

# Modelagem numérica de jaqueta de refrigeração e estratégias de otimização

FERREIRA, D. R. <sup>1</sup>, DOURADO, W. M. C. <sup>2</sup>

<sup>1</sup> Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil  
Aluno de Mestrado do curso de Combustão e Propulsão - LCP.

daniel\_rferreira@yahoo.com

<sup>2</sup>Instituto de Aeronáutica e Espaço, São José dos Campos, SP, Brasil

wladimyrmd@yahoo.com.br

**Resumo.** Este artigo aborda um método de modelagem por dinâmica dos fluidos computacional (CFD) de uma jaqueta de refrigeração típica de motor foguete a propelente líquido. A construção da malha e sua discretização são os principais fatores que podem ocasionar soluções numéricas instáveis, o objetivo foi analisar qual o melhor procedimento para realizar esta modelagem. Foi possível obter os resultados das temperaturas das paredes e perda de pressão do combustível, numa geometria simplificada, através de simulação por transferência de calor conjugada e comparar as soluções para dois modelos de turbulência. A partir desses dados será possível aplicar a metodologia em geometrias mais complexas. A segunda parte relaciona uma estratégia de otimização baseada em métodos evolutivos que pode ser utilizada neste tipo de sistema onde a função é multiobjetivo, alto tempo computacional e do tipo "black box".

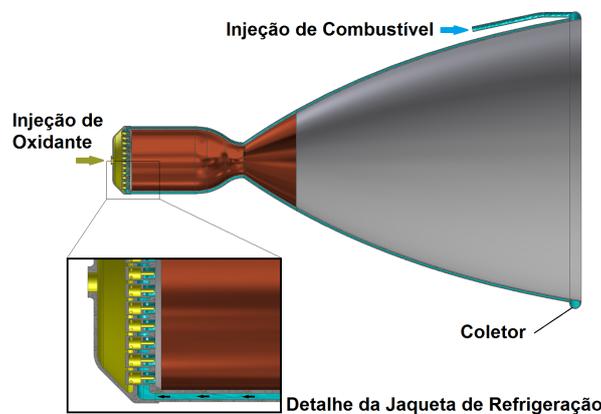
**Palavras-chave:** Motor foguete a propelente líquido (MFPL); Métodos de refrigeração em MFPL; Jaqueta de refrigeração; Dinâmica dos fluidos computacional (CFD); Otimização evolutiva.

## Simbologia

$\rho$  densidade de um fluido  
 $t$  tempo  
 $x_i$  posição na direção  $i$   
 $u_i$  velocidade na direção  $i$   
 $\sigma_{ij}$  tensor de forças de superfície  
 $p$  pressão  
 $q_i$  fluxo de calor na direção  $i$   
 $\tau_{ij}$  tensor viscoso  
 $\mu$  viscosidade dinâmica  
 $\lambda$  segundo coeficiente da viscosidade  
 $k$  condutividade térmica  
 $T$  temperatura  
 $c$  calor específico  
 $h$  entalpia  
 $Pr$  número de Prandtl

## Introdução

Em motores foguete a propelente líquido (MFPL) o método de refrigeração mais empregado é o denominado de refrigeração regenerativa. Ela é realizada através do escoamento de propelente (normalmente o combustível), entre as paredes interna e externa da câmara de combustão, ambas as paredes são conectadas por aletas formando a jaqueta de refrigeração [Sutton and Biblartz 2001]. Este escoamento e as dimensões da jaqueta, devem ser bem determinados para minimizar as temperaturas das paredes e evitar o colapso do motor (ver Figura 1).



**Figura 1. Jaqueta de refrigeração.**

O estudo numérico deste sistema pode ser realizado através da análise de transferência de calor conjugada, é um método onde há o acoplamento de dois ou mais domínios sujeitos a um fluxo de calor. Pode ser utilizado, por exemplo, quando um fluido refrigera uma superfície sólida por convecção.

