

BAKER, W.E., WESTINE, P.S. & DODGE, F.T. (1981) Similarity Methods in Engineering Dynamics, Southwest Research Institute, San Antonio, Texas

TABEL A

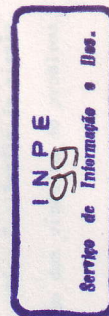
[illegible]

Sumário

O presente trabalho considera o estado da arte no que se refere ao problema de escalonamento ótimo de um sistema IRR (Integral Rocket-Ramjet) de propulsão, dando continuidade ao trabalho anterior, o qual discutia aspectos da otimização daqueles sistemas dados os vínculos da missão escolhida e usando a técnica dos multiplicadores de Lagrange. Escolhida uma das técnicas existentes para seleção do estagamento ótimo de foguetes múltiplos, aplicam-se os conceitos em um caso exemplo, visando a obtenção das curvas de interesse para um veículo propulsado por um sistema IRR.

Abstract

The present work considers the state of the art of the optimum staging problem of a Integral Rocket Ramjet (IRR) propulsion system, and is a continuation of our previous work which discussed the optimization of systems with mission restraints using Lagrange multipliers. This method is chosen out of the several existing ones for optimum rocket staging problems and is applied to a sample case where the characteristic curves for an IRR vehicle are obtained.



1 INTRODUÇÃO

O emprego da técnica dos multiplicadores de Lagrange para a otimização do desempenho global do sistemas de propulsão onde o número de variáveis independentes é maior que o dos vínculos da missão (o que conduz a introdução de variáveis de pilotagem), se constitui em procedimento bastante convencional que tem sido alvo de inúmeros trabalhos nos últimos tempos [1,3,6].

Em particular este método foi aplicado [2] para sistemas que envolvem o emprego integralizado de um motor foguete (que se comporta como "Booster"), ou seja, o acelerador) com um estado-reator (o estágio de sustentação nos chamados IRR (Integral Rocket-Ramjet)), sistemas de grande interesse atual com vistas a seu emprego não apenas nos mísseis de cruzeiro mas também previsto para veículos sub-orbitais da próxima década [4].

Neste trabalho utiliza os resultados de [2] na determinação dos parâmetros de voo para uma dada configuração em diversos perfis de missão. Em particular se considera também aquele onde a fase de aceleração ocorre em vertical com transição controlada para a fase de sustentação (aspecto de interesse tático moderno).

2. REVISÃO DO PROBLEMA

Dado um sistema de propulsão tipo IRR (Fig. 1) de massa total M num instante t , em voo com velocidade V numa altitude z , num plano vertical em trajetória com inclinação γ em relação a horizontal e desenvolvendo um empuxo F programado para o melhor compromisso entre as perdas gravitacionais e aerodinâmicas, pode-se então escrever [2]:

$$F - D - M \sin \gamma = M \frac{dv}{dt} \quad (1)$$

$$- M g \cos \gamma = M V \frac{d\gamma}{dt} \quad (2)$$

$$F = (m_1 \dot{v}_1 + m_1 \dot{v}_2) = m_1 \dot{v}_1 V \quad (3)$$

$$\frac{dz}{dt} = V \sin \gamma \quad (4)$$

onde o campo gravitacional g é considerado uniforme, o arrasto aerodinâmico D é tomado como $D = D(v, z)$, m e m_1 são respectivamente as vazões de ar e combustível (ou propelente), C_d é a velocidade efetiva de descarga dos gases da combustão, $\dot{v}_1$ e $\dot{v}_2$ são o Delta de Kronecker ($i = 1$ no modo foguete e $i = 2$ no modo de operação como estado-reator) e onde a sustentação aerodinâmica (lift) é nula. A Figura 2 sugere os perfis de missão examinados.

Tomando-se as variáveis como função de σ ($\sigma_1 < \sigma < \sigma_2$, monotônico), a variável de pilotagem, pode-se então construir uma função G tal que

$$G = \lambda_j \cdot G_j \quad (5)$$

observada a notação de Einstein, onde os λ_j são os multiplicadores de Lagrange e os G_j , $j = 1, 2, 3, 4$ são obtidos a partir das equações (1) a (4) escritas como relações homogêneas do primeiro grau [2].

