

ENCONTRO TÉCNICO DE MATERIAIS E QUÍMICA

TRANSIENTES NA PARTIDA DE FOGUETES BI-PROPELENTES LÍQUIDOS

C.E.R. SAILES, P.R. GOTAÇ

Instituto de Pesquisas Espaciais
Laboratório Associado de Combustão e Propulsão
Caixa Postal 01, Cachoeira Paulista, SP, 12630

RESUMO

O presente trabalho examina a parte transiente do processo de combustão envolvida por propelentes hipergólicos. Obtêm-se gráficos adimensionais relacionando pressão, tempo e quantidade de propelente injetado. Derivou-se também uma expressão conectando o impulso e empuxo instantâneos. A partir deste resultado inferiu-se o impulso mínimo, associado a uma ignição isolada na câmara, para um motor já disponível e modular de parâmetros de projeto conhecidos.

INTRODUÇÃO

Os parâmetros característicos das órbitas de satélites dependem essencialmente da aplicação, da missão a ser cumprida e da capacidade dos sistemas propulsores utilizados para manutenção em órbita e realização de manobras de correção durante a vida útil prevista [1].

Depende-se grande esforço, hoje em dia, na concepção e desenvolvimento de sistemas propulsores a bi-propelentes utilizando pares hipergólicos. Alguns deles já são largamente empregados no controle de órbita e atitude de grandes satélites, como os geo-estacionários. Apesar das referidas órbitas poderem ser consideradas, em primeira aproximação, como Keplerianas, é inevitável a ação de forças perturbadoras que, atuando por períodos às vezes limitados mas com razoável intensidade, agem durante toda a vida útil do satélite. Como alguns exemplos de origens dessas anomalias, citam-se a não centralidade da força de atração da terra, os efeitos atmosféricos, a força de gravitação do Sol e da Lua e a pressão de radiação solar, dentre outros [2].

A parte mais importante da missão de um sistema propulsivo é corrigir a atitude e órbita dos satélites de efeitos gerados por estas perturbações. Como a configuração hipergólica não depende, para sua iniciação, de fatores tais como altitude, é natural supor-se que ela constitua o melhor meio para a realização daquelas correções que, na maioria das vezes, terão de ser efetuadas quase que instantaneamente. Dentro deste contexto, os transientes de partida são críticos e podem ser analisados a partir de hipóteses simplificadoras relativas a ignição de pares hipergólicos [3]. Os resultados são apresentados sob a forma de curvas que retratam, adimensionalmente, a evolução da pressão na câmara em função do tempo e da massa de propelente injetado. A semelhança das curvas obtidas para pressões iniciais de 0 atm e 1 atm assegura que os testes realizados ao nível do mar servem de boa aproximação para simular condições espaciais. Procedendo-se de maneira análoga é possível também computar-se a quantidade de propelente consumido em função do tempo. Avalia-se também o impulso mínimo, em função de parâmetros de projeto, que será produzido por uma única manifestação de empuxo na

câmara. Tal parâmetro pode ser considerado, por definição [3], como sendo relacionado à quantidade mínima de propelente necessária para elevar a pressão na câmara que forneça 90% do empuxo total. Os cálculos para esta avaliação levaram em consideração os parâmetros de projeto pertencentes a motores bi-propelentes modulares já disponíveis, havendo, portanto, possibilidade de se variar o seu comprimento.

TRANSIENTE DE PRESSÃO

O Equacionamento desenvolvido na presente seção está contido na ref. [3].

O crescimento da pressão na câmara de combustão de um motor foguete bi-propelente hipergólico e, portanto, o empuxo, depende do acúmulo dos produtos de combustão dentro da câmara. Admitindo-se ignição instantânea após o contato, o tempo para que a pressão na câmara atinja a pressão de projeto é função do fluxo de propelentes injetados através dos injetores e do fluxo dos produtos de combustão através da tubeira. A vazão mássica de um fluido incompressível, \dot{m}_i , é representada pela relação [4]:

$$\dot{m}_i = \alpha \sqrt{P_i - P} \tag{1}$$

onde P_i é a pressão de injeção, P a pressão instantânea da câmara, $\alpha = A_i C_d \sqrt{2\rho}$, A_i a área dos orifícios injetores, C_d coeficiente de descarga e ρ massa específica de propelente injetado.

