

**PROJETO DE UM MAÇARICO DE CORTE TÉRMICO BASEADO NA
TECNOLOGIA DE PROPULSÃO LÍQUIDA****Daniel Soares Almeida**

Centro Técnico Aeroespacial – Instituto de Aeronáutica e Espaço
Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12 228 – 904, São José dos Campos – SP, Brasil
dsa62@yahoo.com

Avandelino Santana Junior

Centro Técnico Aeroespacial – Instituto de Aeronáutica e Espaço
Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12 228 – 904, São José dos Campos – SP, Brasil
santanajr@iae.cta.br

Mário Niwa

Centro Técnico Aeroespacial – Instituto de Aeronáutica e Espaço
Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12 228 – 904, São José dos Campos – SP, Brasil
niwa@iae.cta.br

Khoze Kessaev

Centro Técnico Aeroespacial – Instituto de Aeronáutica e Espaço
Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12 228 – 904, São José dos Campos – SP, Brasil
kessaev@iae.cta.br

Resumo. Este documento apresenta uma descrição sucinta das etapas envolvidas no desenvolvimento de um protótipo do maçarico de corte térmico que utiliza a tecnologia de propulsão líquida para seu funcionamento, bem como das principais características de operação e os resultados obtidos através de ensaios “a frio” e “a quente”, sem e com combustão, respectivamente, incluindo neste último o corte de materiais. O principal objetivo do protótipo foi verificar a possibilidade de utilização dos gases quentes, gerados pela queima de propelentes dentro de uma câmara de combustão de motor-foguete a propelente líquido, para fins de corte de materiais. Inicialmente, ensaios de calibração dos orifícios contidos nas linhas de propelentes possibilitaram a definição da vazão em massa do combustível (gás metano) e do oxidante (oxigênio gasoso). A seguir, ensaios “a quente” foram realizados com a finalidade de levantamento dos parâmetros de funcionamento deste equipamento. Finalmente, ensaios “a quente” com corte de diversos tipos de materiais com diferentes espessuras foram executados, onde a potencialidade do equipamento foi demonstrada ao cortar materiais que os métodos de corte convencionais (oxiacetilênico) ou não obtêm sucesso ou que o fazem com um custo muito elevado (plasma).

Palavras chave: maçarico de corte, propulsão líquida, motor-foguete.

1. Introdução

Os primeiros passos para o domínio da tecnologia de propulsão líquida utilizando propelentes não tóxicos estão sendo dados em nosso país, mais especificamente no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Com os conhecimentos já adquiridos é possível vislumbrar outras possibilidades de aplicação desta tecnologia, tornando-a mais útil e acessível para a sociedade. Assim, com este intuito está sendo desenvolvido, em parceria com a indústria nacional, um equipamento de corte térmico que utiliza a tecnologia de motor foguete a propelente líquido (MFPL).

O maçarico de corte térmico baseia-se nos princípios de funcionamento de uma câmara de combustão de MFPL ou seja, na queima de uma mistura de combustível (metano, GLP, hidrogênio, querosene, etc.) e um oxidante (oxigênio gasoso ou ar comprimido) no interior de uma câmara com paredes refrigeradas. Os gases gerados pela combustão atingem elevada pressão e temperatura e são expelidos em velocidades supersônicas através da expansão livre após a garganta, não, possuindo, assim, um bocal do tipo divergente.

A interação do fluxo de gases, à alta temperatura e velocidade aliada às ondas de choque, causadas pela grande razão existente entre a pressão no interior da câmara e a pressão na saída, com a superfície do material possibilita a fusão, abrasão e expulsão de substratos, permitindo assim o corte. Pode-se esperar, portanto, que materiais como alumínio, aço inoxidável, ferro fundido, cerâmicas e rochas ornamentais sejam passíveis de serem cortados por esse equipamento.

