

Implementação de um modelo de otimização para o resfriamento regenerativo em um motor foguete bipropelente líquido

RESUMO

Neste trabalho busca-se implementar computacionalmente um programa que forneça uma solução otimizada para o resfriamento regenerativo de um motor foguete bipropelente. A pesquisa busca uma solução para o cálculo do perfil de temperaturas em motores foguete bipropelente e propõe aplicar o método para motores com diferentes características. O programa implementado possui um otimizador baseado no método do gradiente descendente, o que permite determinar uma configuração dos canais de refrigeração que maximize o fluxo de calor, possibilitando maximizar a troca de calor entre as paredes do motor e o líquido de arrefecimento. A verificação do código gerado no trabalho foi realizada por duas maneiras: i) por meio da comparação entre o fluxo de calor ao longo de um motor experimental L75 do IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço) e ii) por meio de um comparativo do perfil de temperaturas com os resultados de outros autores. Além disso, a geometria dos canais de refrigeração otimizada foi gerada e posteriormente analisada para um segundo motor, o *Ogum*, projeto do GDAe (Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial da Universidade Federal do Ceará – UFC). A aplicação e verificação do modelo para motores foguete com diferentes características demonstrou a capacidade de o programa operar com diferentes geometrias, propelentes e propriedades. A utilização da técnica de otimização permitiu que os valores de fluxo de calor fossem maximizados durante o funcionamento do motor, resultando em um método relativamente simples para determinar a geometria dos canais de refrigeração utilizados no projeto do motor.

PALAVRAS-CHAVE: Motor foguete; Resfriamento regenerativo; Transferência de calor; Otimização; Método do Gradiente Descendente.

Jefferson Matheus da Silva Bezerra jeffersonm@alu.ufc.br
<http://orcid.org/0000-0002-3049-1053>

Universidade Federal do Ceará (UFC), Fortaleza, Ceará, Brasil.

Marcello Carvalho dos Reis marcello@meteora.com.br
<http://orcid.org/0000-0002-1132-9034>

Meteora, Fortaleza, Ceará, Brasil.

Maria Elisa Marciano Martinez melisamm2501@gmail.com.br
<http://orcid.org/0000-0002-8010-869X>

Instituto Nacional da Propriedade Industrial (INPI), São Paulo, São Paulo, Brasil.

Antonio Carlos Foltran antoniocarlos.foltran@gmail.com
<http://orcid.org/0000-0003-4899-5652>

Universidade Federal do Paraná (UFPR), Curitiba, Paraná, Brasil.

Claus Franz Wehmann claus.wehmann@ufc.br
<http://orcid.org/0000-0001-8756-9387>

Universidade Federal do Ceará (UFC), Fortaleza, Ceará, Brasil.

INTRODUÇÃO

As elevadas temperaturas alcançadas durante o funcionamento de motores foguete podem influenciar nas propriedades mecânicas do mesmo. Tensões mecânicas geradas devido ao aquecimento resultam em deformações significativas nos componentes do motor. Para contornar esse problema, a construção de motores foguete utiliza materiais de elevada condutividade térmica, possibilitando componentes com espessura reduzida (SUTTON; BIBLARZ, 2011) e mecanicamente resistentes. Motores foguete operam em situações onde as temperaturas típicas dos gases quentes estão acima do ponto de fusão dos materiais comumente utilizados na sua fabricação (geralmente ligas de cobre). Assim, dependendo do tipo de combustível adotado, diferentes estratégias de resfriamento devem ser adotadas para garantir o pleno funcionamento do motor. Em foguetes que utilizam combustível líquido, duas técnicas são comumente utilizadas para essa finalidade: o resfriamento por filme e o resfriamento regenerativo.

Durante o projeto de um motor foguete bipropelente, um dos pontos críticos a ser investigado é o perfil de temperaturas ocasionado pelo fluxo de calor dos gases quentes que são expandidos para gerar empuxo no foguete. A análise pode ser realizada por meio de diversas técnicas. Uma alternativa é a implementação de um método numérico para efetuar o cálculo do perfil de temperaturas para motores foguete bipropelente.

Neste trabalho, um modelo similar ao desenvolvido no trabalho de Foltran e Blavier (2018), é implementado utilizando a linguagem *Python*. Com o objetivo de criar um software em uma linguagem flexível para modularidade e extensões. A verificação parcial do código, a partir do fluxo de calor, foi realizada utilizando o motor foguete bipropelente L75. Este motor foi desenvolvido pela Força Aérea Brasileira (FAB). O desenvolvimento do modelo foi realizado comparando os resultados do fluxo de calor ao longo do motor com os resultados de Almeida, Shimote e Niwa (1999) e de Foltran e Blavier (2018). Também foi realizado um comparativo do perfil das temperaturas ao longo do motor com os resultados de Foltran e Blavier.

O propósito é o de implementar computacionalmente um programa que forneça uma solução otimizada para o resfriamento regenerativo do motor de foguete bipropelente e posteriormente analisar os resultados obtidos utilizando: a linguagem *Python* em sua versão 3.5.3 e o sistema operacional Linux Debian 9. Para verificação do código foram utilizados os dados do motor foguete L75 estudado por Foltran e Blavier (2018). Posteriormente, os resultados dessa análise foram verificados utilizando o motor Ogum, em desenvolvimento pelo grupo GDAe (Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial) na Universidade Federal do Ceará.

METODOLOGIA

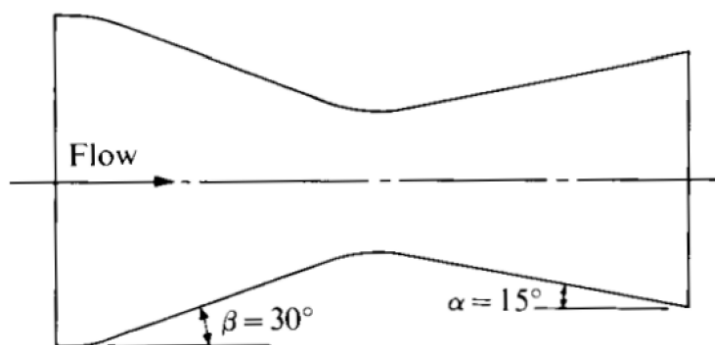
O ambiente de desenvolvimento do presente estudo utiliza a linguagem *Python* em sua versão 3.5.3 e o sistema operacional *Linux Debian 9*. Duas bibliotecas relevantes foram utilizadas: o *pyCEA* e o *SciPy* (SCIPY, 2019). A biblioteca *SciPy* foi utilizada para auxiliar na resolução das equações. No processo, foram utilizados: o método da bisseção e o cálculo numérico do gradiente. O CEA (*NASA Chemical Equilibrium with Applications*) é um código desenvolvido no *Lewis Research Center*, um centro de pesquisa da NASA (GORDON; MCBRIDE, 1994), o qual atualmente é chamado de *Glenn Research Center*. Várias propriedades dos gases quentes podem ser obtidas por intermédio do código CEA. A captura é feita de maneira automática utilizando a biblioteca *pyCEA*. O código original do CEA foi utilizado sem nenhuma modificação. A biblioteca *PyCEA*, desenvolvida por Espinoza (2019), foi modificada e posteriormente utilizada para acoplar o CEA.

