

UNIVERSIDADE FEDERAL DO ABC

CENTRO DE ENGENHARIA, MODELAGEM E CIÊNCIAS SOCIAIS APLICADAS
ENGENHARIA AEROESPACIAL



Projeto Final - TransCal - Grupo 3

Prof. Dr. Alexandre Alves

Anderson Cuelho	11023213
Andressa dos Santos Dias	11201920981
Bruno de Melo Marques da Silva	11201811620
Guilherme Neves Miranda	11201722138
Lorenzo Garcia de Victor	11201811340
Luiz Guilherme de Araújo Cardozo	21004615
Pedro Goulart de Abreu Braga	11201810641
Renan Luchiari Pontes	11201810417
Vinicius Aparecido Garcia Rodrigui	11201811878
Winicius Pontes Ramos	11201810196

SÃO BERNARDO DO CAMPO - SP

2022

Sumário

1	Introdução	2
2	Objetivo	3
3	Metodologia	4
3.1	Resumo e definição de parâmetros da câmara de combustão para realização dos cálculos	4
3.2	Implementações das equações usadas no TG	8
3.3	Validação dos resultados do TG obtidos pela implementação das equações .	9
3.4	Definição e estudo do arrefecimento do tubo de chama	13
3.5	Definição de temperatura máxima e processo de interação	15
4	Resultados e Discussões	17
4.1	Adição de orifícios	17
4.2	Novo dimensionamento do tubo de chama	19
4.3	Dificuldades enfrentadas	20
5	Conclusão	21
6	Referências Bibliográficas	22
A	Algoritmo em Python	23

1 Introdução

A turbina a gás, considerada como uma máquina térmica, é uma tecnologia da engenharia usada há décadas como forma de geração de trabalho. Durante a operação de motores do tipo turbina a gás, que possuem massa de fluido em grandes velocidades, o controle de algumas propriedades e características, como temperatura e pressão, são muito relevantes para evitar o estresse térmico ou até mesmo falhas com o material atingindo o ponto de fusão. Além disso, a região da câmara de combustão, destaque desse projeto, merece grande atenção devido as altas temperaturas em seu interior e que normalmente estão acima do limite material do tubo de chamas e componente turbinas.

De forma resumida a turbina à gás é composta por três principais componentes: o compressor, que aumenta a pressão a temperatura do ar após ser admitido; a câmara de combustão, onde é realizada a mistura do fluido com o combustível criando assim uma expansão de gás quente e a turbina, que transforma parte da energia vinda dos gases aquecidos em energia mecânica.

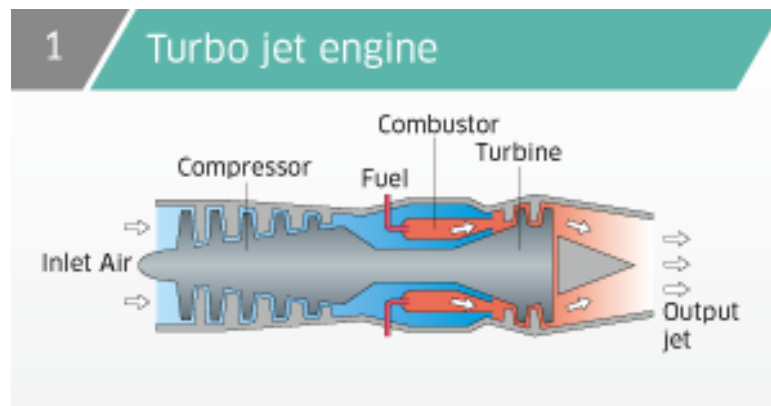


Figura 1.1: Exemplo de estrutura de uma turbina a gás (Global.kawasaki.com).

2 Objetivo

O presente projeto visa realizar o cálculo de transferência de calor e dimensionar o sistema de arrefecimento da câmara de combustão do microturbojato KingTech K-80G (Figura 4.6) proposta no Trabalho de Graduação de Caio Cesar Marques Velloso ^[1] e também a elaboração de novos orifícios no tubo de chama com o objetivo de aumentar o processo de arrefecimento em suas paredes, considerando o balanço de massa.

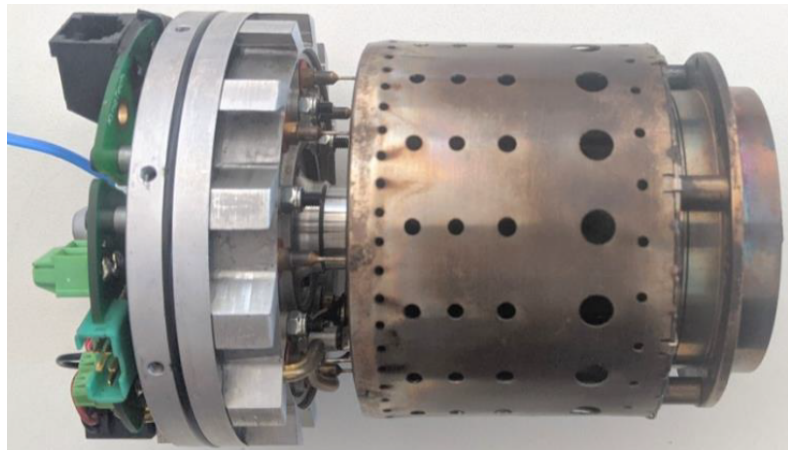


Figura 2.1: Câmara de combustão microturbojato KingTech K-80G (VELOSSA, 2020).

3 Metodologia

O trabalho realizado será composto por etapas de cálculos e dimensionamentos baseados no Trabalho de Graduação "Projeto Preliminar de Câmara de Combustão de Microturbojato" do aluno Caio César orientado pelo professor Alexandre Alves, ambos da Universidade Federal do ABC.

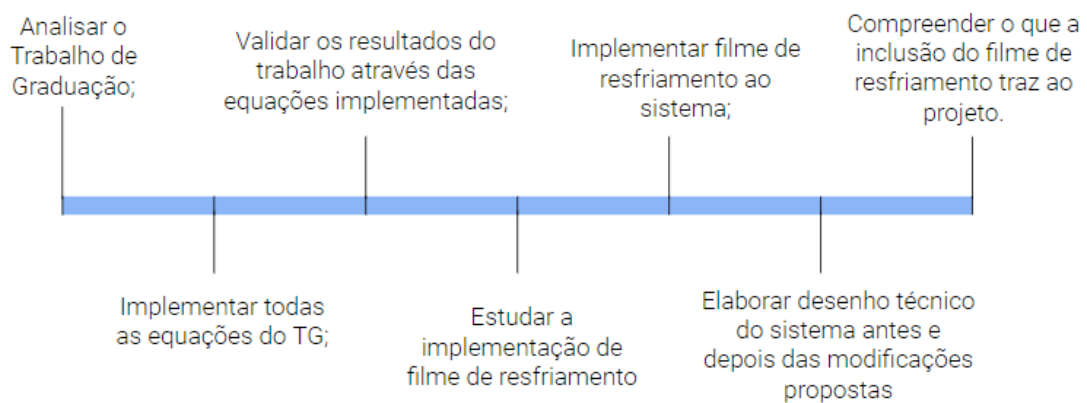


Figura 3.1: Etapas do projeto.

