II - (ABAAE)....	A7
Relatório padrão de lançamentos Anexo III - (ABAAE).....	A9

\*\*\*\*\*

## EDITORIAL

A divulgação da primeira edição do boletim Aeroespaçonáutica foi modesta, apenas 25 exemplares foram distribuídos pelo Brasil. Lembrem-se os leitores que quanto mais divulgarem o Aen entre seus amigos maior será a troca de informações.

No Aen-1 quatro eram os colaboradores, Basílio Baranoff (São José dos Campos - SP), Carlos H. Marchi (Florianópolis - SC), José F. de Santana (Carpina - PE) e Ozualdo S. Toyoda (Rio de Janeiro - RJ). A estes junta-se, nesta edição, José Miraglia (São Paulo - SP), responsável por uma nova seção do Aen, aquela que abordará a biografia de cientistas que colaboraram para o nascimento e desenvolvimento da Astronáutica. O primeiro cientista sobre o qual o Miraglia falará não poderia ser outro, o pai da Astronáutica, Konstantin E. Tsiolkovski (p. 42). Esperamos contar com novos colaboradores no Aen-3. Participem. Os interessados devem remeter os artigos até 30 de junho para o editor.

A segunda e última parte do artigo "Estabilidade aerodinâmica de foguetes experimentais", do Toyoda, começa na p. 29, logo a seguir. Os amadoristas que não conheciam nenhum método para dimensionar as empenas de seus mini-foguetes agora já possuem-no e, para aqueles que dispuserem de um microcomputador podem utilizar o programa Cptela para dimensionar as empenas de seus mini-foguetes. O programa Cptela, que possui 190

linhas, está escrito em Basic e é apresentado no Anexo 1, incluindo dois exemplos. O Toyoda também apresenta, nesta edição, outra nova seção do Aen, "Espaçomodelismo". Ele começará apresentando e comentando o Código de Segurança da National Association of Rocketry (NAR) dos Estados Unidos, p. 44.

A segunda parte do artigo sobre o Projeto Falcão tem início na p. 33. Neste artigo Santana fala sobre as atividades que o CEFEC desenvolveu na construção e teste de chapas, tarugos e tubos de material composto. Na próxima edição será apresentado a última parte deste artigo que incluirá os resultados dos lançamentos com o mini-foguete Falcão.

Na p. 35 nós apresentamos um artigo sobre o dimensionamento analítico de pára-quedas circulares para mini-foguetes e a previsão numérica de suas trajetórias.

Dois leitores participam da seção "Cartas", Elias Más Jacintho e José Miraglia. Esperamos maior participação dos leitores enviando críticas e sugestões para que possamos, cada vez mais, melhorarmos o Aen.

A seção "Endereços", nesta edição, traz os endereços dos leitores da primeira edição e de 11 institutos de pesquisa da NASA. Já na seção "Referências" relacionamos 14 referências de relatórios técnicos e apostilas publicados pelo extinto Núcleo de Coordenação de Clubes Espaciais (NCCE), que era ligado ao Instituto de Atividades Espaciais (IAE) do CTA. Estas referências podem ser solicitadas ao editor do Aen.

Os leitores terão a partir do Aen-3 a seção "Experimentos" para divulgarem suas atividades experimentais com mini-foguetes, testes estáticos (TE) e lançamentos (LT). As informações sobre os TE e LT realizados devem ser remetidos, ao editor do Aen, conforme os modelos apresentados nos Anexos 2 e 3.

Como podem perceber o Aen cresceu em quantidade. Esperamos que ao concluírem a leitura desta edição cheguem à conclusão que a qualidade também tenha melhorado.

Até a próxima, julho 89.

Carlos H. Marchi

\*\*\*\*\*

## **ESTABILIDADE AERODINÂMICA DE FOGUETES EXPERIMENTAIS** (parte II)

OZUALDO S. TOYODA  
Rua da Passagem, 15/904  
Botafogo - Fone 021 541-6925  
22290 - Rio de Janeiro - RJ

### 4 - CÁLCULO DE CNI E XBi

a) Ogiva (CNO e XBO)

$$CNO = 2 * Seficaz / Sreferência \quad (S = Superfície)$$

$$\text{Para a ogiva: } Seficaz = Sreferência = \pi * (DO)^2 / 4$$

portanto:  $CNO = 2$

$$\text{e, } XBO = k * LO$$

onde LO é o comprimento da ogiva (Fig.4) e "k" é função do tipo de ogiva, e é apresentado na tabela seguinte.

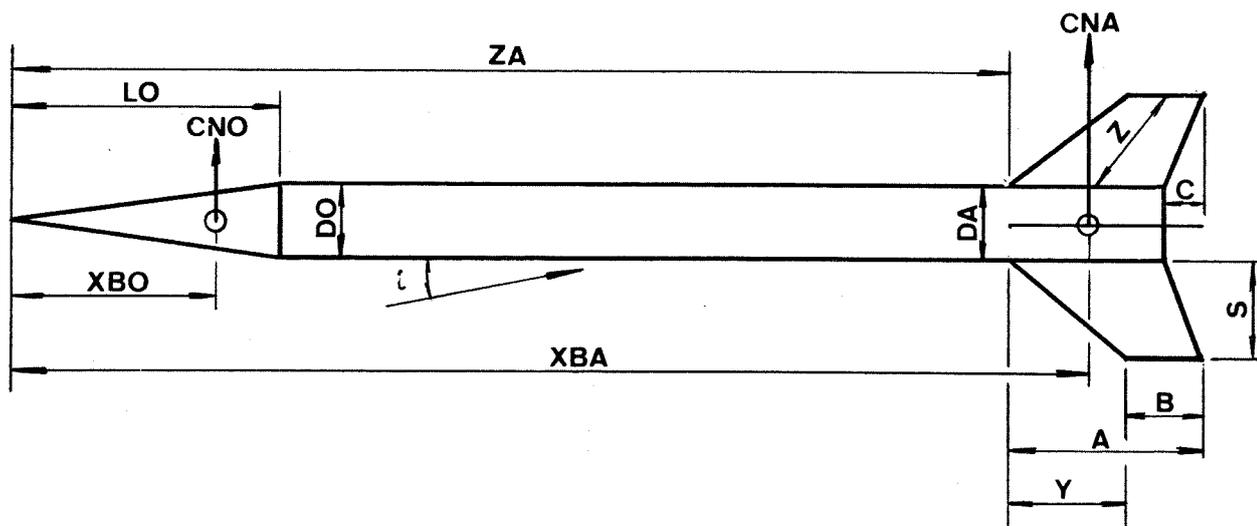


Figura 4.

Tipo de ogiva	k
cônica	0.66
parabólica	0.50
ogival	0.46
elipsoidal	0.30

b) Aletas (CNA e XBA)

$$CNA = (1 + R / (S + R)) * (J * (S / DO)^2) / (1 + \text{SQR}(1 + (2 * Z / (A + B))^2))$$

onde

$$R = DA / 2$$

$$J = 12 \text{ para 3 aletas}$$

$$J = 16 \text{ para 4 aletas}$$

$$Z = \text{SQR}(S^2 + (0.5 * A - 0.5 * B + C)^2)$$

$$XBA = ZA + Y * (A + 2 * B) / (3 * (A + B)) + (1/6) * (A + B - (A * B) / (A + B))$$

onde

$$Y = A + C - B$$

As demais dimensões são identificadas na Fig.4.

c) Seções cônicas (CNC e XBC)

As seções cônicas, caso existam, sejam do tipo redutor ou alargador de seção (Fig.5) são seções importantes que interferem na localização do CP.

$$CNC = 2 * ((D2 / DO)^2 - (D1 / DO)^2)$$

$$XBC = ZC + (LC / 3) * (1 + (1 - (D1 / D2))) / ((1 - (D1 / D2)^2))$$

As variáveis são identificadas na Fig. 5.

Importante: seções cônicas redutoras tem o valor de CNC negativo.

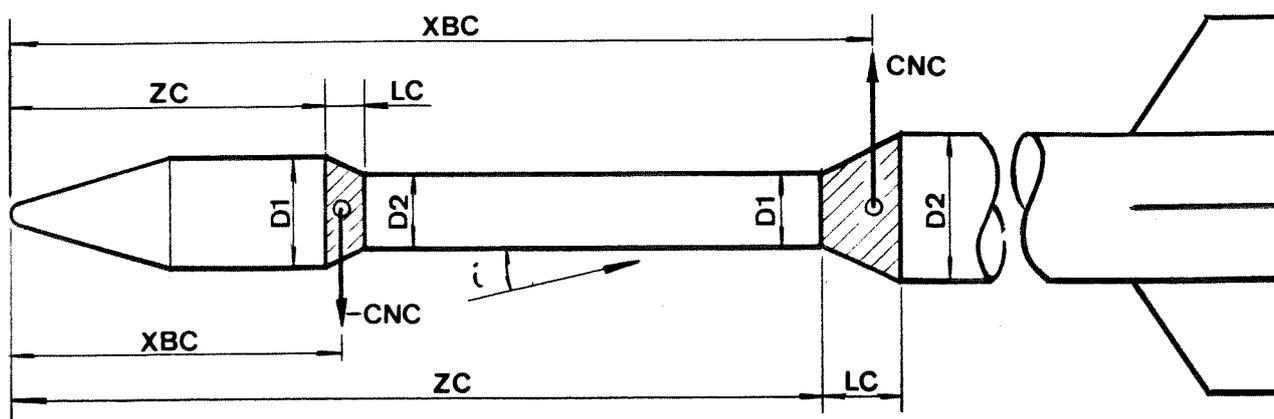


Figura 5.

### 5 - DETERMINAÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE (CG)

O centro de gravidade de um foguete pode ser igualmente determinado por método experimental e analítico.

O primeiro consiste em pendurar-se o foguete completo através de um cordão (Fig.6) ou apoiá-lo sobre a aresta de uma régua, por exemplo. O CG é identificado no momento em que o engenho se estabiliza na posição horizontal.

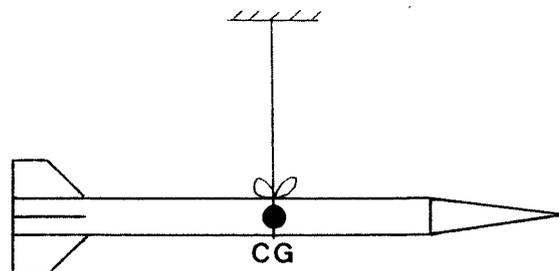


Figura 6.

O segundo, analítico, e próprio para a fase de projeto, é semelhante ao método dos centróides para estimativa do CP.

O CG, neste caso, é dado por

$$CG = \frac{\sum_{i=1}^n (W_i * CG_i)}{\sum_{i=1}^n W_i}$$

onde

$W_i$  = peso de cada componente

$CG_i$  = centro de gravidade de cada componente em relação a uma referência (a mesma empregada no cálculo do CP).

Por ser de fácil execução, o foguete após ser projetado e montado, deve ter o seu CG verificado experimentalmente.

É importante conhecer-se o CG inicial e final (ao término da fase propulsada), o que se obtém com o propulsor (motor) carregado de propelente e vazio, respectivamente.

## 6 - CONCLUSÕES

O conhecimento prévio do centro de pressão aerodinâmica, do centro de gravidade e portanto da margem estática de um foguete é imperativo para a previsão do seu comportamento em vôo.