Devido às suas características, esse maçarico apresenta vantagens em relação aos métodos de corte convencionais. Por exemplo, em relação ao maçarico oxiacetilênico, apresenta maior velocidade de corte e maior penetração para corte em espessuras maiores, além da possibilidade de cortar materiais como o alumínio e aço inoxidável; e, em relação ao corte por plasma, apresenta a vantagem de ser um equipamento muito mais simples e, portanto, de menor custo.

2. Caracterização do maçarico de corte e do dispositivo experimental

O desenvolvimento do maçarico tem como objetivo a construção de um equipamento de corte que seja versátil, de operação simples e de baixo custo, e que seja capaz de executar cortes em materiais especiais ou com grandes espessuras.

2.1. Princípio de funcionamento

O equipamento baseia-se no princípio de funcionamento de uma câmara de combustão de MFPL, podendo utilizar na sua operação oxigênio gasoso, como oxidante, e metano, GLP, hidrogênio ou querosene, como combustíveis. O maçarico de corte térmico, proposto no presente trabalho, é refrigerado a água e utiliza o oxigênio gasoso (O_2) e metano (CH_4), como oxidante e combustível, respectivamente. Os gases gerados na combustão atingem elevadas temperaturas e pressões, sendo expelidos a alta velocidade através de um bocal.

A interação do fluxo de gases a alta temperatura e velocidade, aliado às ondas de choque, com o substrato é que possibilita a fusão, abrasão e expulsão de material, e conseqüentemente o corte.

2.2. Descrição do dispositivo experimental

O dispositivo experimental, tal como mostrado na Fig. (1), é composto de câmara de combustão, sistema de ignição, válvulas, reguladores, tubulações, garrafas para armazenamento de oxigênio gasoso e gás metano. O principal componente do maçarico é a câmara de combustão, que é projetada tal qual uma câmara de MFPL, cujos elementos básicos são: cabeça de injeção, câmara e garganta (Huzel & Huang, 1992 e Santana Jr. & Góes, 2000).

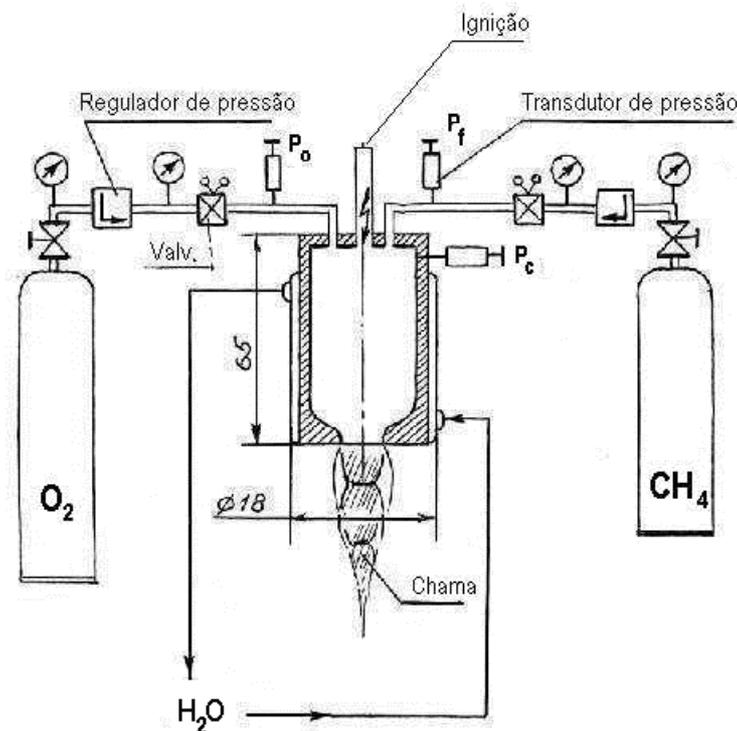


Figura 1. Esquema do maçarico de corte e seus componentes.