3.1 Resumo e definição de parâmetros da câmara de combustão para realização dos cálculos

O TG mostra as classificações das câmaras de combustão e suas respectivas vantagens e desvantagens. É válido, de qualquer forma, recapitular qual tipo de combustor é usado para o dimensionamento durante o trabalho para que fique claro os parâmetros usados durante os cálculos realizados neste relatório.

Como o dimensionamento será feito com base no microturbojato KingTech K-80G o tipo de câmara de combustão considerada será do tipo anular.

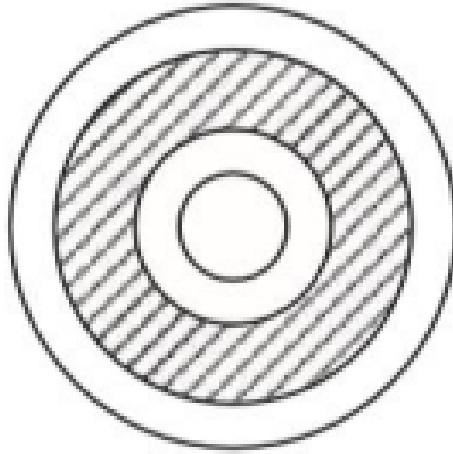


Figura 3.2: Câmara de combustão anular (VELOSSA, 2020).

As alturas de referência do tubo podem ser calculadas de acordo com a seguinte tabela:

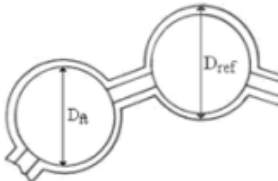
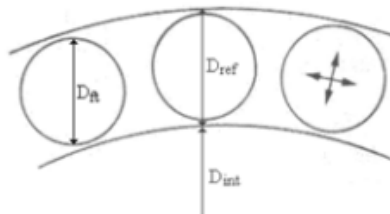
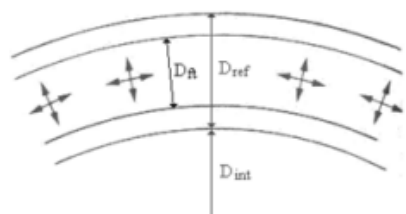
Tipo de combustor	Geometria	D_{ref}	D_{ft}
Multitubular		$\sqrt{\frac{4A_{ref}}{\pi}}$	$\sqrt{\frac{4A_{ft}}{\pi N_{ft}}}$
Tubo anular		$\sqrt{\frac{4A_{ref}}{\pi} + D_{int}^2 - D_{int}}$	$\sqrt{\frac{4A_{ft}}{\pi N_{ft}}}$
Anular		$\sqrt{\frac{4A_{ref}}{\pi} + D_{int}^2 - D_{int}}$	$\frac{A_{ft}}{\pi(D_{int} + D_{ref})}$

Figura 3.3: Cálculos para câmara de combustão anular (VELOSSA, 2020).

Assim como mencionado durante o TG, a câmara de combustão anular tem vantagens como: menor peso, menor área frontal e fácil ignição. E desvantagens como pequenos e numerosos injetores, desenvolvimento trabalhoso e aerodinâmica complexa.

Para melhor compreensão da câmara de combustão e seu tubo de chama podemos novamente reproduzir imagens do trabalho de base e suas respectivas classificações. A

imagem a seguir representa a estruturação da câmara de combustão e seus componentes: o tubo de chama, o ignitor e o injetor de combustível.

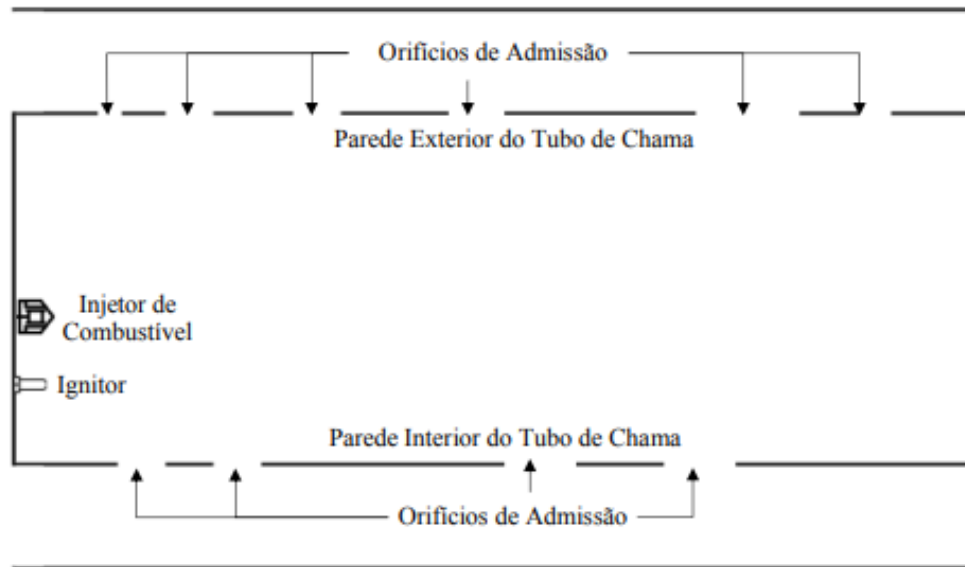


Figura 3.4: Estruturação da câmara de combustão (VELOSSA, 2020).

As zonas do combustor e o fluxo de gás em seu interior são definidos de acordo com as seguintes imagens.

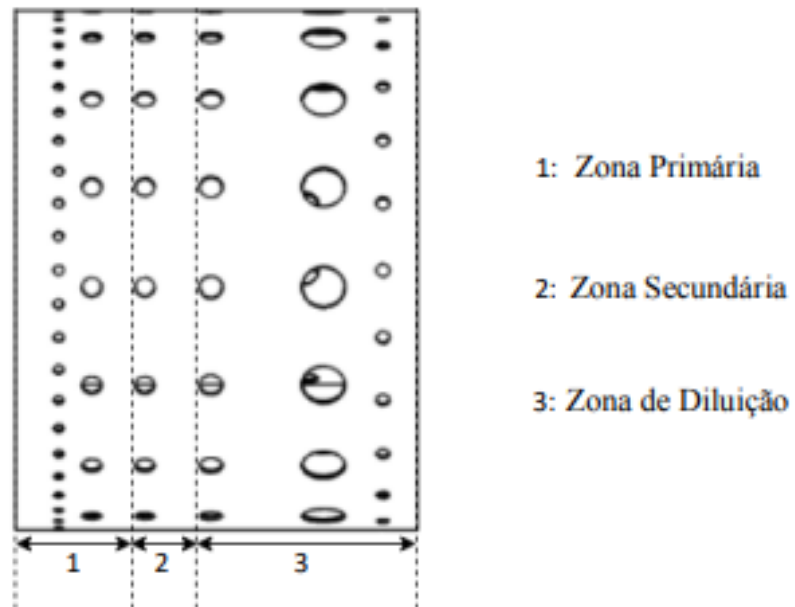


Figura 3.5: Estruturação da câmara de combustão (VELOSSA, 2020).

