

XXXVII IBERIAN LATIN AMERICAN CONGRESS
ON COMPUTATIONAL METHODS IN ENGINEERING
BRASÍLIA - DF - BRAZIL

AVALIAÇÃO DO ESCOAMENTO DOS GASES EM UM MOTOR DE FOGUETE HÍBRIDO POR MEIO DE SIMULAÇÕES NUMÉRICAS.

Luan Henrique dos Santos Oliveira

Fábio Alfaia da Cunha

luan.unai@gmail.com

fabioalfaia@unb.br

Faculdade UnB Gama, Universidade de Brasília, 7244-240, Gama, Brasília - DF

Resumo. *Muitas tecnologias estão sendo aprimoradas para melhorar os foguetes atuais. O motor de foguete híbrido proporciona diversas vantagens, como a simplicidade, segurança, baixo custo e reinicialização de empuxo o que o torna adequado para uma ampla gama de aplicações, incluindo foguete de sondagem, míssil tático, veículo de propulsão e sistemas de reentrada atmosférica. O funcionamento de um motor híbrido se assemelha ao de um foguete de combustível sólido, exceto que o propelente sólido é substituído por um combustível sólido, e o oxidante é injetado através do injetor central. Apesar de conter características dos foguetes sólidos e líquidos os foguetes híbridos não atingiram desenvolvimento que os tornassem comerciais. O Brasil tem uma pequena experiência em motores de foguetes híbridos, assim, é oportuna a intensificação deste tipo de estudo. Por conta do exposto, este trabalho apresenta um estudo numérico do escoamento no regime permanente em uma câmara de combustão de um motor foguete híbrido. Nas simulações é utilizado um modelo não viscoso para o cálculo dos parâmetros termodinâmicos ao longo do motor. Para uma comparação padronizada dos resultados, desenvolveu-se um programa em MatLab baseado em modelos analíticos das relações termodinâmicas isentrópicas e com o método da relação Area-Mach. No final do trabalho, resultados de simulação numérica do escoamento numa geometria bidimensional axissimétrica são apresentados e apropriadamente analisados.*

Keywords: *simulação numérica, escoamento, foguete híbrido*

1 INTRODUÇÃO

A maioria dos aviões comerciais modernos e aeronaves militares são movidos por motores de turbina a gás, que são também chamados de motores a jato. Existem vários tipos diferentes desses motores, mas todos eles têm algumas partes em comum. Os motores de turbina a gás têm um bocal para produzir empuxo, através da condução dos gases de escape de volta para o fluxo livre e também para definir a taxa de fluxo mássico através do motor. O bocal situa-se a jusante da turbina de energia. Um bocal ou tubeira é um dispositivo relativamente simples, possui apenas um tubo de formato especial ao quais os gases quentes fluem.

Motores de foguete também utilizam bocais para acelerar os gases quentes de exaustão para produzir empuxo. Os motores foguete geralmente têm uma tubeira de geometria fixa com seção convergente divergente, apresentando uma seção divergente muito maior do que é necessário para uma turbina a gás (HALL, 2015).

As relações termodinâmicas dos processos dentro de um bocal de foguete e da câmara de combustão fornecem as ferramentas matemáticas necessárias para calcular o desempenho e vários dos principais parâmetros utilizados na concepção de sistemas de propulsão de foguetes. Estas relações são um meio de avaliação e comparação do desempenho de vários sistemas de foguetes, pois, permitem a previsão do desempenho operacional de qualquer propulsor que use a expansão termodinâmica de um gás e também providenciam a determinação de diversos parâmetros de projeto necessários, tais como, as dimensões da tubeira e uma forma genérica para qualquer requisito de desempenho dado (SUTTON, 2010).

O conceito de um sistema de propulsão ideal é extremamente útil, uma vez que, a base dos princípios termodinâmicos pode ser expressa como simples relações matemáticas. Dentro da área de concepção de novos foguetes, este conceito tornou-se uma prática aceita e comumente utilizada para o cálculo dos parâmetros preliminares, os considerando como foguetes ideais, podendo ser posteriormente modificados com as correções apropriadas (SUTTON, 2010).

Em um foguete ideal algumas hipóteses são válidas, tais como, a substância de trabalho é considerada homogênea, todas as espécies do fluido de trabalho são gasosas, a substância de trabalho obedece à lei dos gases perfeitos, não há transferência de calor através das paredes do motor foguete, portanto, o fluxo é adiabático, não há atrito apreciável assim todos os efeitos da camada limite são negligenciados, entre outros (ANDERSON, 2010).

