

I

1. Classificação INPE-COM.4/RPE C.D.U.: 521.3:629.783	2. Período	4. Distribuição
3. Palavras Chaves (selecionadas pelo autor) AERODINÂMICA DE SATÉLITE FORÇAS E TORQUES EM SATÉLITE ARRASTE AERODINÂMICO		interna <input type="checkbox"/> externa <input checked="" type="checkbox"/>
5. Relatório nº INPE-1944-RPE/262	6. Data Novembro, 1980	7. Revisado por <i>N. S. Venkataraman</i> N. S. Venkataraman
8. Título e Sub-Título ESTIMAÇÃO DAS FORÇAS AERODINÂMICAS EM SATÉLITES TERRESTRES, APLICAÇÃO A UM SATÉLITE EXPERIMENTAL		9. Autorizado por <i>Nelson de Jesus Parada</i> Nelson de Jesus Parada Diretor
10. Setor DSE/DDO	Código	11. Nº de cópias 06
12. Autoria Valdemir Carrara		14. Nº de páginas 42
13. Assinatura Responsável <i>Valdemir Carrara</i>		15. Preço
16. Sumário/Notas <p>Este trabalho objetiva o estudo e posterior adaptação em termos computacionais das forças de arraste atuantes num satélite artificial, visto que estas forças são de grande importância para a pre-determinação da órbita, sendo indispensável sua perfeita compreensão. Para isto, foi construída a sub-rotina DRAG que estima as forças, de vido ao arraste aerodinâmico, para um satélite de qualquer formato, cujas equações são derivadas da equação do Boltzman, com distribuição Maxwelliana de velocidade e utilizando dados atmosféricos obtidos pelo modelo de Jacchia-Roberts.</p>		
17. Observações		

ÍNDICE

ABSTRACT	<i>iv</i>
LISTA DE FIGURAS	<i>v</i>
1. INTRODUÇÃO	1
2. RESUMO TEÓRICO	1
3. A SUB-ROTINA DRAG	7
4. APLICAÇÃO AO SATÉLITE EXPERIMENTAL	12
5. ANÁLISE DOS RESULTADOS	20
6. REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA	38

ABSTRACT

This work aims the study of the forces acting on an artificial satellite as well as writing computable expressions for them. Bearing in mind that these forces play an important role in prognostics of the satellite orbit, it is important to understand them well. With this in view, it was written a subroutine called DRAG, which estimates the forces due to aerodynamic drag acting on a satellite with a general shape. The equations were derived from Boltzmann equation, with a Maxwellian distribution of velocity and using atmospheric parameters from Jacchia-Roberts model.

LISTA DE FIGURAS

1. Sistema de coordenadas do satélite	2
2. Reflexão especular	5
3. Reflexão difusa	6
4. Medidas (em mm) principais do satélite e colocação do eixo de coordenadas XYZ.....	13
5. Áreas encobertas (suprimidas de integração)	14
6. Áreas encobertas (suprimidas de integração)	15
7. Áreas encobertas (suprimidas de integração)	16
8. Áreas encobertas (suprimidas de integração)	17
9. Áreas encobertas (suprimidas de integração)	18
10. Gráfico 1	25
11. Gráfico 2	26
12. Gráfico 3	27
13. Gráfico 4	28
14. Gráfico 5	29
15. Gráfico 6	30
16. Gráfico 7	31
17. Gráfico 8	32

ESTIMAÇÃO DAS FORÇAS AERODINÂMICAS EM SATÉLITES TERRESTRES, APLICAÇÃO A UM SATÉLITE EXPERIMENTAL

1. INTRODUÇÃO

A estimação das forças que atuam num satélite em órbita terrestre é de extrema importância, pois delas depende o tempo de vida do satélite. Tais forças, quando não balanceadas causam torques sobre o centro de gravidade, modificando sua atitude. Além disso, alteramos elementos Keplerianos, em especial a excentricidade, diminuindo-a, tornando a órbita gradativamente circular; reduzem o semi-eixo maior e conseqüentemente o período de revolução do satélite em torno da Terra.

Em satélites de baixa altitude, a força predominante é o arraste atmosférico, causado pelos choques das moléculas e íons da atmosfera com a superfície do satélite. Pode-se considerar o arraste aerodinâmico como predominante até a altura de 1.000 km sobre o esferóide terrestre, quando então as demais forças (Coulombiana, de Indução, Radiação Solar etc.) atingem uma magnitude não mais desprezível, quando comparada com a aerodinâmica.

2. RESUMO TEÓRICO

Nas condições dos satélites, a atmosfera é tão rarefeita que o livre caminho médio, isto é, a distância média percorrida por uma molécula entre duas colisões moleculares sucessivas, supera algumas vezes as dimensões da maioria dos satélites. Deve-se também considerar os efeitos das partículas neutras e carregadas, pois a porcentagem de ionização aumenta de 0.1% a 300 km para quase 100% a 4000 km. Não se pode, por isso, utilizar a análise dimensional, baseada na teoria contínua, mas sim, a Teoria Molecular dos Gases.

Inicialmente, fixa-se um sistema de eixos XYZ no satélite e considera-se um elemento de área dA , em cuja superfície se orienta o sistema xyz, de forma que o eixo x coincida com a normal interna como indica a Figura 1 e, portanto, os eixos y e z estarão contidos no plano do elemento.

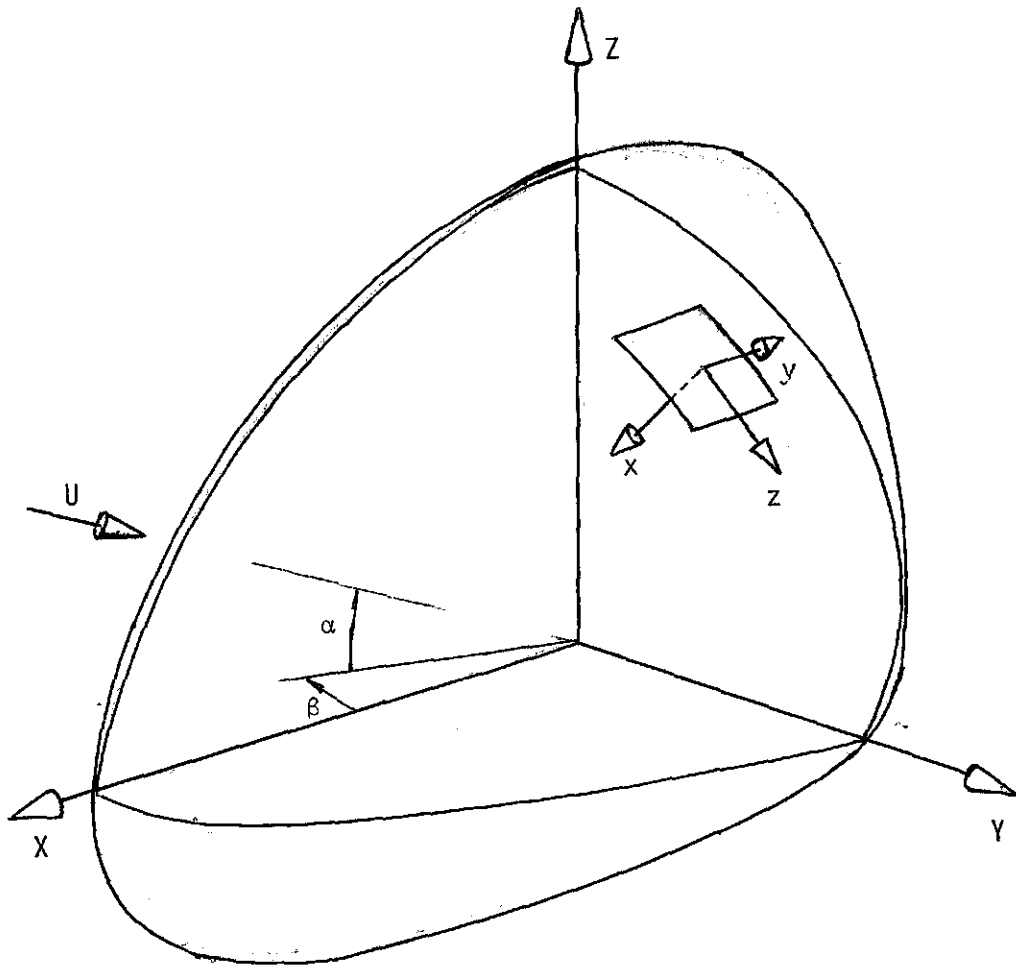


Fig. 1 - Sistema de coordenadas do satélite

O vetor velocidade relativa U , da atmosfera em relação ao satélite, dado por meio de suas componentes no sistema XYZ, pode agora, efetuando-se algumas rotações, ser expresso no sistema x, y, z , cujos co-senos diretores serão ξ, η, ζ , respectivamente.

Admitir-se-á agora que as propriedades dos gases são derivadas exclusivamente do movimento de suas moléculas e que este movimento pode ser predito pela Mecânica Clássica, como por exemplo, a energia cinética de uma molécula dada por $e_i = \frac{1}{2} m_i v_i^2$. Aplicando-se a função de distribuição Maxwelliana de velocidades à equação de Boltzmann, obter-se-á a equação diferencial (Stalder e Zurick, 1951):

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 \left\{ \left[\sigma(\eta y \dot{\eta} + \zeta z \dot{\zeta}) + (2 - \sigma') \lambda x \xi \right] \left\{ \xi \left[1 + \operatorname{erf}(s\xi) \right] + \frac{e^{-s^2\xi^2}}{s^2} \right\} + \frac{(2 - \sigma')}{2s^2} \lambda x \left[1 + \operatorname{erf}(s\xi) \right] + \frac{\sigma' \lambda x}{2} \sqrt{\frac{T_w}{T_i}} \left[\frac{e^{-s^2\xi^2}}{s^2} + \frac{\sqrt{\pi} \xi}{s} \left[1 + \operatorname{erf}(s\xi) \right] \right\} dA \right. \quad (1)$$

$$\text{ou } dD = \frac{1}{2} \rho U^2 G(s) dA \quad (2)$$

sendo que:

dD representa a projeção da diferencial da força aplicada no elemento da área dA , na direção cujos co-senos diretores são $\lambda x, \lambda y$ e λz , no sistema, x, y, z , devido ao arraste aerodinâmico.

U é a velocidade média das moléculas em relação ao satélite. Para sua obtenção, são necessários os elementos da órbita e não deve ser desprezado o movimento de rotação da atmosfera.

ρ - é a densidade local da atmosfera.

$\text{erf}(x)$ - função erro, definida como:

$$\text{erf}(x) = \int_0^x \frac{2}{\sqrt{\pi}} e^{-t^2} dt \quad (3)$$

T_w - temperatura na superfície do elemento de área

T_i - temperatura média das moléculas antes da colisão com o satélite.

O coeficiente adimensional s , razão de velocidades, é obtido da relação:

$$s = \frac{U}{\sqrt{\frac{2KT_i}{m}}} \quad (4)$$

sendo que:

K - constante de Boltzmann

m - massa de uma molécula. Quando mais de um gás estiver presente, m será igual à razão da massa pelo número de moléculas contidas num elemento de volume.

