

Projeto de uma Câmara de Combustão Anelar para um Motor *Turbofan* de Pequenas Dimensões

(Versão final após defesa)

Leidimir Sanches Tavares

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(Ciclo de Estudo Integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Covilhã, Fevereiro de 2021

Dedicatória

A minha avó, Justa Gomes

Agradecimentos

Um especial agradecimento aos meus pais, Gracinda Sanches e Eusébio Tavares, aos meus irmãos, Selene Tavares, Jocelino Tavares, Maria Tavares e Carlos Tavares, que sempre me apoiaram, encorajaram e principalmente deram forças para continuar a lutar para os meus objetivos.

Agradecer ao meu orientador Prof. Doutor Francisco Brójo por todo apoio e disponibilidade prestada.

Um obrigado ao meu grande amigo, José Albertino Gomes Varela por todo apoio desde a minha chegada à covilhã e por toda a força que tem dado no decorrer do presente trabalho.

Por último, mas não menos importante, quero agradecer a todos aqueles que de uma forma ou de outra me apoiaram em algum momento desta longa e difícil caminhada.

Resumo

As turbinas de gás têm uma ampla aplicação no setor industrial tanto para o fornecimento da energia elétrica como também propulsiva. Sendo este um trabalho no ramo da indústria aeronáutica o foco esteve mais centrado na formação de energia propulsiva tendo em conta os motores *Turbofan*, sendo esse uma variante das turbinas de gás. A conversão em energia propulsiva no *Turbofan* passa por diversas etapas de entre as quais a combustão. Para tal é necessária uma câmara de combustão onde ocorre todo o processo de combustão, ou seja, o combustível é injetado sobre o ar comprimido para uma posterior mistura. Neste seguimento, o presente trabalho tem como objetivo o cálculo para a determinação das dimensões dos diversos componentes que constituem uma câmara de combustão anelar, uma vez que estes podem ser de três tipos diferentes (tubular, anelar, tubo-anelar). O método do cálculo baseia-se na aplicação da equação proposta por *Levebvre* e *Ballal* para o dimensionamento de uma câmara de combustão anelar, propondo os valores dos parâmetros iniciais, tais como a pressão e temperatura de entrada do ar comprimido na câmara de combustão.

Palavras-chave

Projeto, Turbina de gás, *Turbofan*, Câmara de Combustão

Abstract

Gas turbines have a wide application in the industrial sector for both the supply of electricity and also propulsive. This work is focused on the aeronautical industry. The study was on the formation of propulsive energy in *Turbofan* engines, which are a variant of gas turbines. The conversion into propulsive energy, considering the *Turbofan* engines, goes through several stages, being one the combustion. For this it is necessary a combustion chamber where the entire combustion process occurs, that is, the fuel is injected into the compressed air for a subsequent mixture. In this follow-up, the present work aims to calculate the determination of the dimensions of the various components that constitute a annular combustion chamber, since they can be of three different types (tubular, annular, annular-tube). The calculation method is based on the application of the equation proposed by Levebvre and Ballal for the dimensioning of an annular combustion chamber, proposing the values of the initial parameters, such as the pressure and inlet temperature of compressed air entering in the combustion chamber.