Para o projeto de uma tubeira, existem inúmeras maneiras de se calcular os parâmetros, por exemplo, o método de características, método de diferenças finitas, método da relação de Área Mach, aqui é utilizado a relação de Área Mach para o dimensionamento do bocal e simulações computacionais para confrontamento de resultados e averiguação do comportamento do escoamento dos gases ao longo do motor.

Os foguetes podem ser classificados conforme as fases ou estados físicos dos propelentes empregados: sólidos, líquidos, a gás ou híbridos.

O presente trabalho introduz um estudo do escoamento dos gases de combustão em um motor de foguete do tipo híbrido, onde o oxidante se encontra na fase líquida e é injetado na câmara de combustão através de um injetor central, entrando em combustão com o combustível contido dentro da câmara de combustão armazenado na fase sólida. Para o

estudo, foram desenvolvidos modelos analíticos de solução e executou-se modelos comerciais de simulações numéricas, considerando para ambos os casos, ambientes isentrópicos.

2 DESCRIÇÃO DO PROBLEMA

O problema abordado pode ser dividido em duas partes, a primeira trata-se do cálculo da balística interna do motor proposto para estudo e o cálculo da variação dos parâmetros termodinâmicos ao longo do propulsor, a segunda aborda simulações computacionais com o intuito de averiguação dos dados e parâmetros calculados anteriormente para o motor foguete híbrido.

2.1 Balística interna do motor

Para o cálculo da balística interna é necessário primeiro definir seus parâmetros de entrada, a partir dos quais todos os outros sistemas serão processados. A tabela 1 apresenta alguns dos parâmetros iniciais adotados:

Tabela 1. Parâmetros iniciais do motor

Características do motor	
Empuxo	700 [N]
Tempo de queima	5 [s]
Pressão na Câmara	40 [bar]
Impulso específico	237 [s]

A formulação matemática utilizada para os cálculos da balística interna do motor foi baseada na metodologia apresentada por SUTTON (2010), abaixo serão mostradas as equações de maior relevância que foram utilizadas na elaboração do código escrito em linguagem Matlab para o cálculo dos parâmetros do motor.

A taxa de regressão (\dot{r}) é um parâmetro importante no dimensionamento de um propulsor, ela indica o consumo de combustível em função do tempo de queima e pode ser calculada da seguinte maneira:

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (1)$$

Onde G_{ox} representa a velocidade do fluxo de massa e a e n são constantes medidas experimentalmente.

O empuxo (F) em um foguete pode ser medido da seguinte forma:

$$F = \dot{m}_p v_e + (P_s - P_a)A_s \quad (2)$$

Onde \dot{m} é o fluxo mássico de propelente, v_e a velocidade de exaustão dos gases, P_s e P_a as pressões de saída e pressão ambiente local respectivamente e A_s a área de saída.

A velocidade ideal de ejeção v_e é calculada com a equação a seguir:

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R_0 T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right]} \quad (3)$$

Onde γ é o coeficiente isentrópico, R_0 é a constante universal dos gases, M é a massa molar dos gases de combustão (kg/kg-mol), T_c é a temperatura de combustão (K) e P_c a pressão na câmara de combustão.

O fluxo mássico de propelente (\dot{m}_p) depende do empuxo, aceleração gravitacional local (g) e do impulso específico (I_{sp}) (característica proveniente do motor e do propelente escolhido).

$$\dot{m}_p = \frac{F}{g I_{sp}} \quad (4)$$

As dimensões do grão combustível podem ser calculadas por meio de uma iteração das equações descritas abaixo em função do tempo de funcionamento do motor (t_q).

$$D_p = \sqrt{\left(\frac{4\dot{m}_p}{\pi G_{ox}} \right)} \quad (5)$$

$$D_{ex} = \left[\left(\frac{a}{1000} \right) (4n + 2) \left(\frac{4\dot{m}_p}{\pi} \right)^n t_q + D_p^{2n+1} \right]^{1/2n+1} \quad (6)$$

$$L_g = \frac{4V_c}{\pi(D_{ex}^2 - D_p^2)} \quad (7)$$

As equações (5), (6) representam o diâmetro da porta de combustão (D_p) e o diâmetro externo do grão (D_{ex}) onde os coeficientes a e n são os mesmos coeficientes empíricos utilizados para o cálculo de \dot{r} e o comprimento do grão respectivamente, a equação (7) refere-se ao comprimento do grão combustível (L_g) onde V_c é o volume do grão combustível.