De um vôo estável e na direção desejada dependem fundamentalmente a segurança e o sucesso de uma missão de lançamento.

Com uma simples calculadora é possível aos pesquisadores amadores, após a leitura deste artigo, realizar o dimensionamento aerodinâmico de seus foguetes e, principalmente, otimizar as suas superfícies estabilizadoras, buscando assim, além da estabilidade em vôo, um melhor rendimento aerodinâmico.

Finalmente, salienta-se que não existem regras definidas para projetos aerodinâmicos. O julgamento da versão "final" deve ser dado pelo próprio projetista, que o fará tanto melhor quanto maior for sua experiência.

## 7 - BIBLIOGRAFIA

- [1] LEBARÓN, M. "Aerodinamica de los cohetes experimentales". Madrid, Association Nacional de Grupos Aeroespaciales. 23 p.
- [2] CANNON, Robert L. & BANKS, Michael A. "The rocket book: a guide to building and launching model rockets for the space age". Englewood Cliffs, New Jersey, USA, Prentice-Hall Inc., 1985. 224p.
- [3] BANKS, Michael A. "Advanced model rocketry (second stage)". Milwaukee, WI, USA, Kalmbach Books Co., 1985. 64 p.
- [4] MALEWICKI, Douglas J. & SCHWENN, Donald C. "Rockets - from design to launch". 3rd ed. USA, 1986. 64 p.
- [5] FARIA, Libório J. "Calculando o centro de pressão de um foguete". São José dos Campos, SP, IAE/CTA. 13 p. (Adaptado do relatório de James Borrowman do Goddard Space Flight Center, NASA).

\*\*\*\*\*

### CPTELA

#### PROGRAMA PARA CÁLCULO DO CENTRO DE PRESSÃO DE UM FOGUETE

OZUALDO S. TOYODA  
Rua da Passagem, 15/904  
Botafogo - Fone 021 541 6925  
22290 - Rio de Janeiro - RJ

Em complementação ao artigo "Estabilidade Aerodinâmica de Foguetes Experimentais" (AEN1 e AEN2), apresentamos no Anexo 1 um programa em linguagem BASIC que poderá auxiliar bastante no projeto aerodinâmico de mini-foguetes, àqueles que possuem ou tem acesso a um micro-computador.

Os modelos matemáticos bem como as variáveis empregadas são os mesmos do artigo supra-mencionado.

Àqueles que dispõe de impressora, acrescentando comandos adicionais para impressão, é possível registrar qualquer um dos parâmetros envolvidos, ou seja, se para cada comando PRINT for introduzido um comando LPRINT equivalente, todos os valores listados na tela serão também impressos.

O compilador BASIC empregado para edição do programa apresentado foi o IBM PC BASIC versão A 2.10, e o equipamento utilizado foi um ITAUTECH I-7000 PCxt.

A título de exemplos de utilização do programa, são apresentadas as

saídas referentes ao cálculo do centro de pressão do conhecido Sondinha II e também de um bi-estágio, o Supernova I.

\*\*\*\*\*

**PROJETO FALCÃO**  
(parte II)

JOSÉ FÉLIX DE SANTANA - CEFEC  
Caixa Postal, 91  
Fone: 081 621-0306  
55810 - Carpina - PE

3 - CONSTRUÇÃO DE CHAPAS

Com a aquisição de resinas especiais a equipe do CEFEC passou a realizar teste de laboratório para conhecer as propriedades da resina, e ficou estabelecido a construção de chapas com o material para início dos testes de resistência do material.

A primeira meta estabelecida foi construir um material que suportasse de 5 a 30 segundos de chama e alta temperatura, que o material teria que suportar se estivesse em contato com o propelente. Foram construídas várias chapas de material composto com as seguintes dimensões: 4x3x0.3cm, onde foram usados vários materiais retardantes a fogo, tais como hidróxido de alumínio, amianto, carbono, grafite e antimônio. Os resultados foram excelentes. Foram construídas chapas que suportaram a chama de um massarico, com toda pressão, durante 30 segundos. Alguns destes resultados podem ser observados na tabela em anexo. Também foi estudado o número de camadas de tecido de vidro que melhor se adaptava ao projeto.

Os primeiros motores em material composto foram construídos e testados com propelentes Nitrato/Sacarose e Micrograin, que apresentam queima em poucos segundos.

4 - CONSTRUÇÃO DE TARUGOS

Inicialmente foi construída uma série de tarugos com o objetivo de testar o material para o tampão final do motor do foguete. Os testes foram realizados em uma prensa SIW-1316 - 12ton., no laboratório do DER, no período de março a abril de 1983. Os corpos de prova apresentaram as seguintes dimensões: tarugo A, 39 mm de comprimento e 25 mm de diâmetro; e o tarugo B, 40 mm de comprimento e 32 mm de diâmetro. Após a bateria de teste foram encontrados os seguintes parâmetros médios:

- pressão = 3500 kg
- módulo de elasticidade = 1638.7 kg/cm<sup>2</sup>
- tensão do material = 714.2 kg/cm<sup>2</sup>.

Os tarugos não estavam carregados com fibra de vidro ou manta, somente com os agentes anti-chama. Nos testes de deformação foram obtidos os seguintes parâmetros:

- pressão medida na prensa = 1000 a 5000 kg
- comprimento inicial = 39 mm
- comprimento final = 22 mm
- deformação = 17 mm.
- tensão do material = 1020 kg/cm<sup>2</sup>
- módulo de elasticidade = 2340.9 kg/cm<sup>2</sup>

5 - CONSTRUÇÃO DE TUBOS

Foi estudado quatro tipos de tubos levando em consideração os tipos de reforços e posicionamento das fibras. No período de abril a novembro

de 1983 foram realizados os testes de laboratório em um deflectômetro nº 315-B 44155-Galtest. Os corpos de provas tiveram que ser adaptados ao tipo de prensa porque o Instituto Tecnológico de Pernambuco não dispunha de metodologia para a realização dos testes.

Os corpos de provas tiveram as seguintes dimensões:

- comprimento = 12 cm
- diâmetro interno = 2.5 cm
- diâmetro externo = 3.3 cm
- espessura média = 0.3 cm
- pressão nominal = 60 kg/cm<sup>2</sup>
- carga nominal = 400 kg
- coeficiente de segurança = 10

Tivemos que construir um êmbulo especial para os testes e, também, substituir a água por óleo para que os vazamentos com pressão não prejudicassem os resultados. Alguns tubos, como dos tipos A, B e C foram reforçados com tecido de fibra de vidro de 342 g/cm<sup>2</sup>; o tubo D foi reforçado com o mesmo tecido e roving 340. Os melhores resultados foram medidos com tubos do tipo D, que suportou até 93 kg/cm<sup>2</sup> de pressão até apresentar vazamentos na emenda dos tubos com os tampões. Esperava-se o rompimento dos tubos com 70 kg/cm<sup>2</sup>, que não aconteceu, ficando este parâmetro para ser determinado no final do trabalho.

#### Teste para perfuração do material.

tipo da chapa	peso antes do teste(g)	peso após o teste(g)	tempo de chama(s)	espessura (cm)	nº de camadas de tecido	reforço anti-chama
A-3 A-3.1	11.56	8.03	4	0.2	8	hidróxido de alumínio
A-3.2	11.31	9.54	7	0.2	8	hidr. de alumínio
A-4.1	15.90	12.07	10	0.3	2	amianto
A-4.2	17.47	12.07	15	0.3	2	amianto
A-5.1	22.64	15.90	7	0.4	9	hidr. de alumínio
A-6 A-1.1	19.19	12.69	6	0.3	8	hidróxido de alumínio
A-7 B-1	15.98	10.96	6	0.3	3	carbono
A-8 B-4	24.39	19.69	7	0.2	8	amianto
A-9 B-3	19.12	15.32	9	0.4	5	grafite
A-10 B-11	19.72	17.63	6	0.4	5	grafite e amianto

Observação: o massarico está com toda pressão.

A maior dificuldade foi não encontrar bibliografia especializada e, também, as instituições destinadas a teste de material não estarem aparelhadas e com metodologia apropriadas para auxiliar o CEFEC no seu trabalho, haja visto que somente o CEFEC e o IAE/CTA, de São José dos

Campos, estarem desenvolvendo trabalhos nesta área no país. Com os testes dos tubos a pesquisa foi conduzida para a construção de tubos motores carregados com propelente para o teste de chama sem pressão e teste de disparo real do motor com pressão.

## SIMBOLOGIA

g = grama  
cm = centímetro  
mm = milímetro  
kg = quilograma  
ton= tonelada  
s = segundo

\*\*\*\*\*

## **DIMENSIONAMENTO DE PÁRA-QUEDAS CIRCULARES PARA MINI-FOGUETES DE APOGEU ELEVADO**

CARLOS H. MARCHI  
Caixa Postal, 1648  
88001-Florianópolis-SC

### 1 - INTRODUÇÃO

Mini-foguetes (mf) de apogeu elevado, segundo nossa consideração, são mf cujo apogeu é superior a 2000 metros.

O que pretendemos mostrar neste trabalho é a solução numérica da trajetória do mf Faon [1], com sistema de recuperação por pára-quedas (pq), e um método analítico para dimensionamento de pára-quedas circulares.

São apresentados resultados do cálculo da trajetória do mf Faon para diversos tamanhos de pq e momentos distintos de ejeção dele. Para comparar o efeito do pq sobre a trajetória do mf, apresenta-se também a trajetória do Faon sem pq.

Os cálculos de trajetória foram efetuados com o programa computacional Trajeto 2.7 [2], versão otimizada do programa utilizado em nosso trabalho anterior, AEN1 p.12 [3], que utiliza o método de Runge-Kutta de 4º ordem [4,3].

Sendo este trabalho uma extensão daquele apresentado no AEN1 (Out/88), algumas equações, considerações e nomenclatura serão aqui omitidos.

O Faon (Fig.1) foi desenvolvido pela SEP da França no final da década de 60. É um mf mono-estágio a propelente sólido, com grão propelente cilíndrico (0.44 kg) e pressão de combustão de 20 MPa. A sua versão básica mede 945 mm de comprimento e 63 mm de diâmetro, com massa total de 2.0 kg, atingindo 3300 metros de apogeu. Algumas de suas versões podem chegar a velocidades supersônicas.

### 2 - CONSIDERAÇÕES SOBRE O PROBLEMA

Enquanto o pq não é ejetado o arrasto que atua sobre o mf é dado por

$$D = 0.5 * C_d * \rho * V^2 * S \quad (1)$$

onde S é a área do mf e C<sub>d</sub> o seu coeficiente de arrasto.

Quando é ejetado o pq, a expressão para o arrasto continua a mesma só que a área e o coeficiente de arrasto serão aqueles do pq.