Os coeficientes σ e σ' respectivamente, transferência de momento tangencial e normal, são definidos como:

$$\sigma = \frac{\tau_i - \tau_r}{\tau_i - \tau_w} \quad (5)$$

$$\sigma' = \frac{p_i - p_r}{p_i - p_w} \quad (6)$$

sendo que τ é a componente tangencial do momento da molécula e p , a componente normal ao elemento de superfície. Os índices i e r se referem às moléculas incidentes e refletidas, enquanto que ω indica os momentos tangencial e normal, se as moléculas fossem refletidas com distribuição Maxwelliana de velocidades e com temperatura igual à da superfície, T_ω .

Deve-se notar que os coeficientes σ e σ' são valores médios e descrevem o fenômeno de reflexão das moléculas (Schaaf e Chambre, 1961), de uma forma bastante simplificada. Entretanto, numa análise mais detalhada, ver-se-á que estes coeficientes dependem também do ângulo de incidência das moléculas, do material, da temperatura, da superfície, etc..

Se a reflexão for especular (ângulo de incidência igual ao ângulo de reflexão), como esquematizado na Figura 2, e se não houver tempo para troca de calor entre as moléculas com temperatura T_i e a superfície, com temperatura T_ω , então $\tau_i = \tau_r$, $p_i = p_r$, e ter-se-á:

$$\sigma' = \sigma = \text{ - reflexão especular sem acomodação, isto é, troca de calor.}$$

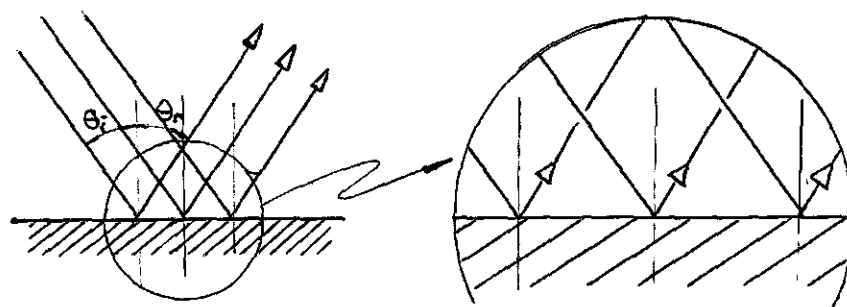


Fig. 2 - Reflexão especular

Se a reflexão for completamente difusa (moléculas refletidas espalham-se em todas as direções) como mostrado na Figura 3, e com acomodação térmica perfeita, isto é temperatura das moléculas refletidas igual à temperatura da superfície, ter-se-á $p_r = p_\omega$ e $\tau_r = \tau_\omega$, e assim:

$\sigma = \sigma' = 1$ reflexão difusa com perfeita acomodação.

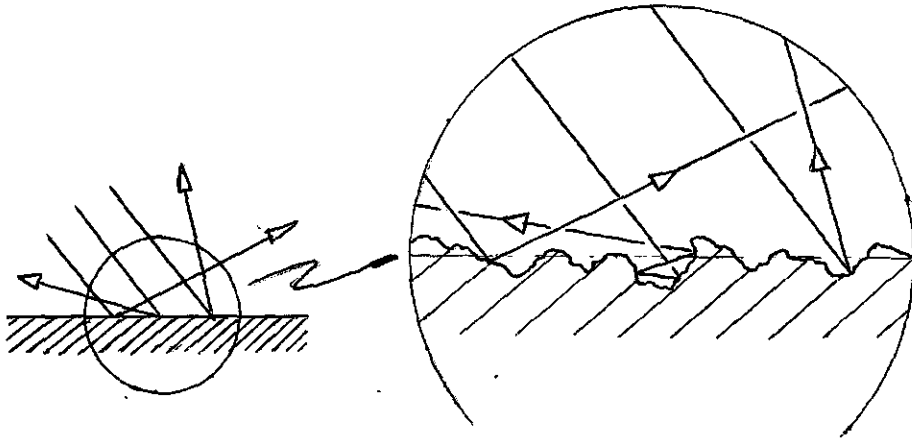


Fig. 3 - Reflexão difusa

Na prática, os valores de σ e σ' situam-se entre 0 e 1 mas há uma predominância na reflexão difusa, mesmo em superfícies bastante lisas como por exemplo:

ar e vidro - $\sigma = 0,87$

De acordo com a equação diferencial (1) os co-senos diretores λ_x , λ_y e λ_z indicam a direção na qual a força resultante aplicada ao elemento de área dA é projetada, obtendo-se dD . Se essa direção coincidir com a direção da velocidade U , a força se denomina arraste. A componente da resultante na direção perpendicular ao arraste dá a sustentação.

O coeficiente de arraste C_D é definido como:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U^2 A_B} \quad (7)$$

onde:

D é o arraste (força na direção da velocidade) e A_B é uma área de referência adotada, que poderá ser uma superfície qualquer do satélite ou a área do contorno projetada na direção da velocidade (área frontal).

Da relação (2) conclui-se que:

$$C_D = \frac{1}{A_B} \int G(s) dA \quad (8)$$

O coeficiente de arraste \bar{c} , portanto, uma função da razão de velocidades e da direção da velocidade U , para um mesmo satélite.

3. A SUB-ROTINA DRAG

A integração analítica da equação de arraste (1) é possível em casos simples, como uma placa plana, um cilindro, um cone ou uma esfera. Se numa primeira aproximação se considerar o satélite como tendo uma associação desses formatos, e se efetuar a integração analítica, os resultados não terão em si nenhum erro de integração. Porém, é raro, se ter, atualmente, satélites com tais formatos. Outro fator que dificulta o cálculo, é que se se tiver um elemento de área encoberto por outro, na direção da velocidade U , sua contribuição no arraste vai depender da área encoberta, da distância entre os elementos considerados, do módulo da velocidade e da densidade atmosférica. De qualquer forma pode-se considerar como desprezível a força atuante num elemento encoberto. Isso eliminará do tratamento analítico a quase totalidade dos satélites, como por exemplo, satélites esféricos (passíveis de integração analítica) com antenas radiais, pois a integração numérica será mais vantajosa.

No sentido de tornar a sub-rotina o mais geral possível, foi necessário separá-la de qualquer configuração em especial. Como a força atuante num elemento de área depende apenas do seu tamanho e orientação em relação ao satélite, fixado os demais fatores, nesse ponto é feita a interface satélite - sub-rotina.

Definir-se-á, então para posterior utilização, um sistema de coordenadas fixo no satélite XYZ, em relação ao qual serão fornecidas informações à sub-rotinas Drag.

Precisar-se-á, nesse ponto, da densidade, da temperatura e da massa média das moléculas da atmosfera. Para isso, adotar-se-á o modelo de Jacchia (1971) e Roberts (1971), utilizando o trabalho Negreiros de Paiva (1979), que fornece os elementos acima, em função da altura do satélite sobre o esferóide terrestre e de outros coeficientes médios que serão vistos adiante.

Computacionalmente, a sub-rotina Drag está na forma:

```
SUBROUTINE DRAG(EXT, AB, ALT, UX, UY, UZ, LMØN)
```

onde:

EXT: é uma sub-rotina e, portanto, deverá ser declarada em um comando EXTERNAL EXT, no subprograma principal. Esta sub-rotina deverá estar na forma:

```
SUBROUTINE EXT(DA, X1, X2, X3, ENDE)
```

sendo que:

DA: é um dos elementos de área, na qual foi dividida a superfície do satélite; sua dimensão é m^2 . Se o elemento for plano, sua área poderá ser a maior possível. Se, entretanto, tiver um formato curvo, seu tamanho deverá ser compatível com a precisão desejada. A divisão de um cilindro, por exemplo em 60 partes,

assegura uma boa rapidez de cálculo aliada a uma precisão razoável (Boeltcher e Legge, 1979)

X1, X2, X3: são as componentes da normal externa do elemento de área em consideração, em relação ao sistema XYZ.

ENDE: é uma variável lógica que, quando verdadeira, comanda a saída de resultados e provoca o retorno da sub-rotina Drag. Deve, portanto, ser verdadeira quando o último elemento de área DA for enviado a sub-rotina integradora DRAG.

AB: é a área de referência adotada para o cálculo do coeficiente de arraste CD, em m².

ALT: é a altura em km, do satélite sobre a superfície da Terra. Há uma entrada alternativa (veja S mais adiante) na qual não é necessário fornecer este valor.

UX, UY, UZ: são os co-senos diretores da velocidade U, do meio em relação ao satélite, no sistema XYZ.

LMØM: é uma variável lógica que, quando verdadeira, calcula os momentos devido às forças aerodinâmicas que agem no satélite. Se for verdadeira, o subprograma deverá conter o comando:

CØMMØN/CENGR/CGX, CGY, CGZ, onde:

CGX, CGY, CGZ são as coordenadas do centro de gravidade do satélite do sistema XYZ, que, portanto, deverão ser definidas antes da chamada da sub-rotina Drag, e a sub-rotina EXT deverá conter:

CØMMØN/RAIØS/RX, RY, RZ, onde:

RX, RY e RZ são as coordenadas do centro de elemento de área DA, no sistema XYZ, em metros.

Entradas Alternativas

A sub-rotina DRAG define uma série de variáveis que, por outro lado, poderão ser definidas no subprograma, desde que se incluam os comandos:

- a) COMMON/DADOS/S, SIGMA, SIGMAP, TW - Introduzindo este cartão no programa principal pode-se ter controle sobre:

S - razão de velocidades varia de 2 a 12 conforme a altitude varia de 2000 a 160 km. Se o valor de S for nulo, a sub-rotina irá considerar o valor de ALT para o cálculo de S.

SIGMA E SIGMAP - são os coeficientes de transferência dos momentos tangenciais e normais, respectivamente. Se não forem definidos, serão considerados unitários.

TW - é a temperatura da superfície do satélite em graus Kelvin. Será igual à temperatura da atmosfera, se não for definida no subprograma.

- b) COMMON/PARAT/SSOF, SØF, PK, GLAT, SDEC, LMST, TMJT

Estes dados são utilizados no cálculo das constantes atmosféricas, conforme Negreiros de Paiva (1979), Jacchia (1971) e Roberts (1971). As constantes são:

SSOF e SØF: fluxo solar corrigido para a data e fluxo solar real do dia anterior, respectivamente, ambos em Watts/10⁻²² m² Hz.

PK: Índice de atividade geomagnética

GLAT: latitude geográfica em radianos

SDEC: declinação do sol em radianos

LMST: tempo médio solar local, em graus

TMJD: tempo em dias julianos modificados.

Os valores adotados pela sub-rotina DRAG são médios. Entretanto, qualquer um dos elementos pode ser alterado, mantendo-se os outros com seu valor inicial. Ao fornecer estes valores, ALT deverá ser definido e S deverá ser nulo.