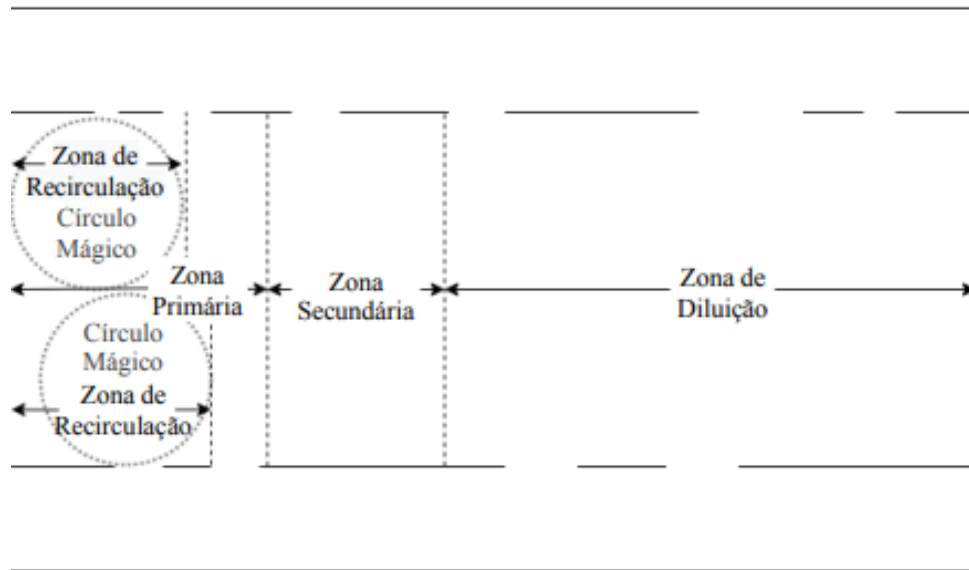


Figura 3.6: Demarcação das zonas e definição do círculo mágico (VELOSSA, 2020).

Onde a zona primária é a região onde ocorre a injeção de combustível e recirculação da massa de fluido devido à zonas de baixa pressão, garantindo uma melhor mistura ar-combustível e ancoragem da chama. Além disso, a razão ar-combustível é estequiométrica. A zona secundária também admite o ar, mas ela é dimensionada para reduzir a temperatura da massa de fluido em processo de expansão e também continuar o processo de reação. Por fim, tem-se a zona de diluição, aqui o restante do ar é admitido para congelar as reações e entregar a massa de fluido na temperatura certa para o componente turbina (Figuras 3.5, 3.6 e 3.7).

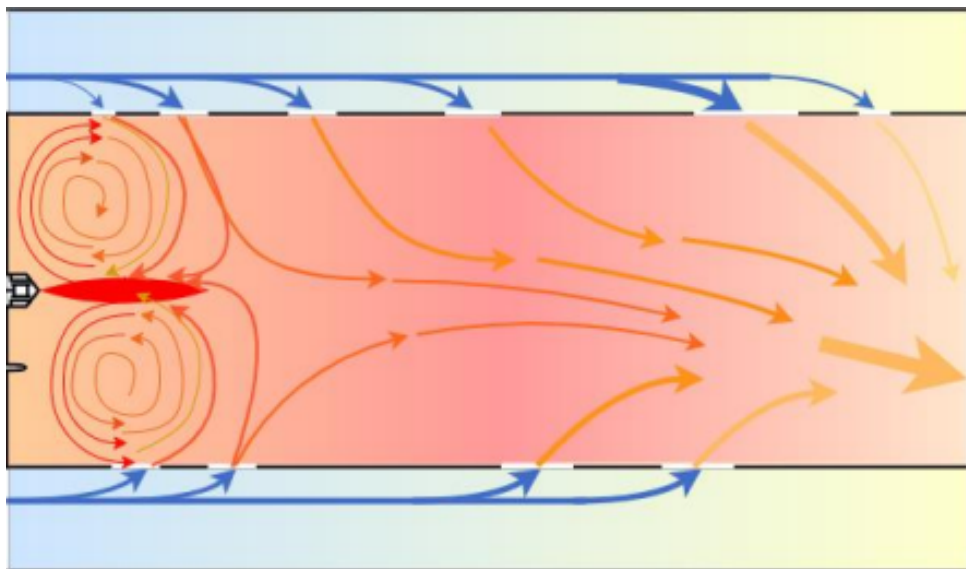


Figura 3.7: Fluxo de gás no interior do tubo de chama (VELOSSA, 2020).

Para finalizar a síntese do trabalho que foi usado como base para o relatório é necessário mostrar os parâmetros usados ao decorrer do projeto. A tabela a seguir é uma

imagem retirada do trabalho base e contém todos valores do microturbojato estudado no relatório. Estes dados foram definidos experimentalmente pelo autor do TG e juntamente com informações do fabricante.

Dados e Características do Microtubojoato K-80G							
1. Gerais:							
a.	Empuxo Máximo (em 21 °C = 294,25 K)			8618 g = 84,52 N			
b.	Temperatura de Exaustão			650 °C = 923,15 K			
c.	RPM Máxima			145000			
d.	Consumo de Combustível (empuxo máximo)			239 g/min = 0,003983 kg/s			
2. Compressor:							
a.	Tipo de Compressor			Centrífugo			
b.	Área de Saída do Compressor			12 cm ²			
3. Câmara:							
a.	Tipo de Câmara			Anular de Fluxo Direto			
b.	Espessura das Paredes do Tubo de Chama			0,5 mm			
c.	Altura de Referência			39 mm			
d.	Altura do Tubo de Chama			22 mm			
e.	Comprimento do Tubo de Chama			60 mm			
f.	Quantidade de Fileiras de Orifícios na Parede Externa			6			
	Fileira	1	2	3	4	5	6
	Quantidade de Orifícios	48	16	16	16	16	24
	Diâmetro dos Orifícios (mm)	1,5	3	3	3,5	6,5	2
	Posição dos Orifícios em Relação à Face (mm)	6	11	19	29	43	55
g.	Quantidade de Fileiras de Orifícios na Parede Interna			4			
	Fileira			1	2	3	4
	Quantidade de Orifícios			10	10	10	10
	Diâmetro dos Orifícios (mm)			3	3	4,5	4,5
	Posição dos Orifícios em Relação à Face (mm)			8	14	33	43

Figura 3.8: Dados da câmara de combustão anular (VELOSSA, 2020).