A vazão mássica através da tubeira, \dot{m}_T , é fornecido pela seguinte relação [5]:

$$\dot{m}_T = \beta P \tag{2}$$

onde

$$\beta = \frac{\gamma A_t}{\sqrt{\gamma} R T_c} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

γ a razão entre os calores específicos a pressão e volume constantes, A_t a área da garganta, $R = \bar{R}/M$, \bar{R} a constante universal dos gases, M o peso molecular dos produtos de combustão e T_c a temperatura de combustão.

As expressões (1) e (2) fornecerão o seguinte



valor para o fluxo mássico transitório, \dot{m} , no interior da câmara:

$$\dot{m} = \alpha \sqrt{P_i - P} - \beta P \quad (3)$$

Como se supõe gás perfeito ter-se-á:

$$\dot{m} = \frac{V_c}{RT_c} \frac{dP}{dt} \quad (4)$$

onde V_c é o volume da câmara, suposto constante.

A combinação das equações (3) e (4), resultará, após separação das variáveis na seguinte expressão para t :

$$t = \frac{V_c}{RT_c} \int_{P^*}^P \frac{dP}{\alpha \sqrt{P_i - P} - \beta P} \quad (5)$$

onde P^* é a pressão inicial da câmara.

A expressão (5) permite calcular o tempo despendido para que a pressão na câmara, partindo de P^* , atinja uma pressão genérica $P > P^*$.

Por outro lado, a vazão mássica em regime permanente através da tubeira, \dot{m}_{RP} será:

$$\dot{m}_{RP} = \alpha \sqrt{P_i - P_c} = \beta P_c \quad (6)$$

onde P_c é a pressão de projeto.

A introdução da equação (6) na equação (5) resultará, após resolução da integral, na seguinte expressão para o tempo adimensional $\theta = tRT_c\dot{m}_{RP}/V_cP_c$

$$\theta = \ln \left\{ \frac{\sqrt{\frac{P_i}{P_c} - \frac{P^*}{P_c}} - \frac{P^*}{P_c} \sqrt{\frac{P_i}{P_c} - 1}}{\sqrt{\frac{P_i}{P_c} - \frac{P}{P_c}} - \frac{P}{P_c} \sqrt{\frac{P_i}{P_c} - 1}} \right\} - \frac{1}{2 \frac{P_i}{P_c} - 1} \times \left\{ 1 + \sqrt{\left(\frac{P_i}{P_c} - 1\right) \left(\frac{P_i}{P_c} - \frac{P^*}{P_c}\right)} - \frac{P_i}{P_c} \right\} \times \left\{ \sqrt{\left(\frac{P_i}{P_c} - 1\right) \left(\frac{P_i}{P_c} - \frac{P}{P_c}\right)} + \frac{P_i}{P_c} \right\} \times \left\{ \sqrt{\left(\frac{P_i}{P_c} - 1\right) \left(\frac{P_i}{P_c} - \frac{P}{P_c}\right)} + \frac{P_i}{P_c} \right\} \times \left\{ 1 + \sqrt{\left(\frac{P_i}{P_c} - 1\right) \left(\frac{P_i}{P_c} - \frac{P}{P_c}\right)} - \frac{P_i}{P_c} \right\} \quad (7)$$

A relação (7) está mostrada em forma de curvas nas figuras 1 e 2, parametrizadas para vários valores de P_i/P_c , supondo os valores de 0 e 1 atm para P^* . Observa-se que o formato das curvas apresenta alteração marginal para um ou outro valor de P^* o que garante, em termos de transiente de pressão, que os testes efetuados ao nível do mar constituem excelente aproximação para simular condições espaciais. Uma outra característica reside no fato de que o tempo necessário para se atingir um dado P/P_c é sensivelmente menor para pequenos P_i/P_c em comparação com o tempo corres-

pondente a valores maiores deste parâmetro.

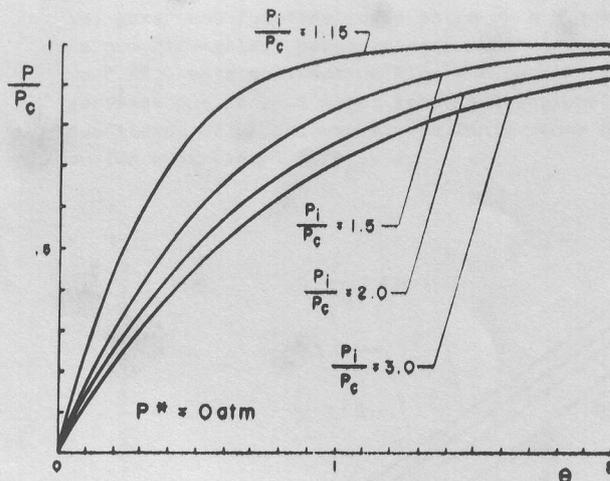


Fig. 1 - Variação adimensional de pressão com o tempo adimensional para $P^* = 0$ atm.