Originalmente a biblioteca *PyCEA* não foi projetada para funcionar com os modos *tp* e *rkt* do CEA. Assim, foi preciso realizar uma extensão das funcionalidades originais da mesma, de modo que ela pudesse satisfazer as demandas e propriedades desejadas. A biblioteca *PyCEA* modificada e o todo o software podem ser acessados no trabalho de Bezerra (2019).

O trabalho de Foltran e Blavier (2018) apresenta um modelo numérico para solução do perfil das temperaturas ao longo de um motor foguete bipropelente. Este modelo foi escolhido para ser implementado no trabalho.

O perfil de temperaturas modelado é influenciado pelas características geométricas do motor foguete, uma vez que dependem da velocidade de escoamento dos gases de combustão. Na **figura 1** observa-se que o motor foguete tem um formato aproximadamente cilíndrico. Entretanto, as variações de área e de propriedades ao longo do eixo longitudinal não podem ser desprezadas. Em razão disso, no modelo de Foltran e Blavier (2018) o escoamento dos gases de combustão é considerado quase-unidimensional. Isto permite que todo o motor possa ser dividido em várias seções cilíndricas de comprimento suficientemente pequeno, ao longo das quais os resultados da simulação não variam significativamente.

Figura 1 – Geometria da câmara de combustão de motor foguete



Fonte: Hill e Peterson (2014).

A geometria dos canais de resfriamento pode ser observada na seção transversal do motor, conforme demonstrado na **figura 2**. Na abordagem usada

neste trabalho os canais são espaçados igualmente ao redor do motor e cabe destacar três das suas dimensões: a largura do canal, altura do canal e a espessura da aleta. No estudo o diâmetro da câmara de combustão é a variável independente. A espessura das aletas ou a largura dos canais se alteram em acordo com espessura da câmara e o número de canais.

O código CEA foi utilizado para obtenção das seguintes propriedades dos gases quentes gerados no motor: o calor específico à pressão constante (c_p), o coeficiente de expansão adiabática (γ) nas várias seções em que o motor foi dividido. Foram obtidas também as propriedades de estagnação: temperatura dos gases (T_0), número de *Prandtl* (Pr_0) e viscosidade dinâmica (μ_0).

Para o motor foguete L75, utilizado na validação do modelo, a propriedade γ relativa aos gases quentes foi calculada em função da temperatura, de acordo com a **equação 1** (BLAVIER, 2016)

$$\gamma = 1,23854 \times 10^{-8} T_{aw}^2 - 8,09028 \times T_{aw} + 1,34563 \quad (1)$$

na equação, T_{aw} corresponde a temperatura dos produtos da combustão.

O motor L75 utiliza querosene refinado 1 (RP-1) como combustível. Para uma faixa de temperatura entre 300 K e 800 K, as propriedades desse motor estão descritas no trabalho de Boysan (2008). O motor proposto para o foguete *Ogum* do GDAe utiliza etanol como combustível. Neste caso, foram utilizadas propriedades constantes para 1 atm e temperatura de 273 K. São elas: massa específica (ρ), calor específico à pressão constante ($c_{p,c}$), coeficiente de condutividade térmica (k_c) e viscosidade dinâmica (μ_c). O subscrito c indica que a grandeza está relacionada com o líquido de arrefecimento.

Como discutido anteriormente, o motor foi seccionado ao longo do seu comprimento. Em cada uma das seções foi assumida a condição de escoamento bloqueado (*choked flow*) e a **equação 2** (BORGNAKKE; SONNTAG, 2014) foi utilizada para calcular o número de *Mach* de cada uma das seções

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (2)$$

na **equação 2**, o termo A corresponde a área de uma seção qualquer, A_t a área da garganta e M o número de *Mach*.

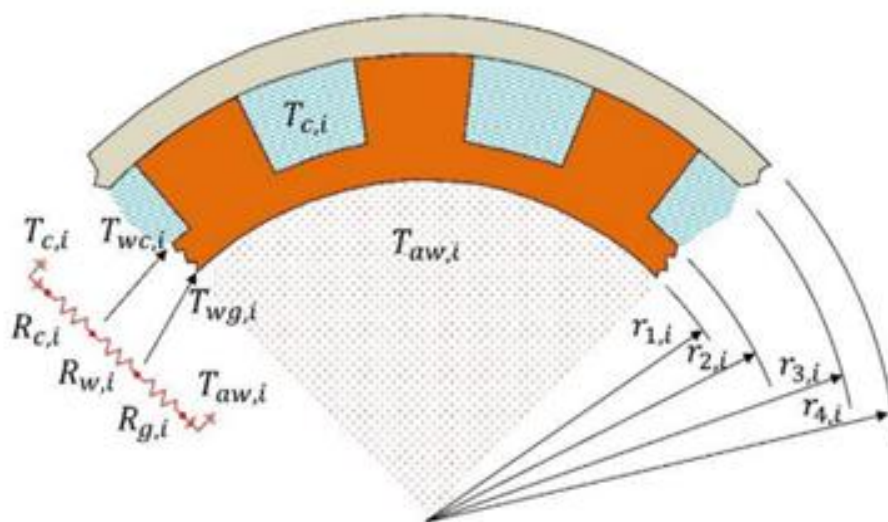
As condições iniciais utilizadas no método da bisseção para obtenção das raízes da **equação 2** são diferentes para as seções à montante e à jusante da garganta devido as condições de escoamento.

A modelagem das trocas de calor considera o equivalente elétrico no qual as resistências térmicas são relacionadas em um circuito térmico com três resistências, conforme mostra a **figura 2**. A resistência externa R_c está relacionada com a convecção em uma superfície estendida. A resistência central, R_w , está relacionada à condução por intermédio da parede do motor. Já a interna, R_g , corresponde a convecção entre os gases quentes e a parede interna do motor. Na **figura 2**, o subscrito i indica que se trata da i-éssima subdivisão do trocador de calor. A associação de resistências térmicas foi considerada na direção transversal do motor e o motor foi subdividido em seções transversais ao longo de todo o seu comprimento. Considerando um número relativamente grande de seções transversais, assume-se que o perfil transversal de temperaturas não seja significativamente diferente entre duas associações adjacentes. Desta forma, o

calor transferido ocorre apenas na direção radial. Considerou-se a operação em regime permanente e que a parede externa do motor não troca calor com o meio externo.