A parte cilíndrica da câmara de combustão funciona como um duto que mantém os propelentes, oxigênio gasoso e gás metano, por um período suficiente (tempo de residência) para garantir sua completa mistura e combustão. O tempo de residência é uma função do tipo de propelentes, das condições de injeção dos propelentes e das características geométricas da câmara de combustão e dos injetores. Os produtos de combustão são descarregados através da garganta, atingindo velocidade supersônica.

A Fig. (2) apresenta uma vista geral dos equipamentos utilizados durante os ensaios “a quente”, ou seja, aqueles envolvendo combustão onde, através de um sistema de aquisição de dados, foi possível caracterizar os parâmetros

básicos de funcionamento do maçarico, tais como: pressão da câmara de combustão, pressão de injeção do oxidante e do combustível. A Fig. (2) mostra também, no detalhe, o protótipo testado.



Figura 2. Vista geral dos equipamentos e detalhe do protótipo do maçarico.

2.3. Aplicação

Por suas características de projeto, espera-se que este equipamento possibilite o corte de aço carbono, alumínio, aço inoxidável, ferro fundido, cobre, latão, cerâmicas, rochas e concreto, com espessuras de até 200 mm. Com algumas adaptações, este maçarico também pode ser empregado em processos de revestimento térmico (metalização), podendo apresentar vantagens tanto em termos de qualidade quanto em termos de custo, quando comparados com equipamentos convencionais existentes no mercado.

3. Metodologia para dimensionamento de um maçarico de corte

O projeto do maçarico de corte inicia-se com o projeto da câmara de combustão que pode ser subdividida em: cabeça de injeção, câmara, garganta e camisa de refrigeração. A cabeça de injeção é composta de injetores, ou seja, orifícios calibrados para passagem de propelentes (Kessaev, 1997).

Primeiramente, arbitra-se os parâmetros básicos da câmara de combustão tais como pressão e razão de mistura entre oxidante e combustível (O/F), seguindo-se do cálculo dos parâmetros termodinâmicos correspondentes, tais como temperatura de chama (T_{ch}), velocidade dos gases (C^*), etc. Com base nestas informações, é possível a determinação dos parâmetros geométricos da câmara. O dimensionamento é finalizado através da verificação da temperatura da parede da câmara, permitindo a determinação da vazão em massa da água utilizada para a refrigeração. Em Huzel & Huang (1992) e Almeida, Shimote & Niwa (1999), podem ser encontrados maiores detalhes sobre o cálculo de uma câmara de combustão de motor-foguete.

3.1. Cálculo dos parâmetros termodinâmicos

Preliminarmente, são arbitradas a pressão de trabalho e a razão de mistura estequiométrica do par de propelentes escolhidos para, em seguida, serem estimadas as propriedades termodinâmicas, tais como temperatura de combustão, velocidade característica, etc. No presente trabalho, utilizou-se o algoritmo desenvolvido por Gordon & McBride (1976) para cálculo das propriedades termodinâmicas. A Fig. (3) mostra um resultado típico calculado tanto para a velocidade dos gases (C^*) como para a temperatura de combustão (T_{ch}) variando-se a razão de mistura para o par de propelentes oxigênio e metano gasosos.