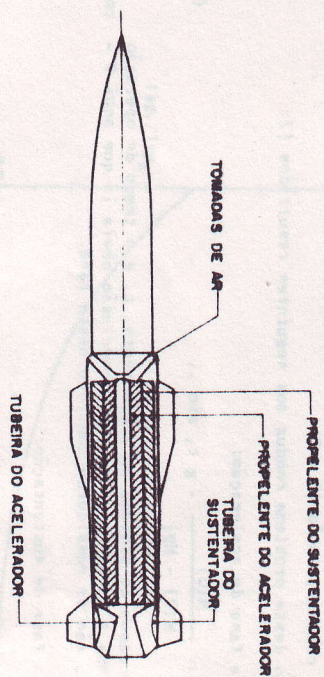


Fig. 1 - Configuração proposta [7].

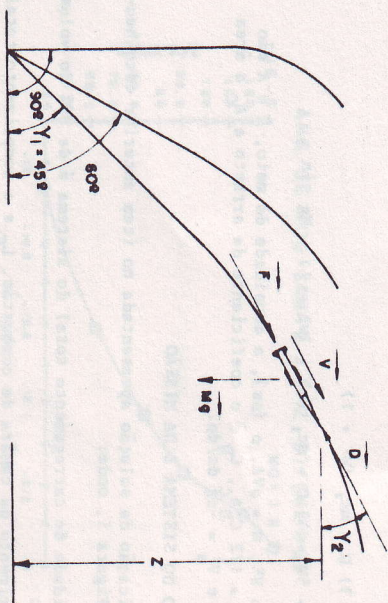


Fig. 2 - Perfis de missão.

Como, para satisfação dos vínculos do problema,

$$I = \int_{\sigma_1}^{\sigma_2} G d\sigma = 0 \quad (6)$$

para qualquer caminho, então $\delta I = 0$.

A solução deste problema conduz aos seguintes resultados [2]:

a. Para a fase de aceleração:

$$\dot{V} = \frac{1}{M(t)} \frac{dM(t)}{dt} - g \sin \alpha \quad (7)$$

onde $M(t)$ é a massa do sistema no acendimento, t_1 é o tempo de operação do acelerador e M_{p1} a massa de propelente, conclusão óbvia já que aqui $F = \text{constante}$, isto é, não se considerou controle nesta fase.

b. Para a fase de sustentação:

$$\frac{F}{M_2} = \frac{1}{r} (A \sin \alpha - B \cos \alpha) \quad (8)$$

onde

$$A = \left[h + 4w + \frac{V^2}{V_a^2} (1 + w) \right] D - m_{C_2} \left[4w + 4w - 1 + \frac{V^2}{V_a^2} (w^2 + 1) \right] - Mg \sin \alpha \quad (9)$$

$$B = (W + 3) D + m_{C_2} (W^2 + 1) \quad (10)$$

$$C = (W^2 + 5W + 3) D + m_{C_2} (W^3 + 3W^2 - 1) - Mg \sin \alpha \quad (11)$$

e onde $D = K, V^2, m = \rho V A, \rho$ (oz), a densidade do meio, K e A são constantes ($K = 1/2 C_D A, C_D$ é o coeficiente de arrasto e A a área projetada), $w = V/C_2$ e $V_a^2 = -g dz/do$.

3. DEFINIÇÃO DO SISTEMA E DA MISSÃO

Para aplicação da solução apresentada no item anterior escolheu-se a configuração da Figura 1, onde:

- a densidade de carregamento total do sistema é de 80% do volume da câmara;
- o comprimento da câmara de combustão, L_C e o comprimento total do sistema, L são respectivamente iguais a: $L_C = 9.6 D_{\max}$ e $L = 12 D_{\max}$, onde $D_{\max}$ é o maior diâmetro do míssil;
- o fator de carga útil λ , $\lambda = M_u/M(0)$, onde M_u é a massa de carga útil, é de $\lambda = 0.2$;
- A massa da estrutura foi considerada proporcional ao calibre, tomando-se o material com densidade de 7.5 g.cm^{-3} e um fator de proporcionalidade de 1.4.