2.2 Cálculo dos parâmetros termodinâmicos ao longo do motor

Para a realização dos cálculos dos parâmetros termodinâmicos utilizou-se as relações isentrópicas descritas abaixo:

$$\frac{P_o}{P_e} = \left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M_e^2\right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (8)$$

$$\frac{T_o}{T_e} = 1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M_e^2 \quad (9)$$

As equações acima calculam a pressão de estagnação ($\frac{P_o}{P_e}$) e temperatura de estagnação ($\frac{T_o}{T_e}$) em função do número de Mach (M_e) encontrado na saída do tubo, onde γ representa a razão de calores específicos. Através do número de Mach é possível também calcular as seções transversais do bocal, usando a relação de Área-Mach.

$$\frac{A}{A^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{-\gamma+1/2(\gamma-1)} \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\gamma+1/2(\gamma-1)}}{M_e} \quad (10)$$

Onde A^* representa a área da garganta para o caso adaptado e A a variável para as seções transversais que se deseja avaliar.

3 METODOLOGIA DE SOLUÇÃO DO CAMPO DE ESCOAMENTO.

3.1 Equações governantes.

O escoamento de um fluido pode ser calculado com base na solução das equações de conservação da massa, conservação de quantidade de movimento e conservação da energia, apresentadas a seguir respectivamente:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \otimes \vec{v} + pI) = 0 \quad (12)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (E) + \nabla \cdot ((E + p)\vec{v}) = 0 \quad (13)$$

Onde ρ é a massa específica da mistura de gases, \vec{v} é o vetor velocidade, p é a pressão. A conservação de massa apresentada na Eq. (11) está em sua forma geral e é válida tanto para casos onde o escoamento é incompressível quanto para compressível e representa a taxa de variação de massa dentro de um volume de controle e do fluxo de massa que cruza a superfície de controle.

A conservação de quantidade de movimento linear é expressa pela Eq. (12). O primeiro termo da equação contabiliza a variação temporal de quantidade de movimento, que também pode ser entendido como a força por unidade de volume de uma partícula infinitesimal. O segundo termo representa a ação da força resultante do tensor de tensões no fluido e está

subdividido em duas partes: uma resultante do campo de pressões e outra devido às deformações dada pelo campo de velocidades.

A conservação da energia é representada pela Eq. (13). O primeiro termo do lado esquerdo representa a variação total temporal de energia no volume de controle e o segundo termo expressa o fluxo de energia através das superfícies de controle.

A energia total (E) é dada por:

$$E = \rho e + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \quad (10)$$

Sendo e a energia interna por unidade de massa de fluido e u , v e w as componentes referentes as energias interna, cinética e o trabalho, respectivamente.

3.2 Geometria e Malha do motor do Foguete

Com base na teoria anteriormente descrita foi dimensionado um motor de foguete, cujas dimensões estão apresentadas na tabela 2

Tabela 2. Geometria do motor

Resultados teóricos	
Diâmetro da porta de combustão	37 [mm]
Diâmetro externo do grão	72 [mm]
Comprimento do grão	50 [mm]
Diâmetro da garganta	11.6 [mm]
Diâmetro de saída da tubeira	24 [mm]

A geometria do motor do foguete, já discretizada com elementos quadriláteros, foi gerada no software ANSYS 15 é mostrada na Fig.1. Com o intuito de ganho de tempo computacional a malha na seção da câmara de combustão não foi refinada, pois se percebeu que os parâmetros não variavam bruscamente ao longo da mesma.

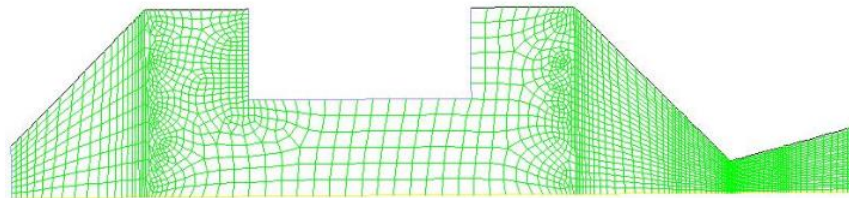


Figura 1. Malha numérica do motor foguete híbrido

3.3 Condições de contorno do escoamento e condições iniciais

As condições de contorno para as simulações foram as seguintes:

- Não deslizamento nas superfícies das paredes sólidas.
- Geometria 2-D axissimétrica utilizando o eixo X como eixo axial central.