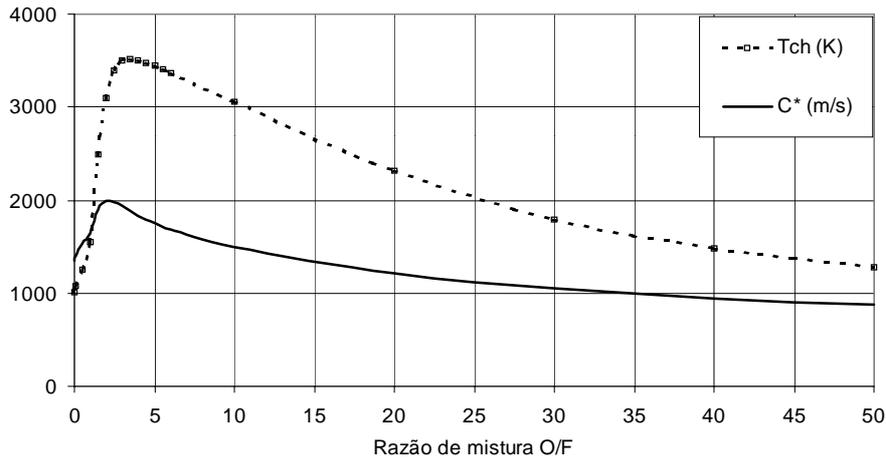


Figura 3. Gráfico com os resultados calculados para velocidade dos gases (C^* , m/s) e para a temperatura de combustão (Tch, K) variando-se a razão de mistura O/F para o par de propelentes oxigênio e metano gasosos.

3.2. Dimensionamento da câmara

A geometria da câmara de combustão pode ser completamente determinada sem a necessidade de se conhecer a vazão mássica através dela. Para tanto, é necessário recordar que o empuxo F é descrito pela expressão:

$$F = \dot{m} \cdot C^* \cdot \phi_c \cdot C_f, \quad (1)$$

onde \dot{m} é a vazão mássica dos produtos da combustão, C^* é a velocidade característica dos gases de combustão, C_f é o coeficiente de empuxo e ϕ_c é a eficiência de câmara de combustão (relacionada à capacidade da mistura entre combustível e oxidante queimar completamente).

Das relações termodinâmicas para escoamento isentrópico, obtém-se a relação (Huzel & Huang, 1992):

$$\dot{m} \cdot C^* = P_c \cdot A_{cr}, \quad (2)$$

onde P_c é a pressão de câmara e A_{cr} é a área da seção crítica.

Pela combinação das equações acima, deduz-se a expressão para o cálculo da área da seção crítica A_{cr} , garganta, que é dada por:

$$A_{cr} = \frac{F}{P_c \cdot \phi_c \cdot C_f}, \quad (3)$$

sendo o diâmetro da seção crítica D_{cr} calculado por

$$D_{cr} = \sqrt{\frac{4 \cdot A_{cr}}{\pi}}. \quad (4)$$

Como regra geral, C_f é tomado do cálculo de parâmetros termodinâmicos. Contudo, ϕ_c é arbitrada com base em dados estatísticos. O comprimento característico L_{ch} (razão entre o volume V_c e a área da seção crítica A_{cr}) e comprimento aparente L_{ap} (razão entre o volume da câmara de combustão V_c e a área da seção da câmara de combustão A_c) são usados para se determinar a razão \bar{A}_c entre a área da seção da câmara de combustão A_c e a área da seção crítica A_{cr} . Pode-se, então, determinar a área da seção da câmara de combustão A_c através da expressão:

$$A_c = \bar{A}_c \cdot A_{cr}, \quad (5)$$

sendo o diâmetro da câmara de combustão calculado por:

$$D_c = \sqrt{\frac{4 \cdot A_c}{\pi}}. \quad (6)$$

O volume da câmara de combustão V_c , usado anteriormente na definição dos parâmetros estatísticos, inclui o volume ΔV_c contido no interior do convergente, de forma que, para se calcular o comprimento da câmara de combustão L_c (parte cilíndrica) é necessário subtrair-se esta parcela de volume, resultando em

$$L_c = \frac{V_c - \Delta V_c}{A_c}. \quad (7)$$

Utilizando-se destas relações, chegou-se a uma câmara com as seguintes dimensões gerais:

- Comprimento total da câmara – 65 mm;
- Diâmetro da câmara (D_c) – 18 mm;
- Diâmetro da garganta (D_{cr}) – 4 mm.

4. Resultados experimentais e discussão

4.1. Ensaios “a frio”

O objetivo desta etapa de ensaios foi a determinação do coeficiente de descarga (Cd) das placas de orifício das linhas de oxigênio e metano do maçarico de corte. Foi utilizando nitrogênio gasoso como fluido de trabalho. A determinação correta de Cd permite o emprego da placa de orifício na medição da vazão mássica de um determinado gás, a partir da pressão e da temperatura de estagnação medidas numa região anterior ao orifício (Souza & Almeida, 2001).