Na abordagem usada neste trabalho os canais são espaçados igualmente ao redor do motor e cabe destacar três das suas dimensões: a largura do canal, altura do canal e a espessura da aleta. As trocas de calor podem ser modeladas como um circuito térmico com três resistências

Figura 2 – Visão transversal da geometria das câmaras de resfriamento do motor foguete com resfriamento regenerativo.



Fonte: Foltran e Blavier (2018).

A transferência de calor dos gases quentes para o líquido de arrefecimento foi calculada utilizando uma associação de resistências térmicas, como descrito em Foltran e Blavier (2018). No interior dos canais foi utilizado o coeficiente de convecção de *Sieder-Tate*, apresentado em Incropera *et al.* (2008). Na resistência de convecção dos gases quentes foi utilizada a correlação de convecção de *Bartz* (1957).

O valor do fluxo de calor (q_i) foi calculado utilizando os gases quentes como um reservatório térmico. Dessa forma, o fluxo de calor pode ser obtido utilizando a **equação 3**. Com as devidas manipulações algébricas, a **equação 3** permite que sejam obtidas as demais temperaturas

$$q_i = \frac{T_{aw,i} - T_{wc,i}}{R_{q,i} + R_{w,i}} \quad (3)$$

em que $T_{aw,i}$ corresponde a temperatura na base da superfície estendida na seção i ; $T_{wc,i}$ corresponde a temperatura na parede interna do motor na seção i ; $R_{g,i}$ corresponde a resistência térmica de convecção dos gases na seção i ; e, $R_{w,i}$ corresponde a resistência térmica de condução da parede na seção i .

Para o cálculo dos coeficientes de convecção o método requer uma estimativa da temperatura do fluido utilizado como refrigerante no motor, que em ambos os casos é o próprio combustível utilizado. Como se trata de um processo iterativo, à medida que as iterações são executadas, o cálculo dos coeficientes de convecção e as temperaturas convergem para os valores da solução do problema em regime permanente.

Destaca-se a temperatura do líquido de arrefecimento que foi recalculada utilizando um balanço de energia. Analisando uma única seção entre as quais o motor foi dividido, temos um volume de controle para que seja efetuado o cálculo da temperatura do líquido de arrefecimento. O cálculo foi realizado a partir do fluxo de calor e por meio da **equação 4**

$$T''_{c,i} = \frac{q_i}{\dot{m}_c c_{p,i}} + T'_{c,i} \quad (4)$$

na **equação 4**: $T'_{c,i}$ é a temperatura de entrada do líquido de arrefecimento na seção e $T''_{c,i}$ é a temperatura de saída.

A temperatura $T_{c,i}$, calculada com a **equação 5**, é definida como a média aritmética da temperatura de entrada e saída do líquido de arrefecimento na seção.

$$T_{c,i} = \frac{T''_{c,i} + T'_{c,i}}{2} \quad (5)$$

Na seção adjacente, seguindo o sentido fluxo do líquido de arrefecimento da saída do divergente para a câmara de combustão, a temperatura de entrada é igual à temperatura de saída da seção anterior. Isto ocorre, até que todas as temperaturas do líquido de arrefecimento, em cada seção, sejam calculadas.

As iterações foram executadas até que a temperatura de cada seção convirja dentro de uma tolerância mínima, definida como a diferença entre o valor anterior e o atual. A tolerância mínima pode ser informada pelo usuário (no trabalho foi utilizado: $1e^{-6}$), ou então o número máximo de iterações seja atingido. No estudo, foi adotada como limite a situação que ocorreu primeiro.

Para o funcionamento do algoritmo de cálculo das temperaturas do modelo, se faz necessária à utilização de dados de entrada que abrangem especificações do motor, são eles: combustível, oxidante, razão mássica entre oxidante e combustível (o/f), estimativa inicial das temperaturas, espessura da parede interna, condutividade térmica do material da câmara, vazão mássica do líquido de arrefecimento, limite de escoamento do material e rugosidade dos canais. Também são necessárias três dimensões relacionadas às aletas e canais de refrigeração: a largura do canal, largura da aleta e a profundidade do canal (i.e. altura da aleta). O número de canais e a altura do canal são dados de entrada do algoritmo assim como uma das duas outras dimensões, que deve ser escolhida como fixa. O programa calcula a terceira dimensão em função da dimensão fixa considerando todos os canais igualmente distribuídos circunferencialmente.

O algoritmo utilizado para o cálculo de temperaturas foi descrito em um fluxograma, conforme mostra a **figura 3**. O algoritmo de otimização foi baseado em um dos métodos mais conhecidos para minimizar uma função de várias variáveis, o método *steepest descent*. Também conhecido como método do gradiente, o método está descrito no trabalho de Luenberger (2008). As dimensões dos canais compõem um vetor, que é indicado como valor de entrada da função objetivo. A cada iteração k , esse vetor é subtraído pelo gradiente da função objetivo e multiplicado por um passo. Como resultado, a função objetivo tende a atingir um máximo ou um mínimo local.

Todos os dados de entrada necessários para o algoritmo utilizado no cálculo das temperaturas estão presentes no algoritmo de otimização, exceto a largura da aleta ou do canal, dependendo de qual dimensão foi fixada. A altura do canal

é utilizada como estimativa inicial para os cálculos. A variável w é o passo da iteração e está relacionada com a velocidade do algoritmo até a sua convergência. Também é um valor de entrada para o algoritmo de otimização.

Dados mínimos da altura e largura do canal ou largura da aleta devem ser fornecidos como dados de entrada, evitando assim a possibilidade de resultados divergentes como canais excessivamente rasos.

A estimativa inicial da largura do canal ou aleta não é necessária como parâmetro de entrada, isto porque o algoritmo sugere uma estimativa baseada na largura máxima e mínima do canal ou aleta. Levando em conta o número de canais, foi calculada uma largura máxima possível para o canal (ou aleta) e com a informação do valor mínimo de largura da aleta ou canal, o valor intermediário entre os dois foi calculado e posteriormente utilizado como estimativa.