Saídas

a) Sub-rotina Drag - fornece as componentes DX, DY e DZ da força resultante aplicada no satélite em relação ao sistema XYZ, e sua unidade é Newtons.

b) Módulo e co-senos diretores da força resultante, do arraste e do sustentação, além dos ângulos TETA e FI que são respectivamente: ângulo formado pela força e o plano XY, e ângulo formado pelo eixo X até a projeção da força no plano XY.

c) Coeficiente de arraste C_D .

d) Razão de velocidade adimensional S.

e) Se LMØM for verdadeiro, a sub-rotina imprime as componentes dos momentos nos três eixos em Newton.m, e sua resultante, dando o módulo e a direção. Quando se deseja calcular os momentos, é aconselhável dividir a superfície do satélite em pequenos elementos, inclusive as partes planas.

f) Introduzindo o cartão:

COMMØN/PARCIA/LPARC na sub-rotina EXT, quando LPARC, variável lógica, for verdadeira, a sub-rotina Drag imprime resultados parciais que são:

CDP - coeficiente de arraste calculado entre dois LPARC verdadeiros consecutivos.

CDPU - coeficiente de arraste calculado no passo onde foi feito LPARC verdadeiro.

DPAX, DPAY, DPAZ - forças calculadas entre dois LPARC verdadeiros consecutivos em Newtons.

X1, X2, X3 - componentes da normal à superfície do elemento, no sistema XYZ.

DA - área do elemento em m^2 .

Em anexo, mostra-se a listagem em FORTRAN da sub-rotina DRAG. A sub-rotina Atdens não se encontra listada, mas para maiores informações veja Negreiros de Paiva (1979).

4. APLICAÇÃO AO SATÉLITE EXPERIMENTAL

Como uma primeira análise, foi aplicada a integração numérica ao modelo de satélite indicado na Figura 4. As superfícies laterais são cobertas com células solares que também recobrem a parte superior. Os apêndices são antenas de telemetria e telecomando, sendo que o apêndice central superior é o mastro extensível para a estabilização do satélite por gradiente de gravidade. Embora o perfil se apresente bastante simples, sua dificuldade se encontra nas áreas encobertas que deverão ser subtraídas da integração, em função do ângulo de ataque α e de rotação β , do vetor velocidade em relação ao sistema de eixos do satélite.

Os resultados para ângulos de ataque foram computados, assumindo-se os valores -90° , -60° , -45° , -30° , 0° , 30° , 45° , 60° e 90° . Para cada um desses casos foi variado o raio da órbita (o que implica numa variação da razão de velocidades S) de 100 a 900 km, com passo de 100 km, e também o ângulo de rotação β , que assumiu os valores -25.5° , 0 , 22.5° .

As figuras 5, 6, 7, 8, 9 e 10 mostram as áreas omitidas da integração por estarem encobertas, quando o vetor velocidade U assume determinada direção.

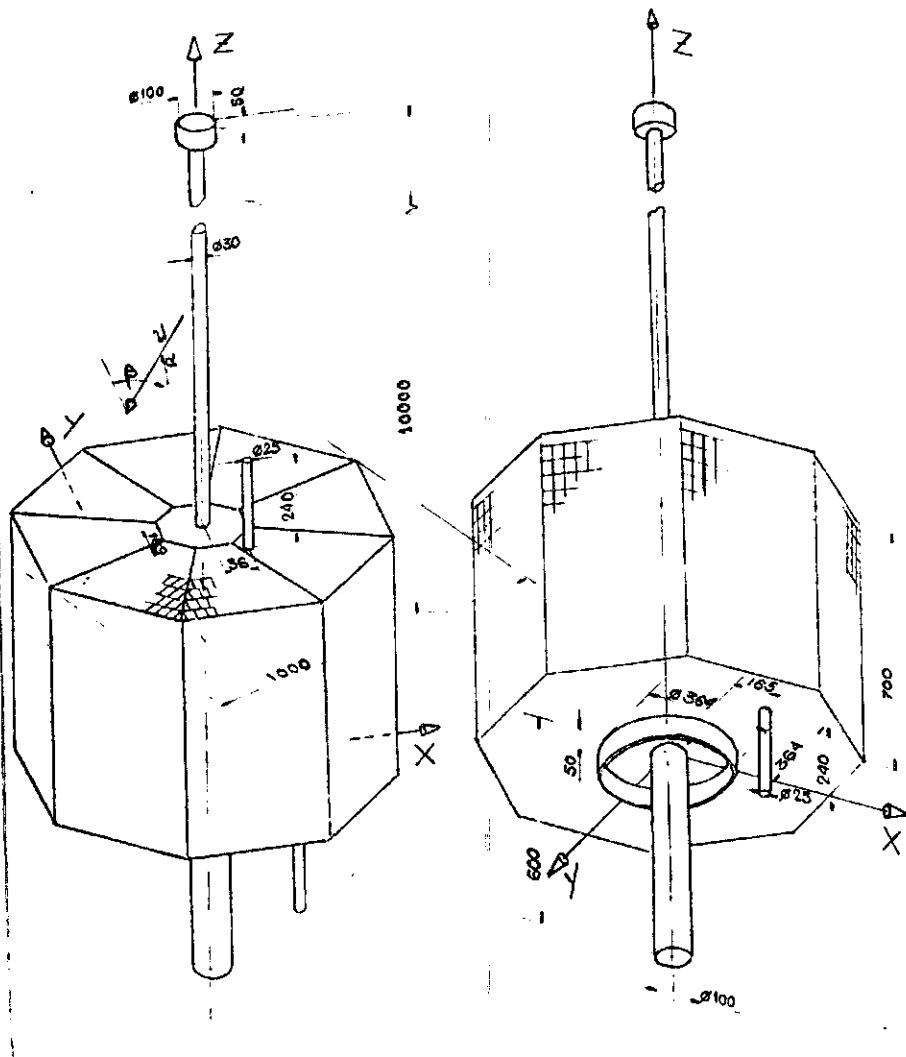


Fig. 4 - Medidas (em mm) principais do satellite e colocação do eixo de coordenadas XYZ.

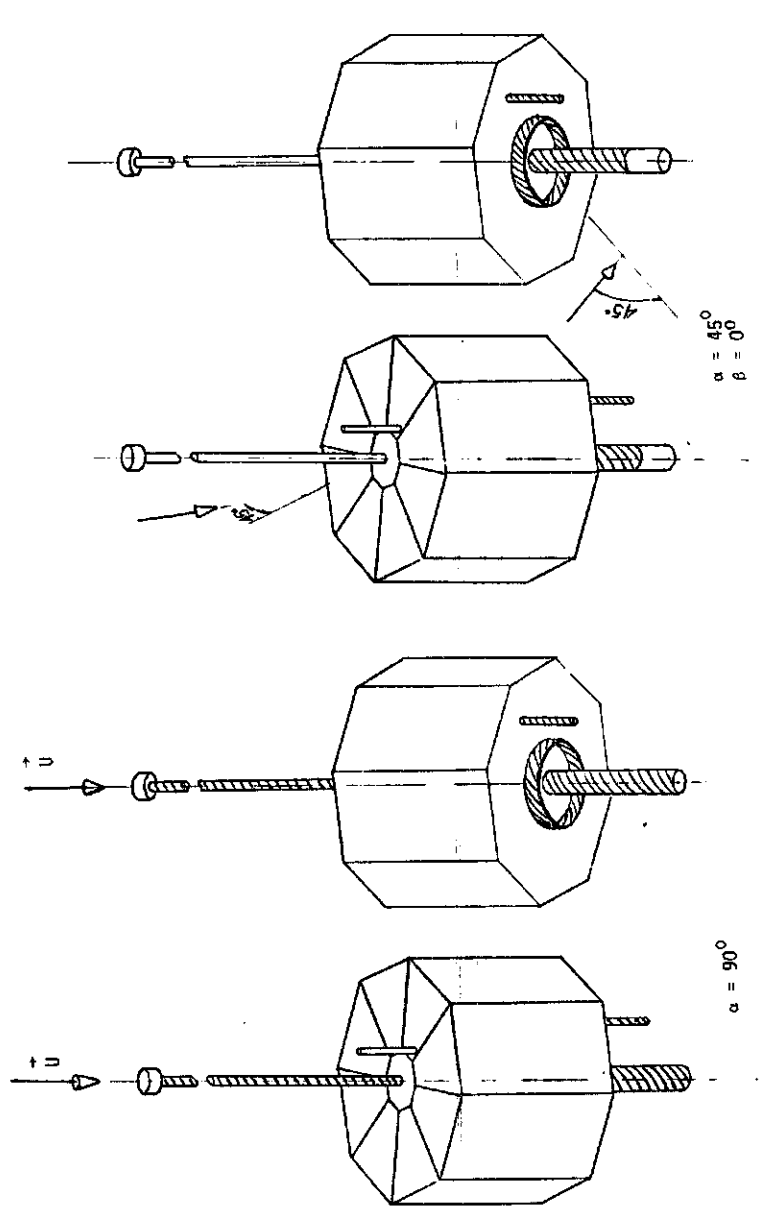


Fig. 5 - Áreas encobertas (suprimidas da integração).

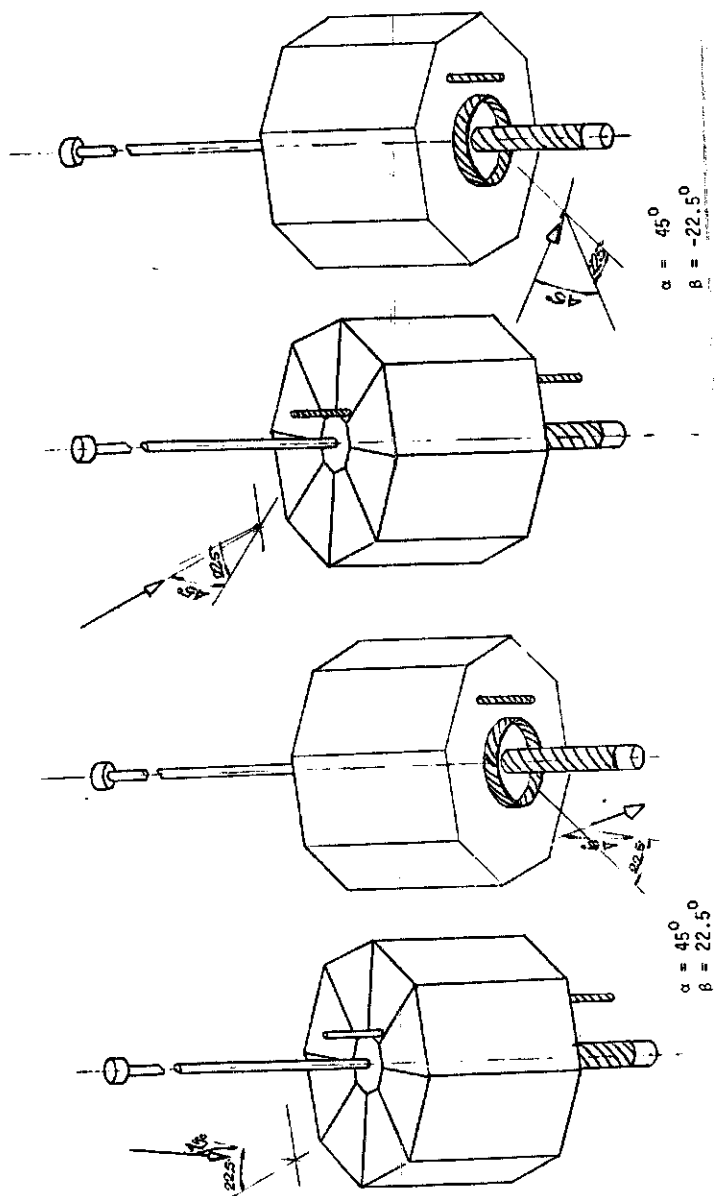


Fig. 6 - Áreas encobertas (suprimidas da integração).

