

OTIMIZAÇÃO DE TRAJETÓRIAS DE VEÍCULOS LANÇADORES DE SATÉLITE

Antonio Carlos Miranda Smania
Instituto de Atividades Espaciais - CTA - IAE - EIC
12.225 - São José dos Campos - SP - Brasil

Atair Rios Neto
Instituto de Pesquisas Espaciais - INPE/MCT
12.201 - São José dos Campos - C.P. 515 - SP - Brasil

Resumo

Este trabalho apresenta um procedimento para determinar trajetórias otimizadas que maximizem a carga útil de um Veículo Lançador de Satélites (VLS) sujeito a restrições dinâmicas e geométricas. Isso foi conseguido através de abordagem subótima: utilizando-se programação linear para implementar um procedimento de busca direta baseado em um método de parametrização da função de controle; e determinando sua solução numérica por perturbação linear. São apresentados resultados de testes a partir de simulação digital, fazendo uso de dados disponíveis de uma versão de um VLS da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB). Comparações preliminares, com os dados disponíveis, sugerem que o procedimento é uma boa opção para esse problema de otimização.

Abstract

This work presents a procedure to determine an optimal trajectory that maximizes the payload of a Satellite Launching Vehicle (VLS) subject to dynamic and geometric constraints. This was obtained by a suboptimal approach: using linear programming to implement a direct search procedure based on a control function parametrization method; and finding its numerical solution by linear perturbation. Results from digital simulations are presented, based on available VLS data from the Brazilian Complete Space Mission (MECB). Preliminary comparisons, with available data, suggest that the procedure is a good option for this optimization problem.

Keywords: Satellite Launching; Trajectory Optimization; Suboptimal Control; Optimization Numerical Method.

1. INTRODUÇÃO

Um dos problemas enfrentados pela MECB (Missão Espacial Completa Brasileira) é definir a trajetória que um VLS (Veículo Lançador de Satélites) deverá seguir para colocar um satélite em órbita obedecendo as restrições impostas para tal tarefa e maximizando a disponibilidade de massa para o satélite.

Com base em Smania (1988), apresenta-se solução para este problema, que é extremamente importante para a fase de análise de uma missão. Para diferentes alternativas de configuração do foguete, é possível obter-se uma estimativa da disponibilidade máxima de massa satelizável.

Dentre as alternativas de se ter um procedimento de busca direta (Brauer et alii - 1977, Biggs - 1978-79) - isto é, em que o esquema de busca é desenvolvido diretamente a partir do problema de otimização formulado - ou de busca indireta (Tandon - 1981, Biggs -

1978-79, Cornelisse et alii - 1983) - isto é, em que o esquema de busca é desenvolvido diretamente a partir das condições necessárias de otimização do problema - a escolha do procedimento de otimização foi fortemente influenciada pelas seguintes constatações:

- a facilidade de entendimento e implementação de procedimentos de busca direta, que dispensam a necessidade de tratamento e uso explícito (e, portanto, da complexidade) das condições necessárias de otimização, tornando a utilização dos resultados acessíveis também a usuários não especializados na área de teoria de controle ótimo de sistemas dinâmicos;

- Biggs (1978-79), fez comparações entre procedimentos de busca direta e híbrida (direta/indireta) onde, para exemplos semelhantes (correção de órbita, manobras de transferência de órbita), o método direto apresentou

maior velocidade com solução não significativamente inferior à obtida com o procedimento híbrido;

- a experiência acumulada em outras agências espaciais, consagrando a opção por procedimentos de busca direta e subotimização através da parametrização da função de controle (Brauer et alii - 1971, Cornelisse et alii - 1983).

Optou-se finalmente por um procedimento subótimo de busca direta aproveitando estudos anteriores realizados por Ceballos e Rios Neto (1979), Ceballos (1980) e Bueno Neto (1985).

Ceballos (1980), fez seu trabalho volta do à utilização do método de parametrização da função controle e solução numérica por perturbação linear proposto por Williamson (1971), implementando-o na forma de esquema de busca em cada iteração usando problema acessório de programação linear. No presente trabalho, utiliza-se a mesma forma geral de implementação com diferença na formulação do problema acessório de programação linear em cada iteração que foi modificada, tendo em vista obter um melhor desempenho de convergência e facilitar a calibração do procedimento.