Conforme será mostrado mais à frente, a transição da ejeção do pq é

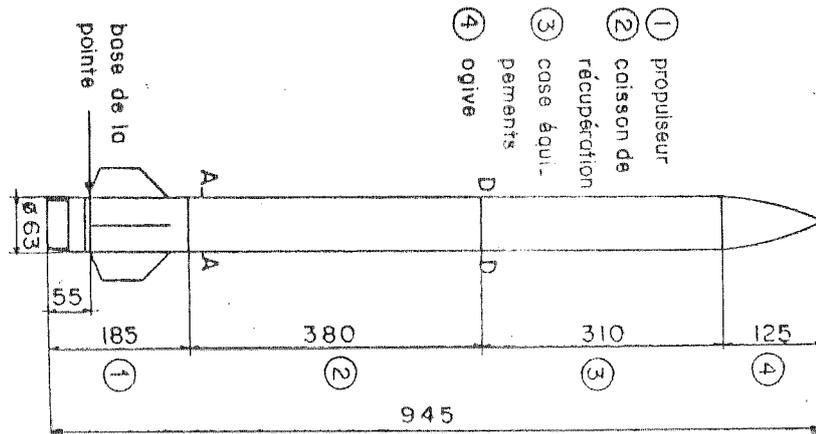


Figura 1. O mini-foguete Faon, Ref.[1].

muito crítica na solução numérica da trajetória podendo ocorrer divergência nos cálculos se o intervalo de tempo adotado, entre dois pontos de cálculo, não for suficientemente pequeno.

A geometria dos pq que trataremos é a circular, mas a área do pq que será considerada para o cálculo do arrasto, será a área da semi-esfera cuja área seja equivalente a área do círculo.

A área do círculo é

$$S_c = \pi * R_c^2 \quad (2)$$

e da semi-esfera

$$S_{se} = 2 * \pi * R_{se}^2 \quad (3)$$

Igualando-se as áreas e isolando-se o raio da semi-esfera obtemos

$$R_{se} = 0.707 * R_c \quad (4)$$

Portanto, a área útil do pq circular será reduzida em 30% e dada por

$$S_{pq} = \pi * R_{se}^2 \quad (5)$$

### 3 - DIMENSIONAMENTO ANALÍTICO

O dimensionamento analítico de pq baseia-se na condição de que o peso do mf seja igual à força de arrasto que o conjunto mf/pq sofrem, ou seja, a aceleração sobre o mf é nula. Portanto

$$D = P$$

$$0.5 * C_d * \rho * V^2 * S = m * g \quad (6)$$

Substituindo as Eq.(4) e (5) em (6) e isolando a nossa variável, o raio do círculo do pq, obtemos

$$R_c = \frac{2}{V} \sqrt{\frac{m * g}{\pi * C_d * \rho}} \quad (7)$$

$$\text{ou } R_c = K_d / V \quad (8)$$

onde

$$Kd = 2 \sqrt{\frac{m * g}{\pi * Cd * \rho}} \quad (m^2/s) \quad (9)$$

Para dimensionar o pq, segundo o método analítico, basta entrar com a velocidade de impacto desejada e obtém-se o raio do círculo necessário para o pq.

Conforme queira-se, pode-se considerar os valores da aceleração gravitacional (g) e massa específica do ar ( $\rho$ ) ao nível do mar ou valores correspondentes a metade do apogeu.

O valor que pode ser adotado para o coeficiente de arrasto, para geometrias semi-esféricas, segundo a Ref.[5] é 1.4.

#### 4 - RESULTADOS

Primeiramente realizamos a simulação da trajetória do mf Faon sem pára-quedas. Os dados usados nos cálculos foram:

- massa do grão-propelente = 0.44 kg
- fluxo de massa = 0.088 kg/s
- massa total inicial = 2.0 kg
- tempo de queima do propelente = 5.0 s
- ângulo de lançamento = 85 graus
- intervalo de tempo para a fase propulsada = 0.1 s
- intervalo de tempo para a fase balística = 0.5 s
- altitude do local de lançamento e impacto: nível do mar
- comprimento da rampa de lançamento = 5 m
- empuxo = 188 N
- impulso = 940 N-s
- diâmetro externo do mini-foguete = 0.063 m
- coeficiente de atrito na rampa = 0.7
- aceleração gravitacional, massa específica do ar e velocidade do som: variáveis com a altitude
- coeficiente de arrasto do mf até a ejeção do pq: variável com o n° de Mach.

As equações para a aceleração gravitacional e massa específica do ar são dadas pelas Eq.(3.b) e (3.c) do artigo anterior. A curva do coeficiente de arrasto em função do n° de Mach é mostrada na Fig.2, ela foi obtida da Ref.[1]. A velocidade do som em função da altitude é dada pela Eq.(10), ela foi obtida por regressão polinomial cúbica dos dados para o ar apresentados na Ref.[6] e é válida até a altitude de 10 km. A variável y na Eq.(10) corresponde a altitude em relação ao nível do mar.

$$c = 340.2976 - 3.8504 * 10^{-3} * y - 1.7645 * 10^{-8} * y^2 - 5.0194 * 10^{-13} * y^3 \quad (10)$$

Os principais resultados da simulação da trajetória do Faon, sem pq, são:

- velocidade na saída da rampa = 29 m/s
- velocidade máxima = 338 m/s
- aceleração máxima = 86 m/s<sup>2</sup>
- arrasto máximo = 157 N
- altitude no fim da queima = 997 m
- velocidade no fim da queima = 328 m/s
- aceleração no fim da queima (mínima) = - 92 m/s<sup>2</sup>
- tempo de voo até o apogeu = 24.2 s
- apogeu = 3260 m
- velocidade no apogeu = 19 m/s
- tempo de voo até o impacto = 54.4 s
- distância horizontal percorrida até o impacto = 981 m
- velocidade no impacto = - 160 m/s

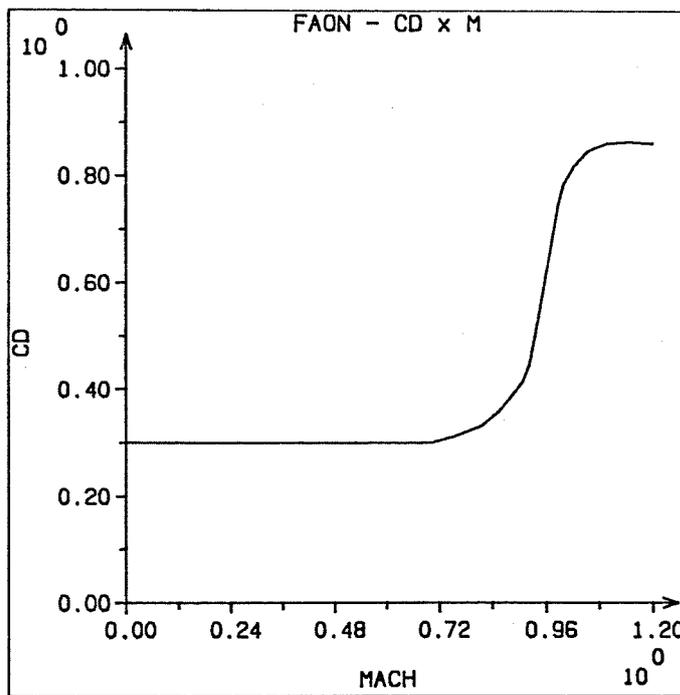
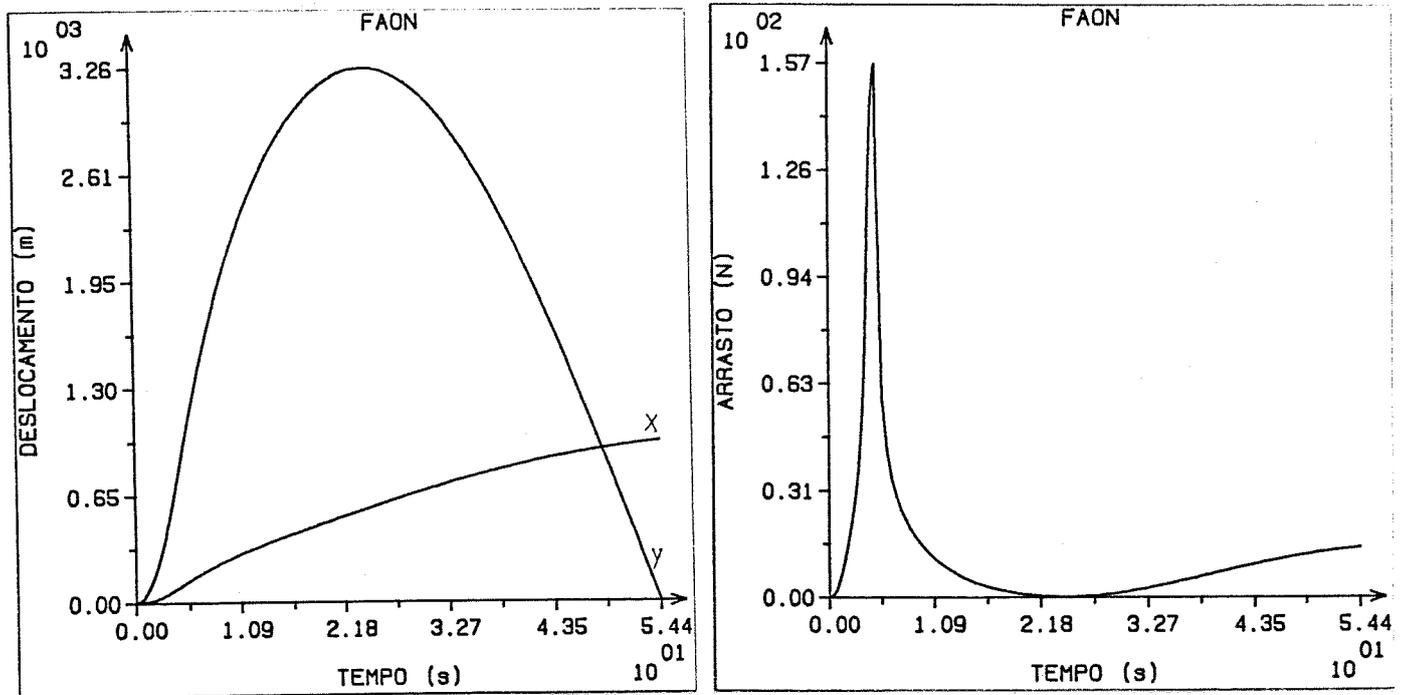


Figura 2. Curva de arrasto ( $C_d \times M$ ) para o mf Faon, baseada nos dados da Ref.[1].