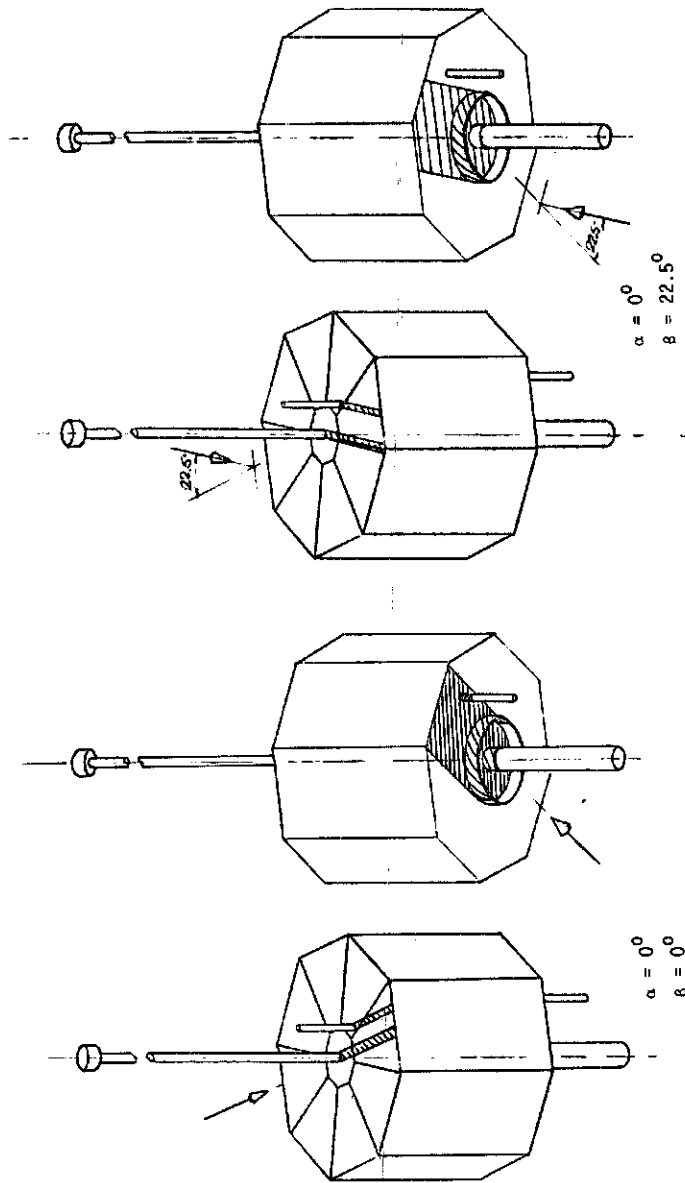


Fig. 7 - Áreas encobertas (suprimidas da integração).

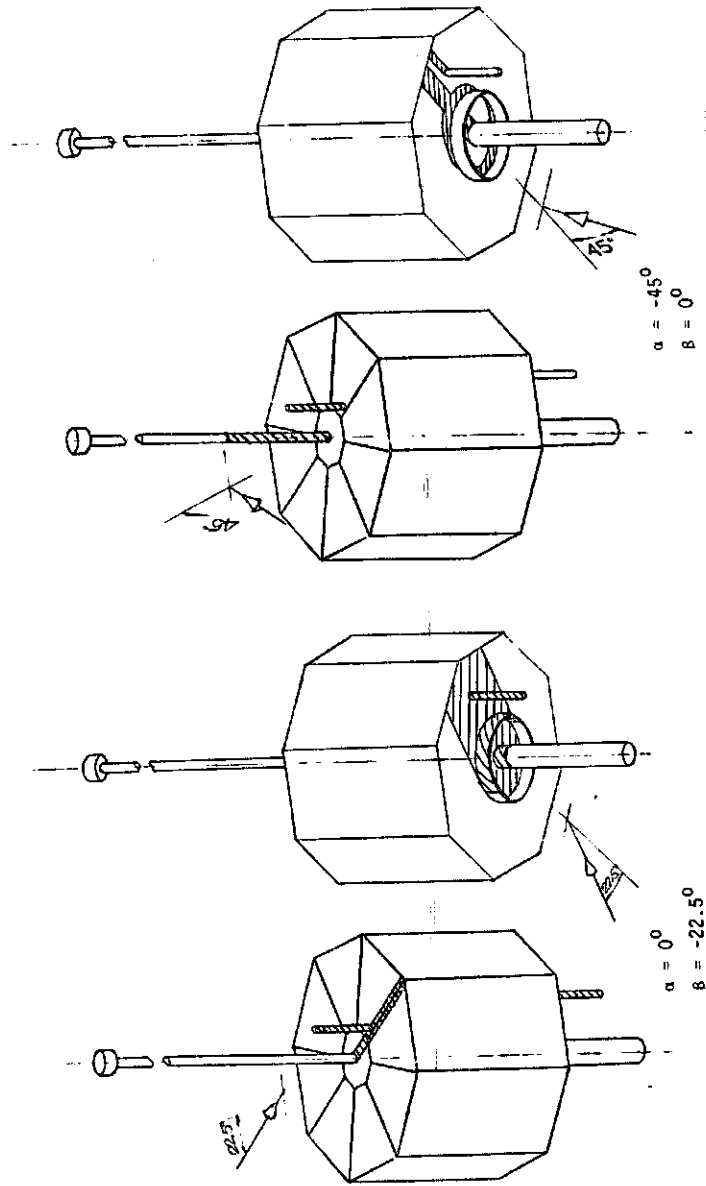


Fig. 8 - Áreas encobertas (suprimidas da integração)

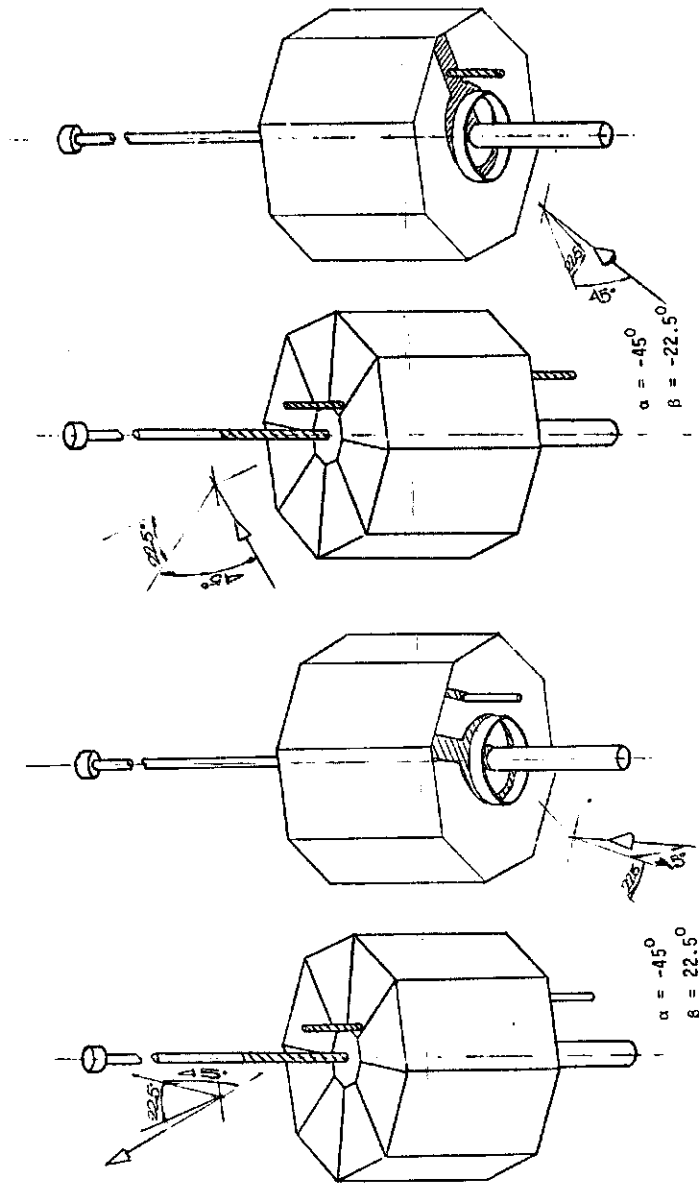


Fig. 9 - Áreas encobertas (suprimidas da integração).

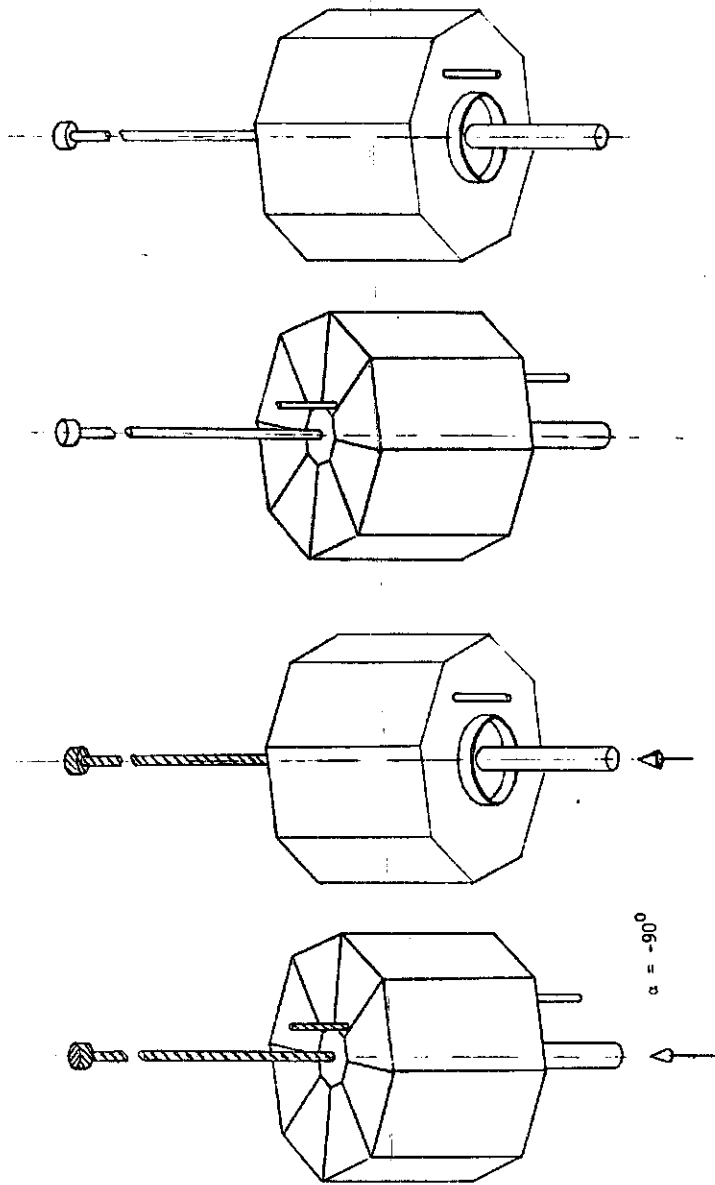


Fig. 10 - Áreas encobertas (suprimidas da integração)

Pela falta de maiores informações sobre o material da superfície do satélite, bem como o seu controle térmico, foram adotados as constantes σ , σ' e $\sqrt{T_w/T_i}$ como unitárias.