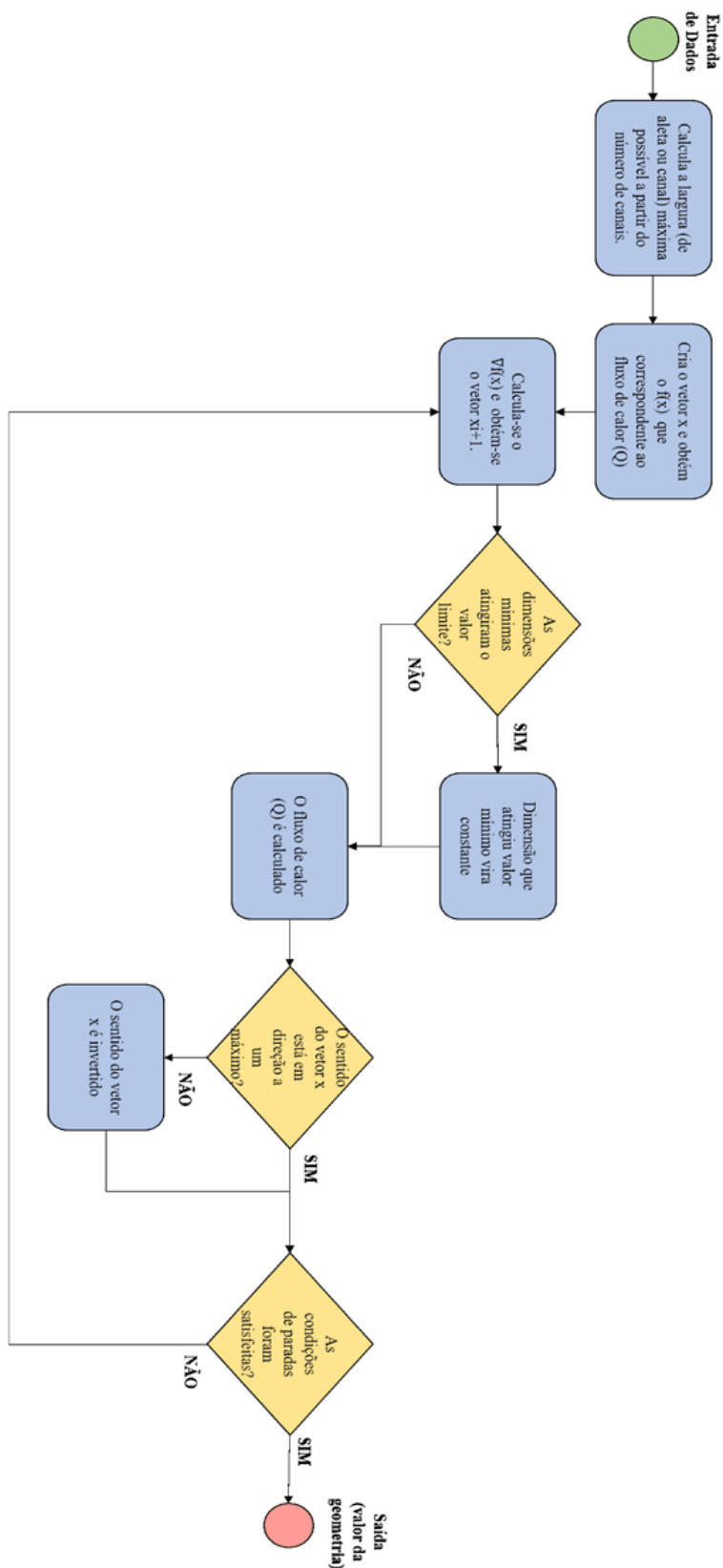
A função objetivo utilizada na otimização tem como domínio o R^2 , sendo a altura do canal e a largura da aleta (ou canal), dependendo de qual destas dimensões foi fixada como entrada. A imagem da função é o fluxo de calor (Q) ao qual se procura minimizar. A função objetivo está descrita na **equação 6**

$$f(h, l) = Q \quad (6)$$

sendo que h é a altura do canal e l a largura do canal ou aleta, já a função f é calculada pelo algoritmo para o cálculo das temperaturas, conforme descreve o fluxograma mostrado na **figura 4**.

O algoritmo termina quando o número máximo de iterações for atingido ou quando a tolerância para Q for igualada ou superada. Tanto a tolerância quanto o número máximo de iterações são dados de entrada.

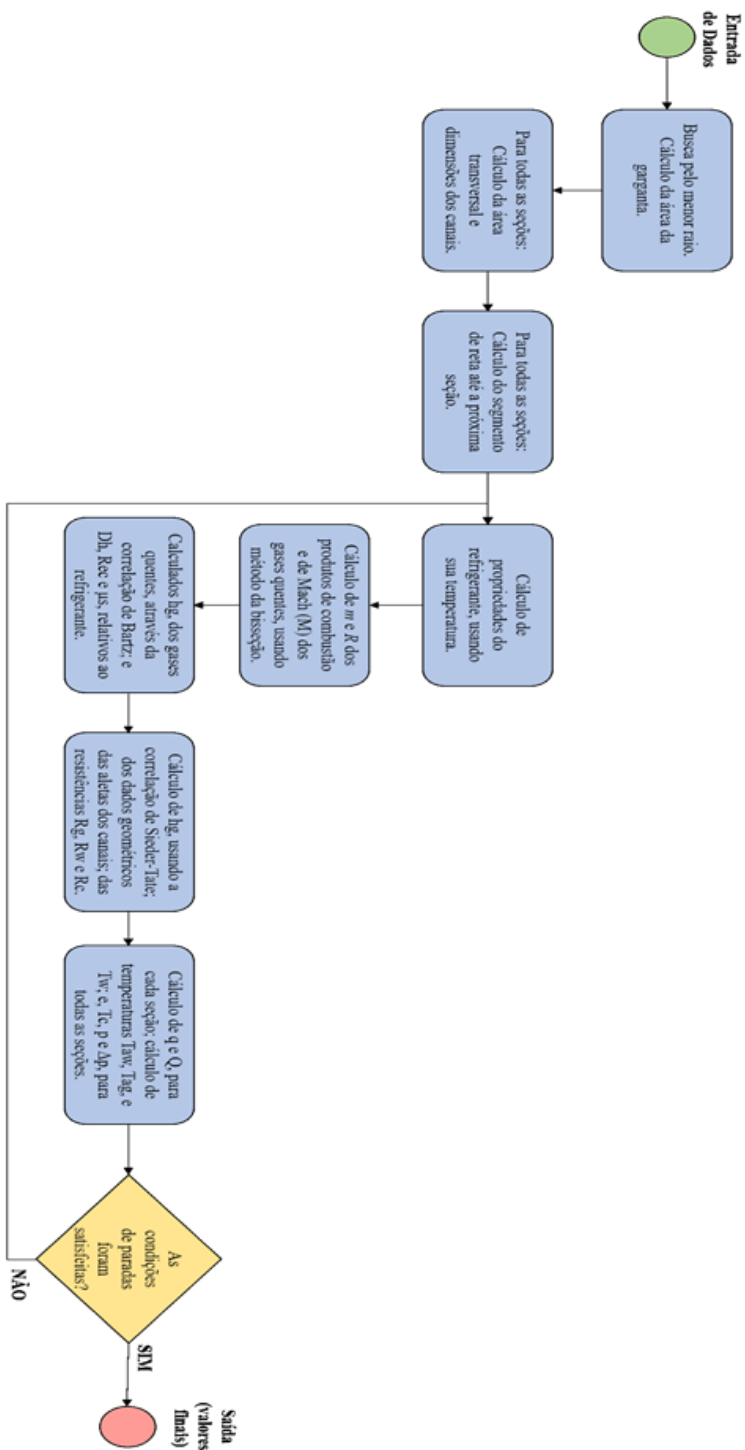
Figura 3 – Fluxograma do algoritmo do cálculo das temperaturas



Fonte: elaborado pelo autor (2019).