Bueno (1985) fez a modelagem de uma versão do VLS utilizado pela MECB fazendo uso de hipóteses simplificadoras similares às de Reddy e Shirivasta (1976) para os vínculos dinâmicos e das informações sobre mecânica orbital de Greensite (1970). Utilizam-se os equacionamentos obtidos por Bueno (1985) para a modelagem do VLS, assim como as hipóteses e equações utilizadas por Tandon (1981) para o controle e modelagem da atmosfera.

O resultado final foi a implementação de um programa de busca direta com procedimento subótimo capaz de definir parâmetros de trajetória buscando maximizar a capacidade de de satelização do VLS quanto à massa do satélite (Smania - 1988).

Testes numéricos foram realizados utilizando-se uma versão do VLS da MECB, sobre a qual já se tinha um relatório sobre a capacidade de satelização (Moraes et alii - 1984).

2. ABORDAGEM SUBÓTIMA DO PROBLEMA

A subotimização, através da parametrização do controle, leva ao problema:

$$\text{Maximizar: } IP = IP(X_f, a) \quad (2.1)$$

$$\text{Sujeito a: } \begin{cases} \dot{X} = f(X, a, t) & (2.2) \\ X_0 = X(t_0) & (2.3) \\ M(X_f, a) = 0 & (2.4) \end{cases}$$

onde X_0 , X_f são os vetores de estado nos instantes inicial e final, respectivamente; a é um vetor gxl dos parâmetros a serem otimizados, os quais podem ser quaisquer itens da trajetória ou do projeto do veículo; IP é o funcional a ser maximizado (massa satelizável) e M é o conjunto de equações correspondentes aos vínculos de igualdade e desi-

gualdade.

Fazendo algumas linearizações (Williamson - 1971), propõe-se que a solução do problema seja obtida através de iterações dos dois seguintes problemas de programação linear (Smania - 1988):

a - Problema de Programação Linear resolvido quando os vínculos da equação (2.4) não estiverem sendo satisfeitos (PPL-A).

$$\text{Maximizar: } \beta \quad (2.5)$$

Sujeito a:

$$\Delta M = \frac{\partial M}{\partial X_f} \cdot \frac{\partial X_f}{\partial a} \cdot \Delta a + \frac{\partial M}{\partial a} \cdot \Delta a = -\beta \cdot M \quad (2.6)$$

$$|\Delta a_i| \leq \gamma_i \cdot \Delta R_i, \quad i = 1, \dots, g \quad (2.7)$$

$$\beta \leq 1 \quad (2.8)$$

$$\beta \geq \beta_{\min} \quad (2.9)$$

$$\Delta IP \geq 0 \quad (2.10)$$

onde:

- a solução deste PPL fornecerá, a cada iteração, Δa ;

- a equação (2.5) é colocada de forma a se minimizar o número de iterações necessárias para que todos os vínculos sejam satisfeitos, pois a cada iteração deste PPL espera-se haver diminuição do valor de $|M|$ devido a introdução das equações (2.6), (2.8) e (2.9);

- em (2.7) se deseja garantir que a solução obtida estará dentro da faixa em que pode-se considerar o problema como sendo linear. ΔR_i é um valor de referência, fixo para cada Δa_i . γ_i é um parâmetro variável de forma a se poder adaptar essa restrição, em cada iteração, em função dos resultados obtidos ao se utilizar a solução do problema linear no problema real que não é linear;

- a equação (2.10) garante que não se terá soluções que maximizem β e que contrariem nosso objetivo de maximizar IP , ou seja, na pior das hipóteses, na iteração em questão se terá $\Delta IP = 0$;

- a equação (2.9) não permite soluções triviais em β ;

- o PPL com todas as equações de (2.5) até (2.10) pode não ter solução no caso em que o IP inicial é maior do que o IP solução final do problema de otimização. Neste caso, a equação (2.10) é substituída por $\Delta IP \leq -|\Delta IP_{\min}|$ e β_{\min} assume o valor zero.

b - Problema de Programação Linear resolvido quando os vínculos da equação (2.4) estiverem sendo satisfeitos (PPL-B).