Numa análise mais detalhada, deverão ser incluídos dados fornecidos pelas condições atmosféricas, corrigidas para a data, juntamente com informações sobre o equilíbrio térmico e textura da superfície externa do satélite, bem como a velocidade, que deverá ser a soma vetorial das velocidades do satélite em função dos elementos Keplerianos e da atmosfera (que poderá ser admitida como sendo a mesma velocidade angular da Terra).

5. ANÁLISE DOS RESULTADOS

Os resultados parciais indicaram que o mastro da massa estabilizadora é responsável por um aumento significativo no arraste total, devido ao seu grande comprimento (10m). Por essa razão e pelo fato de se considerar uma área de referência fixa e igual à área do octaedro ($A_B = .707 \text{ m}^2$), e não a área projetada na direção da velocidade, é que, somente a baixas altitudes (S grande) e ângulos de ataque -90° e 90° (quando o mastro está encoberto e a área de referência coincide com a área projetada), o coeficiente de arraste se aproxima de seu valor limite no fluxo Newtoniano ($s \rightarrow \infty$), ou seja $C_D = 2$.

O grande comprimento do mastro é, também, responsável por um momento considerável no eixo X, que tende a desalinhar o eixo Z do satélite com a vertical local. O ponto de equilíbrio deverá ser obtido incluindo no equilíbrio de momentos, principalmente, o efeito devido ao gradiente de gravidade.

As Tabelas 1, 2, 3 apresentam os resultados obtidos para a coeficiente de arraste C_D , em função do ângulo de ataque α , da altitude e do ângulo de rotação β . Esses resultados foram plotados no gráfico 1, C_D em função da altitude, e no gráfico 2, C_D em função da razão de velocidades S. Os mesmos resultados estão também nos gráficos 3, 4 e 5,

que relacionam o coeficiente de arraste com a altura e com o ângulo de ataque, para rotações β diferentes. O mesmo acontecendo nos gráficos 6, 7 e 8, onde a altura foi substituída pela razão de velocidades :

TABELA 1

COEFICIENTE DE ARRASTE CD	
ANGULO DE ROTACAO BETA EM GRAUS = 22.50	
ALT (KM)	S
100.0	22.950
200.0	9.236
300.0	7.802
400.0	7.379
500.0	7.084
600.0	6.615
700.0	5.810
800.0	4.851
900.0	4.128

ANGULO DE ATAUQUE ALFA EM GRAUS
 90.0 * 50.0 * 45.0 * 40.0 * 35.0 * 30.0 * 25.0 * 20.0 * 15.0 * 10.0 * 5.0 * 0.0 * -5.0 * -10.0 * -15.0 * -20.0 * -25.0 * -30.0 * -35.0 * -40.0 * -45.0 * -50.0

AREA DE REFERENCIA (M²) SB= 0.707107

TABELA 2

COEFICIENTE DE ARRASTE CO			
ANGULO DE ROTACAO BETA FM GRAUS = 0.00			
ALT. S	ANGULO DE ATIQUE ALFA FM GRAUS		
(RM)	90.0	45.0	0.0
	30.0	0.0	30.0
	45.0	45.0	45.0
100.0	22.950	3.1449	3.4085
			3.6802
			3.0506
			3.5881
			3.5036
			3.1793
			2.1623
200.0	9.234	2.3860	3.3077
			3.6523
			3.2924
			3.7656
			3.6741
			3.3422
			2.4125
300.0	7.802	2.4611	3.3611
			3.6297
			3.7084
			3.3695
			3.8235
			3.7299
			3.3958
			2.4911
400.0	7.379	2.4888	3.3812
			3.6503
			3.7295
			3.3982
			3.8453
			3.7510
			3.4160
			2.5203
500.0	7.084	2.5101	3.3967
			3.6661
			3.7458
			3.4205
			3.8621
			3.7673
			3.4316
			2.5428
600.0	6.615	2.5481	3.4244
			3.6947
			3.7751
			3.4066
			3.8924
			3.7965
			3.4598
			2.5629
700.0	5.810	2.6283	3.4845
			3.7556
			3.8377
			3.5445
			3.9570
			3.8591
			3.5201
			2.6675
800.0	4.851	2.7604	3.5850
			3.8583
			3.9430
			3.6846
			4.0638
			3.9646
			3.6224
			2.8067
900.0	4.128	2.9031	3.6998
			3.9723
			4.0590
			3.8375
			4.1867
			4.0819
			3.7378
			2.9570
AREA DE REFERENCIA (M ²) SB 0.707107			

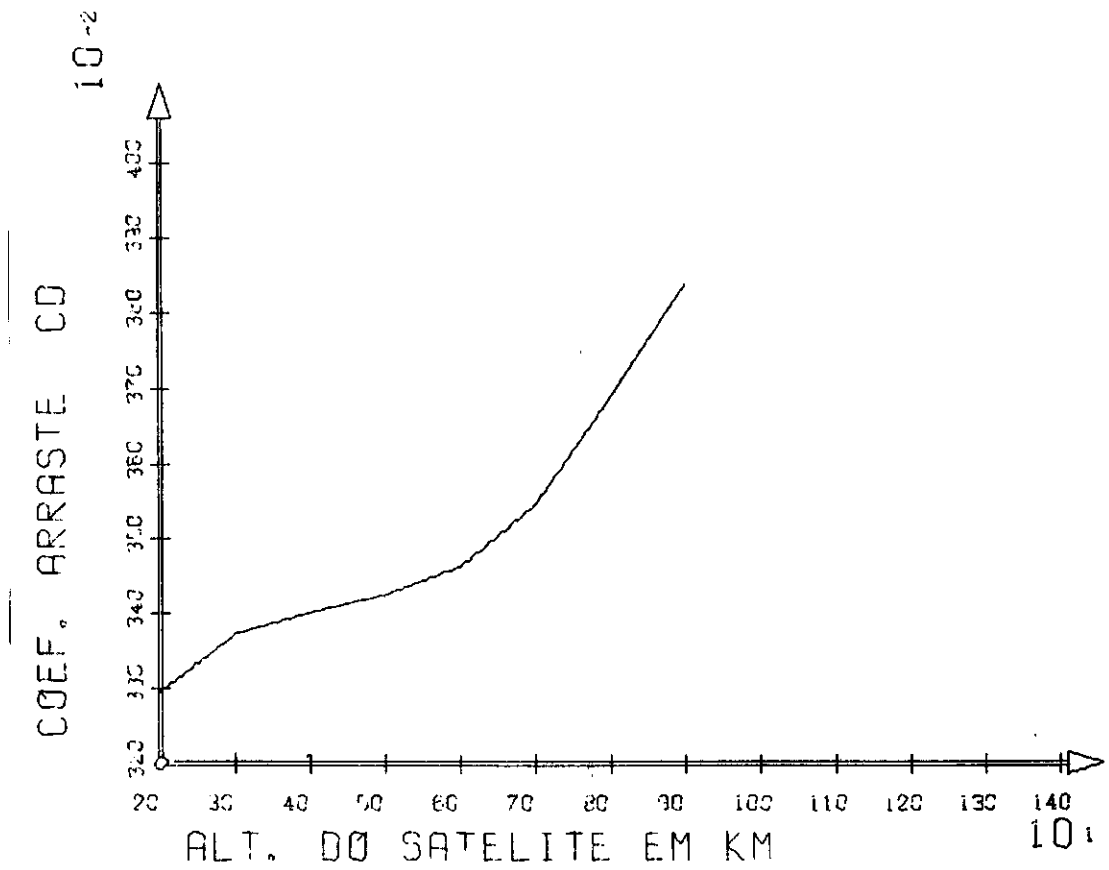
TABELA 3

```

*****
*****
***** COEFICIENTE DE ARRASTE CD *****
*****
*****
***** ANGULO DE ROTACAO BETA EM GRAUS = -22.50 *****
*****
***** ANGULO DE ATIQUE ALFA EM GRAUS *****
*****
***** S *****
***** 90.0 *****
***** 45.0 *****
***** 30.0 *****
***** 0.0 *****
***** 45.0 *****
***** 60.0 *****
***** 90.0 *****
*****
***** 100.0 * 22.950 * 3.1989 * 3.4894 * 3.5867 * 3.1529 * 3.6787 * 3.5696 * 3.4236 * 2.1623 *
*****
***** 200.0 * 9.236 * 2.3866 * 3.3348 * 3.6284 * 3.7306 * 3.3653 * 3.8274 * 3.7116 * 3.3591 * 2.4125 *
*****
***** 300.0 * 7.802 * 2.4611 * 3.3810 * 3.6747 * 3.7784 * 3.4338 * 3.8767 * 3.7590 * 3.4053 * 2.4911 *
*****
***** 400.0 * 7.379 * 2.4080 * 3.3987 * 3.6923 * 3.7965 * 3.4595 * 3.8954 * 3.7770 * 3.4231 * 2.5203 *
*****
***** 500.0 * 7.084 * 2.5101 * 3.4126 * 3.7059 * 3.8105 * 3.4792 * 3.9099 * 3.7909 * 3.4370 * 2.5428 *
*****
***** 600.0 * 6.615 * 2.5481 * 3.4378 * 3.7305 * 3.8357 * 3.5147 * 3.9359 * 3.8161 * 3.4623 * 2.5829 *
*****
***** 700.0 * 5.810 * 2.6283 * 3.4929 * 3.7837 * 3.8898 * 3.5900 * 3.9919 * 3.8707 * 3.5177 * 2.6675 *
*****
***** 800.0 * 4.851 * 2.7604 * 3.5891 * 3.8756 * 3.9824 * 3.7159 * 4.0876 * 3.9651 * 3.6146 * 2.8087 *
*****
***** 900.0 * 4.128 * 2.9031 * 3.7001 * 3.9810 * 4.0875 * 3.8850 * 4.1964 * 4.0733 * 3.7266 * 2.9570 *
*****
***** AREA DE REFERENCIA (MM) SB= 0.707107 *****
*****
*****
*****