Os passos do algoritmo de otimização estão descritos na **figura 4**.

Figura 4 – Fluxograma do algoritmo de otimização



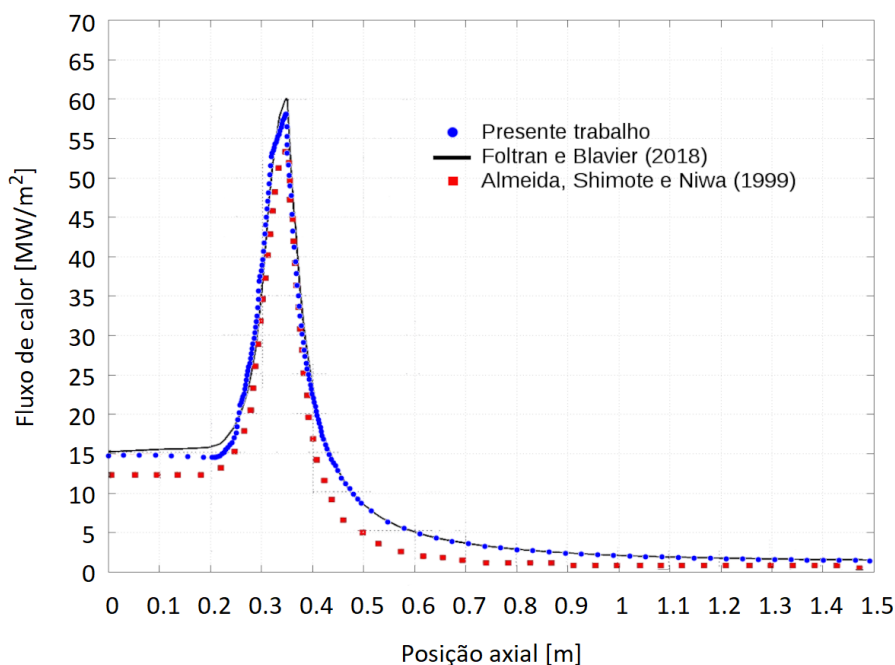
Fonte: elaborado pelo autor (2019).

RESULTADOS E DISCUSSÕES

A implementação do modelo proposto no trabalho resultou em: i) uma biblioteca integrada com o CEA para a linguagem *Python* e ii) uma interface gráfica. A biblioteca integrada possibilita simular: os perfis de temperatura, o fluxo de calor e as demais propriedades relacionadas para um foguete bipropelente.

O gráfico ilustrado na **figura 5** apresenta três curvas de fluxo de calor, onde os resultados representados pela linha preta foram baseados nos apresentados no trabalho de Foltran e Blavier (2018), os resultados representados pela linha vermelha foram baseados nos apresentados no trabalho de Almeida, Shimote e Niwa (1999), e, os resultados obtidos pelo presente trabalho estão apresentados em azul para fim de comparação. As curvas mostram que o fluxo de calor se modifica ao longo do comprimento. Na Câmara de combustão (na região de 0 até aproximadamente 0,3m) ocorre uma transferência relativamente constante. Na região da garganta (entre 0,3m e 0,5m), a aceleração e estrangulamento dos gases resulta num aumento considerável do fluxo de calor, gerando um pico na região descrita. Após a região da garganta, a expansão dos gases na tubeira, faz com que o fluxo de calor decresça, conforme as curvas mostradas na figura. No gráfico, os resultados de Almeida, Shimote e Niwa (1999) estão em vermelho. Os resultados de Foltran e Blavier (2018) são representados pela linha preta e os resultados obtidos pelo presente trabalho estão em azul.

Figura 5 – Gráfico do Fluxo de calor ao longo da seção longitudinal do motor foguete L75



Fonte: elaborado pelo autor (2019).

As curvas do trabalho atual e de Foltran e Blavier (2018) sobrestimam as obtidas por Almeida, Shimote e Niwa (1999), que foram calculadas por meio de outra metodologia. Isso possivelmente explica esta diferença. As curvas obtidas neste trabalho e no trabalho de Foltran e Blavier (2018) estão concordantes após a garganta. Entretanto, apesar de utilizarem a mesma metodologia (com uma

solução para mais pontos), há diferença entre as curvas nas seções antes da garganta ou exatamente nela. Ainda assim, a curva obtida foi aceitável em relação à Foltran e Blavier (2018); e, os erros relativos com relação à Almeida, Shimote e Niwa (1999) estão listados na **tabela 1**.

Tabela 1- Erros relativos na validação utilizando o motor foguete L75

Distância longitudinal do injetor de combustível [m]	Erro relativo do fluxo de calor
0,000	1,44 %
0,349	-0,84 %
0,500	5,39 %
1,491	23,26 %

Fonte: elaborado pelo autor (2019).

A seguir serão apresentados os resultados para um estudo pioneiro relacionado ao resfriamento do motor *Ogum*. Para tal, os resultados da análise validada para o motor L75 foram utilizados para otimizar a geometria do motor *Ogum* no que se refere às suas dimensões e quantidade de canais. O algoritmo de otimização utilizado nesse estudo está descrito na **figura 4**. O motor *Ogum* foi desenvolvido pelo Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial da Universidade Federal do Ceará, é um motor foguete bipropelente que utiliza etanol como combustível cujas propriedades constantes para a temperatura e pressão ambiente foram obtidas no *Engineering ToolBox* (2019) e utilizadas como dados de entrada no programa, descritos na **tabela 2**.

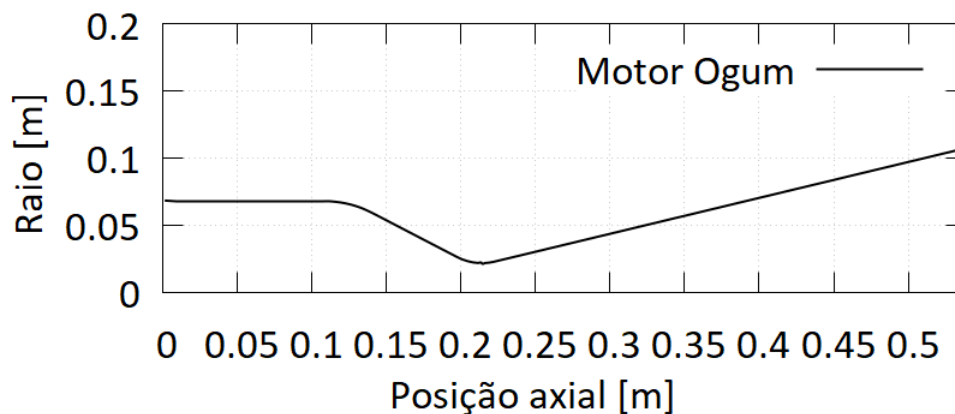
Tabela 2- Dados de entrada do algoritmo relacionados ao motor *Ogum*