- aceleração no impacto =  $-0.53 \text{ m/s}^2$
- arrasto no impacto = 15 N
- ângulo de vôo no impacto =  $-87.6$  graus

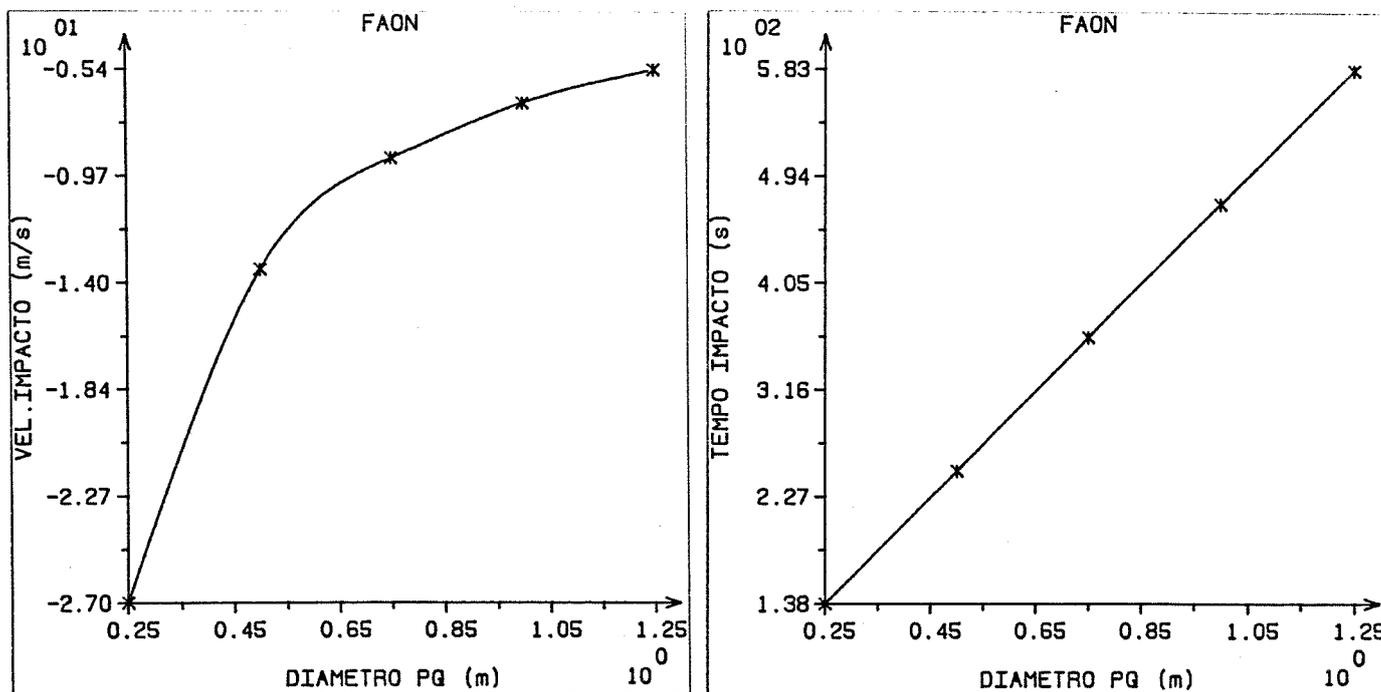
Na Fig.3 mostramos a trajetória completa do mf Faon, para vôo sem pq, e na Fig.4 o seu arrasto aerodinâmico durante o vôo completo.



Trajetória (Fig.3) e arrasto (Fig.4) do mf Faon, sem pára-quadras, para ângulo de lançamento de 85 graus.

Foram efetuadas simulações de trajetórias para o Faon com pq de 0.25, 0.5, 0.75, 1.0 e 1.25 m de diâmetro, com o pq sendo ejetado 25 s

após a ignição do mf, ou seja, logo após o apogeu. A velocidade de impacto do mf para esses casos é mostrada na Fig.5 e o tempo de vôo até o impacto na Fig.6. Estes resultados são expostos na Tab.1 juntamente com o diâmetro útil do pq (diâmetro da semi-esfera), e foram obtidos para o Cd do pq igual a 1.4.



Velocidade de impacto (Fig.5) e tempo de vôo até o impacto (Fig.6) para o mf Faon em função do diâmetro de seu pára-quedas circular.

Tabela 1. Velocidade e tempo de vôo no impacto para o Faon para cinco tamanhos de pq.

Dpq (m)	Dse (m)	Vi (m/s)	ti (s)
0.25	0.177	- 27.0	138
0.50	0.354	- 13.5	249
0.75	0.53	- 8.99	360
1.00	0.707	- 6.74	471
1.25	0.884	- 5.39	583

Para o caso do pq de 1.25 m de diâmetro foi necessário diminuir o intervalo de tempo para a fase balística, de 0.5 para 0.35 s. Usando 0.5 s ocorria divergência nos cálculos logo após a ejeção do pq.

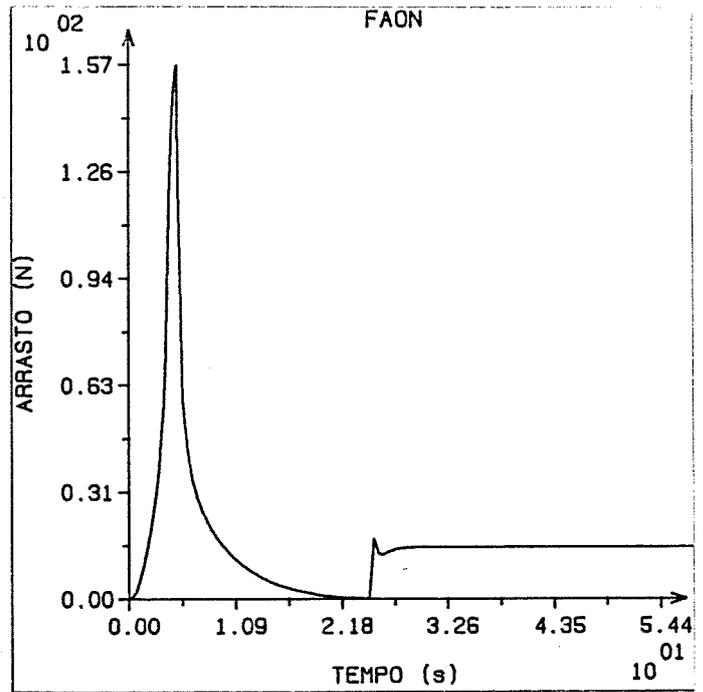
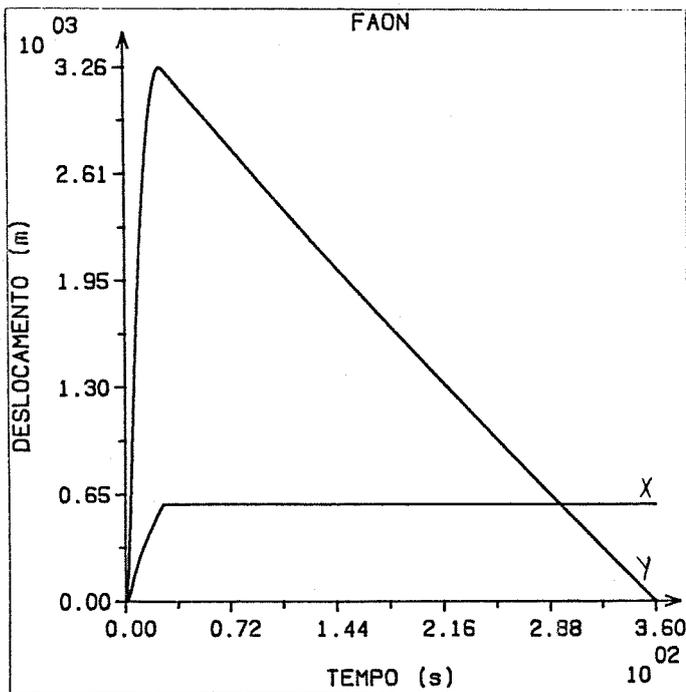
Nas Fig.7 e 8 são apresentados os resultados da trajetória e do arrasto, para o Faon, com pq de 0.75 m de diâmetro. A escala de tempo, na Fig.8, vai somente até 54.4 s para comparações com a Fig.4; a partir desse tempo o arrasto é invariável. Alguns resultados a serem destacados para o caso do Faon com pq de 0.75 m, além daqueles já mencionados na Tab.1 e no caso sem pq, são:

- ângulo de vôo no impacto = - 90 graus
- distância horizontal percorrida = 593 m
- aceleração no impacto: nula

Até o apogeu, os mesmos resultados já apresentados são válidos.

Para os cinco tamanhos de pq analisados, o arrasto no impacto era de 15.3 N (igual ao peso do mf Faon), a aceleração praticamente nula e o ângulo de vôo de - 90 graus.

Na Tab.2 mostramos alguns resultados para o pq com 0.75 m, mas



Trajetória (Fig.7) e arrasto (Fig.8) do mf Faon para ângulo de lançamento de 85 graus com pq circular de 0.75 m de diâmetro.

ejetado em três instantes de tempo diferentes; 4 s antes do apogeu e, 1 e 6 s após o apogeu. Nestes três casos o intervalo de tempo para a fase balística, que se teve que adotar devido a divergências nos cálculos, foi de 0.25 s.

Tabela 2. Distância horizontal e tempo de voo no impacto para três instantes de ejeção do pq ( $D_{pq} = 0.75$  m).

tej (s)	$X_i$ (m)	$t_i$ (s)
20	499	349
25	597	360
30	680	349

Se o arrasto for desprezado, o Faon sem pq atinge o apogeu de 12.2 km e a velocidade de impacto de - 493 m/s, em 103 s de voo; e considerando-se o  $C_d$  constante e igual a 0.3, em substituição à curva da Fig.2, o apogeu resulta em 3810 m e o tempo total de voo em 59.2 s.

Substituindo os valores de

$$m = 1.56 \text{ kg}$$

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

$$C_d = 1.4$$

$$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

na Eq.(9) obtêm-se

$$K_d = 3.37 \text{ m}^2/\text{s}$$

Com os cinco tamanhos de pq analisados, introduzidos na Eq.(8), ou seja, na equação para dimensionamento analítico de pq, chega-se às mesmas velocidades de impacto da Tab.1, obtidas numericamente.

## 5 - CONCLUSÃO

O arrasto máximo que o mf Faon sofre durante a fase propulsada é superior a dez vezes o seu peso.

Para pq com diâmetros inferiores a 0.6 m, o efeito sobre a velocidade de impacto do mf é muito grande, isto é, pequenos aumentos no diâmetro do pq implicam em grandes reduções na velocidade de impacto, conforme a Fig.5.

O tempo de voo até o impacto é, de acordo com a Fig.6 e Tab.1, praticamente, uma função linear com o diâmetro do pq.

Grandes variações ocorrem nos parâmetros de voo no instante de ejeção do pq, conforme mostrado na Fig.8 para o arrasto; o comportamento dinâmico do mf e os parâmetros de voo, logo após a ejeção do pq, merecem maiores estudos.

A distância horizontal percorrida pelo mf pode ser controlada através do momento escolhido para ejetar o pq, como exposto na Tab.2.

O método analítico apresentado, para dimensionamento de pq, concorda perfeitamente com os resultados numéricos.

A omissão do arrasto aerodinâmico sobre o Faon implica em erros enormes, acima de 250%; mesmo a consideração do coeficiente de arrasto do mf constante, induz erros superiores a 15%. O conhecimento da curva de arrasto ( $C_d \times M$ ) do mf é extremamente necessária para obter boa concordância com os resultados experimentais.

## SIMBOLOGIA

Pa = pascal

^ = exponenciação

as demais seguem o artigo anterior (Aenl - out/88).

## REFERÊNCIAS

- [1] GERMAIN, J.C. "Propulseur Faon; note technique". Espace n.4, 4<sup>o</sup> trimestre 1970. p.9-16.
- [2] MARCHI, C.H. "Trajeto; versão 2.7". Florianópolis, LAE, dez. 1988. 32 p.
- [3] MARCHI, C.H. "Cálculo da trajetória do mini-foguete X-1". Aeroespacia n.1, out. 1988. p.12-24.
- [4] DORN, W.S. & McCracken, D.D. "Cálculo numérico com estudos de casos em Fortran IV". Rio de Janeiro, Campus, 1981. 568 p.
- [5] FOX, R.W. & McDonald, A.T. "Introdução à mecânica dos fluidos". 2 ed. Rio de Janeiro, Guanabara Dois, 1981. 562 p.
- [6] FARIA, L.J. "Propulsão e lançamento". São José dos Campos, IAE, s.d. 52 p.