Keywords

Design, Gas Turbine, Turbofan, Combustion Chamber

Índice

1	Introdução	1
1.1	Motivação	1
1.2	Objetivo	1
1.3	Organização da Dissertação	1
2	Revisão bibliográfica	2
2.1	Turbina de gás	2
2.1.1	Ciclo Termodinâmico de Turbina de Gás	3
2.1.1.1	Ciclo de Brayton	3
2.1.2	Classificação das Turbinas de Gás	4
2.1.2.1	Motores <i>Turbofan</i>	4
2.2	Câmara de Combustão	8
2.2.1	Resumo histórico	9
2.2.2	Recursos Básicos do Projeto da Câmara de Combustão	13
2.2.3	Tipos de Câmaras de Combustão	14
2.2.3.1	Câmara de Combustão Tubular	14
2.2.3.2	Câmara de Combustão Anelar	15
2.2.3.3	Câmara de Combustão Tubo-anelar	16
2.2.4	Componentes de uma Câmara de Combustão	17
2.2.4.1	Difusor	17
2.2.4.2	Injetor de Combustível	18
2.2.4.3	Revestimento Externo (Casing)	20
2.2.4.4	Tubo de chama	20
2.2.4.5	<i>Swirler</i>	21
2.2.4.6	Orifícios de Admissão	22
2.2.4.7	Zonas de Combustão	23
2.2.4.8	Materiais	24
2.3	Combustão	25
2.3.1	Deflagração	25
2.3.2	Detonação	25
2.3.3	Tipos de Chama	25
2.3.4	Limites de Inflamabilidade	26
2.3.5	Combustão Estequiométrica	26
2.3.6	Entalpia de Combustão	27
2.3.7	Eficiência de Combustão	27
2.3.8	Emissão de Poluentes	28

2.3.9	Processo de Ignição	28
2.3.9.1	Métodos para Melhorar o Desempenho da Ignição	29
2.3.10	Atomização	30
3	Metodologia	31
3.1	Descrição do Processo de Dimensionamento dos Componentes	31
3.1.1	Distribuição do ar ao Longo da Câmara de Combustão	32
3.1.2	Área de referência, Tubo de chama e Anelar	32
3.1.3	Diâmetro do Revestimento (Referência) e do Tubo de chama	33
3.1.4	Dimensionamento do Difusor	33
3.1.5	Dimensionamento do <i>Swirler</i>	35
3.1.6	Comprimento da Zona Primária	35
3.1.6.1	Zona de Recirculação	35
3.1.7	Comprimento da Zona Secundária	36
3.1.8	Comprimento da Zona de Diluição	36
3.1.8.1	Fator Padrão	36
3.1.9	Dimensionamento dos Orifícios	37
3.2	Descrição do Programa de Cálculo	39
4	Resultado	40
5	Conclusão e Perspetiva Futura	42
	Referências Bibliográficas	43
	Lista de Websites Consultados	47
	Anexo A	48

Lista de Figuras

Figura 1- Representação simplificada de uma turbina de gás (adaptado de [33]).	2
Figura 2 - Diagrama pressão-volume do ciclo de Brayton (adaptado de [16]).	3
Figura 3 - Motor <i>Turbofan</i> e seus principais componentes [46].	4
Figura 4 – Motor <i>Turbofan</i> com afterburner [A.6]	7
Figura 5 - Geometria e componentes básicos de uma câmara de combustão de turbina de gás (adaptado de [1]).	9
Figura 6 - Atomizador do fluxo reverso (adaptado de [1]).	10
Figura 7 - Câmara de combustão tubular (adaptado de [1]).	11
Figura 8 - Câmara de combustão anelar de BMW 003(adaptado de [1]).	11
Figura 9 - Câmara de combustão tubular (adapatado de [1]).	12
Figura 10 - Etapas da evolução de câmaras de combustão (adaptado de [1]).	13
Figura 11 - Câmara de combustão tubular (adaptado de [7]).	14
Figura 12 - Câmara de combustão anelar (adaptado de [1]).	15
Figura 13 - Câmara de combustão tubo-anelar (adaptado de [1]).	16
Figura 14 - Dois tipos básicos de difusores anelar: (a) aerodinâmico, (b) descarga (adaptado de [1]).	18
Figura 15 - Sistema vaporizador (adaptado de [1]).	18
Figura 16 - Atomizadores de pressão (adaptado de [1]).	20
Figura 17 - Tendência histórica da temperatura de entrada da turbina (adptado de [1]).	21
Figura 18 - Tipos de <i>swirler</i> (adaptado de [1]).	22
Figura 19 - Variação de perda de pressão com o coeficiente de descarga para cada tipo de orifício (adaptado de [1]).	22
Figura 20 – orifício plano, orifício convexo.	22
Figura 21 - Padrão do escoamento na zona primaria [1].	23
Figura 22 - Curvas das principais falhas de ignição (adaptado [1]).	29
Figura 23 - Fluxograma do projeto preliminar de uma câmara de combustão (adaptado de[45]).	31
Figura 24 - Distribuição do fluxo de ar (adaptado de [45]).	32
Figura 25 - Geometria frontal de uma câmara de combustão [45].	34
Figura 26 - Parâmetros do perfil de temperatura de saída [1].	36