Dimensão constante	Largura do canal
Estimativa inicial de altura do canal	0,002 m
Espessura da parede interna	0,001 m
Estimativa de temperatura dos gases quentes (T_{aw})	3000 K
Estimativa de temperatura da parede interna (T_{wg})	1000 K
Estimativa de temperatura da base da aleta (T_{wc})	600 K
Estimativa de temperatura do líquido de arrefecimento (T_c)	303 K
Líquido de arrefecimento	Etanol
Combustível	Etanol
Oxidante	Óxido Nitroso
Razão de mistura	5,65
Vazão mássica do combustível	1,0 kg/s
Pressão de câmara	1 MPa
Material da câmara e aletas	Aço Inoxidável 304
Limite de ruptura	505 MPa
Condutividade térmica da câmara e aletas	$16,2 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$
Rugosidade dos canais	$1,6 \times 10^{-6}$ (Classe N7)
Coefficiente segurança estrutural da câmara	1,2
Tolerância relativa às iterações	1×10^{-6}
Número de seções axiais	166
Largura mínima de aleta	0,001 mm
Largura mínima de canal	0,001 mm
Altura mínima de canal	0,001 mm
Passo das iterações de otimização	0,05

Fonte: elaborado pelo autor (2019).

Além do cálculo dos perfis de temperatura e fluxo de calor, a perda de carga ocasionada pelos canais e a espessura mínima da parede interna também foram calculadas. O perfil do motor *Ogum* obtido por intermédio de cálculo na ocasião de seu projeto está representado na figura 6.

Figura 6 - Perfil externo do motor foguete *Ogum*



Fonte: elaborado pelo autor (2019).

Ao gerar os pontos relativos à geometria de entrada, procurou-se adicionar uma maior densidade de pontos na região da garganta do motor, pois nesta área ocorrem as maiores mudanças de propriedade. Os dados de geometria estão descritos na **tabela 3**.

Tabela 3- Dados de geometria do motor *Ogum*

Comprimento total do motor	539 mm
Comprimento total da câmara de combustão	125 mm
Diâmetro da câmara de combustão 1	136 mm
Diâmetro da garganta	43 mm
Diâmetro da saída	215 mm

Fonte: elaborado pelo autor (2019).

O algoritmo de otimização, escrito pelos autores em *Python* utilizando o método de gradientes validado no motor L75, foi utilizado para encontrar o maior resultado de transferência de calor em um número de canais variando de 14 ao máximo geometricamente possível, neste caso 71.

Na **tabela 4** são apresentados os resultados de otimizações para as várias quantidades de canais no motor foguete *Ogum*. Observa-se na **tabela 4** que o aumento do número de canais provocou uma diminuição da temperatura da parede interna, devido principalmente a ampliação da área de contato para a troca de calor.

Também é possível notar que para valores pequenos de quantidade de canais, a altura do canal é próxima a seu limite mínimo, valor este escolhido pelo usuário na entrada de dados, porém, nota-se que a largura do canal começa mais de oito vezes maior que a largura mínima e, progressivamente, diminui gradativamente até chegar próximo ao seu limite mínimo.

Tabela 4- Resultado de otimizações para várias quantidades de canais no motor foguete *Ogum*

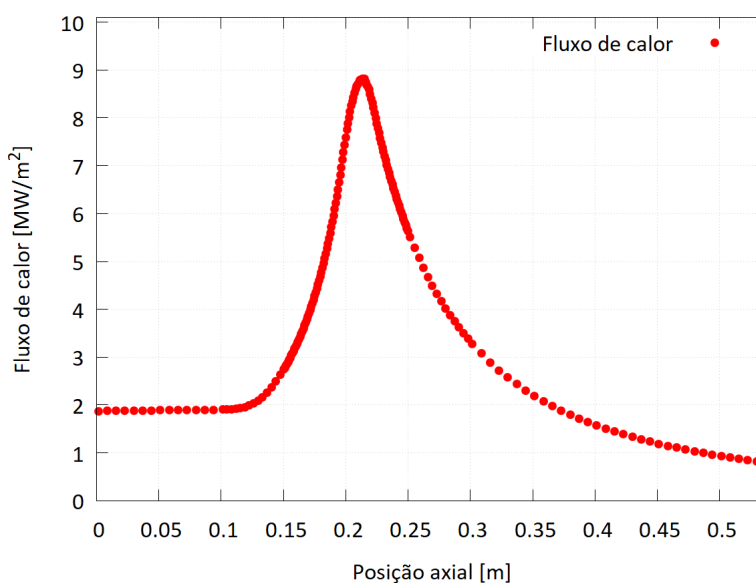
Canais	T _{wg} (max) [K]	Q [MW]	Altura [mm]	Largura [mm]	Perda de carga [kPa]
14	1590,8	8,212	1,07	8,88	2,1
20	1584,0	8,264	1,06	6,11	3,1
30	1563,0	8,423	1,00	3,65	3,8
40	1569,2	8,376	1,01	1,01	1,1
50	1561,94	8,431	1,02	1,02	2,2
60	1554,1	8,491	1,03	1,03	3,9
71	1541,40	8,588	1,00	1,00	6,2

Fonte: elaborado pelo autor (2019).

A tendência da melhor troca de calor acontecer na maior redução da altura e largura do canal observada pode ser explicada devido aos coeficientes de transferência de calor serem inversamente proporcionais ao diâmetro hidráulico. Um grande aumento da transferência de calor acontece quando a área transversal do canal sofre considerável diminuição (INCROPERA *et al.*, 2008).

Conforme ilustrado na **figura 7**, o fluxo de calor previsto para o motor *Ogum* apresentou o comportamento esperado, considerando o modelo adotado com três regiões distintas. Nota-se que na câmara de combustão o fluxo de calor é aproximadamente constante e relativamente elevado por conta da alta temperatura dos gases quentes. O fluxo de calor aumenta na seção convergente da tubeira, até atingir um valor máximo na garganta ou ligeiramente à montante. Este pico no fluxo de calor ocorre porque nesta região a temperatura dos gases ainda é relativamente elevada, assim como o coeficiente de convecção. Já na seção divergente o coeficiente de convecção se reduz drasticamente.