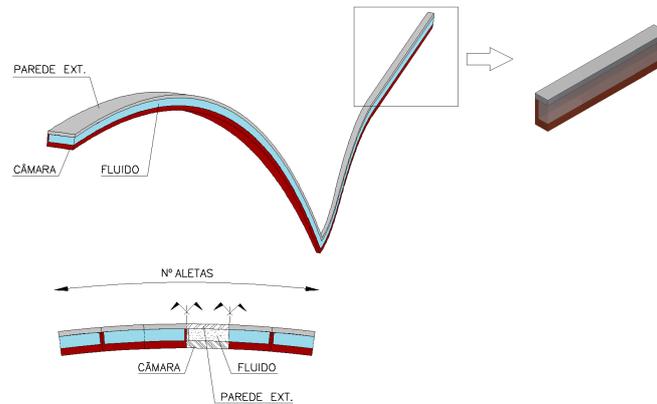
Apesar da temperatura ser o principal fator, uma série de outras variáveis são importantes no projeto da jaqueta de refrigeração. Um projeto bem elaborado deve também, minimizar as perdas de carga do combustível, as espessuras das paredes e conseqüentemente a massa do motor, limitar o aquecimento do combustível evitando sua degradação e vaporização e ter uma forma construtiva possível de ser fabricada. A otimização do sistema é de fundamental importância para o funcionamento adequado dos MFPL [NAS 1972].

O principal objetivo deste estudo é desenvolver um método de análise de malha e solução numérica através de um modelo simplificado de transferência de calor conjugada, as informações obtidas serão empregadas na modelagem de malhas mais complexas de uma jaqueta de refrigeração completa.

## Modelagem numérica por dinâmica dos fluidos computacional

A modelagem numérica foi realizada utilizando o software OpenFoam. A geometria simplificada foi definida conforme a Fig. 2. Observe que esta geometria representa com fidelidade a região cilíndrica da câmara de combustão.

Os materiais considerados foram o cobre OFHC para a parede interna e aleta, aço inox na parede externa e o combustível RP-1.



**Figura 2. Simplificação da geometria.**

O seguinte equacionamento foi resolvido para obter a solução para os campos de temperatura e pressão. Foi levado em consideração as seguintes hipóteses simplificadoras:

- Estado estacionário;
- Fluido incompressível;
- Sem forças de corpo;
- Calores específicos constantes;
- Condutividades térmicas constantes;
- Viscosidade constante;
- Sem troca de calor por radiação;

A equação da energia nas regiões sólidas assume a seguinte forma:

$$\frac{\partial q_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

As equações de conservação na região líquida assumem as seguintes formas:

Continuidade

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2)$$

Momentum

$$\rho u_k \frac{\partial u_j}{\partial x_k} = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} \quad (3)$$

Energia em termos da entalpia

$$\rho u_k \frac{\partial h}{\partial x_k} + \rho u_j u_k \frac{\partial u_j}{\partial x_k} = -p \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + u_j \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + \tau_{ij} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} \quad (4)$$

Pressão

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left( \frac{\partial p}{\partial x_i} \right) = -\rho \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) \right] \quad (5)$$

As seguintes relações constitutivas são utilizadas para o fechamento da modelagem:

Tensor de forças de superfície

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \tau_{ij} \quad (6)$$

Tensor viscoso

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \mu \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u_i u_j} \quad (7)$$

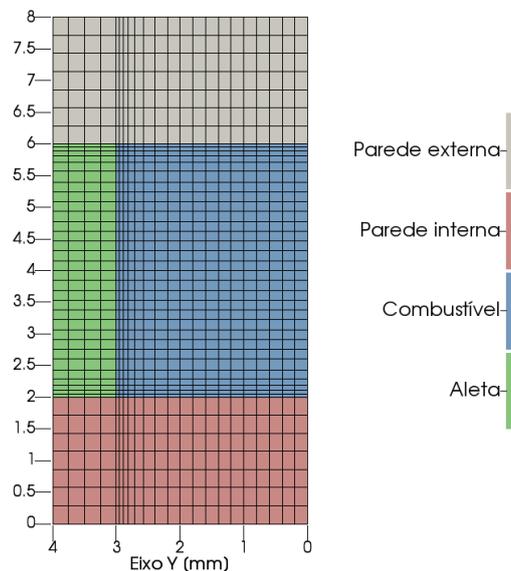
Fluxo de calor

$$q_j = k \frac{\partial \Theta}{\partial x_j} - \overline{\theta u_j} \quad (8)$$