Na fase de aceleração considerou-se:

- impulso específico, $I_{sp1} = 200$ segundos ($I_{sp1} = c^*/g$);

- velocidade de queima, $r_1 = 2.0 \text{ cm.s}^{-1}$, queima neutra;
- densidade do propelente, $\rho_{p1} = 1.7 \text{ g.cm}^{-3}$.

Para a fase de sustentação:

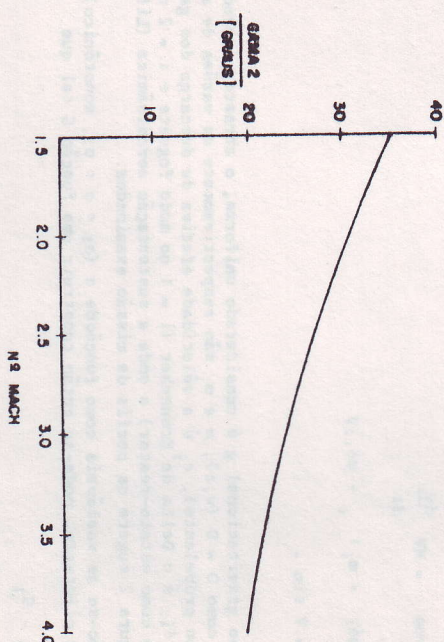
- tomou-se uma massa inicial do sistema ($m_{t2} = 0$), igual a $M_2 = 0.9 (M(0)/\exp(w_1))$ onde $w_1 = V/c_1 + t_1/c_1 (g \sin \alpha_1)$;
- o empuxo foi considerado igual ao arrasto;
- a velocidade efetiva de descarga (c_2) foi calculada com base na consideração anterior;
- a taxa de fluxo de ar ($\dot{m}$) foi tomada proporcional a vazão mássica de propelente ($\dot{m}_p$), sendo o coeficiente igual a 1.5;
- a massa instantânea foi calculada como: $M_2(t) = M_2 - \dot{m}_p \cdot \Delta t$, onde M_2 é a massa inicial da 2ª fase, $M_2(t)$ a massa no instante t e Δt o intervalo de tempo.

Escolheu-se para altura de operação da fase sustentada $Z = 1000$ metros, a ser alcançada em 1.0 segundo. Foram tomados como ângulos de lançamento $\gamma_1 = 45^\circ, 60^\circ$ e 90° .

4. RESULTADOS E CONCLUSÕES

Isto posto foram obtidos os resultados indicados nas Figuras 3 a 6.

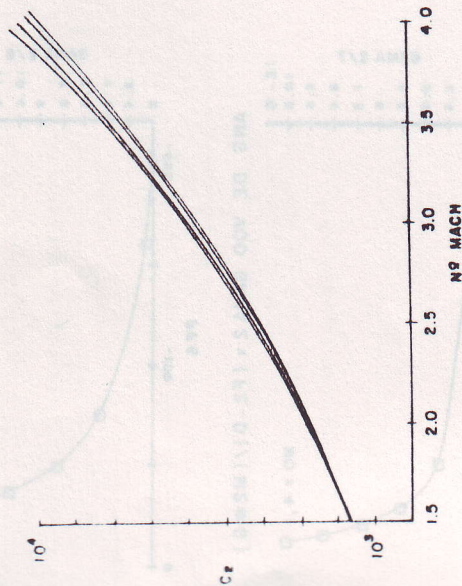
O comportamento de γ_2 versus o Mach de cruzeiro para ângulo de lançamento $\gamma_1 = 45^\circ$, é mostrado na Fig. 3. Vale notar que esta curva é insensível a valores diferentes do impulso específico do propelente do acelerador.



($\gamma_1 = 45^\circ, Z = 1000 \text{ m}, I_{sp1} = 200 \text{ s}$)

Fig. 3 - Variação do ângulo de voo da fase de sustentação ($\gamma_2 = D$).