\*\*\*\*\*

\*\*\*\*\*

## SEÇÕES

\*\*\*\*\*

### BIOGRAFIA

#### TSIOLKOVSKI

JOSÉ MIRAGLIA

Rua Dr. Elísio de Castro, 505

04277 - São Paulo - SP

1857: No dia 17 de setembro nasce Konstantin Eduardovich Tsiolkovski, na humilde aldeia de Ijevskoje, no distrito de Spassov, província de Riazan, na atual União Soviética.

Infância: É atacado de escarlatina que o deixa surdo e abandona o colégio. Apesar disso Tsiolkovski como auto-didata estudou por conta própria, já dava prova de sua superior inteligência empinando bizarros papagaios e até construindo uma carruagem impulsionada pelo vento.

1873: Aos 16 anos vai estudar em Moscou. Foram duros anos, vivia a pão, estudos e algumas experiências químicas.

1879: Tsiolkovski prestou concurso e é aceito como professor de aritmética e geometria numa escola na cidade de Borovsk, no distrito de Kaluga. Transferiu para ali seu laboratório e começou a estudar os três assuntos prediletos de sua vida: a construção de dirigíveis e aviões metálicos e, principalmente, os foguetes.

1883: Escreveu a obra "O Espaço Livre", que marca o verdadeiro início da astronáutica. Basicamente, esta obra foi um estudo sistemático dos efeitos da mecânica clássica em um espaço onde não agem a gravitação nem a resistência do ar.

1885: Completa os planos de seu dirigível e publica o livro "A Teoria e a Experiência do Aerostato", onde descrevia detalhadamente os dirigíveis com estruturas metálicas (aerostato).

1894: Publica os planos de um avião muito avançado para a época, constrói o primeiro túnel aerodinâmico da Rússia, e talvez do mundo, visando aperfeiçoar as linhas deste avião. Antes estudava em cima do telhado esperando soprar um vento forte.

1895: Foi influenciado pela obra de A.P.Fedorov, "Novo Princípio da Navegação Aérea Excluindo a Atmosfera como Meio Sustentador", e publicou a obra "Considerações sobre a Terra e o Universo", onde anunciava as velocidades de escape da Terra (11,2 km/s) e de entrada em órbita (7 km/s).

1896: Num artigo na revista "A Natureza e os Homens" explica como calculou aquelas velocidades. A partir deste ano Tsiolkovski encetou o estudo da propulsão.

1903: Na edição de maio da "Revista Científica", de Petrogrado, publica o artigo "A Exploração do Espaço Sideral com Foguetes Reatores". Foi nesse estudo que tirou as três conclusões fundamentais:

- 1-a velocidade dos foguetes aumenta proporcionalmente à quantidade de combustível que eles possam levar nos tanques de bordo
- 2-a velocidade máxima que um foguete pode alcançar é proporcional à velocidade das partículas queimadas que escapam para trás pelo tubo de saída de seu motor, e
- 3-a velocidade dos foguetes não depende da regularidade ou da rapidez com que queima seu combustível, mas apenas da velocidade de ejeção das partículas.

Estas conclusões são resumidas na famosa "Equação de Tsiolkovski"

$$V = V_e * \ln(M/m)$$

onde

V = velocidade máxima do foguete  
Ve= velocidade de ejeção das partículas (gases)  
M = massa do foguete com propelente  
m = massa do foguete sem propelente

Neste artigo Tsiolkovski mostra que o uso de pólvora era um caminho irracional. Calculou várias misturas propelentes e considerou a mais apropriada como sendo o hidrogênio e oxigênio líquidos. Projetou um foguete para uso em atmosfera rarefeita com o uso de defletores de fluxo de grafite para dirigi-lo, método usado na V-2 quarenta anos mais tarde.

1911 e 1912: Enquanto os revolucionários brigavam contra o czar, Tsiolkovski publica uma série de artigos científicos na revista "Vestnik Vozdukhoplavania".

1914: Tsiolkovski editou o complemento para seu célebre artigo de 1903.

1917: Com a Revolução Russa as autoridades Bolchevistas passaram uma esponja no passado de Tsiolkovski, de professor czarista passou a pesquisador comunista.

1919: Foi eleito membro da Academia Socialista. Nessa época começou a ganhar fama internacionalmente.

1923: Publica seu melhor ensaio, intitulado "O Foguete no Espaço Cósmico". Nesse trabalho Tsiolkovski mostrou que a melhor maneira de um foguete atingir altas velocidades seria usando múltiplos estágios, chamado por ele de "Trem de Foguetes". Mostrou as dificuldades de trabalhar-se com o hidrogênio líquido e sugeriu o uso de hidrocarbonetos ou álcoois. Estudou, ainda, o uso de materiais refratários como isolantes térmicos no atrito atmosférico.

1924: Publicou uma série de artigos na revista "Técnica e a Vida".

1925 a 1932: O número de publicações e artigos subiu para mais de sessenta. Nesses trabalhos estudou em detalhes problemas das viagens de foguetes aos diferentes planetas, imaginou, por exemplo, que a maneira de proteger os futuros astronautas das tremendas forças da aceleração seria mergulhá-los num líquido, da mesma forma que a natureza protege alguns órgãos. Nesta época Tsiolkovski foi brilhante, projetou um satélite artificial, o "Sputnik Zemli" (companheiro da Terra) que giraria numa órbita de 900 km.

1933: Tsiolkovski já velho, de barbas brancas, dá sua última palestra na Praça Vermelha, o assunto era, como sempre, foguetes e viagens espaciais. Suas palavras foram irradiadas para todo o país.

1935: 19 de setembro, morre o último dos pioneiros teóricos do espaço, "O Pai da Astronáutica". A astronáutica estava nascendo. Dois dias antes escreveu para Stálin, "Sinto que minhas idéias não morrerão".

1957: No centenário de seu nascimento, a 4 de outubro sobe ao espaço um sonho de Tsiolkovski, o Sputnik I. Foi a maior homenagem que o governo soviético pode dar ao velho sábio.

#### BIBLIOGRAFIA

- [1] ANDRADE, ROBERTO P. "Russos no espaço/1; 1800-1845". Traço Editora e Distribuidora, 1986.
- [2] MOURÃO, RONALDO R.F. "Astronomia e astronáutica". Francisco Alves, 1982.
- [3] ARGENTIÈRE, R. "A astronáutica". Edições Pincar, 1957.

\*\*\*\*\*

## ESPAÇOMODELISMO

OZUALDO S. TOYODA  
Rua da Passagem, 15/904  
Botafogo - Fone 021 541-6925  
22290 - Rio de Janeiro - RJ

### INTRODUÇÃO

A história do espaçomodelismo (mundialmente conhecido como model rocketry e mais recentemente também por spacemodeling) já é conhecida pela maioria dos que se interessam pelas atividades aeroespaciais.

A partir deste segundo número de Aeroespaçonáutica haverá uma seção permanente sobre o assunto e, para que se possa compreender melhor a filosofia desta atividade, neste número será apresentado e comentado o código de segurança da NAR (National Association of Rocketry) dos Estados Unidos.

A ABAEE denomina todo o engenho que se classifica dentro desta modalidade como mini-foguete educativo.

No final de cada seção, pretende-se publicar notícias das atividades desenvolvidas principalmente no Brasil, o que deverá iniciar a partir do próximo número.

### CÓDIGO DE SEGURANÇA DA NAR (revisão de 1 Jan 87)

1-CONSTRUÇÃO: Meus espaçomodelos serão construídos de materiais leves tais como papel, madeira, borracha e plástico, sem qualquer material metálico ou que ofereça risco, como elemento estrutural.

Comentário(Com.): Este procedimento tem como objetivo básico, a segurança. Entretanto, a utilização de tais materiais significa facilidade na construção e montagem dos engenhos, tornando o espaçomodelismo mais acessível a todos.

2-PROPULSORES: Eu utilizarei somente propulsores industrializados e certificados pela NAR, de modo recomendado pelo fabricante. Eu não irei alterar ou desmontar os propulsores ou seus ingredientes bem como recarregá-los.

Com.: Os códigos 1 e 2 são a essência da filosofia do espaçomodelismo, através dos quais fica evidente a preocupação com os aspectos de segurança. Por outro lado, a disponibilidade de propulsores industrializados permite que se dedique mais tempo a outras atividades tais como cargas úteis, sistemas de telemetria, recuperação, etc., igualmente fascinantes e necessários.

3-RECUPERAÇÃO: Eu sempre usarei um sistema de recuperação em meus espaçomodelos, que retornarão com segurança ao solo e, portanto, poderão ser relançados. Eu usarei apenas chumaços de material não inflamável para proteção do pára-quedas no momento de sua expulsão.

Com.: Este procedimento concorre enormemente para a segurança operacional com foguetes. Seria uma boa prática sua observação não somente na categoria modelismo, mas principalmente nos foguetes experimentais.

4-LIMITES DE PESO: Meus espaçomodelos não pesarão mais que 1500 gramas no momento do lançamento e os propulsores não conterão mais que 125 gramas de propelente. Meus espaçomodelos pesarão menos do que os limites recomendados pelos fabricantes dos propulsores a serem empregados e eu usarei propulsores recomendados pelos fabricantes para meus espaçomodelos.

Com.: Até 1 Jan 87, os limites de peso eram 453 gramas no momento da partida e 113 gramas de propelente.

5-ESTABILIDADE: Eu verificarei a estabilidade do meu espaçomodelo antes de seu primeiro voo, exceto quando tratar-se de modelos com estabilidade comprovada.

6-CARGAS ÚTEIS: Meus espaçomodelos nunca portarão animais vivos, materiais inflamáveis ou explosivos.

7-ÁREA DE LANÇAMENTO: Eu lançarei espaçomodelos em áreas abertas, livres de árvores altas, linhas elétricas e edificações. Eu assegurarei que as pessoas na área de lançamento estejam cientes da operação e em posição favorável para assisti-lo, antes de começar minha audível contagem regressiva de cinco segundos.

8-LANÇADOR: Eu lançarei meus espaçomodelos a partir de varetas guias ou outro dispositivo que permita uma orientação segura até o foguete ter atingido uma velocidade adequada para garantir um lançamento perfeito. Para prevenir ferimentos acidentais dos olhos eu sempre instalarei o lançador de tal maneira que a extremidade da vareta guia esteja acima do nível dos olhos ou cobrirei a sua extremidade quando for aproximar-me do mesmo. Eu cobrirei ou desmontarei a vareta guia quando não estiver em uso e nunca a armazenarei em posição vertical. Meu lançador terá um defletor para prevenir que a chama dos propulsores atinjam diretamente o solo. Eu sempre limparei a área ao redor do meu lançador, removendo vegetações secas e qualquer material facilmente combustível.

Com.: As recomendações de cuidados contra possíveis incêndios, demonstra a seriedade e responsabilidade com que é tratada a proteção ao meio ambiente.