Os termos  $\overline{\rho u_i u_j}$  da Eq. 7 e  $\overline{\theta u_j}$  da Eq. 8 são as quantidades modeladas pelos modelos de turbulência. Neste trabalho foram adotados os modelos  $k - \varepsilon$  e  $k - \omega$ .

O solver utilizado no OpenFoam é denominado de chtMultiRegionSimpleFoam, o método numérico utilizado por ele é do tipo *SIMPLE*.

A malha foi construída utilizando o software Salome, na Fig. 3 pode-se observar a discretização adotada.



**Figura 3. Discretização da geometria simplificada e seus domínios conjugados.**

Para as condições de contorno foi imposto um fluxo de calor na parede interna de  $10 \text{ MW/m}^2$ , temperatura inicial de todos os domínios de  $300 \text{ K}$ , escoamento de combustível de  $5 \text{ m/s}$  indo de  $x = 195 \text{ mm}$  para  $x = 0$  com temperatura de entrada de  $300 \text{ K}$ , face externa da parede externa adiabática, além das condições de simetria. São valores típicos para uma câmara de combustão apresentada em [Ferreira 2014] na região cilíndrica.

## Resultados

Foram rodados dois casos para os modelos de turbulência  $k - \epsilon$  e  $k - \omega$ , utilizando sete CPUs Intel Core I7 32 GB RAM. Apresentou convergência após dez mil interações com os tempos de processamento de aproximadamente 48 *min* para o  $k - \epsilon$  e 46 *min* para o  $k - \omega$ . O decaimento dos residuais são mostrados na Fig. 4.