```

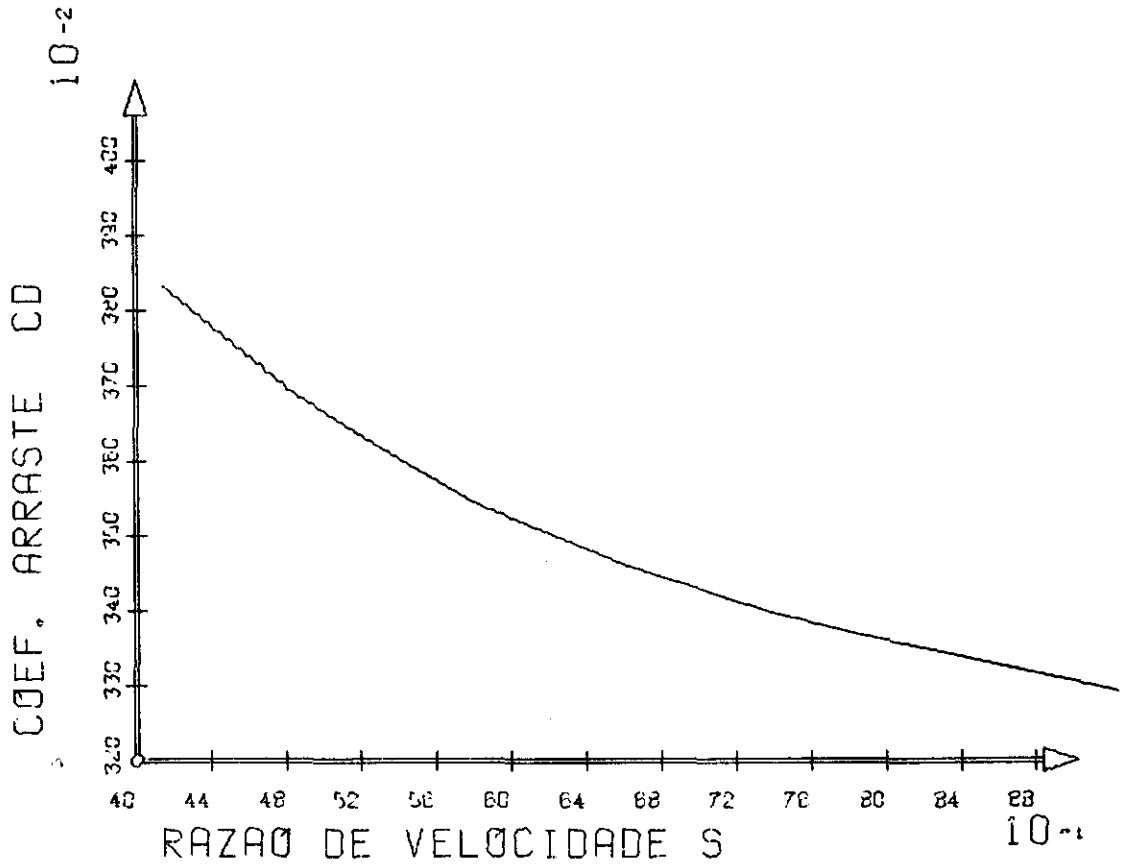
COEF. ARRASTE X ALTURA



BETA = 0. GRAUS. ALFA=0

GRÁFICO 1

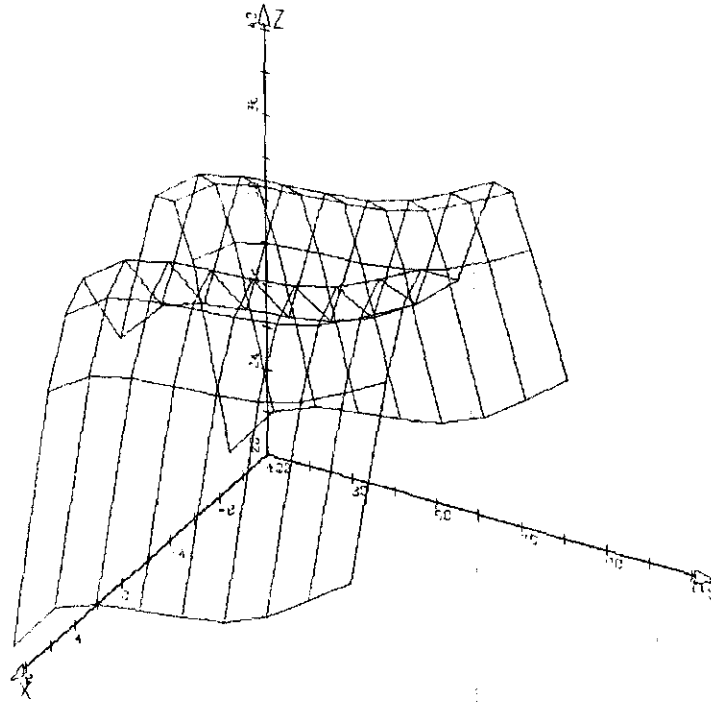
CØEF. ARRASTE X RAZ. VELOC.



BETA = 0. GRAUS. ALFAO

GRÁFICO 2

COEFICIENTE DE ARRASTE



X-ANG. ATAQUE ALFA . GRAUS. $\times 10^1$

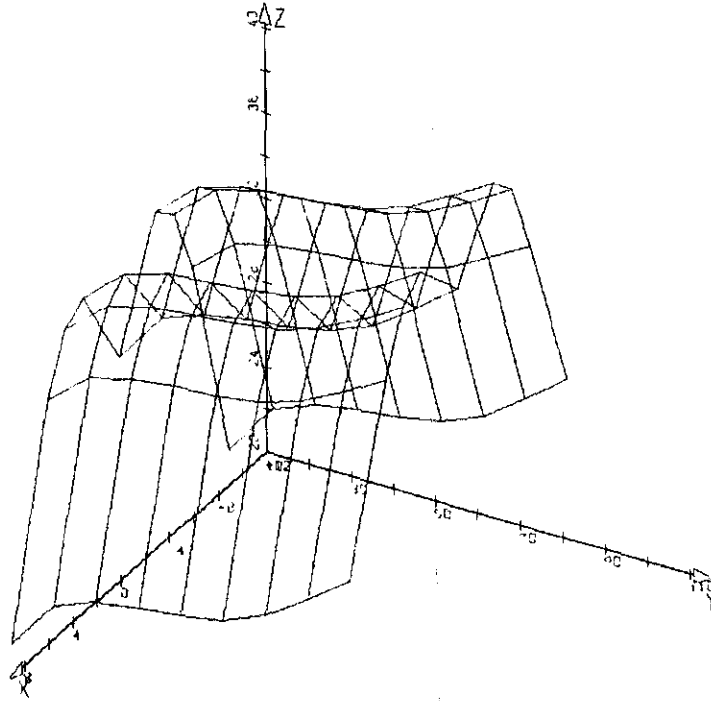
Y-ALTIT. DO SATELITE . KM. $\times 10^1$

Z-COEF. DE ARRASTE CD $\times 10^{-1}$

ANG. ROTAÇÃO BETA . GR. ≈ 22.5

GRÁFICO 3

COEFICIENTE DE ARRASTE

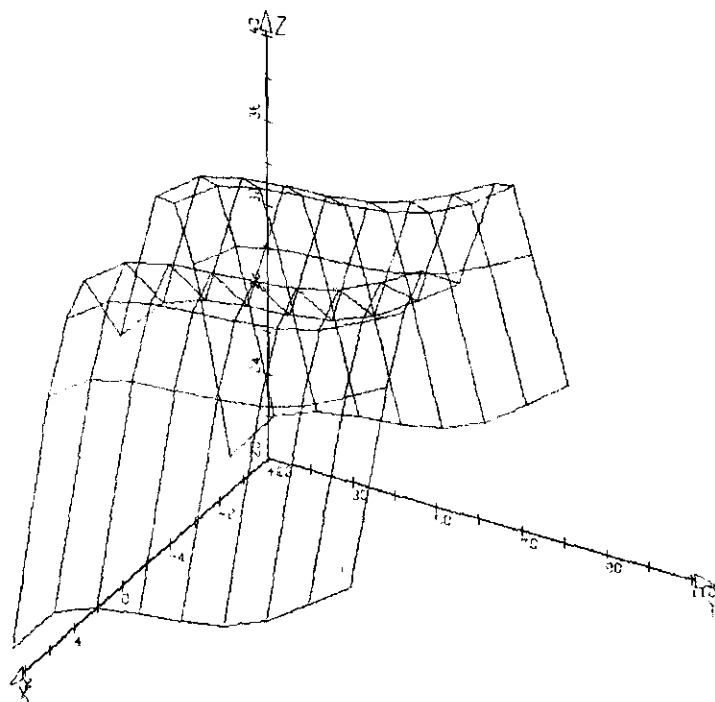


X-ANG. ATAQUE ALFA .GRAUS. $\times 10^1$
Y-ALTIT. DO SATELITE .KM. $\times 10^1$
Z-COEF. DE ARRASTE CD $\times 10^4$

ANG. ROTACAO BETA .GR. =0

GRÁFICO 4

COEFICIENTE DE ARRASTE

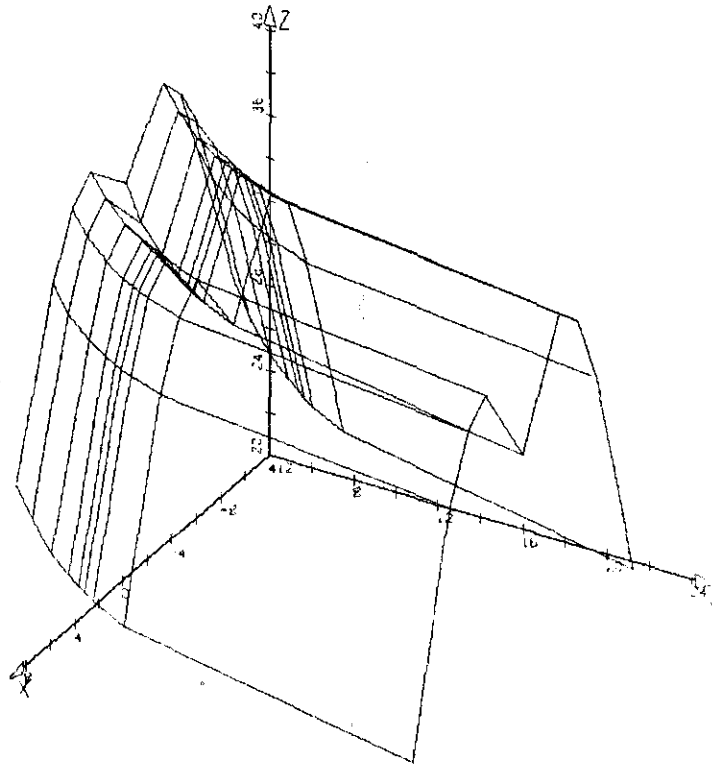


X-ANG. ATAQUE ALFA .GRAUS. $\times 10^1$
Y-ALTIT. DO SATELITE .KM. $\times 10^1$
Z-COEF. DE ARRASTE CD $\times 10^{-1}$