Para condições de entrada de massa foram adotadas duas seções, uma para o injetor central de oxidante e outra para todo o perímetro do grão combustível. Estas entradas foram configuradas como fluxo de massa. O fluxo mássico na seção do injetor ajustado igual a 0.3 kg/s e o fluxo mássico saindo do grão combustível foi de 0.02 kg/s.

Na seção de saída foi definida a condição pressão especificada, referenciada no código de simulação como “*pressure outlet*”. A pressão foi ajustada igual 101325 Pa, que é o valor atmosférico, seguindo o que foi realizado no dimensionamento da tubeira.

Considerou-se também que o regime de escoamento é permanente e que o propelente se comporta como um gás ideal.

3.4 Ajustes das simulações no código de simulação

As simulações foram executadas no software comercial Fluent, existente na bancada de trabalho do Ansys 15. Foi utilizado em uma versão 2D (*two dimensional*). Escolheu-se o modelo de escoamento não viscoso em regime permanente. Neste caso o Fluent resolve numericamente as equações de conservação de massa, equação de conservação da energia (uma vez que o escoamento é compressível) e de conservação de quantidade de movimento sem os termos de transientes e de forma iterativa.

Utilizou-se o modo de solução acoplada das equações (*Coupled*), para a simulação. Neste modo de solução as equações de conservação de quantidade de movimento e continuidade são resolvidas simultaneamente. Também foi utilizado um esquema de interpolação de segunda ordem *upwind* para aproximar os termos advectivos das equações de conservação de quantidade de movimento. O modelo padrão de pressão, *standard pressure*, foi utilizado na equação da pressão juntamente com baixo número de courant, este na ordem de 0,01, o que apesar de aumentar o tempo de execução da simulação, reduz os erros causados por problemas de divergência. O critério de convergência adotado foi que os resíduos normalizados deveriam ser menores que 10^{-5} para todas as equações.

4 RESULTADOS E ANÁLISES

4.1 Modelo analítico

Primeiramente serão apresentados os resultados obtidos por métodos analíticos através dos códigos programados em linguagem Matlab, em seguida os resultados obtidos pelas simulações computacionais serão apresentados.

As Figs. 2 e 3 apresentam a distribuição dos parâmetros do motor ao longo do bocal, obtidos pela implementação de um modelo analítico para condições ideais isentrópicas.

Na Fig. 2 (a) é possível observar a geometria do bocal que foi utilizada na formulação da malha numérica, a fim de proporcionar as mesmas condições para as simulações numéricas. A Fig. 2 (b) mostra a variação do número de Mach ao longo da tubeira

supersônica, apresentando uma região subsônica e supersônica, na seção crítica é possível observar $Mach = 1$, característica importante a se observar em termos da eficiência da tubeira.

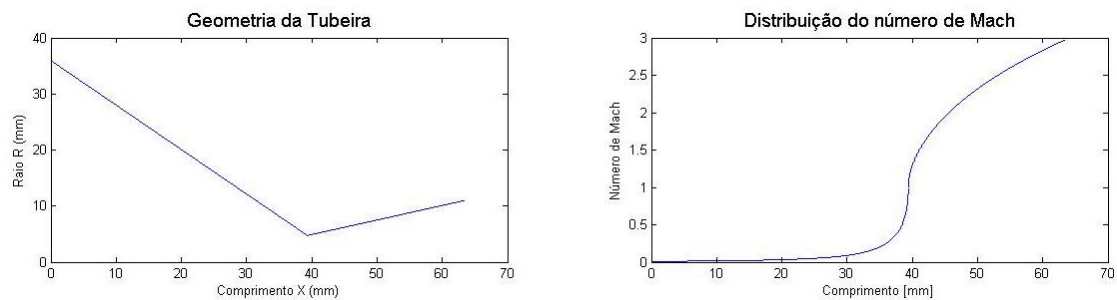


Figura 2. (a) Geometria da tubeira e (b) Distribuição de número de Mach

De acordo com Anderson (2010), em uma tubeira supersônica adaptada, a seção crítica deve apresentar 0,5 da pressão e 0,82 da temperatura observada na câmara de combustão. Na Fig. 3 (a) e (b) é possível comprovar estas proporções. Esta perda de pressão e temperatura está associada à transformação da energia interna contida na câmara de combustão em energia cinética que acontece ao longo da tubeira, esta transformação se faz necessária para a geração do empuxo desejado ao dispositivo empregado.