9-SISTEMA DE IGNIÇÃO: O sistema de disparo que eu usarei para lançar meus espaçomodelos será controlado remotamente e operado eletricamente, bem como conterà um interruptor para ignição que retorna à posição de desligado quando solto (normalmente aberto). O sistema conterà um pino de segurança removível, em série com o interruptor de disparo. Todas as pessoas manterão pelo menos 4.5 metros de distância do foguete instalado no lançador quando estiverem sendo ignizados propulsores totalizando impulso total menor ou igual a 30 N-s e a pelos menos 9 metros quando o impulso total for superior a 30 N-s. Eu utilizarei apenas ignitores elétricos que ignizem o(s) propulsor(es) em 1 (um) segundo de acionamento do interruptor de disparo.

Com.: As distâncias relativamente pequenas recomendadas entre as pessoas e o espaçomodelo na rampa, demonstra que os riscos oferecidos por tais engenhos são pequenos, desde que não sejam negligenciados os códigos de segurança.

10-SEGURANÇA DO LANÇAMENTO: Eu não permitirei que ninguém se aproxime do espaçomodelo instalado no lançador até estar seguro de ter removido o pino de segurança do disparador e desconectado a bateria do sistema de ignição. Na eventualidade de uma falha eu aguardarei 1 (um) minuto até permitir que alguém se aproxime do lançador.

Com.: Quanto a remoção da bateria (ou pilhas), só é válido para sistemas em que as mesmas fiquem no interior da caixa de disparo ou próximas da mesma e não do lançador.

11-CONDIÇÕES DE LANÇAMENTO: Eu lançarei meu espaçomodelo somente quando a velocidade do vento for menor do que 9 km/h e sob

condições tais que o engenho não voe dentro de núvens, próximo a aeronaves em vôo ou que apresente riscos para pessoas ou propriedades.

12-TESTE DE PRÉ-LANÇAMENTO: Quando conduzindo atividades de pesquisa com projetos ou métodos não comprovados, eu, quando possível, verificarei sua confiabilidade através de testes de pré-lançamento. Eu realizarei lançamentos de modelos ainda não testados em completo isolamento, somente com a presença da equipe de lançamento.

13-ÂNGULO DE LANÇAMENTO: Eu não lançarei espaçomodelos contra alvos. Meu lançador será apontado dentro dos limites de 30 graus da vertical. Eu jamais usarei propulsores de espaçomodelos para propelir qualquer dispositivo horizontalmente.

14-PERIGOS NA RECUPERAÇÃO: Se meu espaçomodelo ficar enroscado numa linha de transmissão de energia elétrica ou em outros lugares perigosos, eu não tentarei resgatá-lo.

#### COMENTÁRIOS FINAIS

Em 20 anos foram lançados cerca de 21 milhões de espaçomodelos nos Estados Unidos. Com certeza, o Código de Segurança da NAR, em constante revisão e atualização é responsável direto por essa proeza.

A NAR oferece um seguro de US\$ 1 milhão aos seus associados durante as operações de lançamento de espaçomodelos. Um luxo que certamente não haveria se os riscos não fossem controláveis.

Se nos próximos 20 anos tivermos lançado 1% do que se registrou nos Estados Unidos será realmente uma façanha.

A partir do próximo Aeroespaçonáutica a seção Espaçomodelismo enfocará detalhes técnicos e notícias sobre o tema.

\*\*\*\*\*

#### EXPERIMENTOS

A seção experimentos será o espaço que dedicaremos em nosso boletim, a partir do próximo número, para que todos aqueles que executem atividades experimentais, isto é, testes estáticos (TE) e lançamentos (LT) com mini-foguetes (mf), possam divulgá-los aos nossos leitores.

As informações sobre os testes estáticos que você realiza devem ser remetidos para o editor do AEN no formato do relatório padrão de TE da ABAEE, Anexo 2, e as informações sobre os lançamentos de mf devem seguir o modelo do Anexo 3.

Cada relatório recebido será registrado pela ABAEE no AEN e servirá como fonte de dados para estatísticas das atividades espaciais amadoristas efetuadas no Brasil.

Pedimos que todos colaborem enviando relatórios sobre suas atividades experimentais. Esperamos que a divulgação destes relatórios, no AEN, promova a integração entre os amadoristas brasileiros e que desperte o interesse destes no desenvolvimento de trabalhos em áreas pouco ou nada exploradas, e que muitos trabalhos conjuntos, entre grupos e pessoas, surjam.

Aqueles que desejarem poderão remeter, também, relatórios de experimentos realizados em anos anteriores.

\*\*\*\*\*

## CARTAS

---

Estou muito grato à ABAEE por me fornecer a primeira edição do AEN, pois para um amadorista sem muito embasamento teórico, foi uma grande contribuição.

Assim, como eu, deve existir muitos colegas que se dedicam a esta fascinante atividade, mas que não dispõem de informações técnicas cruciais ao desempenho deste tipo de amadorismo.

Esta edição superou as minhas expectativas, principalmente quanto a seção de endereços e referências.

Quanto o tema "cálculo da trajetória do mini-foguete X-1", seria interessante, se o autor o permitir, a distribuição do programa que executa os cálculos de trajetória, isto é, se o programa tem versatilidade para cálculo de diversas trajetórias de diversos mini-foguetes.

A distribuição poderia ser via mini-discos para computadores compatíveis com a linha IBM-PC ou via listagem do programa fonte em Pascal (conforme divulgado), que poderia ser solicitado ou divulgado no AEN.

Seria interessante, se possível, a divulgação de uma programação de lançamentos que seriam executados pelas associações num determinado período.

Creio eu que se todos os colegas experientes cederem suas informações a este boletim, o mesmo atingirá um alto nível, que atrairá muitos outros amadores.

ELIAS MÁ S JACINTHO

Resposta:

---

O programa Trajeto está escrito genericamente para calcular a trajetória de qualquer mini-foguete mono-estágio, desde que todos os dados de entrada sejam conhecidos. No artigo calculamos a trajetória do X-1 como exemplo mas mencionamos que o programa havia sido testado com os resultados do mini-foguete Faon.

Os interessados em receber cópias do programa Trajeto devem entrar em contato com o editor do Aen, ele não será publicado no Aen porque a sua listagem ocuparia uma edição inteira.

O Aen está aberto a todas as pessoas ou grupos amadoristas que quiserem divulgar o calendário de seus testes estáticos e lançamentos, bem como, a partir da próxima edição, os resultados de experimentos realizados.

O objetivo principal do Aen é a união de todas as pessoas e grupos brasileiros que se dedicam à aeroespçonáutica.

CARLOS H. MARCHI

---

Quero parabenizá-los pela qualidade dos artigos, principalmente os técnicos. O artigo "cálculo da trajetória do mini-foguete X-1" foi perfeito, vai ajudar-me muito com meu próximo foguete. A escolha do X-1 foi perfeita para mim, creio que também para muitos. O X-1 foi minha primeira referência técnica, que um colega me conseguiu no CTA.

A colocação das referências bibliográficas é fundamental.

OSÉ MIRAGLIA

\*\*\*\*\*

## ENDEREÇOS

Nesta segunda edição do Aen trazemos os endereços dos leitores da primeira edição, endereços (15) a (31) e endereços (1) a (4) e (6), que somados a três exemplares doados, somam 25 exemplares do Aen-1 que foram distribuídos em todo o Brasil. Sem dúvidas é um começo modesto mas acreditamos na consolidação deste boletim, principalmente se os leitores colaborarem na divulgação dele, pois quanto maior o número de leitores maior será a troca de informações.

Os endereços (32) a (42) são os endereços da NASA e de suas instituições de pesquisa.

- (15) Álvaro Ricardo de Souza Jr.  
Rua das Paineiras, 903  
04771 - São Paulo - SP
  
- (16) Marcelo Merzvinskas  
Rua Clarence, 387  
Sto. Amaro - Vila Cruzeiro  
04727 - São Paulo - SP
  
- (17) Massao Toyoda  
Rua Hermegildo Romanini, 300  
17800 - Adamantina - SP
  
- (18) José Miraglia  
Rua Dr. Elísio de Castro, 505  
04277 - São Paulo - SP
  
- (19) Elias Mãs Jacintho  
Rua Bravinha, 29  
Moinho Velho - Ipiranga  
04283 - São Paulo - SP
  
- (20) Derby José Nacaratto Junior  
Rua Conde Vicente de Azevedo, 207 - Ipiranga  
04264 - São Paulo - SP
  
- (21) Tácito Thadeu Leite Rolim  
Rua Ana Cartaxo, 45  
Bairro Fátima  
60410 - Fortaleza - CE
  
- (22) Marcelo Cirenza  
Rua Luisa Alvares, 373 - Ap. 94  
04332 - São Paulo - SP
  
- (23) Ricioti Covesi Filho  
Rua Portugal, 204 - Sta. Maria  
13470 - Americana - SP
  
- (24) Renato Furno de Almeida  
Rua Fausto Delduque, 57  
Broklyn Paulista  
04605 - São Paulo - SP

- (25) Munir B. Antun - CDPA  
Rua Rafael de Barros, 387 - Ap. 141  
04003 - São Paulo - SP
- (26) Sandro Fabrício Hering  
Rua Alfredo Schawroski, s/nº  
Bairro Bela Aliança  
89160 - Rio do Sul - SC
- (27) Bernardo Mattana Besozzi  
Caixa Postal, 1085  
88001 - Florianópolis - SC
- (28) Marcello Ciceroni  
Rua Alberto Koffke, 301  
Bairro Velha  
89100 - Blumenau - SC
- (29) José Joaquim Melo  
Rua Ademar de Barros, 360 - Fátima  
65030 - São Luis - MA
- (30) Rezin Juventino da Silva  
Rua 06 nº 107 - Lot. Bom Conselho  
Pte. dos Carvalhos  
54520 - Cabo - PE
- (31) Elvio Gresenberg Rocha  
Rua Brig. Jordão, 573  
04210 - Ipiranga - SP
- (32) NASA HEADQUARTERS  
Washington, DC 20546  
United States of America
- (33) AMES RESEARCH CENTER  
Moffett Field, CA 94035  
United States of America
- (34) GODDARD SPACE FLIGHT CENTER  
Mail Code 202  
Greenbelt, MD 20771  
United States of America
- (35) JET PROPULSION LABORATORY  
4800 Oak Grove Drive  
Mail Code 180-201  
Pasadena, CA 91103  
United States of America
- (36) JOHNSON SPACE CENTER  
Houston, TX 77058  
United States of America
- (37) KENNEDY SPACE CENTER  
Kennedy Space Center, FL 32899  
United States of America

- (38) LANGLEY RESEARCH CENTER  
Mail Code 115  
Hampton, VA 23665  
United States of America
  
- (39) LEWIS RESEARCH CENTER  
21000 Brookpark Rd.  
Cleveland, OH 44235  
United States of America
  
- (40) MARSHALL SPACE FLIGHT CENTER  
Marshall Space Flight Center, AL 35812  
United States of America
  
- (41) NATIONAL SPACE TECHNOLOGY LABORATORY  
NSTL Station, MS 39520  
United States of America
  
- (42) DRYDEN FLIGHT RESEARCH CENTER  
P.O. Box 273  
Edwards, CA 93523  
United States of America

\*\*\*\*\*

#### REFERÊNCIAS

As referências [13] a [26] são relatórios técnicos e apostilas escritos pelos engenheiros do IAE, na década de 70, quando o IAE preocupava-se em orientar as atividades espaciais amadoristas no país através de um órgão específico, o Núcleo de Coordenação de Clubes Espaciais (NCCE). Estas referências não representam tudo aquilo que foi produzido pelo NCCE e sim as referências que o IAE possui.