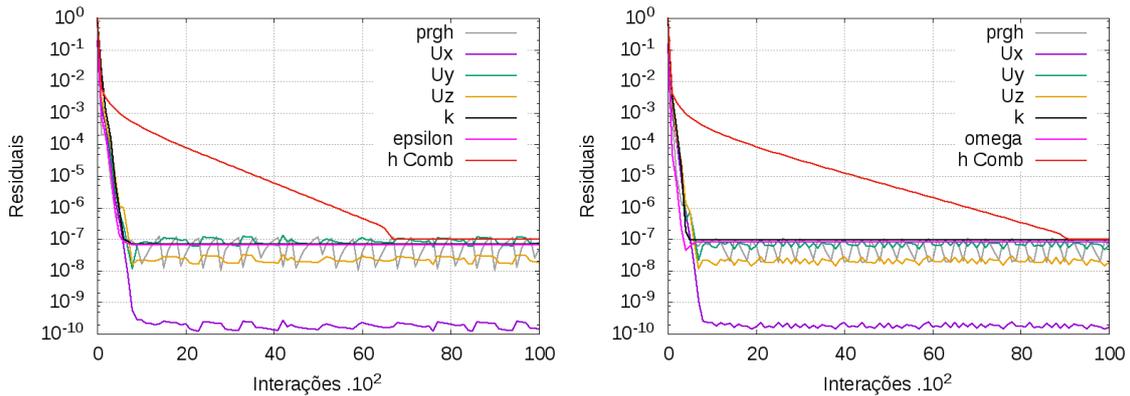
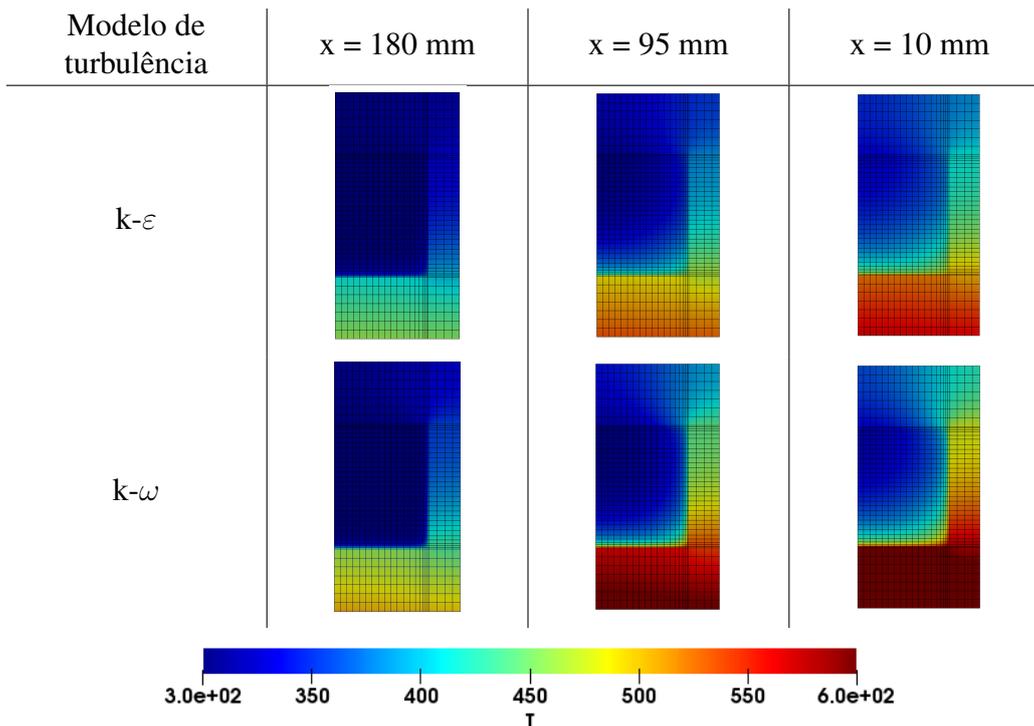


Figura 4. Residuais para os modelos de turbulência  $k - \epsilon$  e  $k - \omega$ .

Os campos de temperatura são comparados na Tabela 1 para ambos modelos de turbulência. Pode-se observar as maiores temperaturas para o modelo  $k - \omega$ .

Tabela 1. Cortes transversais dos campos de temperatura nas posições próximas a entrada, centro e saída.



Foram plotados os perfis de velocidade no centro da geometria na direção dos eixos X e Y, estão representados na Fig. 5.

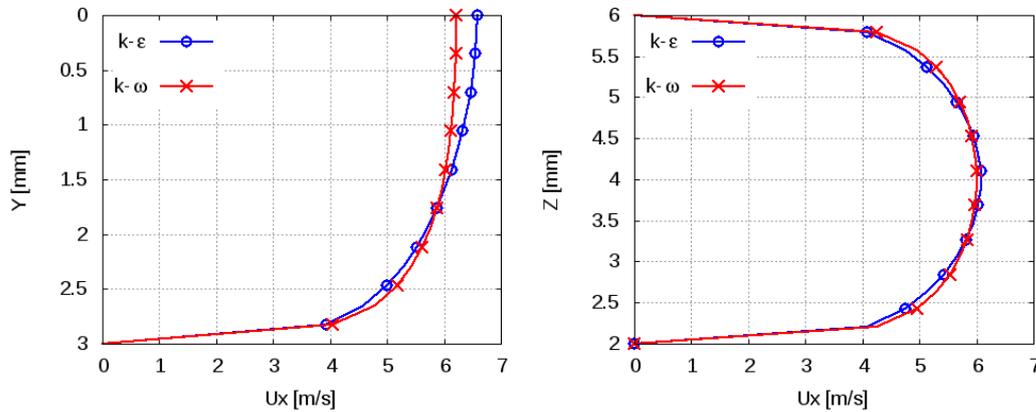


Figura 5. Residuais.