ANG. ROTACAO BETA .GR. =22.5

GRÁFICO 5

COEFICIENTE DE ARRASTE

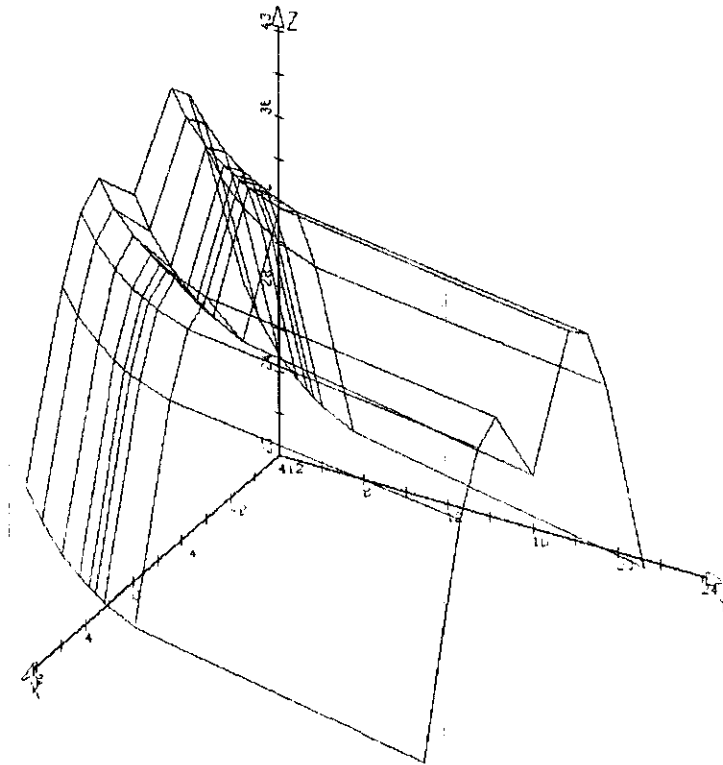


X-ANG. ATAQUE ALFA .GRAUS. $\times 10^1$
Y-RAZAO DE VELOCIDADES S $\times 10^0$
Z-COEF. DE ARRASTE CD $\times 10^{-1}$

ANG. ROTACAO BETA .GR. = -22.5

GRÁFICO 6

COEFICIENTE DE ARRASTE



X-ANG. ATAQUE ALFA .GRAUS. $\times 10^1$
Y-RAZAO DE VELOCIDADES S $\times 10^0$
Z-COEF. DE ARRASTE CD $\times 10^{-1}$

ANG. ROTACAO BETA .GR. = 0

GRÁFICO 7

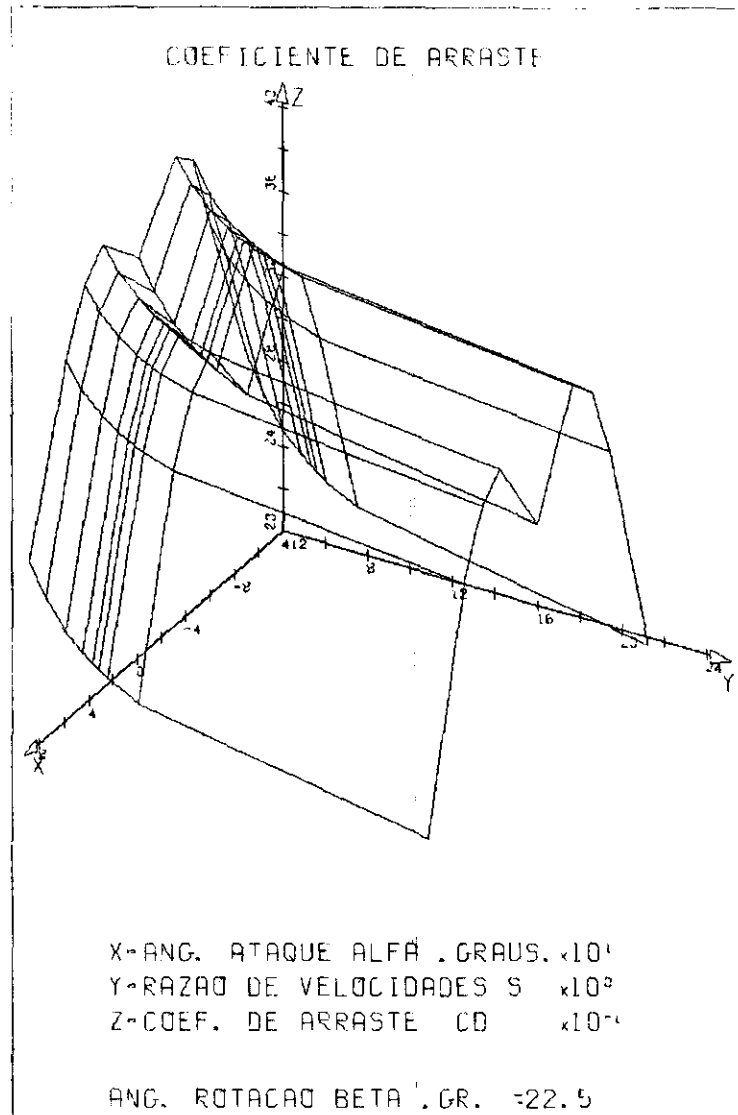


GRÁFICO 8

ARRASTE ON DISK

```

SUBROUTINE DRAGEXT(SB,ALT,UX,UY,UZ,LMDM)
REAL LMST
REAL LIFTX,LIFTY,LIFTZ,LIFT
LOGICAL LMDM,ENUE,LPARC
COMMON/ATMEN/ DERM,DERT,TINF
COMMON/CENGRA/ CGX,CGY,CGZ
COMMON/JAUSD / IS,SIGMA,SIGNAP,TH
COMMON/PKAT / SSOF,SDF,PK,GLAT,SDEC,LMST,TMJD
COMMON/RAJDS / RX,RY,RZ
COMMON/PARCIA/ LPARC
PI = 4.*ATAN(1.)
PIV = 2.*PI
PID = PI/2.
SQPI = SQRT(PI)
RAD = PI/180.
OEG = 180./PI
IF(SIGMA.LE.0.) SIGMA = 1.
IF(SIGNAP.LE.0.) SIGNAP = 1.
IF(TH.EQ.0.) RTE = 1.
IF(SB.LE.0.) SB = 1.
IF(IS.GT.0.) GOTO 8
ISV = 2
IF(SDF.EQ.0.) SSOF = 155.
IF(SOF.EQ.0.) SOF = 136.
IF(PK.EQ.0.) PK = 2.
IF(GLAT.EQ.0.) GLAT = SQRT(2.)/2.
IF(SDEC.EQ.0.) SDEC = -20.*RAJ
IF(LMST.EQ.0.) LMST = 15.*23.
IF(TMJD.EQ.0.) TMJD = 40241.*19./24.+11./160./24.
CALL ATDENS(SSOF,SDF,PK,GLAT,SDEC,LMST,ALT,TMJD,RMD1)
IF(TH.EQ.0.) TH = DERT
RTE = SQRT(TH/DERT)
RO = RHD*1000.
RAJU = ALI*1000.
U = DRBYEL(RAJU)
TS = RATIOS(DERT,DERM,U)
8 CONTINUE
S = TS
COEV = R0*U*U/2.
WRITE(6,1020)

WRITE(6,1030)
WRITE(6,1020)
IF(ISV.EQ.0.) GOTO 9
WRITE(6,1040) ALT,U
9 CONTINUE
WRITE(6,1045) SIGMA,SIGNAP,RTE,SB
IF(.NOT.LMDM) GOTO 11
WRITE(6,1110) CGX,CGY,CGZ
11 CONTINUE
WRITE(6,1020)
10 CONTINUE
CALL EXT(UA,XX1,XX2,XX3,ENDE)

```

```

START OF SEGMENT 002
FORMAT SEGMENT IS 000F LONG
C 0021000010
C 0021000010
C 0021000010
C 0021000010
C 0021000010
C 0021000010
C 0021000010
C 0021000010
C 0021000010
C 0021000145
C 0021000311
C 0021000413
C 0021000610
C 0021000712
C 0021000814
C 0021000810
C 0021000014
C 0021000F15
C 0021001114
C 0021001310
C 0021001315
C 0021001612
C 0021001815
C 0021001814
C 0021001F14
C 0021002311
C 0021002613
C 0021002C10
C 0021003311
C 0021003611
C 0021003814
C 0021003A11
C 0021003B14
C 0021003D12
C 0021004014
C 0021004014
C 0021004114
C 0021004410
FIB IS 0006 LONG
C 0021004812
C 0021004C12
C 0021005012
C 0021005113
C 0021005912
C 0021005912
C 0021006512
C 0021006612
C 0021007012
C 0021007012
C 0021007412
C 0021007412
SEGMENT 006 IS 0007 LONG