$$\text{Maximizar: } \Delta IP \quad (2.11)$$

Sujeito a:

$$|\Delta M| = \left| \frac{\partial M}{\partial X_f} \cdot \frac{\partial X_f}{\partial a} \cdot \Delta a + \frac{\partial M}{\partial a} \cdot \Delta a \right| \leq \Delta M_{\max} \quad (2.12)$$

$$|\Delta a_i| \leq \gamma_i \Delta R_i, \quad i = 1, \dots, g \quad (2.13)$$

onde:

- a solução deste PPL fornecerá, a cada iteração, Δa ;

- a equação (2.11) é colocada de forma a se minimizar o número de iterações para se obter a solução final do problema e atingir o maior índice de performance (IP);

- a equação (2.12) mostra que existe uma tolerância (ΔM_{max}) ao se maximizar ΔIP , em relação a se afastar de satisfazer os vínculos;

- em (2.13) se repete o que foi feito em (2.7);

- diz-se que os vínculos estão satisfeitos quando a soma ponderada (S) definida por:

$$S = \sum_{i=1}^m \frac{1}{M_i/\omega_i} \quad (2.14)$$

(onde ω_i são valores de ponderação) é tal que $S \leq \epsilon$ sendo ϵ um valor que depende da precisão que se deseja.

A solução Δa é adicionada ao vetor a obtendo-se novos valores para os parâmetros de otimização (a).

O processo iterativo continua até que não hajam mais mudanças, no índice de performance e nas restrições, em função das novas soluções Δa .

3. TESTES NUMÉRICOS

Os testes numéricos foram realizados em função da disponibilidade de dados referentes a uma versão de um Veículo Lançador de Satélites da MECB. Os resultados são relacionados, quanto à massa satelizável, com os obtidos para a mesma versão por um órgão internacional de consagrada competência no trato de problemas da área espacial (vide Moraes et alii - 1984).

Três casos são estudados se referindo às altitudes das órbitas circulares (inclinação de 25°):

- a - 900 Km
- b - 700 Km
- c - 500 Km

Foram escolhidos para parâmetros de otimização a atitude do foguete, em relação a um sistema inercial em intervalos discretizados, e o tempo de duração da fase balística (tempo de "coasting").

4. RESULTADOS OBTIDOS

O relacionamento dos resultados de Smania (1988) com os de Moraes et alii (1984) é feito na Figura (4.1). As Figuras (4.2), (4.3), (4.4) e (4.5) são expostas para que se possa ter melhor idéia da qualidade dos resultados encontrados na Figura (4.1). Para melhor entendimento dos resultados obtidos, convém mencionar ainda que o VLS em questão possui três estágios com propelente sólido e segue as seguintes etapas de lançamento:

- 0 s - 1,75 s: subida vertical com atitude de controlada;
- 1,75 s - 60 s : atitude controlada (aos

60 s se dá o fim de queima do primeiro estágio;

60 s - 100 s : atitude controlada (aos 100 s se dá o fim de queima do segundo estágio);

100 s - 105 s : basculamento e início da fase balística ("coasting");

105 s - t_c : em t_c se dá o fim da fase balística;

$t_c - t_c + 65$ s : queima do terceiro estágio.

A simbologia usada nas figuras é a seguinte:

◁ - valores iniciais (anteriores às iterações do procedimento de otimização) dos parâmetros de otimização correspondentes ao ângulo de atitude (θ);

o - valores correspondentes à órbita de 900 Km com $t_c = 500$ s;

□ - valores correspondentes à órbita de 700 Km com $t_c = 450$ s;

* - valores correspondentes à órbita de 500 Km com $t_c = 350$ s;

+ - resultados obtidos em Smania (1988);

x - resultados obtidos em Moraes et alii (1984).

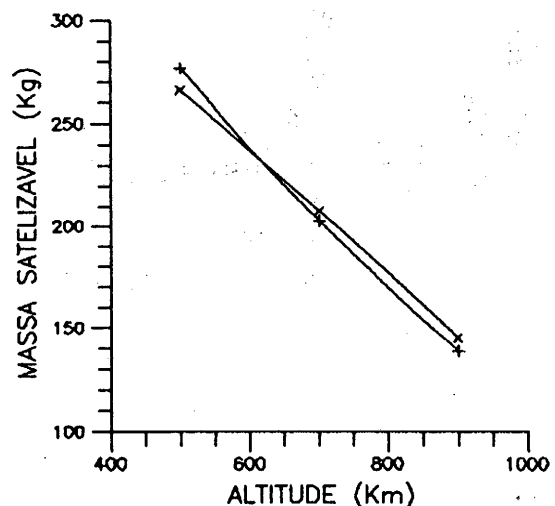


Fig. 4.1: Resultados obtidos para a massa satelizável em função da altitude da órbita.

5. COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

A partir, principalmente, dos trabalhos feitos por Williamson (1971) e Ceballos e Rios Neto (1979) para a abordagem numérica do problema de controle ótimo e de Tandon (1981) e Bueno (1985) para a modelagem, foi possível resolver o problema de otimização de trajetória para uma versão do VLS da MECB utilizando um procedimento subótimo (Smania - 1988). Não só isto foi consegui

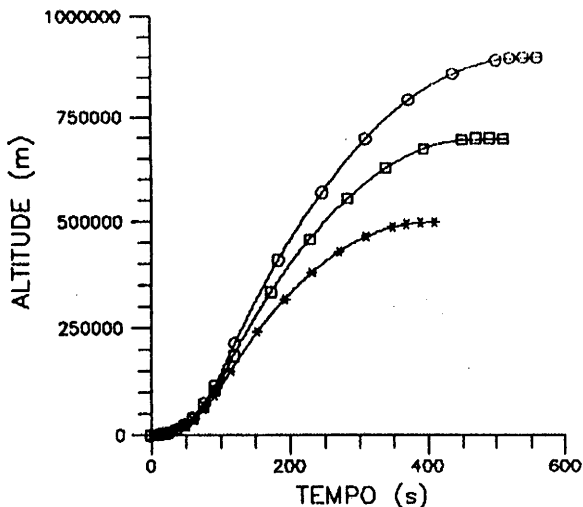


Fig. 4.2: Evolução da altitude do VLS.

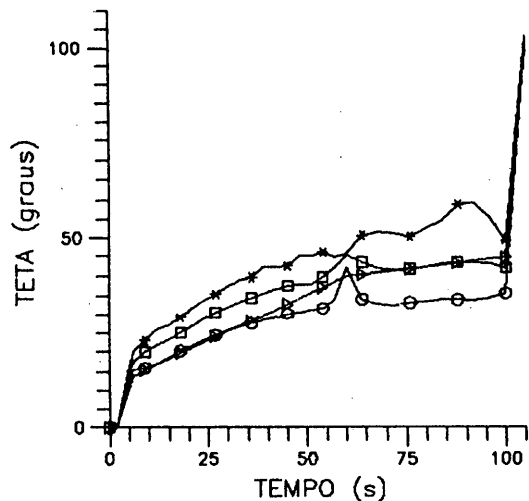


Fig. 4.5: Evolução do ângulo de atitude (θ) do VLS.

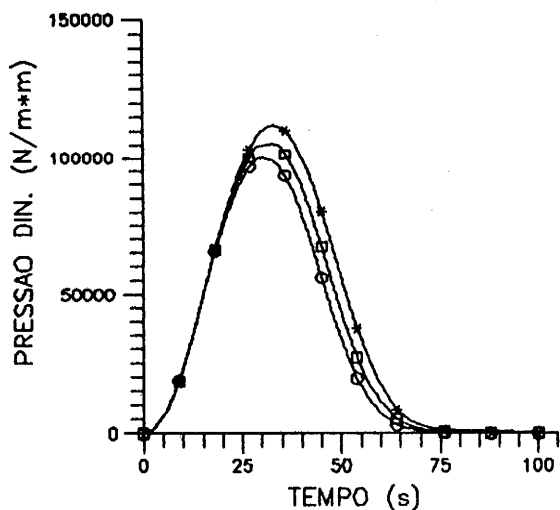


Fig. 4.3: Evolução da pressão dinâmica no VLS.