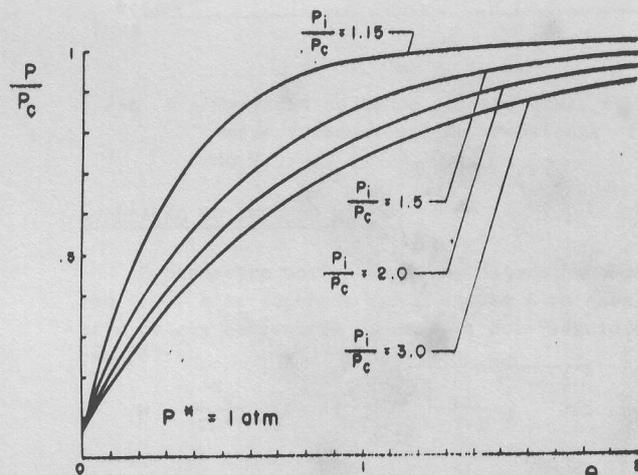


Fig. 2 - Variação adimensional de pressão com o tempo adimensional para $P^* = 1$ atm.

PRESSÃO X QUANTIDADE DE PROPELENTE INJETADO

Nesta seção utilizou-se também a argumentação contida na ref. [3].

O consumo de propelente pode ser obtido através da seguinte relação:

$$m_i = \int_{P^*}^P \dot{m}_i \frac{dt}{dP} dP \quad (8)$$

A introdução na Equação (8) do valor de \dot{m}_i fornecido pela equação (1) e dt/dP vindo da Equação (4) levará a:

$$m_i = \frac{V_c}{RT_c} \int_{P^*}^P \frac{\alpha \sqrt{P_i - P}}{\alpha \sqrt{P_i - P} - \beta P} dP \quad (9)$$

A resolução da integral (9) resultará na seguinte expressão para a massa adimensional $M = m_i RT_c / V_c P_c$

$$M = 2 \frac{\sqrt{\frac{P_i}{P_c} - \frac{P^*}{P_c}} - \sqrt{\frac{P_i}{P_c} - \frac{P}{P_c}}}{\sqrt{\frac{P_i}{P_c} - 1}}$$

$$- \frac{1}{\frac{P_i}{P_c} - 1} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{\sqrt{\frac{P_i}{P_c} - \frac{P^*}{P_c}} - \frac{P^*}{P_c} \sqrt{\frac{P_i}{P_c} - 1}}{\sqrt{\frac{P_i}{P_c} - \frac{P}{P_c}} - \frac{P^*}{P_c} \sqrt{\frac{P_i}{P_c} - 1}} \right\}$$

$$+ \frac{1 + 2 \frac{P_i}{P_c} \left(\frac{P_i}{P_c} - 1 \right)}{\left(\frac{P_i}{P_c} - 1 \right) \left(2 \frac{P_i}{P_c} - 1 \right)} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{\left(\frac{P_i}{P_c} - 1 \right) \left(\frac{P_i}{P_c} - \frac{P}{P_c} \right)}{1 + \sqrt{\left(\frac{P_i}{P_c} - 1 \right) \left(\frac{P_i}{P_c} - \frac{P}{P_c} \right)} - \frac{P_i}{P_c}} \right\} \times$$

$$\frac{1 + \sqrt{\left(\frac{P_i}{P_c} - 1 \right) \left(\frac{P_i}{P_c} - \frac{P^*}{P_c} \right)} - \frac{P_i}{P_c}}{\sqrt{\left(\frac{P_i}{P_c} - 1 \right) \left(\frac{P_i}{P_c} - \frac{P^*}{P_c} \right)} + \frac{P_i}{P_c}} \quad (10)$$

A Figura 3 é a representação em forma de curvas, parametrizadas para vários valores de P_i/P_c , da relação (10) e fornece o valor de P/P_c para cada M com $P^* = 0 \text{ atm}$. Observa-se que quanto maior o valor de P_i/P_c , mais massa de propelente é consumida para se atingir um mesmo valor de P/P_c .