3.2 Implementações das equações usadas no TG

Inicialmente foi feito a implementação das equações apresentadas no trabalho base. Para isso, foram identificadas todas as variáveis necessárias para realizar o processo de iteração e verificar os resultados obtidos no trabalho base com os gerados no equacionamento.

Durante a implementação das equações no software o grupo teve dificuldade em encontrar algumas variáveis determinantes para o cálculo no trabalho base. Para isso, foram definidos parâmetros arbitrários de acordo com a interpretação dos dados pelo grupo, além de tabelas e exemplos do livro Gas Turbine Combustion Alternative and Emissions.

O código das equações implementadas estão sendo enviadas em anexo juntamente com este relatório.

3.3 Validação dos resultados do TG obtidos pela implementação das equações

Nessa parte será realizada a validação dos resultados obtidos implementando todos os valores antes de definir o sistema de arrefecimento é necessário realizar a distribuição dos gases dentro do tubo de chama. Para isso, é usada a tabela na imagem seguinte que define a temperatura em cada zona do componente.

Região	T_g
1	$T_{média,ZR}$
2	$T_{média,ZR} + \frac{(T_{saída,ZP} - T_{média,ZR})}{(L_{ZP} - L_{ZR})} \cdot (x - L_{ZR})$
3	$T_{saída,ZP} + \frac{(T_{saída,ZS} - T_{saída,ZP})}{L_{ZS}} \cdot (x - L_{ZP})$
4	$T_{saída,ZS} + \frac{(T_{saída,ZD} - T_{saída,ZS})}{L_{DZ}} \cdot (x - L_{ZP} - L_{ZS})$

Figura 3.9: Cálculo da temperatura do gás em cada zona (VELOSSA, 2020).

Na imagem abaixo, a primeira curva do gráfico realizada pelo autor mostra o perfil da temperatura encontrado na câmara de combustão a partir das equações citadas na tabela anterior.

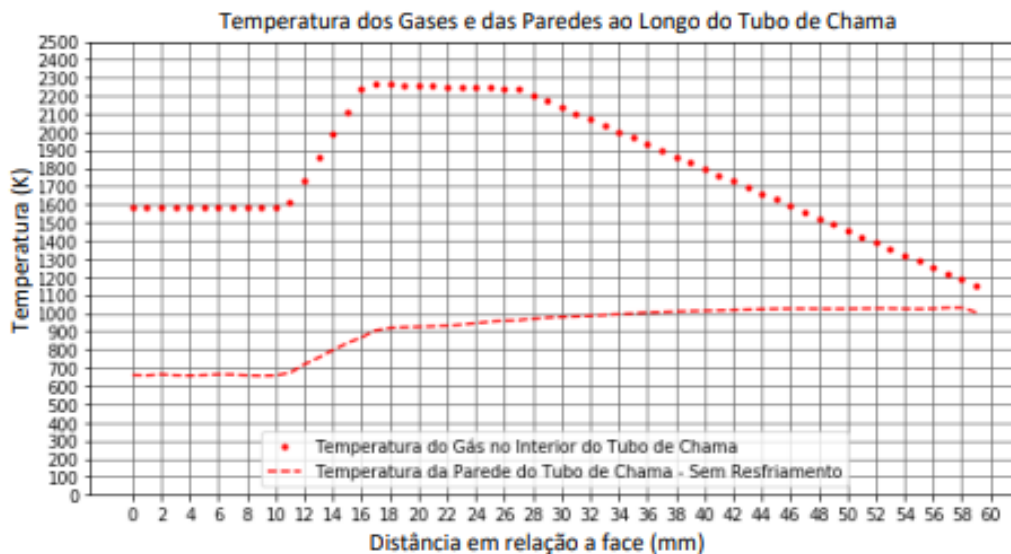


Figura 3.10: Temperatura ao longo do combustor (VELOSSA, 2020).

As mesmas equações de temperatura do gases foram implementadas do subtópico 3.2. O resultado encontrado foi satisfatório e coerente com os valores apresentados no trabalho de graduação. A imagem a seguir mostra o gráfico obtido pelo grupo.

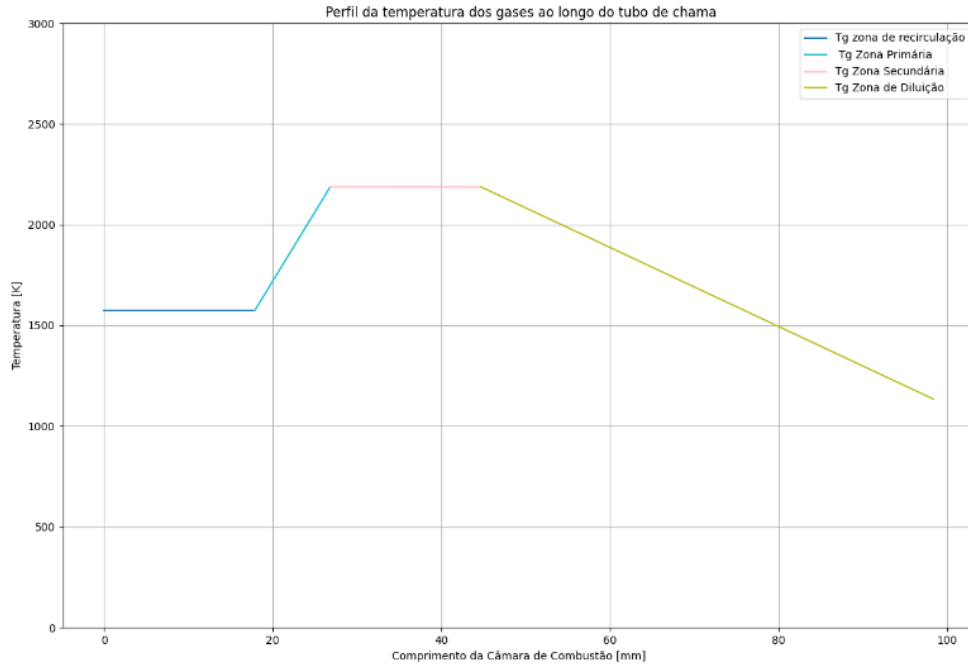


Figura 3.11: Temperatura ao longo do combustor obtida pelo grupo.