Lista de Tabelas

Tabela 1 - Perda de Pressão na Câmara de Combustão [1].	33
Tabela 2 - Parâmetros Iniciais	39
Tabela 3 - Dimensões Básicas da Câmara de Combustão anelar.....	40
Tabela 4 - Dimensão do Difusor	40
Tabela 5 - Dimensão do <i>Swirler</i>	40
Tabela 6 - Dimensão da Zona de Recirculação	40
Tabela 7 - Comprimentos das Zonas de Combustão.....	41
Tabela 8 - Outros Parâmetros de Entrada	48

Lista de Acrónimos

BR	Bypass Ratio
DZ	Dilution Zone
HPC	High Pressure Compressor
HPT	High Pressure Turbine
IPC	Intermédiaire Pressure Compressor
LPC	Low Pressure Compressor
IPT	Intermédiaire Pressure Turbine
LPT	Low Pressure Turbine
PZ	Primary Zone
SFC	Specific Fuel Combustion
SW	Swirler
SZ	Secondary Zone

Nomenclatura

A_{ref}	Área de referência	[m ²]
A_h	Área total dos orifícios	[m ²]
A_3	Área de entrada da câmara de combustão	[m ²]
A_L	Área do tubo de chama	[m ²]
A_{an}	Área anelar	[m ²]
A_0	Área exterior do difusor	[m ²]
A_{SW}	Área do <i>swirler</i>	[m ²]
C_{ds}	Coefficiente de descarga	[-]
$C_{d,h}$	Coefficiente de descarga nos orifícios	[-]
D_{SW}	Diâmetro do <i>swirler</i>	[m]
D_{hub}	Diâmetro do cubo do injetor	[m]
D_L	Diâmetro do tubo de chama	[m]
D_h	Diâmetro dos orifícios	[m]
L_{dif}	Comprimento do difusor	[m]
L_{dome}	Comprimento do <i>dome</i>	[m]
L_{PZ}	Comprimento de zona primária	[m]
L_{SZ}	Comprimento de zona secundária	[m]
L_{DZ}	Comprimento de zona de diluição	[m]
\dot{m}_{an}	Caudal mássico de ar anelar	[kg/s]
\dot{m}_3	Caudal mássico de ar de entrada da câmara de combustão	[kg/s]
\dot{m}_{RZ}	Caudal mássico de ar na zona de recirculação	[kg/s]
n_B	Número de pás do <i>swirler</i>	[-]
N_h	Número de Orifícios	[-]
P_3	Pressão de entrada da câmara de combustão	[Pa]

$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$	Fator de queda de pressão	[-]
$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$	Perda de pressão na câmara de combustão	[-]
$\frac{\Delta P_{SW}}{q_{ref}}$	Fator de queda de pressão de <i>swirler</i>	[-]
$\frac{\Delta P_{dif}}{P_3}$	Perda de pressão no difusor	[-]
R	Constante universal dos gases	[-]
R_3	Raio de entrada da câmara de combustão	[m]
R_0	Raio exterior do difusor	[m]
T_3	Temperatura de entrada da câmara de combustão	[K]
T_3	Temperatura de entrada na câmara de combustão	[K]
T_4	Temperatura de saída da câmara de combustão	[K]
T_{max}	Temperatura máxima	[K]

Letras Gregas

β_{sw}	Ângulo do fluxo de ar	[°]
θ_{RZ}	Ângulo da zona de recirculação	[°]
ϕ	Ângulo do difusor	[°]

1 Introdução

1.1 Motivação

A evolução de voo controlado e motorizado foi marcado pelo avião dos irmãos Wright, onde os mesmos comprovaram o potencial dos motores de combustão interna para o voo [38]. Sendo assim, desenvolveram os seus próprios motores com a intenção de conseguir um sistema propulsivo leve e eficiente.