Figura 7 - Fluxo de calor ao longo do eixo longitudinal do motor *Ogum*

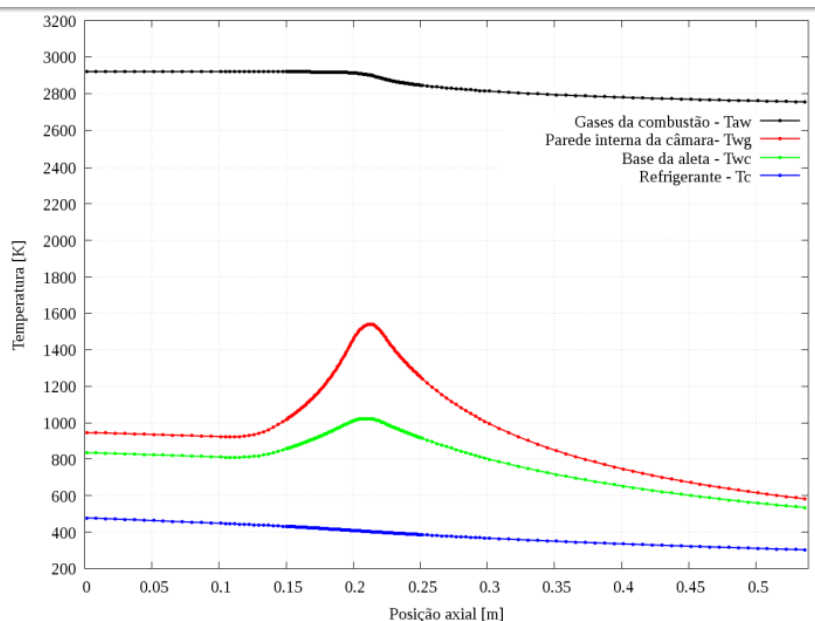


Fonte: elaborado pelo autor (2019).

Os resultados dos perfis de temperatura são mostrados na **figura 8**, onde: a curva preta refere-se a T_{aw} (temperatura dos gases de combustão), a curva vermelha refere-se a T_{wg} (temperatura da parede interna da câmara), curva verde

refere-se a T_{wc} (temperatura da base da aleta), e, curva azul refere-se a T_g (temperatura do fluido refrigerante).

Figura 8 - Perfis de temperatura obtidos para o melhor resultado do motor *Ogum*.



Fonte: elaborado pelo autor (2019).

Os perfis de temperatura obtidos mostraram condizentes com o esperado de um motor foguete. No entanto, neste caso específico, a temperatura da parede interna superou a temperatura de fusão do material, (que é de 1400 °C, conforme ASM - Aerospace Specification Metals (2019)). Isto demonstra, que a técnica de resfriamento regenerativo não seria adequada a este motor, em parte devido as características do material cuja condução térmica é de 16,2 W/m.K.

A temperatura final do líquido de arrefecimento também é um parâmetro importante para avaliar se o excesso de calor não está degradando o combustível antes de sua entrada na câmara. Não foram encontrados dados para um limite admissível no caso do etanol. Os dados referentes aos parâmetros de saída da **tabela 5** também mostram que a espessura mínima da parede interna da câmara é bem menor em relação ao mínimo valor admissível, mesmo utilizando o coeficiente de segurança de 1,2. É importante que a espessura da parede interna seja a mínima possível, como mostra Kessaev (1997, apud ALMEIDA; SHIMOTE e NIWA 1999).

Tabela 5- Dados dos parâmetros de saída para o motor foguete *Ogum*

Fluxo de calor máximo	8,602 MW/m ²
Temperatura máxima da parede interna T_{wg}	1540,2 K
Perda de carga do combustível	6,617 kPa
Espessura mínima da parede interna	0,12 mm
Iterações necessárias	8
Número de canais	71
Largura do canal	1 mm
Altura do canal	1 mm

Fonte: elaborado pelo autor (2019).

No trabalho de Dinçer, Pehlivanoglu e Dericioglu (2016), temos os materiais que são comumente utilizados na fabricação de motores foguetes. O material utilizado como entrada para o Ogum foi o Aço Inoxidável 304, que tem um baixo coeficiente de condução de calor, se comparado às ligas de cobre comumente utilizadas. Segundo ele, enquanto o material utilizando tem 16,2 W/m.K a liga de cobre Glidcop-Al-15 tem 365 W/m.K, caso fosse utilizado a liga de cobre haveria uma maior transferência de calor, e assim a temperatura na parede interna do motor seria mais baixa.

CONCLUSÃO

O estudo mostra que a implementação numérica do modelo de resfriamento regenerativo a partir do modelo de Foltran e Blavier (2018), utilizando tanto a linguagem *Python*, com ferramentas CEA para a obtenção das propriedades dos gases de combustão.

O modelo foi validado utilizando o trabalho de Foltran e Blavier (2018). Para esta validação foram realizadas comparações da curva de fluxo de calor e dos perfis de temperaturas do motor foguete L-75, com as obtidas numericamente em Foltran e Blavier (2018), e o fluxo de calor, obtido analiticamente em Almeida, Shimote e Niwa (1999).

A aplicação do modelo a motores foguete demonstrou a capacidade do programa simular com diferentes geometrias ao receber como entrada: arquivos do L-75 e do Ogum, em formato CSV; diferentes propelentes ao aplicar o modelo utilizando RP-1, oxigênio líquido, etanol e óxido nitroso; e, diversas propriedades como temperaturas, condutividade térmica, razão de mistura, pressão de estagnação e limite de escoamento.

Com o uso do gradiente descendente como técnica de otimização, valores de fluxo de calor foram maximizados para o motor o Ogum, resultando em um método relativamente simples para a obtenção de uma melhor geometria.

Com relação ao estudo do motor *Ogum*, conclui-se que o uso de 40 canais com dimensões de 1,01 x 1,01 mm seria a configuração mais adequada, pois apresentam as menores perdas de carga e quase a mesma transferência de calor.

Os perfis de temperatura obtidos foram condizentes com o esperado de um motor foguete, no entanto, neste caso específico, a temperatura da parede interna superou a temperatura de fusão do material, que é de 1400 °C. Demonstrando que a técnica de resfriamento regenerativo, não seria adequada a este motor; em parte devido às características do material (condução térmica de 16,2 W/m.K).

No caso do motor *Ogum*, uma melhoria na implementação do modelo pode ser realizada pelo cálculo da troca de calor por radiação e a utilização de mais propriedades em função da temperatura e do combustível utilizado, ou até mesmo alterar o material do motor para um com maior coeficiente de condução (como por exemplo: liga de cobre Glidcop-Al-15 tem 365 W/m.K). Estas melhorias podem trazer uma maior acurácia nos resultados obtidos.