Tendo como base as leis de conservação de massa e de energia, as equações abaixo são válidas supondo-se um fluxo sônico, quando a pressão antes da placa de orifício é no mínimo duas vezes maior que a pressão após o orifício. Assim sendo, a equação teórica que demonstra o comportamento da vazão mássica é obtida a partir de:

$$\dot{m}_{teór} = \frac{p_o \cdot A_c}{C^*} \quad (8)$$

onde: $\dot{m}_{teór}$ é a vazão mássica de gás (kg/s), p_o a pressão de estagnação do gás antes do orifício (Pa), A_c a área crítica do orifício (m) e C^* a velocidade característica dos gases de exaustão (m/s).

Utilizando-se da expressão da velocidade característica dos gases (Huzel & Huang, 1992) e para o caso específico do nitrogênio tem-se que:

$$\dot{m} = \frac{0,03975 \cdot p_0 \cdot A_c}{\sqrt{T_0}} \quad (9)$$

onde T_0 é a temperatura de estagnação do gás antes do orifício (K).

Portanto, para determinação do fluxo mássico de um gás numa tubulação contendo uma placa de orifício, basta conhecer a temperatura e a pressão de estagnação em um ponto antes da mesma, supondo que o fluxo mássico no orifício seja sônico. No entanto, existem perdas de energia devido aos vórtices na entrada e saída da placa de orifício e devido ao atrito dos gases com a parede do orifício. Outro fator determinante que influencia na vazão mássica é a geometria do orifício. Portanto, esta equação deve ser corrigida através do coeficiente de descarga, determinado experimentalmente. Com o valor de coeficiente de descarga e a partir da equação anterior, obtém-se:

$$\dot{m} = Cd \frac{0,03975 \cdot p_0 \cdot A_c}{\sqrt{T_0}} \quad (10)$$

Para a determinação experimental do coeficiente de descarga, uma série de testes foi realizada. Estes testes consistiram na medição de uma determinada massa de nitrogênio que passava pelos orifícios calibrados, durante um período e pressão pré-estabelecidos.

Durante este período foram registradas as pressões de estagnação do gás no interior do reservatório e no interior de um pulmão, bem como a temperatura da parede do reservatório e a temperatura de estagnação do gás no interior do pulmão. Antes e após cada teste mediu-se a massa do reservatório utilizando-se uma balança de precisão.

Determinou-se a massa de gás consumida através da diferença entre a massa inicial e a massa final do reservatório, descontando-se a massa de gás contida no interior das tubulações e demais cavidades do circuito (por exemplo cavidades de válvulas, reguladores e “pulmão”).

A vazão mássica experimental é a razão entre a massa medida e o tempo de teste. Sendo que o Cd é dado pela razão entre a vazão mássica experimental e a calculada pela Eq. (9):

$$Cd = \frac{m}{t \cdot m_{teór}} \tag{11}$$

onde m é a massa medida menos as perdas no circuito (g) e t o tempo do teste (s).

A Fig. (4) traz um exemplo do comportamento do coeficiente de descarga em função da pressão para uma dada placa de orifício.

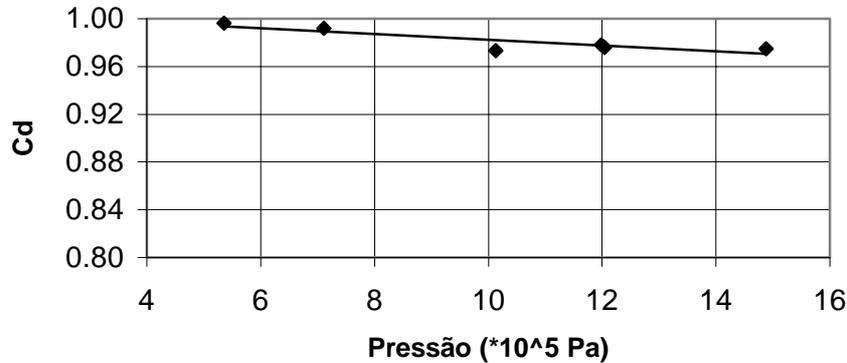


Figura 4. Comportamento do coeficiente de descarga em função da pressão.