A segunda guerra mundial trouxe várias inovações a nível industrial, assim como o surgimento dos primeiros motores a jato. No que diz respeito à razão potência/peso, esses motores têm valores mais elevados, pelo que permitiriam chegar mais longe e num curto período de tempo [38]. Grandes avanços foram obtidos ao longo do tempo, com o propósito de melhorar a razão tração/peso, a eficiência global, o consumo específico e a segurança [39]. Entretanto, um dos grandes desenvolvimentos foi o motor *Turbofan*, com características importantes, assim como: o baixo consumo específico de combustível, menos ruído e a elevada tração. Esse tipo de motor é o mais empregado no transporte de passageiros e de carga, onde o aumento de segurança, eficiência e comodidade o torna mais relevante [40]. Contudo, para o funcionamento desses motores é indispensável a utilização de uma câmara de combustão, sendo este um componente diretamente relacionado com a eficiência e com a emissão de poluentes dos motores turbina de gás.

1.2 Objetivo

O presente trabalho tem como objetivo calcular as dimensões dos componentes de uma câmara de combustão do tipo anelar para um motor *Turbofan* de pequenas dimensões. A metodologia deste projeto tem como principal referência os parâmetros propostos por *Lefebvre e Ballal* [1] para o dimensionamento dos componentes de uma câmara de combustão anelar.

1.3 Organização da Dissertação

A dissertação é composta por cinco capítulos, onde no Capítulo 1 é feita a introdução que engloba a motivação, o objetivo e o presente subcapítulo. O Capítulo 2 contém os conceitos mais relevantes do presente trabalho, tais como: das câmaras de combustão, turbinas de gás, motores *Turbofan*, entre outros. No Capítulo 3 descreve-se a metodologia e as equações necessárias para o dimensionamento dos respetivos componentes de uma câmara de combustão anelar. No Capítulo 4 apresentam-se os requisitos de utilização e os resultados do dimensionamento obtidos. Por fim, no Capítulo 5, encontram-se as principais conclusões do presente trabalho e as perspetivas futuras.

2 Revisão bibliográfica

2.1 Turbina de gás

O desenvolvimento da turbina de gás começou pouco antes da segunda guerra mundial, com o objetivo de alimentar geradores elétricos, contudo não mostrou ser concorrente à altura para os motores a vapor e motores a diesel [21]. A primeira grande aplicação de uma turbina de gás foi no desenvolvimento do motor a jato no final da segunda guerra mundial, proporcionando um incremento acentuado de velocidade em comparação com as aeronaves a hélice. No início da década de 1970, o desenvolvimanto contínuo levou à criação do motor *Turbofan* com alta razão de *bypass* e grande melhoria na eficiência da utilização do combustível, o que tornou viável aviões de grandes dimensões [21].

O sistema simplificado de uma turbina de gás, como ilustrado na Figura 1, resume-se a um compressor, uma câmara de combustão, e uma turbina. O trabalho deste motor é realizado quando o ar comprimido se mistura com o combustível para a queima na câmara de combustão, e é expandido em grande velocidade no bocal, depois de passar pela turbina que por sua vez aciona o compressor. Em relação à câmara de combustão de um motor de turbina de gás, esta é constituída tipicamente por injetores que adicionam o combustível ao oxidante, dispositivos de ignição e a própria câmara onde ocorre a queima.