Implementation of a numerical model of regenerative cooling in a liquid bi-propellant rocket engine

ABSTRACT

The work seeks to implement a computer program that provides an optimized solution to calculate a numerical solution for regenerative cooling of a bi-propellant rocket engine. The research seeks a solution for calculating the temperature profile for bi-propellant rocket engines and also proposes to apply to engines with different characteristics. The program has an optimizer based on the gradient descent method, which allows finding a refrigerate channel configuration that maximizes the heat flow, in order to maximize the heat exchange from the engine wall to the coolant. The verification of the code is carried out in two ways: i) by comparing the heat flow over an experimental L75 engine from the IAE (Institute of Aeronautics and Space) and ii) by comparing the temperature profile with the results of other authors. In addition, the geometry of the optimized cooling channels was generated and subsequently analyzed for a second engine, the Ogum, a project by the GD Ae (Aerospace Development Group at the Federal University of Ceará - UFC). The application and verification of the model to a rocket engine with different characteristics demonstrated the program's ability to deal with different geometries, propellants and properties. The use of the optimization technique allowed the heat flow values to be maximized during the operation of the engine, resulting in a relatively simple method to determine the geometry of the cooling channels used in the engine design.

KEYWORDS: Regenerative cooling; Heat transfer; Computer program; Descending gradient method.

Implementación de un modelo numérico de refrigeración regenerativa en un motor cohete bi-propulsor líquido

RESUMEN

El trabajo busca implementar un programa informático que brinde una solución optimizada para calcular una solución numérica para el enfriamiento regenerativo de un motor cohete bi-propulsor. La investigación busca una solución para calcular el perfil de temperatura para motores de cohetes bi-propulsor y también propone aplicarla a motores con diferentes características. El programa cuenta con un optimizador basado en el método de gradiente descendente, que permite encontrar una configuración de canal de refrigeración que maximice el flujo de calor, con el fin de maximizar el intercambio de calor de la pared del motor al refrigerante. La verificación del código se realiza de dos formas: i) comparando el flujo de calor sobre un motor experimental L75 del IAE (Instituto de Aeronáutica y Espacio) y ii) comparando el perfil de temperatura con los resultados de otros autores. Además, se generó la geometría de los canales de enfriamiento optimizados y posteriormente se analizó para un segundo motor, el Ogum, un proyecto de la GD Ae (Grupo de Desarrollo Aeroespacial de la Universidad Federal de Ceará - UFC). La aplicación y verificación del modelo a un motor cohete con diferentes características demostró la capacidad del programa para lidiar con diferentes geometrías, propulsores y propiedades. El uso de la técnica de optimización permitió maximizar los valores de flujo de calor durante el funcionamiento del motor, lo que resultó en un método relativamente simple para determinar la geometría de los canales de enfriamiento utilizados en el diseño del motor.

PALABRAS CLAVE: Motor de cohete; Refrigeración regenerativa; Transferencia de calor; Programa de ordenador; Método de gradiente descendente.

REFERÊNCIAS

ALMEIDA, D. S.; SHIMOTE, W. K.; NIWA, M. Selection of materials for combustion chamber of liquid propellant rocket engine. *In: XV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - COBEM 99; 1999, Águas de Lindóia. Anais [...]. Águas de Lindóia, 1999, CD-ROM.*

ASM - AEROSPACE SPECIFICATION METALS. **AISI Type 304 Stainless Steel**. 2019. Disponível em: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=mq304a>. Acesso em: 08 ago. 2019.

BARTZ, D. R. A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients. **Jet Propulsion**, v. 27, p. 49-51, 1957.

BEZERRA, J. M. S. **RCC - Rocket Cooling Calculator**. 2019. Disponível em: <https://github.com/jeffersonmsb/rocket-cooling-calculator>. Acesso em: 27 ago. 2019.

BLAVIER, J. P. **Projeto térmico de um motor foguete com refrigeração regenerativa**. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Mecânica) — Universidade Positivo, Curitiba, 2016.

BORGNACKE, C.; SONNTAG, R. E. **Fundamentals of Thermodynamics**. 7th edition. John Wiley & Sons, 2009.

BOYSAN, M. E. **Analysis of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines**. Dissertação (Mechanical Engineering) —Middle East Technical University, Ankara, 2008.

DINÇER, O.; PEHLIVANOGLU, M. K.; DERICIOGLU, A. F. High strength copper alloys for extreme temperature conditions. *In: 18th International Metallurgy & Materials Congress – IMMC2016. 2016, Istanbul. Anais [...]. Istanbul, 2016, Disponível em: <http://www1.metalurji.org.tr/immc2016/693.pdf>. Acesso em: 27 ago. 2019.*

ENGINEERING TOOLBOX. **Ethanol - Thermophysical properties**. 2019. Disponível em: https://www.engineeringtoolbox.com/ethanol-ethyl-alcohol-properties-C2H6O-d_2027.html. Acesso em: 08 ago. 2019.

ESPINOZA, N. **pyCEA**. 2019. Disponível em: <https://github.com/nespinoza/pyCEA>. Acesso em: 15 jul. 2019.

FOLTRAN, A. C.; BLAVIER, J. P. Numerical model of heat transfer in a regeneratively cooled rocket engine. *In: I Congresso Aeroespacial Brasileiro, 2018, Foz do Iguaçu. Anais [...].Foz do Iguaçu, 2015, Disponível em: https://www.researchgate.net/profile/Antonio_Foltran/publication/329273086_Artigo_Original_NUMERICAL_MODEL_OF_HEAT_TRANSFER_IN_A_REGENERATIVELY_COOLED_ROCKET_ENGINE/links/5d2cc480a6fdcc2462e2f5f3/Artigo-Original-NUMERICAL-MODEL-OF-HEAT-TRANSFER-IN-A-REGENERATIVELY-COOLED-ROCKET-ENGINE.pdf. Accessed in: 27 ago. 2019.*

GORDON, S.; MCBRIDE, J. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application. NASA RP1311, 1994.

HILL, P. G.; PETERSON, C. R. **Mechanics and Thermodynamics of Propulsion**. Segunda Edição. Pearson Education, 2014.

INCROPERA, F. P.; DEWITT, D. P.; BERGMAN, T. L.; LAVINE, S. **Fundamentos de Transferência de Calor e Massa**. 6ª. Edição. LTC, 2008.

KESSAEV, J. V. Theory and calculation of liquid propellant engines. Moscow Aviation Institute, 1997.

LUENBERGER, D. G.; YE, Y. **Linear and Nonlinear Programming**. 3a. edição. Springer Science & Business Media, 2008.

SCIPY. **SciPy**. 2019. Disponível em: <https://www.scipy.org/>. Acesso em: 15 jul. 2019.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 9th edition. Wiley, 2016. Jefferson Matheus da Silva Bezerra

Recebido: 06 de novembro de 2020.

Aprovado: 20 de abril de 2021.

DOI:

Como citar: BEZERRA, J. M. S. *et al*, Implementação de um modelo de otimização para o resfriamento regenerativo em um motor foguete bipropelente líquido, **Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada**, Ponta Grossa, v. 8, n.1, p. nn-nn, abril. 2021.

Contato: Jefferson Matheus da Silva Bezerra: jeffersonm@alu.ufc.br

Direito autorial: Este artigo está licenciado sob os termos da Licença Creative Commons-Atribuição 4.0 Internacional.