4.2. Ensaios “a quente” sem corte

Concluída a fase de ensaios a frio, passou-se à realização dos ensaios “a quente”. O maçarico foi montado em um banco de testes e as pressões de câmara e nas linhas de alimentação de propelentes foram monitoradas utilizando-se um sistema controlador e de aquisição de dados, conforme mostrado na Fig. (2).

O objetivo destes testes foi verificar e otimizar o comportamento do maçarico em condições reais de funcionamento. Para tanto, variou-se as pressões nas linhas de combustível e oxidante conseguindo assim, a regulação da vazão mássica de propelentes e da razão de mistura. A variação destes parâmetros permitiu variar a pressão de câmara, a temperatura de combustão (T_{ch}), a velocidade dos gases (C^*), etc. ou seja, todas as variáveis que influenciam na eficiência do corte. Um exemplo dos resultados obtidos pelo sistema de aquisição de dados é mostrado na Fig. (5).

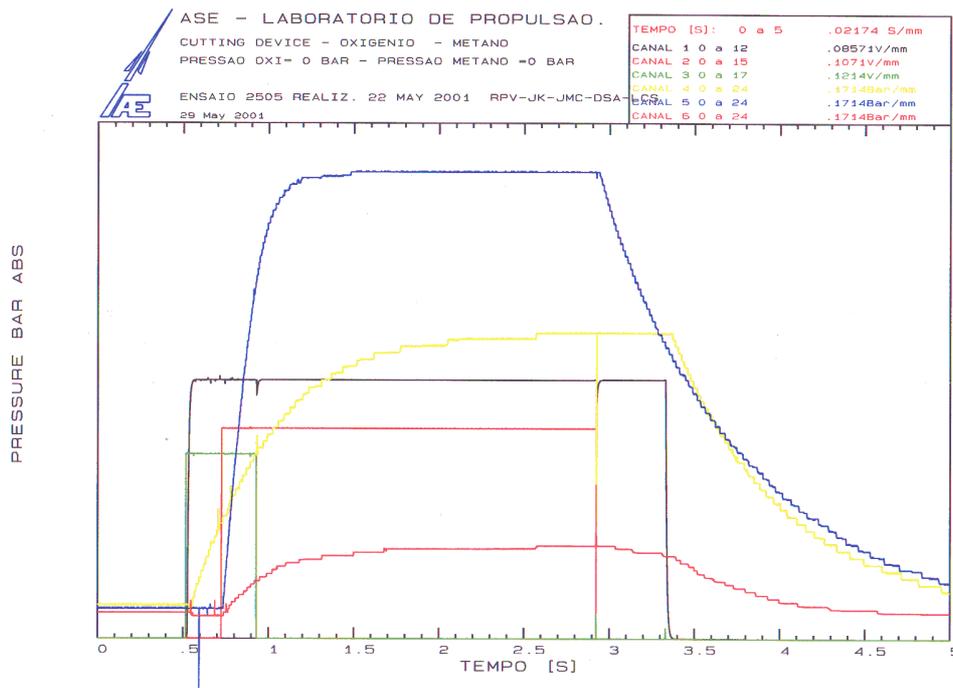


Figura 5. Resultado típico de um teste “a quente”.