Neste tipo de motores, a combustão acontece por deflagração (chama subsónica), e a velocidade de propagação de chama é determinada pela difusão laminar ou turbulenta dos gases não queimados atrás da frente da chama [20], podendo atingir valores até às dezenas de m/s [21]. Velocidades maiores podem ser alcançadas se a mistura de combustível e oxidante se encontra em valores próximos do estequiométrico, o que resultará, no entanto, numa maior temperatura de combustão e numa maior concentração de NO_x [21]. Devido ao fato de as perdas de pressão durante a combustão serem pequenas, a combustão por deflagração pode frequentemente ser modelada como um processo de pressão constante [20].

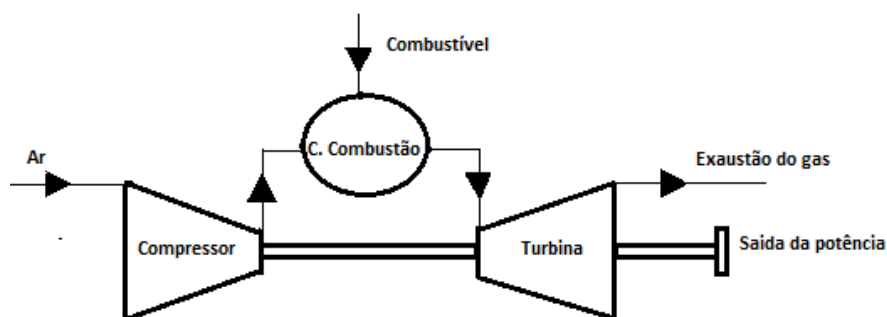


Figura 1- Representação simplificada de uma turbina de gás (adaptado de [33]).

2.1.1 Ciclo Termodinâmico de Turbina de Gás

2.1.1.1 Ciclo de Brayton

Os ciclos termodinâmicos são os pilares de operação dos motores a combustão. Os motores alternativos são geralmente descritos pelos ciclos *Otto* ou Diesel, onde a combustão ocorre em volume constante e os processos são intermitentes. No caso de uma turbina de gás, a combustão ocorre em processos contínuos. Dito isto, a forma ideal sobre qual a turbina de gás opera é o ciclo de Brayton, ilustrado na Figura 2. Embora existam variações nos diagramas que representam cada um dos três ciclos, ambos admitem ar, comprimem, misturam e queimam combustível com o ar e expulsam os produtos da combustão após a produção de trabalho. O ciclo termodinâmico de Brayton é composto pela seguinte sequência de processos [18]:

- A-B – O ponto A representa o ar à pressão atmosférica, que é comprimido ao longo da linha AB, que representa o processo do compressor. A compressão do ar entre esses pontos é acompanhada por um aumento da temperatura e o ar que sai do compressor e entra na câmara de combustão com uma pressão e temperatura elevadas. O fator importante no estabelecimento da eficiência termodinâmica geral do motor é razão de pressões ($r_p = p_2/p_1$). Quanto maior for essa relação, maior será o rendimento.
- B-C – No processo B a C o calor é adicionado, pela queima do combustível a pressão constante. A queda entre esses dois pontos, representa a queda de pressão na câmara de combustão, que por sua vez deve ser muito baixa.
- C-D – De C a D, os gases resultantes do processo de combustão expandem-se através da turbina e ducto propulsivo, para a atmosfera.

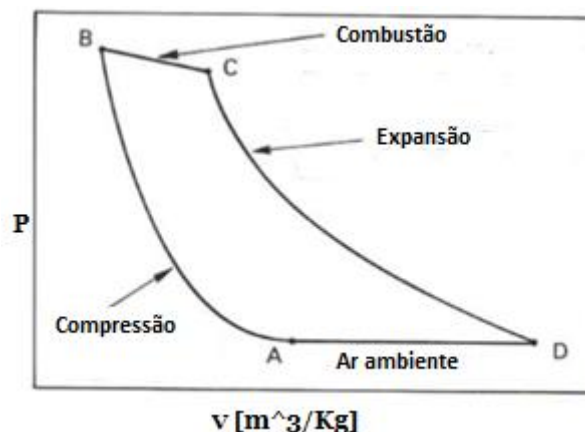


Figura 2 - Diagrama pressão-volume do ciclo de Brayton (adaptado de [16]).