Já para o perfil de temperatura da parede do tubo de chama é necessário uma sequência de cálculos que é apresentada no TG e que se baseia na transferência de calor atrás da parede do tubo de chama. Essa transferência depende dos seguintes parâmetros:

O fluxo de calor através da parede dado:

$$K_{1-2} = k_w t_w \cdot (T_{w1} - T_{w2}) \quad (3.1)$$

O fluxo de calor por radiação do gás:

$$R_1 = 0.5\sigma(1 + e_w)e_g T_g^{1.5}(T_g^{2.5} - T_{w1}^{2.5}) \quad (3.2)$$

O fluxo de calor por radiação para o anel:

$$R_2 = Z\sigma(T_{w2}^4 - T_3^4) \quad (3.3)$$

O fluxo de calor por convecção do gás:

$$C_1 = 0.069 \cdot \frac{k_g}{x} \cdot Re_x^{0.7} (T_{w,g2} - T_{w1}) \quad (3.4)$$

E por fim, o fluxo de calor por convecção para o invólucro exterior:

$$C_2 = 0.02 \cdot \frac{k_a}{D_{an}^{0.2}} \cdot \frac{\dot{m}_{an}}{A_{an}\mu_{ar}}^{0.8} (T_{w2} - T_3) \quad (3.5)$$

Esses parâmetros devem estar relacionados da seguinte forma:

$$R_1 + C_1 = R_2 + C_2 = K_{1-2} \quad (3.6)$$

Desta forma, é possível substituir cada parâmetro em função dos valores da temperatura interna e externa da parede do tubo de chama, T_{w1} e T_{w2} respectivamente.

Para poder aplicar a transferência de calor que ocorre entre os gases e a parede do tubo definidas e definir as variáveis T_{w1} e T_{w2} mostradas anteriormente é necessário conhecer a vazão mássica.

Para o cálculo das vazões mássicas de cada uma das seções do micro turbojato tomamos como parâmetro as equações da tabela abaixo:

Região	\dot{m}_g
1	$\dot{m}_{g,ZR} = \frac{3}{4} \dot{m}_{ZP}$
2	$\dot{m}_{g,ZP} = \dot{m}_{g,ZR} + (\dot{m}_{ZP} - \dot{m}_{g,ZR})(x - L_{ZR})/(L_{ZP} - L_{ZR})$
3	$\dot{m}_{g,ZS} = \dot{m}_{g,ZP} + (\dot{m}_{ZS} - \dot{m}_{g,ZP})(x - L_{ZP})/L_{ZS}$
4	$\dot{m}_{g,ZD} = \dot{m}_{g,ZS} + (\dot{m}_{ZD} - \dot{m}_{g,ZS})[x - (L_{ZP} + L_{ZS})]/L_{ZD}$

Figura 3.12: Equações para se obter vazão mássica dos gases localmente.

Com as equações acima foram gerados os resultados da vazão mássica de gás para cada ponto das zonas do tubo de chama. Com os resultados foi possível gerar o gráfico da variação da massa ao longo do componente.

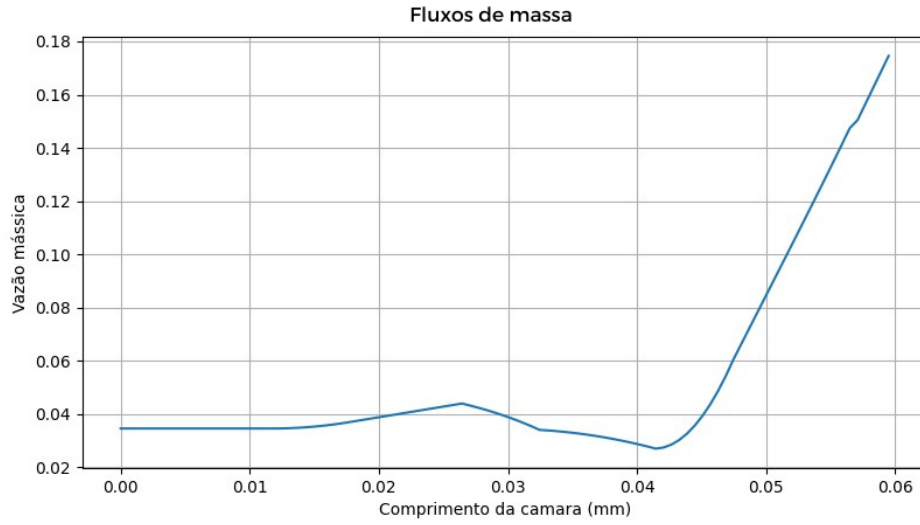


Figura 3.13: Fluxo de massa ao longo do tubo de chama.

No trabalho de graduação usado como base, o autor não inclui este mesmo gráfico. Desta forma ficamos impossibilitados de comparar o resultado obtido para definirmos se estávamos em um caminho correto de implementação. Ainda é possível descobrir a vazão na região anular, \dot{m}_{an} (em cada zona) subtraindo a vazão mássica total pela vazão local dos gases dentro do tubo de chama.

$$\dot{m}_{an} = \dot{m}_3 - \dot{m}_g \quad (3.7)$$

Com as vazões mássicas para cada zona e parâmetros já estabelecidos durante o equacionamento das funções, é possível calcular a temperatura da parede do tubo de chama. No gráfico abaixo foram gerados as duas curvas de temperatura, para os gases dentro do tubo de chama (já mostrada) e para as temperaturas da parede. Desta forma é possível comparar os resultados com a imagem 3.9.

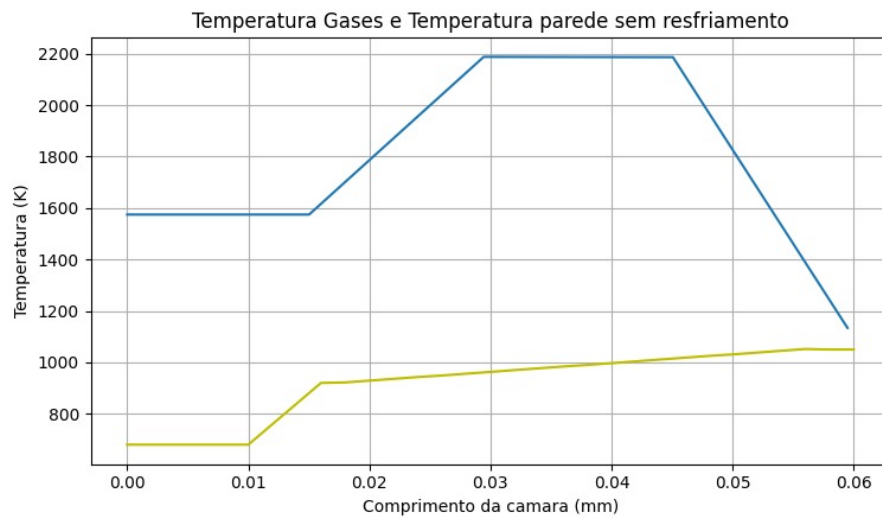


Figura 3.14: Temperatura da parede ao longo do tubo de chama. Sendo a linha azul a temperatura do gás dentro do tubo de chama e a linha amarela as temperaturas dentro da parede.

3.4 Definição e estudo do arrefecimento do tubo de chama

Durante o trabalho de graduação usado como base, o autor conclui pelas suas simulações que não é necessário um sistema de arrefecimento para a câmara de combustão, visto que ao longo do combustor não é excedida a temperatura de 1100K.

Por mais que essa temperatura não ultrapasse a temperatura permitida pelos materiais do combustor, o objetivo do presente relatório é, no caso, introduzir este sistema para que assim se possa ver suas implicações ao longo do tubo de chama.