Na Fig. (5) tem-se que:

- Canal 1 (preto): sinal da válvula solenóide na linha do oxigênio
- Canal 2 (vermelho): sinal da válvula solenóide na linha do metano
- Canal 3 (verde): sinal do sistema de ignição
- Canal 4 (amarelo): pressão de alimentação na linha do oxigênio
- Canal 5 (azul): pressão de alimentação na linha do metano
- Canal 6 (púrpura): pressão de câmara

Com base nestes resultados, foi possível construir gráficos que comparam os valores teóricos e os resultados medidos experimentalmente. A Fig.(6) mostra estes resultados para a velocidade dos gases (C^*) em função da razão de mistura.

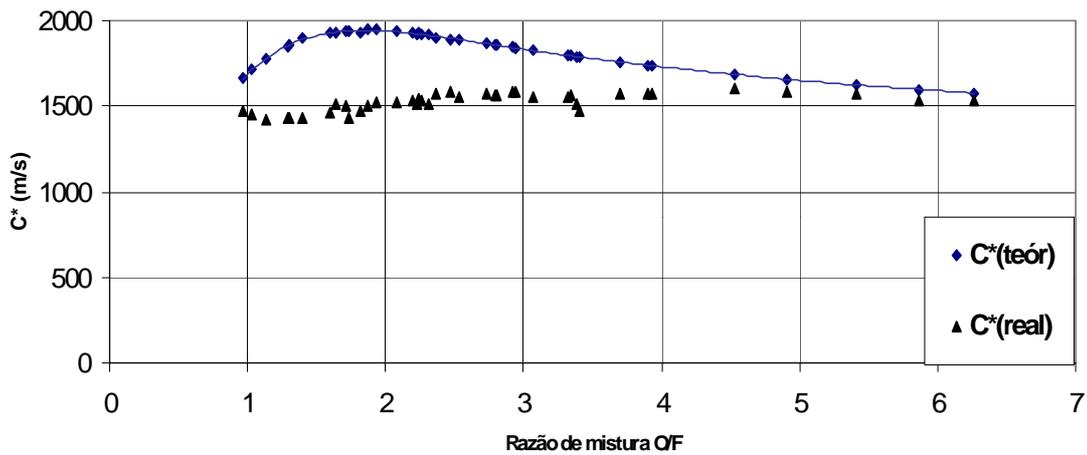


Figura 6. Velocidade dos gases experimental, C^* (real), e teórica, C^* (teór), em função da razão de mistura.

4.3. Ensaios “a quente” com corte

Para verificar a viabilidade do equipamento, foram realizados ensaios “a quente” com o corte de diversos tipos de materiais com diferentes espessuras, tal como mostrado na Tab. (1). Para cada material e/ou espessura diferente, três amostras com dimensões idênticas, 100 mm × 200 mm, foram cortadas e os tempos necessários para efetuar a separação completa das amostras foram medidos. A média dos três valores de velocidade de corte para cada material e/ou espessura, foi comparada aos resultados obtidos, nas mesmas condições (inclusive amostras) e com o mesmo operador, para o maçarico de corte oxiacetilênico. Tais resultados estão apresentados na Tab. (1),

Tabela 1. Resultados dos ensaios “a quente” com corte, medidas da velocidade de corte.

Material	Espessura das amostras, mm	Velocidade corte protótipo, mm/s	Velocidade corte oxiacetilênico, mm/s
Alumínio 5052	3	10,45	1,65
Alumínio 5052	1	32,29	6,62
Alumínio 2024	13	3,16	NÃO CORTOU
Latão	2	1,17	1,79
Aço 300 M	3	4,61	4,50

A Fig. (6) e a Fig. (7) mostram o corte em alumínio e aço, respectivamente, utilizando o protótipo de maçarico desenvolvido com a tecnologia de propulsão líquida.



Figura 6. Corte de alumínio utilizando o protótipo de maçarico baseado na tecnologia de propulsão líquida.



Figura 7. Corte de aço utilizando o protótipo de maçarico baseado na tecnologia de propulsão líquida.