2.1.2 Classificação das Turbinas de Gás

Os motores de turbina de gás são classificados de acordo com a sua aplicação, sendo estes com aplicação em aeronáutica e industrial. Em relação à aplicação aeronáutica esta divide-se em:

- Turbo-jato;
- Turbohélice;
- Turboeixo;
- Turbofan;
- Propfan;

De entre esses, o *turbofan*, que será o tipo considerado neste estudo e será detalhado na secção 2.1.2.1. Na aplicação aeronáutica, independentemente do tipo de motor, espera-se obter a tração capaz de acelerar e manter a aeronave em movimento.

2.1.2.1 Motores *Turbofan*

Os motores *turbofan*, sendo um dos tipos de turbinas de gás são, segundo Venson [46], uma evolução dos motores turbo-jato introduzidos comercialmente em meados da década de 1950. Nesses motores, a energia extraída pela turbina é utilizada tanto para acionar o compressor como também o *fan*. Este em comparação com o turbo-jato tem consumo específico de combustível inferior, elevada tração estática e emite menos ruído. Ganhou popularidade sendo utilizado na maioria das aeronaves recentes, principalmente as aeronaves comerciais, onde a segurança e a eficiência têm uma grande relevância. A Figura 3 ilustra a estrutura e os componentes básicos de um motor *turbofan* (*fan*, compressores, câmara de combustão e turbina).

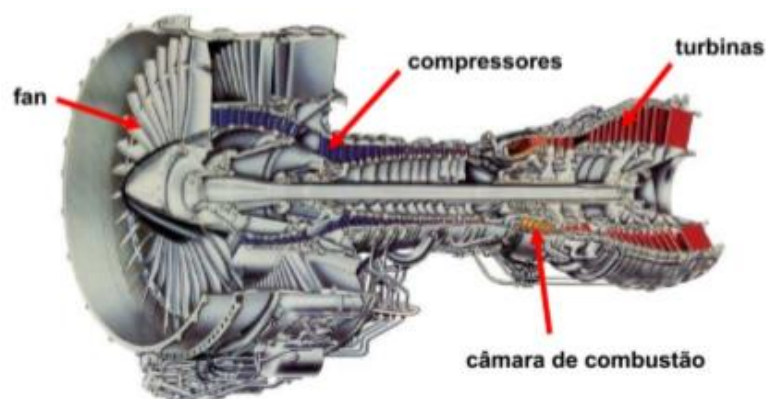


Figura 3 - Motor *Turbofan* e seus principais componentes [46].

2.1.2.1.1 Fan

Pelo fan passa o caudal mássico de ar para o interior do motor que se divide em dois fluxos de ar, fluxo primário e fluxo secundário. O fluxo primário é posteriormente comprimido pelos compressores de baixa e alta pressão e o segundo fluxo correspondente ao caudal mais elevado de ar que atravessa o fan e contorna o núcleo do motor. É de realçar que o fluxo primário que passa pelo núcleo é que se mistura com combustível para o processo de combustão. O fluxo de bypass e o fluxo que passa pelo núcleo podem misturar-se ou não, antes de sair do motor. No que depende do tamanho do fan, os motores turbofan dividem-se em três tipos, motores turbofan com baixa razão de bypass, os motores turbofan de média razão de bypass e motores turbofan com alta razão de bypass.