Os perfis de temperaturas para cada região, ao longo do eixo X foram plotados e estão representados na Fig. 6.

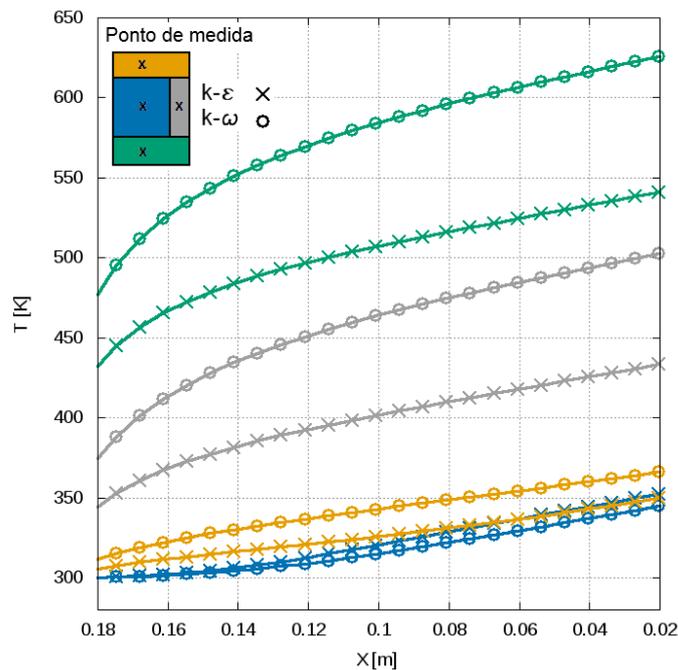


Figura 6. Perfis de temperaturas para cada região.

Com relação a pressão foi observado um decaimento de 20 kPa para ambos modelos de turbulência. O solver apresentou instabilidade para malhas muito refinadas na região da camada limite, devido os elementos estarem muito alongados, por isso foi adotada a lei de parede com  $Pr = 0,7$ . Também apresentou instabilidade na modelagem considerando as condutividades térmicas, viscosidade dinâmica e calor específico do combustível variando em função da temperatura, isto não deve alterar muito o resultado devido a variação ser muito baixa.

## Estratégias de otimização

A complexidade de uma jaqueta de refrigeração é muito grande, existe uma grande quantidade de variáveis que controlam os parâmetros de temperatura e pressão. O melhor caminho para se encontrar uma solução ideal é através de métodos de otimização multi-objetivo, minimizando as temperaturas, perda de carga e massa, tornando o motor mais eficiente e confiável.

Um ciclo de otimização pode ser empregado, utilizando ferramentas de parametrização de malha e CFD, acoplados ao método de otimização, resolvendo o problema de maneira automatizada (ver Figura 7).