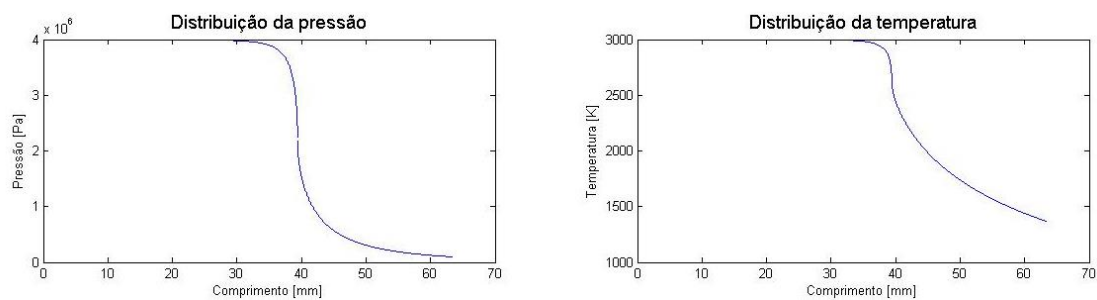


Figura 3. (a) Distribuição de pressão e (b) Distribuição de temperatura.

4.2 Modelo de fluidodinâmica computacional - não viscoso

Os resultados da simulação de fluidodinâmica computacional são apresentados nas Fig. 4, Fig. 5 e Fig. 6; campos de pressão, temperatura e número de Mach, respectivamente. Os resultados são próximos do resultado obtido por método analítico. A pressão na câmara chega próxima aos 40 bar, valor adotado como condição inicial no método analítico para cálculo do fluxo de propelente que fora utilizado como condição inicial nas simulações. A temperatura e número de Mach na seção de exaustão dos gases também apresentaram valores próximos aos valores obtidos analiticamente. É possível perceber também o aparecimento de condição de vácuo na saída da tubeira, isto provavelmente deve-se ao fato de que a seção divergente do bocal está maior do que é necessário causando uma condição de *sobre fluxo*, o que pode acarretar o aparecimento de uma onda de choque oblíqua, seguida de uma separação do fluido na saída, comprometendo a eficiência do dispositivo, portanto, de acordo com este modelo correções são necessárias.

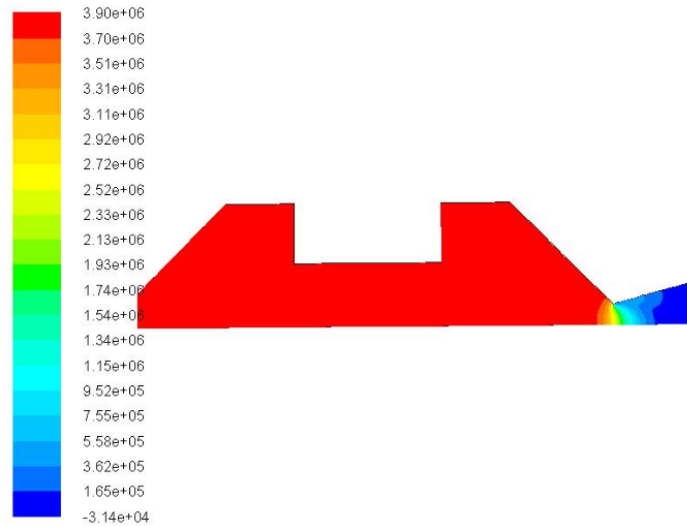


Figura 4. Distribuição de pressão estática (Pa) ao longo do motor.

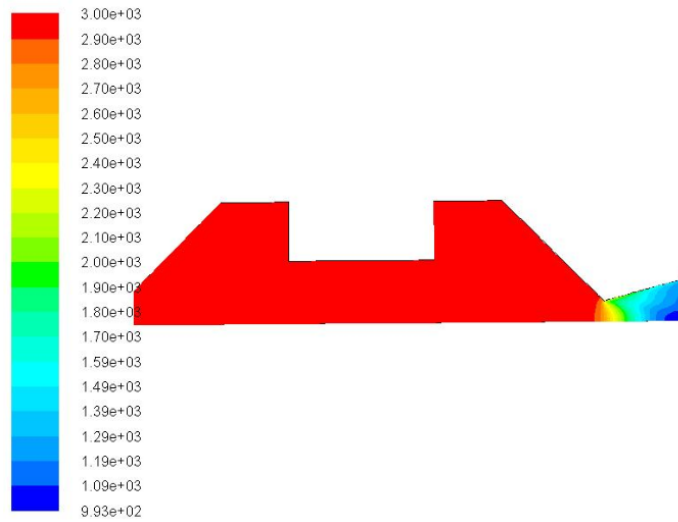


Figura 5. Distribuição da temperatura (K) ao longo do motor.