Desta forma, o princípio desse resfriamento é utilizar o ar advindo do compressor na intenção de retirar energia térmica das paredes e se comportar como um isolante térmico. Isso pode ser feito com uma introdução de fendas de arrefecimento ao longo do tubo de chama, de forma que o ar que vem do compressor atrevesse elas e siga tangencialmente por um direcionador, formando um filme de ar que protege a parede interna do tubo do estresse térmico.

Esse sistema de resfriamento por filme possui as vantagens de suportar severos níveis de estresse térmico e de pressão por milhares de horas e de aliar leveza com rigidez mecânica. Porém, sua desvantagem é a não uniformidade da temperatura ao longo da parede, onde se mantém mais baixa próxima dos orifícios e mais alta conforme se afasta deles.

Esse esquema pode ser visualizado na seguintes imagem retiradas e adaptadas do livro J. O. Melconian e A. T. Modak, “Combustion Design,” em Sawyer’s Gas Turbine Engineering Handbook Design, 3 ed.

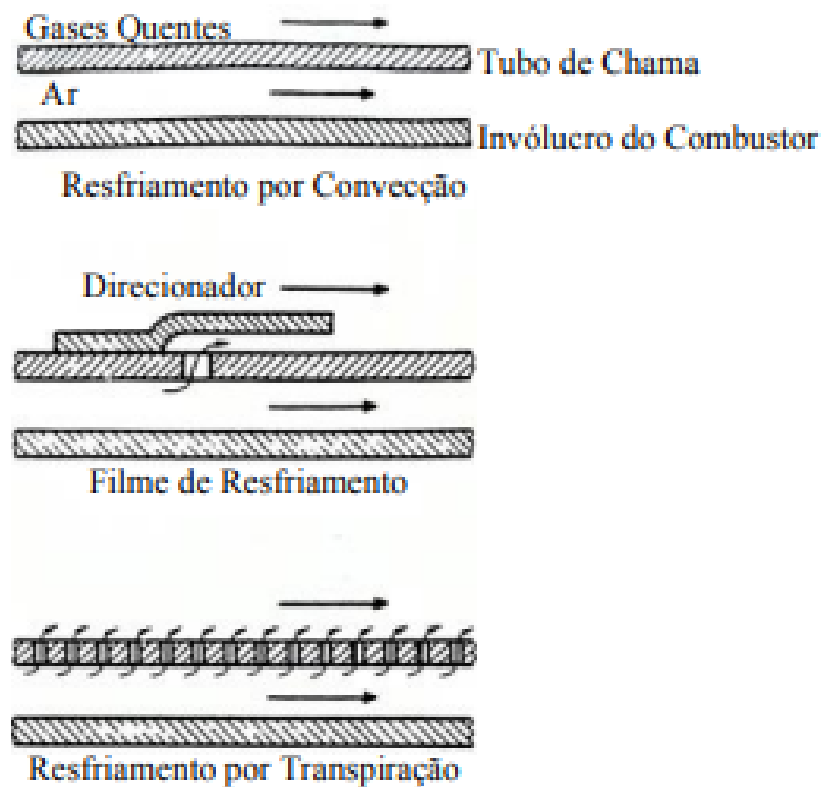


Figura 3.15: Esquema de arrefecimento (VELOSSA, 2020)..

O sistema de arrefecimento acima pode ser a ser implementado é semelhante ao tipo Splash-Cooling Ring (c) definido do capítulo 8 do livro Gas Turbine Combustion Alternative and Emissions.

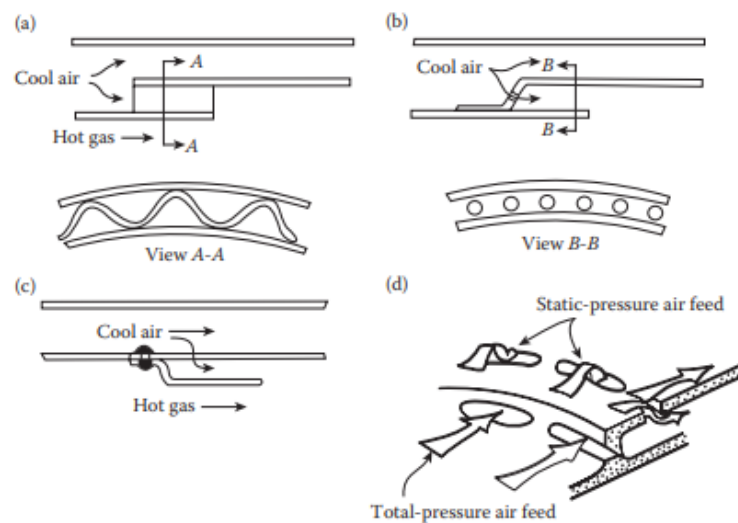


FIGURE 8.2

Film-cooling devices: (a) wiggletrip, (b) stacked ring, (c) splash-cooling ring, (d) machined ring.

Figura 3.16: Tipos de sistema de arrefecimento (Gas Turbine Combustion Alternative and Emissions).

3.5 Definição de temperatura máxima e processo de interação

Com todas equações implementadas, resultados validados e estudo do arrefecimento do tubo de chama, é possível agora, a partir das mesmas equações desenvolvidas estipular uma nova temperatura para as paredes do tubo de chama. Ao realizar essa estipulação é necessário a adição e posicionamento dos furos de arrefecimento até que a temperatura fique de acordo com a definida.

O grupo decidiu escolher uma temperatura máxima para a parede do tubo de chama de 750K.

Com este valor em mãos, o grupo aplicou o código para realizar uma iteração para as equações referentes as alturas interna e externa do tubo, as áreas das fileiras internas e externas de orifícios e consequentemente validar o resultado considerando a relação dele com o número de orifícios externos e internos.

Utilizando as equações da figura 3.3

$$D_{ref} = \frac{\sqrt{\frac{4A_{ref}}{\pi} + D_{in}^2} - D_{in}}{2} \quad (3.8)$$

$$D_{ft} = \frac{A_{ft}}{\pi(D_{int} + D_{ref})} \quad (3.9)$$

Utilizando as áreas anulares internas e externas:

$$A_{an,ext} = \frac{\pi}{4} \cdot [(D_{in} + 2D_{ref})^2 - (D_{in} + D_{ref} + D_{ft})^2] \quad (3.10)$$

$$A_{an,ext} = \frac{\pi}{4} [(D_{in} + D_{ref} + D_{ft})^2 - D_{in}^2] \quad (3.11)$$

E usando as equações a área total dos orifícios internos e externos:

$$A_{h,i,ext} = \frac{A_{an,ext}}{(A_{ext} + A_{in})} \cdot A_{h,i} \quad (3.12)$$

$$A_{h,i,int} = \frac{A_{an,int}}{(A_{an,ext} + A_{an,int})} \cdot A_{h,i} \quad (3.13)$$

O grupo optou por deixar os diâmetros dos orifícios constantes, variando assim, somente a quantidade da área interna da câmera.