A Figura 4 considera a resposta no Mach de cruzeiro sobre a variação do impulso específico do estágio de sustentação para diversos calibres do míssil (e, portanto, diferentes massas).



(GAMA = 4.52, X = 1000 m, $isp_1 = 200$ s)

Fig. 4 - Velocidade efetiva de descarga da fase de sustentação ($F_2 = D$) em relação ao número de Mach voo.

A Figura 5 mostra a razão de impulsos específicos desejáveis para a obtenção do Mach de voo em diversos calibres.

Finalmente a Figura 6 mostra para dado Mach de Cruzeiro, a variação de γ_2 para a diferença entre o empuxo e o arrasto em instantes diferentes.

O problema aqui discutido não considerou uma terceira fase, de voo livre, que poderia ser imposta entre as fases de aceleração e sustentação. Também foram consideradas variações no C_D , coeficiente de arrasto nem a existência de sustentação, alvos de trabalho futuro que também discutirá as condições de canto de Weierstrass-Erdman.

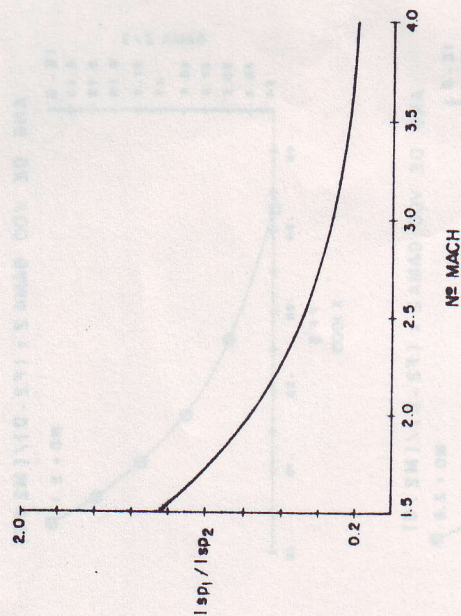


Fig. 5 - Razão entre impulsos específicos ($F_2 = D$).

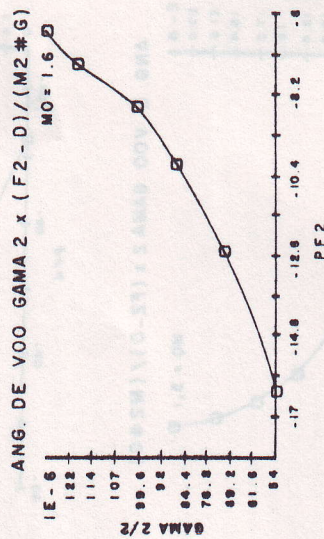


Fig. 6 - Performance em função do ângulo de voo da fase de sustentação.