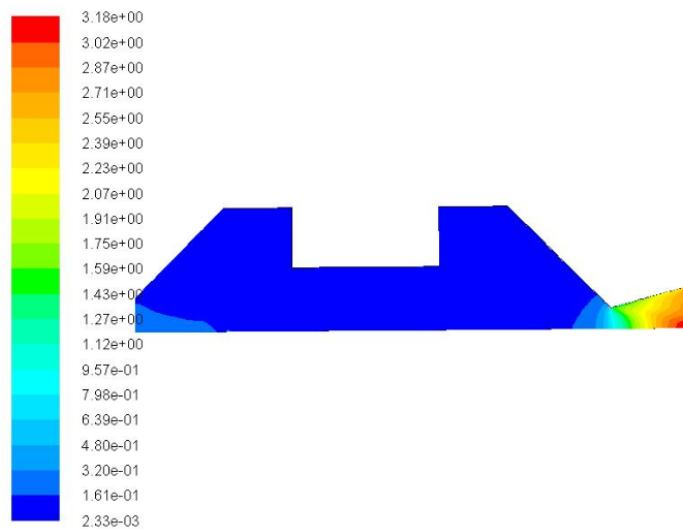


Figura 6. Distribuição do número de Mach ao longo do motor.

Comparando-se os resultados do modelo analítico com o modelo numérico, é possível perceber que os resultados foram bem próximos, na seção de saída da tubeira por exemplo observamos uma diferença de aproximadamente 5% para o número de Mach, e a pressão interna na câmara de combustão que tinha como parâmetro inicial no método analítico de 40 bar, apresentou no modelo numérico uma pressão de 3,9 bar.

5 CONCLUSÃO E FUTUROS TRABALHOS

No presente trabalho foi apresentada uma avaliação do escoamento na câmara de combustão de motor foguete híbrido. A avaliação partiu do equacionamento utilizado no dimensionamento da balística interna deste tipo de motor. Descreveu-se também brevemente sobre modelos e ajustes utilizados na parte computacional do trabalho, bem como, a criação da malha numérica utilizada para representação do motor com combustível.

Foi apresentado os objetivos de estudo para o caso problema exposto e as considerações assumidas para que a solução fosse executada. Para solução foi utilizado uma solução ideal analítica desenvolvida por meio um algoritmo implementado em Matlab, como padrão de comparação e simulações numéricas no modelo não viscoso.

Os resultados obtidos foram satisfatórios para todos os casos, mostrando valores próximos entre si, foi possível também com a execução do trabalho, reafirmar conceitos encontrados na literatura.

Como futuros trabalhos, será realizado a elaboração de uma malha dinâmica modelada a partir da lei de regressão para o grão combustível, com o intuito de avaliar o escoamento em regime transiente e com uma geometria que se reajusta representando o consumo do combustível sólido e também avaliações em modelos viscosos para averiguação dos efeitos causados pelos mesmos.

Resultados provenientes de soluções numéricas geralmente apresentam resultados mais satisfatórios aos analíticos no quesito representação de processos reais, pois, os métodos analíticos necessitam de muitas simplificações e considerações para tornar a solução possível de ser executada. Para este trabalho, testes experimentais também serão conduzidos, para a comprovação de qual método apresentou valores mais próximos do problema real.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, John David. *Fundamental of Aerodynamics*, 5 ed. New York: McGraw Hill, 2010.
- FAROKHI, S. *Aircraft Propulsion*, 2 ed. Kansas: Wiley, 2014.
- FOX, Robert W. , PRITCHARD, Philip J. , MCDONALD, Alan T.C. *Introdução à Mecânica Dos Fluidos*, 8 Ed. New Jersey: Wiley, 2014.
- HALL, Nancy. *Nozzles*, NationalAeronauticsand Space Administration (NASA), acessadoem 2016, Disponível: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/nozzle.html>
- SUTTON, P. Georg. *Rocket Propulsion Elements*, 8 ed. New Jersey: Wiley, 2010.