As quatro últimas referências, [27] a [30], são os index, notas e relatórios técnicos dos membros da ABAEE, recentemente publicados.

- [13] INSTITUTO DE ATIVIDADES ESPACIAIS. Núcleo de Coordenação de Clubes Espaciais. "O foguete". São José dos Campos, 1979. 16 p.
  
- [14] NASCIMENTO, S.H. "Tubeira". São José dos Campos, IAE, jun. 1977. 27 p.
  
- [15] GOTTMANN, C.A. "Noções de meteorologia, propelentes e ensaios". São José dos Campos, IAE, s.d. 15 p.
  
- [16] BARANOFF, B. "Programa educacional de atividades espaciais". São José dos Campos, IAE, 1979. n.p.
  
- [17] INSTITUTO DE ATIVIDADES ESPACIAIS. "Estabilidade de foguete". São José dos Campos, s.d. 8 p.
  
- [18] ANDRADE, M.O.A. "Segurança nas atividades espaciais amadoristas". São José dos Campos, IAE, maio 1975. 15 p.
  
- [19] BENSON, N.M. "Ponderação de vento". São José dos Campos, IAE, abr. 1979. 15 p.

- [20] INSTITUTO DE ATIVIDADES ESPACIAIS. "I Reunião nacional de clubes espaciais". São José dos Campos, out. 1974. 50 p.
- [21] INSTITUTO DE ATIVIDADES ESPACIAIS. "I Reunião nacional de clubes espaciais; conferências". São José dos Campos, out. 1974. 33 p.
- [22] INSTITUTO DE ATIVIDADES ESPACIAIS. "II Reunião nacional de clubes espaciais; projeto X-1". São José dos Campos, nov. 1976. 72 p.
- [23] INSTITUTO DE ATIVIDADES ESPACIAIS. "III Reunião nacional de clubes espaciais; trabalhos apresentados". São José dos Campos, nov. 1978. 92 p.
- [24] INSTITUTO DE ATIVIDADES ESPACIAIS. "Supervised youth rocketry in Brazil". São José dos Campos, 1976. n.p.
- [25] NASCIMENTO, S.H. "Guia para atividades amadoristas com foguetes". São José dos Campos, IAE, maio 1974. 22 p.
- [26] FARIA, L.J. "Propulsão e lançamento". São José dos Campos, IAE, s.d. 52 p.
- [27] TOYODA, O.S. "Index-Bibliografia". Rio de Janeiro, ago. 1988. 6 p.
- [28] SANTANA, J.F. "Oxidantes para propelentes; nota técnica 01/89". Carpina, CEFEC, jan. 1989. 3 p.
- [29] MARCHI, C.H., BESOZZI, B.M., CICERONI, M. & HERING, S.F. "Testes experimentais com os mini-foguetes X-1 e Netuno e com os sistemas de recuperação Órion e Sirel". Florianópolis, LAE/UFSC, jan. 1989. 68 p.
- [30] CEFEC. "Index-Bibliografia". Carpina, mar. 1989. 8 p.

\*\*\*\*\*

```

10 REM      CALCULO DO CENTRO DE PRESSAO - PROGRAMA CPTELA
15 REM
20 REM      DESENVOLVIMENTO: OZUALDO S. TOYODA (87/88)
25 REM      VERSAO 4 : setembro/88 (resposta somente na tela)
30 PRINT
50 INPUT "nome do foguete :",FOG$
60 INPUT "numero de estagio(s) :",NE
70 REM
75 PRINT
80 PRINT "      CALCULO DO CENTRO DE PRESSAO"
90 PRINT
155 INPUT "informar a unidade empregada (mm,cm,etc) :",UNID$
160 CN=0
170 CNXB=0
180 K=0
190 REM -----
195 PRINT
200 PRINT "SECAO : OGIVA"
205 PRINT
210 PRINT
220 INPUT "comprimento da ogiva (LO):",LO:PRINT UNID$
230 INPUT "maior diametro da ogiva (DO):",DO:PRINT UNID$
240 REM
245 PRINT
250 PRINT
260 PRINT "      CODIGO DO FORMATO DA OGIVA:"
270 PRINT
280 PRINT "      conico.....codigo=1"
290 PRINT "      ogival.....codigo=2"
300 PRINT "      paraboloidal.....codigo=3"
310 PRINT "      elipsoidal.....codigo=4"
320 REM
330 PRINT
340 INPUT "QUAL O FORMATO (CODIGO) DA OGIVA? :",COD
350 PRINT
360 ON COD GOTO 380,420,460,500
370 REM-----
380 PRINT "formato da ogiva : CONICO"
390 XBO=.66*LO
400 GOTO 530
410 REM-----
420 PRINT "formato da ogiva : OGIVAL"
430 XBO=.46*LO
440 GOTO 530
450 REM-----
460 PRINT "formato da ogiva : PARABOLOIDAL"
470 XBO=.5*LO
480 GOTO 530
490 REM-----
500 PRINT "formato da ogiva : ELIPSOIDAL"

```

```

510 XBO=.3*L0
520 REM
530 CNO=2
540 CN=CN+CNO
560 REM
570 CNXB=CNXB+CNO*XBO
580 REM-----
590 PRINT
600 PRINT "XBO =";XBO
610 PRINT
620 PRINT "CNatual =";CN
630 PRINT "CNXBatual =";CNXB
640 PRINT
1000 REM -----
1010 PRINT
1020 PRINT "          CODIGO DAS SECOES:"
1030 PRINT
1035 PRINT
1040 PRINT "  aletas.....codigo=1"
1050 PRINT "  secao conica.....codigo=2"
1060 PRINT
1070 PRINT
1080 PRINT
1090 INPUT "QUAL O CODIGO DA PROXIMA SECAO? ",COD
1100 REM
1105 PRINT
1110 ON COD GOTO 1120,1130
1115 REM
1120 GOSUB 2000
1125 GOTO 1150
1130 GOSUB 3000
1135 GOTO 1150
1140 REM
1150 PRINT
1160 INPUT "ULTIMA SECAO DO ESTAGIO? (SIM=s , NAO=n) ",USE%
1170 IF USE%="n" GOTO 1010
1175 PRINT
1180 IF NE>1 GOTO 1240
1190 PRINT
1200 PRINT "ESTA FOI A ULTIMA SECAO DO FOGUETE"
1210 PRINT
1220 PRINT "CP DO FOGUETE ";FOG%";":";CNXB/CN;UNID%
1230 END
1240 K=K+1
1250 IF K=NE GOTO 1190
1260 PRINT
1270 PRINT "CP DO FOGUETE COM ";K;"ESTAGIO(S) :";CNXB/CN;UNID%
1280 PRINT
1290 GOTO 1020
2000 REM -----

```

```

2010 REM SUBROTINA PARA CALCULO DOS PARAMETROS DAS ALETAS (CNA e XBA)
2020 REM -----
2021 PRINT
2022 PRINT "PROXIMA SECAO : ALETAS"
2025 PRINT
2045 PRINT
2050 INPUT; "distancia da aleta ate a ponta da ogiva (ZA) =",ZA:PRINT UNID$
2060 INPUT; "comprimento da base da aleta (A) =",A:PRINT UNID$
2080 INPUT; "comprimento do bordo lateral (B) =",B:PRINT UNID$
2090 INPUT; "distancia da base ate o bordo lateral (S) =",S:PRINT UNID$
2100 INPUT; "defasagem(inferior) entre base e bordo lateral (C) =",C:PRINT UNID$

2105 INPUT; "diametro do foguete na secao das aletas (DA) =",DA:PRINT UNID$
2110 INPUT; "numero de aletas (NA) 3 ou 4 ?",NA
2120 REM-----
2130 R=DA/2
2140 Y=A+C-B
2150 Z=SQR(S↑2+(.5*A-.5*B+C)↑2)
2160 REM-----
2170 IF NA=4 GOTO 2200
2180 J=12
2190 GOTO 2210
2200 J=16
2210 CNA=(1+R/(S+R))*(J*(S/DO)↑2)/(1+SQR(1+(2*Z/(A+B))↑2))
2220 REM
2230 XBA=ZA+Y*(A+2*B)/(3*(A+B))+(1/6)*(A+B-(A*B)/(A+B))
2240 REM
2245 PRINT
2250 CN=CN+CNA
2260 CNXB=CNXB+CNA*XBA
2330 PRINT
2331 PRINT "CNA =" ;CNA
2332 PRINT "XBA =" ;XBA
2334 PRINT
2350 PRINT "CNatual =" ;CN
2360 PRINT "CNXBatual =" ;CNXB
2365 PRINT
2370 RETURN

3000 REM -----
3005 REM SUBROTINA PARA CALCULO DOS PARAMETROS DA SECAO CONICA (CNC e XBC)
3010 REM -----
3012 PRINT
3014 PRINT "PROXIMA SECAO : SECAO CONICA"
3015 PRINT
3018 PRINT
3020 INPUT; "diametro do topo da secao conica (D1) =",D1:PRINT UNID$
3030 INPUT; "diametro da base da secao conica (D2) =",D2:PRINT UNID$
3040 INPUT; "comprimento da secao conica (LC) = ",LC:PRINT UNID$
3050 INPUT; "dist. da secao con. ate o topo da ogiva (ZC) =",ZC:PRINT UNID$
3060 PRINT

```

```

3065 PRINT
3070 CNC=2*((D2/DO)^2-(D1/DO)^2)
3075 XBC=ZC+(LC/3)*(1+(1-(D1/D2))/((1-(D1/D2)^2)))
3130 IF D1>D2 GOTO 3210
3135 PRINT
3136 PRINT "TIPO : ALARGADOR DE SECAO"
3200 GOTO 3300
3210 REM
3212 PRINT
3214 PRINT "TIPO : REDUTOR DE SECAO"
3230 PRINT
3250 REM
3300 CN=CN+CNC
3302 PRINT
3303 PRINT "CNC =";CNC
3304 PRINT "XBC =";XBC
3310 CNXB=CNXB+CNC*XBC
3320 REM
3380 PRINT
3390 PRINT "CNatual =";CN
3400 PRINT "CNXBatual =";CNXB
3410 PRINT
3420 RETURN
4000 REM

```

REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS:

```

4010 REM
4020 REM
4030 REM 1) FARIA, Liborio J. "CALCULANDO O CENTRO DE PRESSAO DE UM FOGUETE"
4040 REM Sao Jose dos Campos S.P. - IAE/CTA, 13 p.
4050 REM (adaptacao do Relatorio de James Borrowman, do GODDARD SPACE
4060 REM FLIGHT CENTER)
4070 REM
4080 REM 2) BANKS, Michael A. "ADVANCED MODEL ROCKETRY (Second Stage)"
4090 REM Milwaukee, WI U.S.A., Kalmbanck Books Co., 1985, 64 p.
4100 REM
4110 REM 3) MALEWICKI, Douglas J. & SCHWENN Donald C. "ROCKETS - FROM
4120 REM DESIGN TO LAUNCH"
4130 REM 3rd Edition, U.S.A., 1986, 64 p.