5. Conclusões

O maçarico de corte baseado na tecnologia de propulsão líquida apresentou velocidades de corte muito superiores aos do corte com maçarico oxiacetilênico (sendo no caso do Alumínio 5052 até seis vezes mais rápido) com exceção do latão, tal como apresentado na Tab. (1). Além disso, constatou-se que para o Alumínio 2024 não foi possível realizar o corte com oxiacetilênico, enquanto que o protótipo desenvolvido obteve pleno sucesso.

Considerando que o corte foi feito manualmente e que o bico de corte (n.º 12 da White Martins) utilizado no maçarico oxiacetilênico está entre os mais capazes de efetuar tais separações e, além disso, que o operador, experiente profissional da área, está muito mais habituado a manusear este equipamento, pode-se afirmar que o maçarico de corte baseado na tecnologia de propulsão líquida conseguiu demonstrar um grande potencial para cortar metais, principalmente alumínio.

Portanto, os testes iniciais mostraram que o protótipo do maçarico de corte baseado em tecnologia de MFPL é viável e apresenta uma série de vantagens em relação aos equipamentos tradicionais de corte, tais como: maior velocidade de corte e em maiores espessuras, comparando-se com o sistema oxiacetilênico, mais simples e de menor custo, e também, comparando-se com o corte por plasma. No entanto, o equipamento requer algumas adaptações e continuação dos testes para que se possa explorar toda a sua potencialidade.

6. Referências

- Almeida, D. S., Shimote, W. K., Niwa, M., 1999, "Selection of Materials for Combustion Chamber of Liquid Rocket Engine, 15th Brazilian Congress of Mechanical Engineering, Águas de Lindóia.
- Gordon, S. & McBride, B. J., 1976, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks and Chapman-Jouguet Detonations", NASA SP-273, Washington.
- Huzel, D. K. & Huang D. H., 1992, "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines", Washington, AIAA (Progress in Aeronautics and Astronautics), Vol. 147, pp. 4-17.
- Kessaev, K., 1997, "Theory and Calculation of Liquid Propellant Engines", In: Fundamental Course of Engine Design, CTA/IAE, São José dos Campos, pp. 25-36.
- Metals Handbook, 1973, Volume 6, Ninth Edition.
- Niwa, M. & Yoshino, T., 1997, "Liquid propulsion in Brazil", 14th Brazilian Congress of Mechanical Engineering.
- Santana Jr. A. & Góes, L. C. S., 2000, "Design and Dynamic Characteristics of a Liquid-Propellant Thrust Chamber", Proceedings of the National Conference on Mechanical Engineering, CONEM 2000, Natal.
- Souza, J.R. P. & Almeida, D. S., 2001, "Determinação do Coeficiente de Descarga de Placas de Orifício", Relatório Técnico CTA/IAE, São José dos Campos.

DESIGN OF A THERMAL CUTTING DEVICE BASED ON LIQUID PROUPLSION TECHNOLOGY

Daniel Soares Almeida

Aerospace Technical Center – Aeronautics and Space Institute
Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12 228 – 904, São José dos Campos – SP, Brazil
dsa62@yahoo.com

Avandelino Santana Junior

Aerospace Technical Center – Aeronautics and Space Institute
Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12 228 – 904, São José dos Campos – SP, Brazil
santanajr@iae.cta.br

Mário Niwa

Aerospace Technical Center – Aeronautics and Space Institute
Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12 228 – 904, São José dos Campos – SP, Brazil
niwa@iae.cta.br

Khoze Kessaev

Aerospace Technical Center – Aeronautics and Space Institute
Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12 228 – 904, São José dos Campos – SP, Brazil
kessaev@iae.cta.br

Abstract. *This paper presents a description of development phases of a cutting device prototype using the knowledge of liquid rocket engine technology, as well as the main characteristics of operation and the results during the "cold tests" and the "hot tests", it means without and with flame, respectively, including the test where several pieces were cut. The main aim of such a prototype was to verify the possibility to use the hot gases, generated by means of propellants burning inside a combustion chamber of a liquid rocket engine, to perform cut of materials.*

Keywords. *cutting device, liquid propulsion, rocket engine*