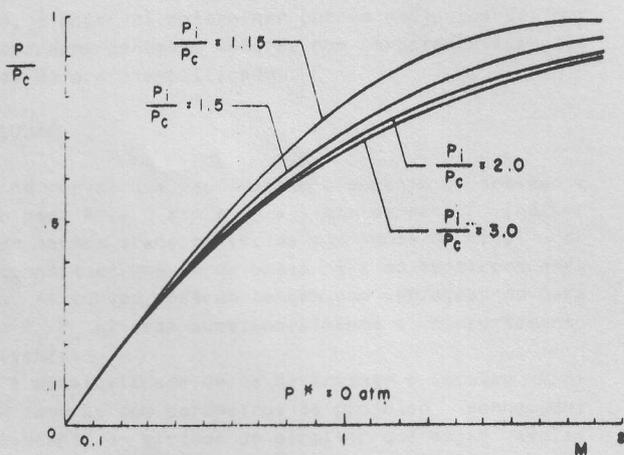


Fig. 3 - Variação adimensional de pressão em função da massa adimensional M de propelente injetado.

A eliminação de P/P_c entre as Equações (7) e (10) vai gerar uma funcionalidade entre θ e M que, calculada numericamente e parametrizada para vários valores de P_i/P_c , está mostrada na Figura 4 para $P^* = 0 \text{ atm}$. Observa-se que para um mesmo tempo adimensional θ , a quantidade de propelente M será tanto menor quanto maior for o parâmetro P_i/P_c .

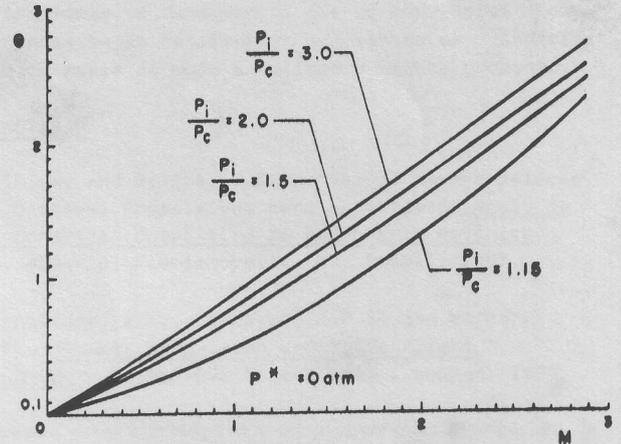


Fig. 4 - Variação do tempo adimensional, θ , com a massa adimensional de propelente injetado, M .

AVALIAÇÃO DO IMPULSO MÍNIMO

O parâmetro adimensional M , determinado pela Equação (10), é relacionado com o empuxo F em cada instante e outros parâmetros do projeto pela seguinte relação [6]:

$$M = \frac{I g_0}{F L^*} \sqrt{\gamma R T_c} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}} \quad (11)$$

onde L^* é o comprimento característico que, na verdade, é uma medida do tempo de residência do propelente, I é o impulso e g_0 a aceleração da gravidade.

A Equação (11) permite relacionar os parâmetros instantâneos I e F correspondentes a cada M .

Os dados constantes da Tabela I, referentes a um motor de empuxo de projeto $F = 39,19 \text{ N}$, foram determinados mediante emprego de programa específico [7]. Por outro lado, o empuxo instantâneo é obtido através do valor do empuxo do projeto F_p pela seguinte expressão [6]:

$$\frac{F}{F_p} = \frac{P}{P_c} \quad (12)$$

A introdução de cada valor instantâneo de F , obtido na Equação (12), na Equação (11) resultará no conjunto de curvas mostradas na Fig. 5 para vários comprimentos característicos L^* .