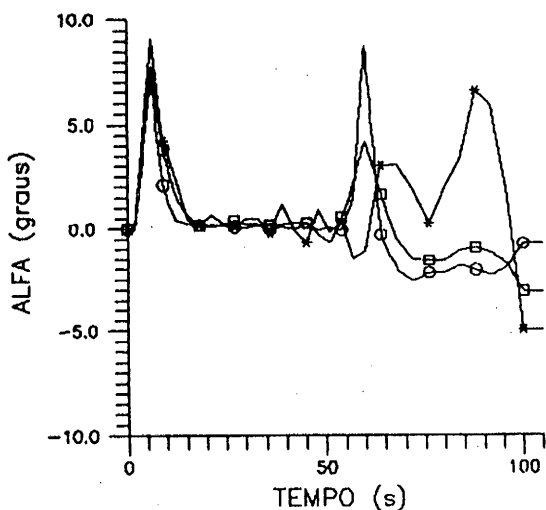


Fig. 4.4: Evolução do ângulo de ataque (α) do VLS.

do como também foi apresentada uma nova proposta para o procedimento subótimo, que consiste na redução do problema de otimização a iterações de dois problemas de programação linear associados, com vantagens em relação ao desenvolvido por Ceballos e Rios Neto (1979) (vide Smania - 1988).

A implementação de um procedimento de busca direta e da aproximação parametrizada subótima para o controle, tornou o presente trabalho mais acessível em termos de entendimento e, portanto, de mais fácil divulgação.

As aproximações na parametrização do controle e no procedimento de solução numérica levam a uma solução certamente válida para a fase de análise de uma missão. Como ocorreria com qualquer procedimento numérico de otimização, sua utilização sempre dependerá de um usuário que seja capaz de "calibrar" corretamente o programa para os dados particulares do lançador e da missão considerados.

Desdobramentos e extensões do trabalho deverão considerar a utilização de modelos mais sofisticados para a dinâmica; da parametrização do controle; assim como a inclusão de parâmetros para otimização da configuração do lançador.

Além das aplicações já citadas anteriormente, o programa já implementado (Smania - 1988) pode ser utilizado para simulação e para definir uma trajetória para um dado foguete, uma dada massa de satélite e um dado conjunto de restrições.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Biggs, M.C.B. - "The optimization of spacecraft orbital manouvres. Part I: Linearly varying thrust angles. Part II: Using Pontryagin's maximum principle". Numerical Optimization Centre. TR-Nº-98. The Hatfield Polytechnic (Oct 1978, Jan 1979)

- Brauer, G.L. et alii. Capabilities and applications of the program to optimize simulated trajectories (POST). NASA CR-2770, Washington, D.C. - Feb 1977.
- Bueno Netto, C.O.B. Otimização de um veículo lançador de satélites à combustível sólido e de sua trajetória. INPE (Instituto de Pesquisas Espaciais) - 1985.
- Ceballos, D.C. Aproximações subótimas para o controle em problemas dinâmicos de otimização. INPE 1976-td1/019 - Instituto de Pesquisas Espaciais - 1980.
- Ceballos, D.C.; Rios Neto, A. Approximation by polynomial arcs to generate suboptimal numerical solutions in control problems. "Anais do V Congresso Brasileiro de Ciências Mecânicas", Vol. C:034-043, Dec 1979. Associação Brasileira de Ciências Mecânicas (NO-c04).
- Um procedimento de busca direta, Utilizando programação linear, para gerar soluções numéricas subótimas em problemas de controle. "Anais do III Congresso Brasileiro de Automática", Rio de Janeiro, 16-19 Set 1980 - Sociedade Brasileira de Automática.
- Cornelisse, J.W. et alii. "Orbit manouvres with finit thrust". ESTEC contract NO 4890/81/NL/PP(SC), May 1983.
- Greensite;A.L. "Analysis and design of space vehicle flight control systems". New York, Spartan Books, 1970.
- Moraes Jr, P. et alii. Lanceur VLSS, rapport d'études systeme sur la configuration d'avant-projet. Evry, 5 de Julho de 1984
- Reddy, M.N.; Shrivastava, S.K. Determination of optimal trajectory under design constraints for a satellite launch vehicle. "Acta Astronautica, 3:333-347", Nov 1976.
- Smania, A.C.M. Otimização de Trajetórias de Veículos Lançadores de Satélite utilizando procedimento de Busca Direta. Tese de Mestrado, ITA (Instituto Tecnológico de Aeronáutica) 1988.
- Tandon, S.R. "Three dimension constrained ascent trajectory optimization of a multistage satellite launch vehicle". DFVLR-ISRO Collaboration Program - Aug 5, 1981.
- Williamson, W.E. Use of polynomial approximations to calculate suboptimal controls. "AIAA Journal, 9 (11) : 2271-2273", 1971.