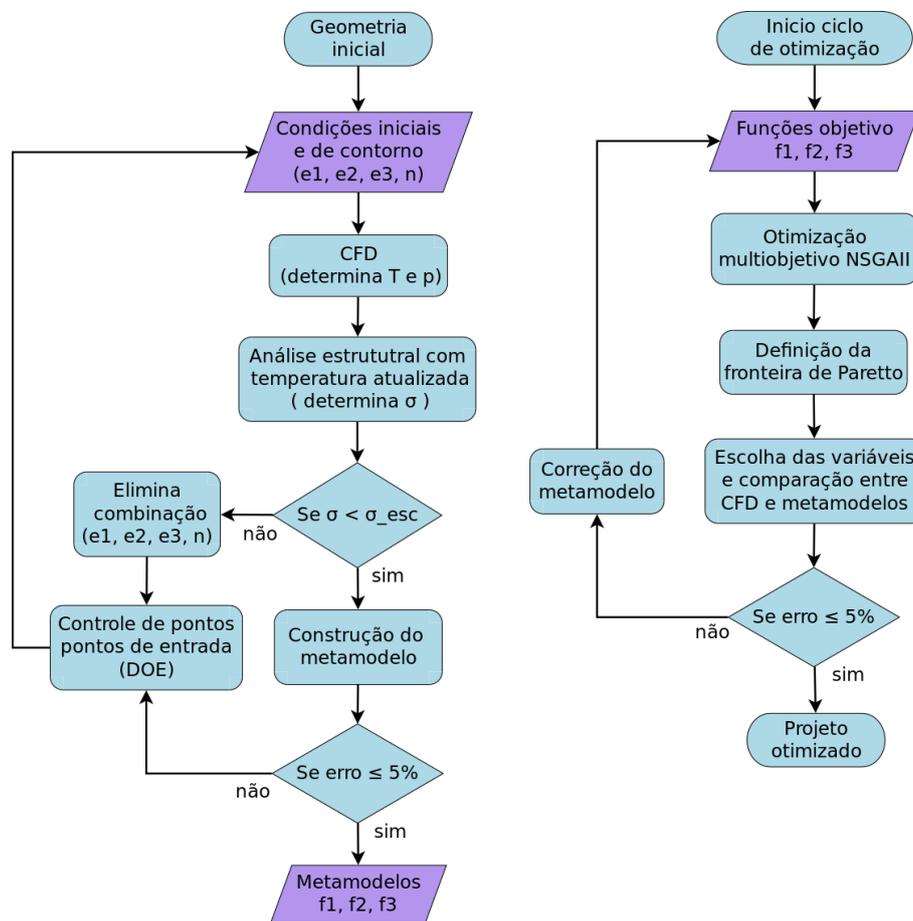


Figura 7. Ciclo de otimização.

A utilização de métodos evolutivos do tipo algoritmos genéticos buscam um mínimo global e apresentam bons resultados, porém são métodos que requerem uma grande quantidade de avaliações da função objetivo, da ordem de milhares. Para um problema simples como o exposto acima, onde a avaliação da função objetivo (construção da malha e CFD) é da ordem de 50 min, a aplicação do método evolutivo direto fica inviável.

A estratégia é utilizar metamodelos, são modelos aproximados da função objetivo onde a aplicação do algoritmo genético é realizada de maneira rápida, possibilitando a otimização. O grande desafio é produzir metamodelos o mais próximo possível da função

objetivo para obter bons resultados. Basicamente as técnicas para construção de meta-modelos são polinomiais, modelos de Kriging e redes neurais [Jin 2003].

A partir dos metamodelos, são empregados os métodos de otimização multiobjetivos e posteriormente é definida a fronteira de pareto, onde são selecionadas as variáveis que retornam os melhores valores.

## **Conclusão**

Com relação a modelagem CFD da geometria simplificada, os resultados obtidos foram bastante positivos na análise da robustez do código do OpenFoam, além de facilitar as análises de estabilidade de malha, tempo de processamento e modelos de turbulência, que serão necessárias na criação de uma modelagem mais complexa.

A possibilidade de realizar a otimização com os métodos evolutivos é bastante positiva e atualmente estamos trabalhando neste sentido, desenvolvendo uma modelagem CFD parametrizada e trabalhando com os métodos multiobjetivos implementados no pacote SANDIA DAKOTA, com o objetivo de otimizar uma jaqueta de refrigeração.

*Agradecimentos: Agradeço ao Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) pelo espaço cedido e a CAPES pelo apoio financeiro.*

## **Referências**

- (1972). *NASA SP-8087 Liquid Rocket Engine Fluid-Cooled Combustion Chambers*, number NASA SP-8087.
- Ferreira, D. R. (2014). Modelagem de jaqueta de refrigeração típica de motor foguete a propelente líquido por dinâmica dos fluidos computacional. Trabalho de conclusão de curso, Universidade de Mogi das Cruzes, São Paulo.
- Jin, Y. (2003). A comprehensive survey of fitness approximation in evolutionary computation. *Soft Computing*, (9).
- Sutton, G. P. and Biblartz, O. (2001). *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons, 7th ed. edition.