Tabela 1 - Características do motor de $F_p = 39,19N$

Combustível	N_2H_4
Oxidante	H_2O_2
A_t	$0,2202 \text{ cm}^2$
P_c	15 atm
P_i	22,5 atm
T_c	2264 K
γ	1,1730
M_w	19,431 kg/kg.mol

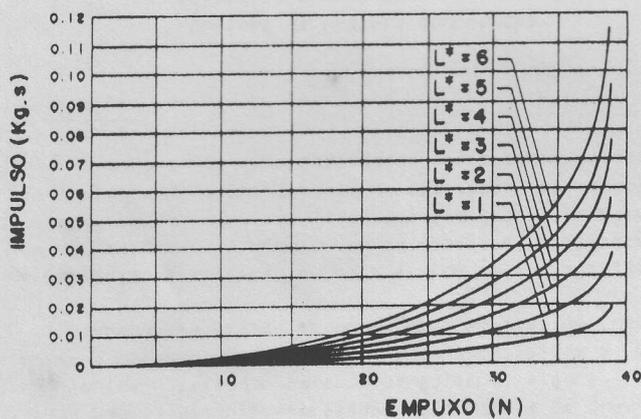


Fig. 5 - Impulso, I, versus empuxo F.

O impulso mínimo para o presente motor é obtido abatendo-se 10% de 39,19N, entrando-se com este valor no eixo horizontal e determinando o empuxo correspondente no eixo vertical para vários L^* . Assim, por exemplo, o impulso mínimo do motor, supondo-se um comprimento característico de 2m será 0,015 kg-s aproximadamente. Seguindo-se o procedimento acima delineado, é possível determinar outros conjuntos de curvas correspondentes a motores com características distintas do ora exemplificado.

CONCLUSÃO

As curvas que representam o aumento de pressão x tempo para $P^* = 0 \text{ atm}$ e $P^* = 1 \text{ atm}$ parecem indicar que em termos transientes, as condições ao nível do mar constituem boa aproximação para as condições espaciais. As curvas mostram também que variações do parâmetro P_i/P_c alteram substancialmente o comportamento transiente.

A possibilidade de se determinar o impulso mínimo de câmaras com parâmetros de projetos conhecidos é importante em virtude de permitir que sejam avaliadas as limitações do motor, fato fundamental quando se trata de correção de atitude onde os valores de empuxo a serem fornecidos têm que estar situados numa estreita faixa de tolerância.

É importante ressaltar que a metodologia apresen-

tada para se inferir o impulso mínimo pode ser repetida para qualquer motor bipropelente de atitude, desde que se conheçam seus parâmetros de projeto. Tal avaliação resultaria, é óbvio, num conjunto de curvas diferentes do aqui apresentado.

Embora não se tenha cogitado, é interessante um estudo baseado na análise precedente que procure relacionar os comprimentos característicos com os tempos de residência no interior da câmara.

Finalmente, é fundamental que as conclusões ora apresentadas sejam ratificadas por testes em câmaras de foguete reais de modo a validar o modelo proposto.

REFERÊNCIAS

- [1] Gill, W. and Salles, C.E.R., "Método para a Seleção de Sistemas Propulsivos para Satélites", Anais do 9º Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, pp. 423-425, Florianópolis, SC, Brasil, 1987.
- [2] Cornelisse, J.W., Schoeyer, H.F.R. and Warker, K.F., "Rocket Propulsion and Space Flight Dynamics", Pitman Publishing Ltda., London, 1979.
- [3] Peterson, J.A., "Starting Transient of Hypergolic Bipropellant Rocket", In: Bollinger, L.E., Goldsmith, M. and Lemon Jr., A. ed., "Liquid Rockets and Propellants", Academic Press, New York, 1960. (Progress in Astronautics and Rocketry, 2).
- [4] Bird, R.B., Stewart, W.R. and Lightfoot, E.N. "Transport Phenomena", John Wiley & Sons, New York, 1980.
- [5] Shapiro, A.H., "The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow", The Ronald Press Company, New York, 1954.
- [6] Barrere, M., Jaumotte, A., Veubeke, B.F. and Vandewerckhove, J., "Rocket Propulsion", Elsevier Publishing Company, Amsterdam, 1960.
- [7] Gordon, S. and McBride, B.J. "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composition, Rocket Performance, Incidents and Reflected Shocks, and Chapman Jouguet Detonation", NASA, Washington, D.C., 1971.

ABSTRACT

This work deals with the transient part of the combustion process characteristic of hyperbolic propellants operating in rocket chambers. Non-dimensional curves are presented relating pressure, time and amounts of injected propellants, from the ignition to the point where the design regime is attained. An expression is derived linking impulse and thrust during the transient through an analysis similar to that used to examine the pressure and propellant injection transients. These results allow the evaluation of the minimum impulse, associated to a single burst of the chamber of an available modular motor with known design parameters.