A equação utilizada para foi:

$$d_{h,i} = 2\sqrt{\frac{A_{h,i}}{\pi N_i}} \quad (3.14)$$

E por fim, a validação da quantidade de furos adicionadas foram feitas pela seguinte relação:

$$N_{h,i,ext} < \frac{\pi(D_{in} + D_{ref} + D_{ft})}{2d_{h,i}} \quad (3.15)$$

$$N_{h,i,int} < \frac{\pi(D_{in} + D_{ref} + D_{ft})}{2d_{h,i}} \quad (3.16)$$

4 Resultados e Discussões

4.1 Adição de orifícios

O grupo inicialmente optou por adicionar duas fileiras de 10 furos à parede interna do tubo de chama, mantendo assim a quantidade de furos já existentes em cada fileira, evitando assim possíveis prejuízos a estrutura da câmara caso fossem adicionados muitos furos.

A primeira fileira de orifícios ficou na linha média da segunda e terceira fileiras já existentes, especificamente na posição de 23,5cm do tubo de chama. Cada orifício dessa nova fileira tem 3,831mm de diâmetro. A segunda fileira adicionada ficou posicionada na linha média entre a última fileira já existente e a parede final do tubo de chama, mais especificamente na posição de 52cm. Cada orifício dessa nova fileira tem 3,609mm de diâmetro. Mantivemos os furos o mais centralizados possível entre as fileiras, também para evitar quaisquer danos estruturais por fadiga.

Com isso, foram implementadas de forma reversa todas as equações mostradas em 3.5 Definição de temperatura máxima e processo de interação, para assim encontrar a nova temperatura da parede após o sistema de resfriamento acionado.

A configuração 2D da adição ficou da seguinte forma:

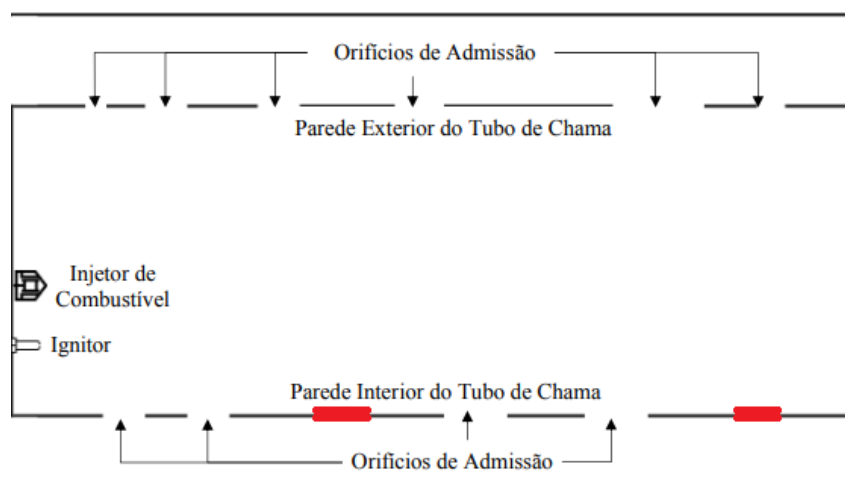


Figura 4.1: Representação 2D das paredes do tubo de chama.

Por fim foram gerados os novos gráficos das temperaturas internas e externas da

parede do tubo de chama para verificar se esta é menor que a definida pelo grupo, no caso, 750K.

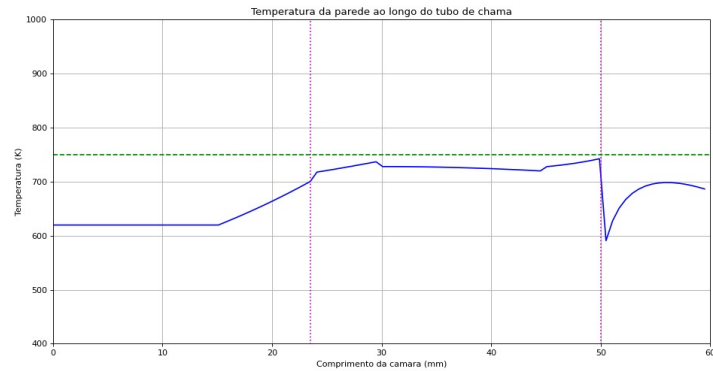


Figura 4.2: Novos valores para temperatura na parede do tubo de chama

A linha pontilhada verde demonstra a máxima temperatura determinada pelo grupo (750K). Enquanto as linhas pontilhadas rosas demonstram onde foram em qual comprimento foram aplicadas as fileiras de furos.

Na segunda fileiras de furos é claro como a temperatura diminui após sua implementação. Porém na primeira não é tão visível, após discussões o grupo concluiu que está fileira não abaixa a temperatura, mas evita que ela suba demasiadamente.

A eficiência do sistema de arrefecimento pode ser vista no gráfico a seguir.

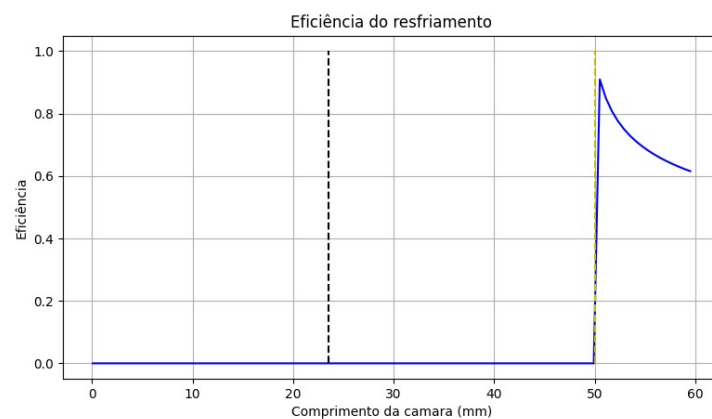


Figura 4.3: Eficiência do sistema de arrefecimento ao longo do tubo de chama

Comparando o gráfico da Figura 4.2 com o gráfico da figura 4.3, podemos notar que a eficiência se mantém e somente se eleva ao sobre uma queda abrupta de temperatura. Como na primeira fileira não ocorreu essa queda, não obtivemos uma melhora da eficiência nesta parte do comprimento da câmara.

4.2 Novo dimensionamento do tubo de chama

As figuras a seguir mostram um modelo 3D do tubo de chama após as modificações. É nítido que não foram feitas alterações na parede externa do tubo, por não haver novos orifícios adicionados. Já na imagem que mostra o tubo de chama desmontado é possível perceber a adição das duas novas fileiras de orifícios na parede interna do tubo.