```

CALCULO DO CENTRO DE PRESSAO

data :12.JAN.89  
nome do foguete :SONDINHA-II  
numero de estagio(s) : 1

SECAO : OGIVA

comprimento da ogiva (LO): 5.5 cm  
maior diametro da ogiva (DO): 2.2 cm

formato da ogiva : PARABOLOIDAL

XBO = 2.75

CNatal = 2  
CNXBatual = 5.5

PROXIMA SECAO : ALETAS

distancia da aleta ate a ponta da ogiva (ZA) = 25.8 cm  
comprimento da base da aleta (A) = 4.7 cm  
comprimento do bordo lateral (B) = 2.8 cm  
distancia da base ate o bordo lateral (S) = 3.2 cm  
defasagem(inferior) entre base e bordo lateral (C) = 0 cm  
diametro do foguete na secao das aletas (DA) = 2.2 cm  
numero de aletas (NA) = 4

CNA = 18.17644  
XBA = 27.62733

CNatal = 20.17644  
CNXBatual = 507.6666

ESTA FOI A ULTIMA SECAO DO FOGUETE

CP DO FOGUETE SONDINHA-II: 25.16136 cm

CALCULO DO CENTRO DE PRESSAO

data :12.JAN.89  
nome do foguete :SUPERNOVA-I  
numero de estagio(s) : 2

SECAO : OGIVA

comprimento da ogiva (LO): 5.5 cm  
maior diametro da ogiva (DO): 2.2 cm

formato da ogiva : PARABOLOIDAL

XBO = 2.75

CNatual = 2  
CNXBatual = 5.5

PROXIMA SECAO : ALETAS

distancia da aleta ate a ponta da ogiva (ZA) = 27.8 cm  
comprimento da base da aleta (A) = 4 cm  
comprimento do bordo lateral (B) = 1.5 cm  
distancia da base ate o bordo lateral (S) = 2.5 cm  
defasagem(inferior) entre base e bordo lateral (C) = 1 cm  
diametro do foguete na secao das aletas (DA) = 2.2 cm  
numero de aletas (NA) = 4

CNA = 10.45583  
XBA = 30.0197

CNatual = 12.45583  
CNXBatual = 319.3809

CP DO FOGUETE COM 1 ESTAGIO(S) : 25.64107 cm

PROXIMA SECAO : ALETAS

distancia da aleta ate a ponta da ogiva (ZA) = 35.7 cm  
comprimento da base da aleta (A) = 2.5 cm  
comprimento do bordo lateral (B) = 1.5 cm  
distancia da base ate o bordo lateral (S) = 2.5 cm  
defasagem(inferior) entre base e bordo lateral (C) = 0 cm  
diametro do foguete na secao das aletas (DA) = 2.2 cm  
numero de aletas (NA) = 4

CNA = 10.2948  
XBA = 36.66875

CNatual = 22.75063  
CNXBatual = 696.8785

ESTA FOI A ULTIMA SECAO DO FOGUETE

CP DO FOGUETE SUPERNOVA-I: 30.63117 cm

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE ATIVIDADES EDUCATIVAS ESPACIAIS  
ABAE

**RELATÓRIO PADRÃO DE TESTES ESTÁTICOS (TE)**

1-DADOS DO REALIZADOR

- 1.1-Nome do grupo:  
1.2-Nomes dos membros da equipe de teste:  
1.3-Endereço:  
1.4-CEP:                      1.5-Cidade:                                      1.6-Estado:

2-DADOS SOBRE O TESTE ESTÁTICO

- 2.1-Designação dada ao teste estático pelo grupo:  
2.2-Data de realização do TE:  
2.3-Hora de realização do TE:  
2.4-Local onde efetuou-se o TE:

3-OBJETIVOS DO TESTE ESTÁTICO:

4-DADOS SOBRE O PROPELENTE

- 4.1-Nome:  
4.2-Combustível  
    4.2.1-Nome:  
    4.2.2-Fórmula:  
    4.2.3-Percentual (em peso) utilizado para preparar o propelente:  
4.3-Oxidante  
    4.3.1-Nome:  
    4.3.2-Fórmula:  
    4.3.3-Percentual (em peso) utilizado para preparar o propelente:  
4.4-Aglutinante empregado:  
4.5-Geometria do grão  
    ( ) cilíndrica                                      ( ) tubular  
    ( ) cilíndrico-tubular                              ( ) outro:  
4.6-Volume do grão-propelente [cm<sup>3</sup>]:  
4.7-Massa do grão-propelente (mp) [g]:  
4.8-Massa específica do grão-propelente [g/cm<sup>3</sup>]:  
4.9-Observações:

5-DADOS SOBRE O MOTOR-FOGUETE

- 5.1-Nome:  
5.2-Diâmetro interno (diâmetro externo do grão-propelente) [mm]:  
5.3-Diâmetro externo [mm]:  
5.4-Comprimento total [mm]:  
5.5-Volume da câmara de combustão [cm<sup>3</sup>]:  
5.6-Massa (sem propelente) (ms) [g]:  
5.7-Material:  
5.8-Inibidor utilizado:  
5.9-Observações:

6-DADOS SOBRE O BANCO ESTÁTICO:

7-DADOS SOBRE O SISTEMA DE IGNIÇÃO:

8-RESULTADOS

- 8.1-Tempo de queima do grão-propelente (tq) [s]:  
8.2-Empuxo máximo (E<sub>max</sub>) [N]:

8.3-Impulso total (I) [N-s]:

8.4-Empuxo médio (Emed) [N]:

8.5-Outros:

8.6-Informações sobre os equipamentos e métodos usados para obter o tq, Emax, I e Emed:

9-DOCUMENTAÇÃO DO TESTE ESTÁTICO

fotos  filme

slides

relatório  outro:

10-CONCLUSÃO SOBRE O TESTE ESTÁTICO:

11-OBSERVAÇÕES GERAIS:

12-ANEXOS A ESTE RELATÓRIO:

13-RESPONSÁVEL PELO PREENCHIMENTO DESTE RELATÓRIO

13.1-Nome:

13.2-Data:

13.3-Assinatura:

SIMBOLOGIA:

cm = centímetro

g = grama

mm = milímetro

s = segundo

N = newton

N-s= newton-segundo

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE ATIVIDADES EDUCATIVAS ESPACIAIS  
ABAEE

**RELATÓRIO PADRÃO DE LANÇAMENTOS (LT)**

1-DADOS DO REALIZADOR

- 1.1-Nome do grupo:  
1.2-Nomes dos membros da equipe de teste:  
1.3-Endereço:  
1.4-CEP:                      1.5-Cidade:                      1.6-Estado:

2-DADOS SOBRE O LANÇAMENTO

- 2.1-Designação dada ao lançamento pelo grupo:  
2.2-Data de realização do LT:  
2.3-Hora de realização do LT:  
2.4-Local onde efetuou-se o LT:

3-OBJETIVOS DO LANÇAMENTO:

4-DADOS SOBRE O PROPELENTE

- 4.1-Nome:  
4.2-Combustível  
    4.2.1-Nome:  
    4.2.2-Fórmula:  
    4.2.3-Percentual (em peso) utilizado para preparar o propelente:  
4.3-Oxidante  
    4.3.1-Nome:  
    4.3.2-Fórmula:  
    4.3.3-Percentual (em peso) utilizado para preparar o propelente:  
4.4-Aglutinante empregado:  
4.5-Geometria do grão  
    ( ) cilíndrica                      ( ) tubular  
    ( ) cilíndrico-tubular              ( ) outro:  
4.6-Volume do grão-propelente [cm<sup>3</sup>]:  
4.7-Massa do grão-propelente (mp) [g]:  
4.8-Massa específica do grão-propelente [g/cm<sup>3</sup>]:  
4.9-Observações:

5-DADOS SOBRE O MOTOR-FOGUETE

- 5.1-Nome:  
5.2-Diâmetro interno (diâmetro externo do grão-propelente) [mm]:  
5.3-Diâmetro externo [mm]:  
5.4-Comprimento total [mm]:  
5.5-Volume da câmara de combustão [cm<sup>3</sup>]:  
5.6-Massa (sem propelente) (ms) [g]:  
5.7-Material:  
5.8-Inibidor utilizado:  
5.9-Observações:

6-DADOS SOBRE A CARGA ÚTIL

- 6.1-Nome:  
6.2-Finalidades:  
6.3-Diâmetro externo (dc) [mm]:  
6.4-Comprimento total (Lc) [mm]:  
6.5-Massa (mc) [g]:  
6.6-Descrição dos equipamentos:  
6.7-Observações:

7-DADOS SOBRE O MINI-FOGUETE

(motor-foguete + propelente + carga útil)

7.1 -Diâmetro máximo (D) [mm]:

7.2 -Comprimento (Lt) [mm]:

7.3 -Massa final (mf)=(ms+mc) [g]:

7.4 -Massa inicial (mo)=(ms+mp+mc) [g]:

7.5 -Relação de massas (R)=(mf/mo):

7.6 -Posição do centro de gravidade (Lcg) em relação a ponta da ogiva [mm]:

7.7 -Posição do centro de pressão (Lcp) em relação a ponta da ogiva [mm]:

7.8 -Margem estática (E)=(Lcp-Lcg)/D:

7.9 -Descrever como foi obtido o Lcg, se o mf estava ou não carregado com o propelente e se já possuía as empenas:

7.10-Descrever a metodologia empregada para o dimensionamento das empenas e, conseqüentemente, como foi calculado o Lcp, ou dar a referência de algum artigo, livro ou nota técnica que apresente o roteiro de cálculos:

7.11-Observações:

8-DADOS SOBRE A RAMPA DE LANÇAMENTO

8.1-Nome:

8.2-Comprimento [m]:

8.3-Constituição:

8.4-Ângulo de lançamento em relação a horizontal [graus]:

8.5-Tipo de união com o mini-foguete:

8.6-Observações:

9-DADOS SOBRE O SISTEMA DE IGNIÇÃO:

10-DADOS SOBRE AS CONDIÇÕES ATMOSFÉRICAS

(ventos, cobertura do céu, chuvas, umidade, temperatura, pressão):

11-RESULTADOS

11.1-Tempo de queima do propelente (tq) [s]:

11.2-Tempo total de vôo (ti) [s]:

11.3-Altura no fim da queima (Hq) [m]:

11.4-Distância horizontal percorrida pelo mf (Xi) [m]:

11.5-Apogeu (H) [m]:

11.6-Outros:

11.7-Informar quais os equipamentos, métodos ou referências bibliográficas utilizados para obter os resultados:

12-DOCUMENTAÇÃO DO LANÇAMENTO

( )fotos ( )filme ( )slides

( )relatório ( )outro:

13-CONCLUSÃO SOBRE O LANÇAMENTO:

14-OBSERVAÇÕES GERAIS:

15-ANEXOS A ESTE RELATÓRIO:

16-RESPONSÁVEL PELO PREENCHIMENTO DESTES RELATÓRIO

16.1-Nome:

16.2-Data:

16.3-Assinatura:

SIMBOLOGIA:

cm = centímetro

g = grama

mm = milímetro

s = segundo

m = metro