```

```
X1 = -XA1
X2 = -XA2
X3 = -XA3
SQZ = SQRT(X1+X1+X2+X2)
IF(SQZ) 30,40,30
30 CONTINUE
Z1 = X2/SQZ
Z2 = -X1/SQZ
Y1 = Z2*X3
Y2 = -Z1*X3
Y3 = Z1*X2-Z2*X1
GOTO 50
40 CONTINUE
Z1 = 0.
Z2 = -1.
Y1 = -X3
Y2 = 0.
Y3 = 0.
50 CONTINUE
QSI = UX*X1+UY*X2+UZ*X3
ETA = UX*Y1+UY*Y2+UZ*Y3
ZETA = UX*Z1+UY*Z2+UZ*Z3
ERF1 = 1+ERF(S+QSI)
EXPSQ = EXP(-S+S*QSI+QSI)
CONG = QSI*ERF1+EXPSQ/S/SQPI
PARLX = ((2.-SIGMAP)*QSI+CONG*(2.-SIGMAP)*ERF1/2./S/S+SIGMAP*RTE
I /2.*(EXPSQ/S+SQPI*ERF1+QSI)/S)*UA
PARLY = SIGMA*ETA+CONG*DA
PARLZ = SIGMA*ZETA+CONG*DA
DDX = X1*PARLX+Y1*PARLY+Z1*PARLZ
DDY = X2*PARLX+Y2*PARLY+Z2*PARLZ
DDZ = X3*PARLX+Y3*PARLY+Z3*PARLZ
DX = UX+DDX
DY = UY+DDY
DZ = UZ+DDZ
DPAX = DPAX+DDX
DPAY = DPAY+DDY
DPAZ = DPAZ+DDZ
IF(.NOT.LPARC) GOTO 200
COP1 = (DDX+UX+DDY+UY+DDZ+UZ)/SB
COP = (DPAX+UX+DPAY+UY+DPAZ+UZ)/SB
WRITE(6,150) COP,COP1,DPAX,DPAY,DPAZ,XX1,XX2,XX3,DA
LPAKC = .FALSE.
DPAX = 0.
DPAY = 0.
DPAZ = 0.
200 CONTINUE
IF(.NOT.LMDM) GOTO 20
RDX = RX*CGX
RDY = RY*CGY
ROZ = RZ*CGZ
DDMX = DDZ*RDY-DDY*ROZ
DDMY = DDZ*ROZ-DDZ*RDX
DDMZ = DDY*RDX-DDX*RDY
DMX = UMX+DDMX
DMY = UMY+DDMY
DMZ = UMZ+DDMZ
20 CONTINUE
IF(.NOT.ENDE) GOTO 10
COT = SQRT(DX+DX+DY+DY+DZ+DZ)
DROW = COT*CDEV
C 0021007814
C 0021007914
C 0021007A14
C 0021007B14
C 0021007E12
C 0021007F11
C 0021007F11
C 0021008013
C 0021008210
C 0021008310
C 0021008413
C 0021008615
C 0021008712
C 0021008712
C 0021008810
C 0021008815
C 0021008815
C 0021008915
C 0021008A13
C 0021008B11
C 0021008B11
C 0021008B11
C 0021008E13
C 0021009115
C 0021009511
C 0021009713
C 0021009A14
C 0021009013
C 002100A314
C 002100A815
C 002100A812
C 002100A015
C 0021008111
C 0021008413
C 0021008715
C 0021008911
C 0021008A13
C 0021008815
C 0021008D11
C 0021008E13
C 0021008F15
C 002100C110
C 002100CA15
C 002100C814
C 002100D812
C 002100DC12
C 002100D010
C 002100D014
C 002100DE12
C 002100DE12
C 002100DF12
C 002100E110
C 002100E214
C 002100E414
C 002100E710
C 002100E912
C 002100E814
C 002100ED10
C 002100EE12
C 002100EF14
C 002100EF14
C 002100F014
C 002100F411
```

```
IF(COT.EQ.0.) GOTO 220
CUDAX= UX/COT
CUDAY= UY/COT
CODAZ= UZ/COT
220 CONTINUE
ARRA = CWT*(CUDAX*UX+CUDAY*UY+CODAZ*UZ)
CD = ARRA/SB
LIFTX= UX-ARRA*UX
LIFTY= UY-ARRA*UY
LIFTZ= UZ-ARRA*UZ
LIFT = SQRT(LIFTX*LIFTX+LIFTY*LIFTY+LIFTZ*LIFTZ)
IF(LIFT.EQ.0.) GOTO 120
COLIX= LIFTX/LIFT
COLIY= LIFTY/LIFT
COLIZ= LIFTZ/LIFT
120 CONTINUE
TETAU= ARSIN(CODAZ)*DEG
IF(CUDAZ.EQ.1.) GOTO 60
SFIU = CUDAY/COS(TETAU*RAD)
CFIU = CUDAX/COS(TETAU*RAD)
FIO = TANGEN(SFIU,CFIU)*DEG
GOTO 70
60 CONTINUE
FIO = 0.
70 CONTINUE
TETAL= ARSIN(COLIY)*DEG
IF(COLIY.EQ.1.) GOTO 80
SFIL = COLIY/COS(TETAL*RAD)
CFIL = COLIX/COS(TETAL*RAD)
FIL = TANGEN(SFIL,CFIL)*DEG
GOTO 90
80 CONTINUE
FIL = 0.
90 CONTINUE
TETAA= ARSIN(UZ)*DEG
IF(UZ.EQ.1.) GOTO 100
SFIA = UY/COS(TETAA*RAD)
CFIA = UX/COS(TETAA*RAD)
FIAR = TANGEN(SFIA,CFIA)*DEG
GOTO 110
100 CONTINUE
FIAR = 0.
110 CONTINUE
DMX = DMX*CDEV
DMY = DMY*CDEV
DX = DX*CDEV
DMZ = DMZ*CDEV
DY = DY*CDEV
DZ = DZ*CDEV
ARRA = ARRA*CDEV
LIFT = LIFT*CDEV
WRITE(6,1140) S
WRITE(6,1130) CU
IF(1SV.EQ.0.) GOTO 130
WRITE(6,1450) DX,DY,DZ
130 CONTINUE
WRITE(6,1460)
WRITE(6,1470)
WRITE(6,1480) ARRA,UX,UY,DZ,TETAA,FIAR
WRITE(6,1490)
WRITE(6,1470)
C 002100F511
C 002100F612
C 002100F714
C 002100F910
C 002100FA12
C 002100FA12
C 002100FE11
C 002100FF11
C 002101D110
C 0021010215
C 0021010414
C 0021010811
C 0021010910
C 0021010A12
C 0021010814
C 0021010010
C 0021010010
C 0021010F10
C 0021011011
C 0021011214
C 0021011511
C 0021011715
C 0021011812
C 0021011812
C 0021011910
C 0021011910
C 0021011C11
C 0021011E14
C 0021012111
C 0021012315
C 0021012412
C 0021012412
C 0021012510
C 0021012510
C 0021012710
C 0021012811
C 0021012A14
C 0021012011
C 0021012F15
C 0021013012
C 0021013012
C 0021013012
C 0021013110
C 0021013110
C 0021013212
C 0021013314
C 0021013314
C 0021013510
C 0021013612
C 0021013714
C 0021013714
C 0021013910
C 0021013A12
C 0021013814
C 0021014212
C 0021014912
C 0021014A13
C 0021015412
C 0021015412
C 0021015812
C 0021015C12
C 0021016A12
C 0021016E12
```

```

WRITE(6,I80) LIFT,COLIX,COLIZ,COLIZ,TETAL,FIL
WRITE(6,I1001)
WRITE(6,I1070)
WRITE(6,I1080) DR0,CDDAX,CDDAY,CDDAZ,TETAD,FIU
IF(.NOT.LMDM) GOTO 240
WRITE(6,I120) DMX,DMY,DMZ
240 CONTINUE
WRITE(6,I120)
ISV = 0
S = 0.
T5 = 0.
T4 = 5.
WRITE(6,I1250)
1020 FORMAT(1X,I32(' '))
1030 FORMAT(' ',"CONSTANTES DO SATELITE" )
1040 FORMAT(' ',"ALTURA MEDIA DO SATELITE SOBRE A SUPERFICIE (KM) " ,"/,
1 " ALT=",F7.2,"/," VELOCIDADE TANGENCIAL DE ORBITA (CIRCULAR) (M/
25) " ,"/, " U=",F7.2,"/ )
1045 FORMAT(' '," COEFICIENTES DE TRANSFERENCIA DE MOMENTO
3 TANGENCIAL E NORMAL, RESPECTIVAMENTE " ,"/, " SIGMA=",F6.3,"10X," SI
4 MAP=",F6.3,"/," RAIZ DA RAZAO DE TEMPERATURAS, "/, " RTE=",F10.5,
5 /, " AREA DE REFERENCIA PARA O COEFICIENTE DE ARRASTE
6 (M*M) " ,"/, " S=",F10.5,"/ )
1050 FORMAT(' '," COMPONENTES DA RESULTANTE NOS EIXOS X,Y E Z (NEWTONS) " ,
1 /, " DX=", E15.7,"10X," " DY=", E15.7,"10X," " DZ=", E15.7,"/ )
1060 FORMAT(' '," ARRASTE NA DIRECAO DA VELOCIDADE (NEWTONS) " )
1070 FORMAT(' '," MODULO COSMIR,X COSMIR,Y COSMIR,Z
1 ITRA(GMAU) F(GMAU) " )
1080 FORMAT(1X, E11.4,"F10.5,"F10.5,"F10.5,"/ )
1090 FORMAT(' '," SUSTENTACAO NA DIRECAO PERPENDICULAR A VELOCIDADE (NFWTO
INS) " )
1100 FORMAT(' '," FORCA RESULTANTE NO SATELITE (NEWTONS) " )
1110 FORMAT(' '," COORDENADAS DO CENTRO DE GRAVITACAO DO SATELITE (M) "
1 /, " CX=",F10.5,"5X," " CY=",F10.5,"5X," " CZ=",F10.5,"/ )
1120 FORMAT(' '," MOMENTOS RESULTANTES NOS EIXOS X,Y E Z (NEWTONM) "
1 /, " MUX=", E11.4,"4X," " MUY=", E11.4,"4X," " M0Z=", E11.4,"/ )
1130 FORMAT(' '," COEFICIENTE DE ARRASTE " ,"/, " S=",F10.5,"/ )
1140 FORMAT(' '," RAZAO DE VELOCIDADES " ,"/, " DPAX=",F10.3,"
1 " DPAY=",F10.3," " DPAZ=",F10.3," " T5=",F6.3," " T4=",F6.3," " DAM
2 ,F10.7)
1250 FORMAT(1X,/)
RETURN
END

```

FORMAT SEGMENT IS 0055 LONG
SEGMENT 002 IS 0100 LONG

06000 F J T R A N C O 4 P I L A T I O N M A R K 3.1.242 T U E S D A Y , 11/11/80 10:16 A M

(O R B I T A L) A R R A S T E O N P A C K
=====

START OF SEGMENT 002

C 0021000010
C 0021000010
C 0021000010
C 0021000111
C 0021000111
C 0021000311
C 0021000315
C 0021000515
C 0021000813
C 0021000910
C 0021000910
C 0021000A13
C 0021000014
C 0021000E11
C 0021000F15
C 0021000F12

SEGMENT 002 IS 0016 LONG

```
FUNCTION TANGEN(A*B)
COMMON/CONST / PI,PIV2,PID2,S,PI,RAJ,DEG
IF(0) 10,20,10
10 CONTINUE
TANGEN= ATAN(A/B)
IF(0<LT,0.) TANGEN= TANGEN+PI
15 CONTINUE
IF(TANGEN<LT,0.) TANGEN=TANGEN+PI/2
RETURN
20 CONTINUE
IF(A*B<EQ,0.) GOTO 30
TANGEN= A/SORT(A*A) +PID2
GOTO 15
30 CONTINUE
TANGEN= 0.
RETURN
END
```

06000 F U R T R A N C O M P I L A T I O N M A R K 3.1.242 T U E S D A Y , 11/11/80 10:16 A M

(O R B I T A L) A R R A S T E O N P A C K
=====

START OF SEGMENT 002

C 0021000010
C 0021000010
C 0021000512
C 0021000515

SEGMENT 002 IS 0008 LONG

```
FUNCTION URVEL(X)
URVEL = 1.996327879E+07/SORT(6.37E+06*X)
RETURN
END
```

06000 F O R T R A N C O M P I L A T I O N M A R K 3.1.242 T U E S D A Y , 11/11/80 10:16 A M

(O R B I T A L) A R R A S T E O N P A C K
=====

START OF SEGMENT 002

C 0021000010
C 0021000010
C 0021000044
C 0021000511

SEGMENT 002 IS 0000 LONG

```
FUNCTION MATIOS(DERT,DERM,U)
RATIUS = (.75481389E-03+U/SORT(OERT/DERM))
RETURN
END
```

6. REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

- SCHAAF, S.A.; CHAMBRE, P.L. *Flow of rarefied gases*. Princeton, N.J. Princeton University Press, 1961. (Princeton Aeronautical Paperbacks, 8)
- STALDER, J.R.; ZURICK, V.J. *Theoretical aerodynamic characteristic of bodies in a free molecule flow field*. Washington, D.C.; NACA, 1951. (NACA. TN2423).
- STALDER, J.R.; GOODWIN, G.; CREAGER, M.O. *Heat transfer to bodies in a high speed rarefied gas stream*. Washington, D.C., NACA, 1951. (NACA TN2438).
- KARR, G.R. *Environmental dynamics at orbital altitudes*. Washington, D.C., NASA, 1976. (NASA CR-2765).
- BOETTCHER, D.; LEGGE, H. *Determination of aerodynamic forces on satellites by theory and wind tunnel experiments*. Apresentado no Congres. International Astronautical Federation, 30., Munich, Sept. 17-22, 1979. 13 p
- NEGREIRONS DE PAIVA, R. *Simulação numérica da densidade atmosférica*. São José dos Campos, INPE, 1979. (INPE-1436-RPI/002).
- JACCHIA, L.G. *Revised static models of the thermosphere and exosphere with empirical temperature profiles*. Cambridge, MA, SAO, 1971. (SAO Special Report nº 332).
- ROBERTS, Jr. C.E. An analytical model for upper atmospheric densities based upon Jacchia's 1970 models. *Celestial Mechanics*, 4(3/4):368-377, Dec. 1971.