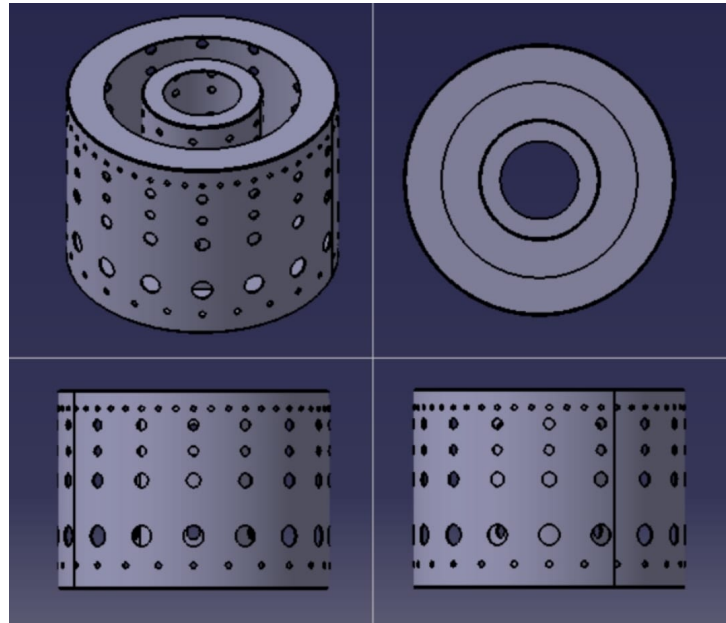


Figura 4.4: Eficiência do sistema de arrefecimento ao longo do tubo de chama

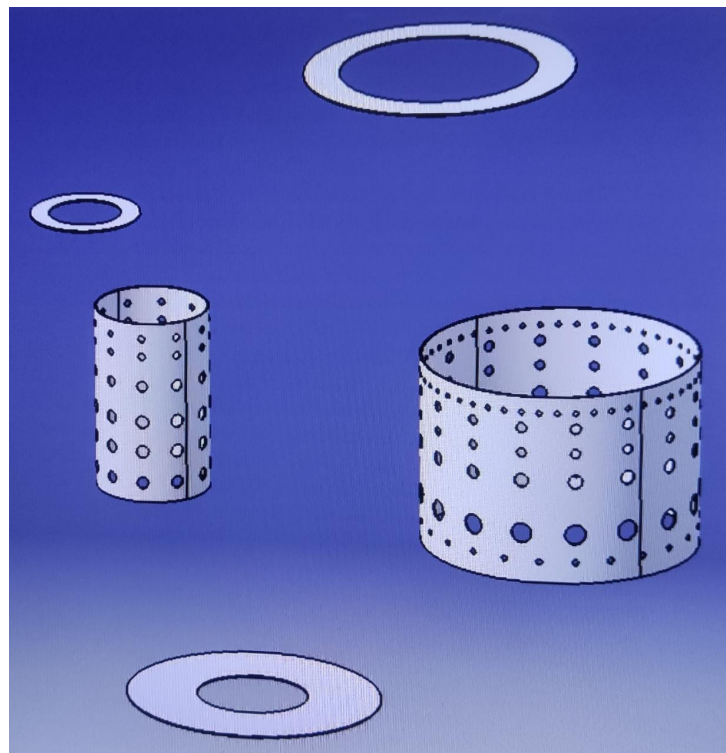


Figura 4.5: Eficiência do sistema de arrefecimento ao longo do tubo de chama

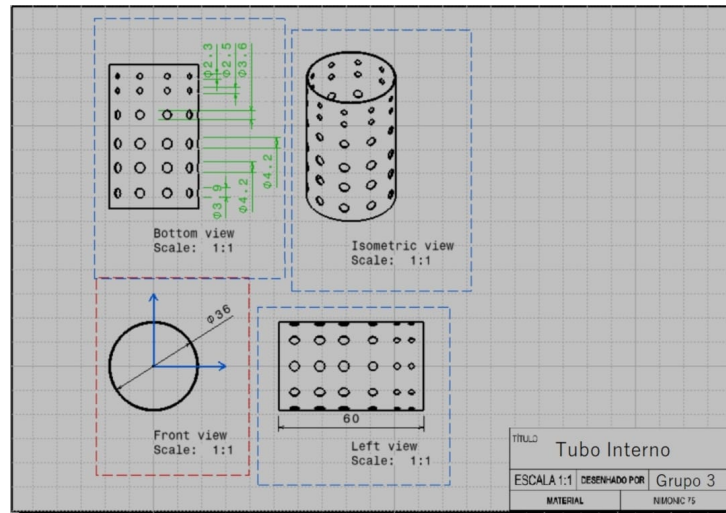


Figura 4.6: Eficiência do sistema de arrefecimento ao longo do tubo de chama

4.3 Dificuldades enfrentadas

Decorrendo agora sobre as dificuldade enfrentadas pelo grupo, podemos detalhar que somente dois integrantes ficaram apar do código por terem mais conhecimentos de implementação em Python. Os demais ficaram divididos entre entendimento das formulas (para poder passar todos os parâmetros corretos para quem iria implementar), escrita do relatório, apresentação e desenvolvimento do CAD.

Além disso, reconhecendo os próprios erros, o grupo acabou não se organizando de forma a dividir o trabalho e aproveitar todo tempo hábil do quadrimestre, o que decorreu em diversas cargas horárias de implementação e entendimento do trabalho seguidas. Esse excesso de trabalho poderia acarretar em deslizes pelo trabalho decorrentes do cansaço coletivo.

5 Conclusão

Apesar das diversas dificuldades enfrentadas pelo grupo para realização deste trabalho, é possível elencar os aprendizados. Dentre eles, aplicação direta das teorias aprendidas na matéria de Transferência de Calor Aplicada A Sistemas Aeroespaciais, contato e entendimento de um Trabalho de Graduação (ao qual todos os integrantes irão passar em algum momento), aprimoramento de implementação de formulas e gráficos e entrosamento e discussões acerca do conteúdo com os integrantes do grupo.

Por mais que existam a possibilidade de valores estarem incorretos, concluímos que chegamos ao objetivo do trabalho, no qual compreendemos e implementamos um sistema de resfriamento a uma câmara de combustão e obtivemos o resultado que sua parede interna não excede a temperatura 750K.

6 Referências Bibliográficas

- [1] VELLOSA, Caio Cesar Marques. **Projeto Preliminar de Câmara de Combustão de Microturbojato**. 2020. Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade Federal do ABC, São Bernardo do Campo, São Paulo, 2020.
- [2] Mathworks. “ODE45” Disponível em <<https://www.mathworks.com/help/matlab/ref/ode45.html> > Acesso em 22 de Junho de 2022.
- [3] LEFEBVRE, Arthur H; BALLAL, Dilip R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. 3^a Ed. T. e . F. Group, Ed., Boca Raton: CRC Press, 2010.

Apêndice A

Algoritmo em Python

Para o presente projeto, apresenta-se o dimensionamento das peças de fuselagem de material compósito a serem utilizadas no veículo bem como as dimensões da montagem completa.