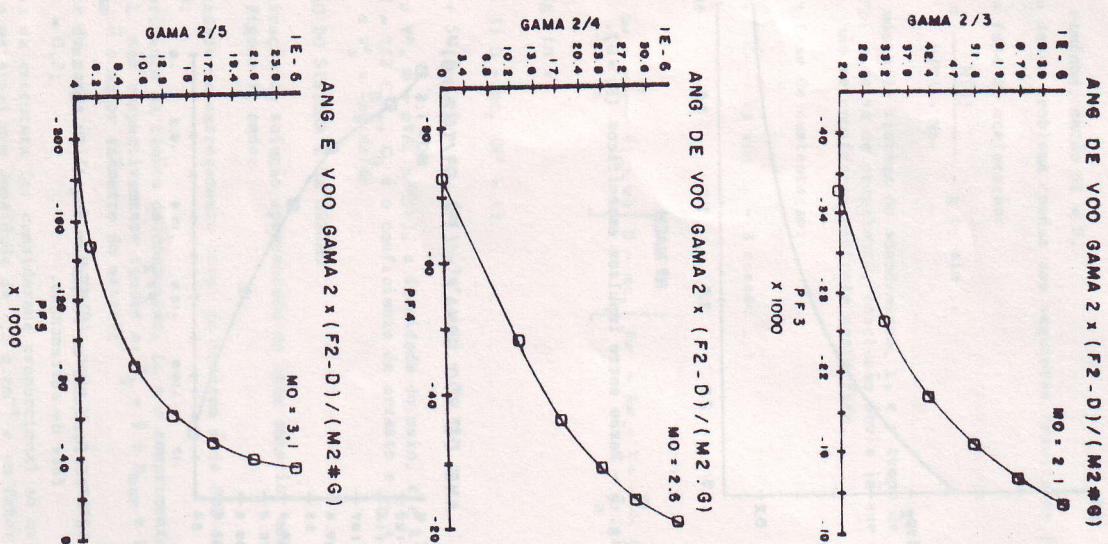


Fig. 6 - Continuação

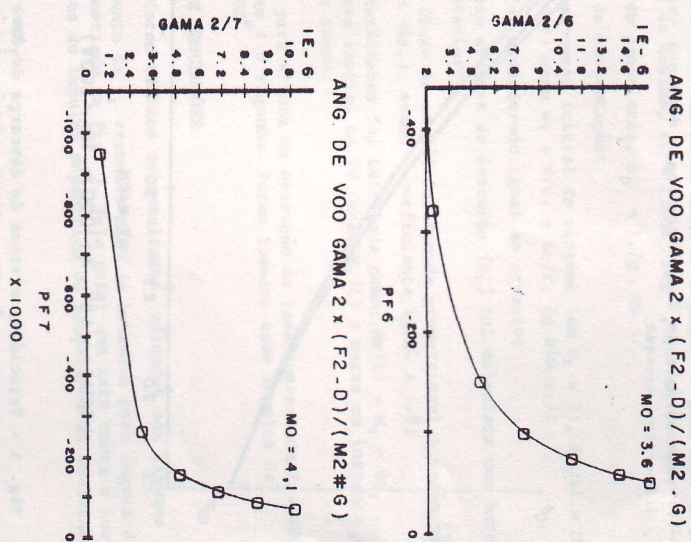


Fig. 6 - Conclusão.

BIBLIOGRAFIA

1. BASTOS NETTO, D. (1978), "A Review of the problem of optimal staging of multistage process", workshop on optimal systems, NASA/DF VLR/IAE-CTA, 08 out. 1986, São José dos Campos, S.P. Publicação 130, 1PqM, RJ, dez.
2. BASTOS NETTO, D., e GUIMARÃES, A.L.S. (1985), "Otimização de Associação Foguete-Estator Reator Integralizados", COBEM, São José dos Campos, São Paulo.
3. MASON, J.D.; DOCKERSON, W.D., e SMITH, D.B. (1986), "A variational method for optimal staging", AIAA Journal, volume 3, pages 2007-2012.
4. SURAK, A. "Space Applications of Ramjet Propulsion Systems".
5. SUTTON, G.P. (1967), "Rocket Propulsion Elements", John Wiley & Sons, New York.

6. TSIEN, H.S., e EVANS, R.C. (1951), "Optimum Thrust Program for a Sounding Rocket", Journal of the American Rocket Society", volume 2, Number 5, page 99.
7. WEBSTER, F.F. (1982), "Integral Rocket Ramjet Propulsion - Flight Data Correlation and Analysis Techniques", Journal Spacecraft, vol. 19, Number 4.

COMBUSTÍVEIS ALTERNATIVOS DE MOTORES DE IGNIÇÃO POR COM PRESSÃO

Duílio Venanzi*

Sebastião Cardoso**

Alberto A. Mantese*

* Escola de Engenharia de São Carlos - USP
Departamento de Engenharia Mecânica - SEM
13560 - São Carlos - SP - Cx.Postal: 359

** Universidade Federal de Viçosa

SUMÁRIO

Através de considerações teóricas e de ensaios em motor com antecâmara Diesel são avaliados os comportamentos energéticos de alguns combustíveis ao substituírem, parcial ou totalmente, o óleo original.

ABSTRACT

Experimental and theoretical studies on replacing Diesel fuel for others fuels are made to determine the performance of diesel engines.