2.1.2.1.2 Compressor

O compressor é o segundo componente do motor *turbofan*, constituído por um conjunto de estágios compostos por pás ligadas a um eixo. O compressor tem a função de comprimir o ar procedente do fan, em volume gradualmente menores, o que provoca um aumento da pressão e da temperatura do ar [18]. Grande parte dos motores *turbofan* utiliza compressores de fluxo axial. Nesses tipos de compressores, o ar flui segundo a direcção do eixo que conecta o compressor e a turbina. O ar move-se através de fileiras alternativas de conjunto de pás, denominadas por estatores e rotores, sendo cada um desses conjuntos designado por “estágio” [18]. Os primeiros motores a jato comerciais tinham apenas um eixo, uma configuração no qual o eixo liga a turbina ao compressor [18].

2.1.2.1.3 Turbina

A turbina tem a função de extrair a energia necessária para acionar o compressor e o fan. Assim como o compressor, a turbina também possui estágios [18]. Esses estágios são divididos pelas turbinas de alta e baixa pressão, porém cada uma tem seu respetivo eixo, onde a turbina de baixa pressão aciona o fan e o compressor de baixa pressão e a turbina de alta pressão aciona o compressor de alta pressão [18]. No decorrer da expansão dos gases originados no processo de combustão, a energia é absorvida, o que leva a turbina a girar em alta velocidade e, conseqüentemente, produz a energia necessária para acionar o eixo e o seu fan e/ou compressor correspondente [16].

2.1.2.1.4 Câmara de Combustão

A câmara de combustão sendo o foco principal do presente trabalho será mais detalhada na secção 2.2.

2.1.2.1.5 Ducto Propulsivo

Mesmo não ilustrado na Figura 3, o ducto propulsivo é a conduta de escape que faz o motor ter um papel importante na propulsão da aeronave. Sendo esta propulsão gerado através dos produtos da combustão que pode juntar ao ar que contorna o núcleo do motor. Essa mistura pode ser feita antes do ducto propulsivo de modo a minimizar o ruído do motor.

2.1.2.1.6 Configurações dos Motores *Turbofan*

Existem várias configurações possíveis, cada qual com as vantagens e desvantagens [25]. As empresas responsáveis pela fabricação dos motores *turbofan* optam por motores com um, dois ou três eixos, podendo ter ou não mistura de caudais e uma caixa redutora.

No que diz respeito ao número de eixos, o *turbofan* de um só eixo é o menos comum. Neste caso, o motor é composto por um *fan* e um compressor de alta pressão, acionado por apenas uma turbina de alta pressão. O motor SNECMA M53 é um *turbofan* com *afterburner* dotado desta configuração. O *afterburner* funciona queimando o combustível no ducto propulsivo, como ilustrado na Figura 4, adicionando energia no produto da combustão, quando necessita de mais tração para uma determinada missão. O uso do *afterburner* deve ser limitado a pequenos períodos, tais como descolagens ou manobras a altas velocidades, já que implica um aumento considerável do consumo de combustível.

Os dominantes são os motores com dois eixos. Nesta configuração, temos um eixo a ligar o *fan* à *low pressure turbine* (LPT), o outro eixo liga o *high pressure compressor* (HPC) com o *high pressure turbine* (HPT). O compressor pode variar podendo ser por exemplo: axial (RR BR710), centrífugo (PW Canada JT15D), axial-centrífugo (GECFE738). De forma a tornar os motores mais potentes e maiores, adiciona-se de um compressor intermédio no eixo que liga o fan à LPT (GE90, GECF6, PW JTD9D).

Num *Turbofan* de três eixos, temos um eixo a ligar o fan ao LPT, outro a ligar o *intermediate pressure compressor* (IPC) à *intermediate pressure turbine* (IPT) e outro liga a HPC com o HPT. Esta configuração é a preferida da *Rolls Royce*, um dos principais fabricantes de motores aeronáuticos. Temos como exemplo o RR Trent 1000. Uma outra configuração possível é denominada por *aft-fan*, em que o *fan* é localizado junto à LPT, desde modo, são evitadas as perdas mecânicas e obtêm-se uma redução do peso (CJ805-23).

Todas as configurações apresentadas têm as suas vantagens e desvantagens [25]:

- No *turbofan* de um único eixo, existe uma maior simplicidade, promovendo um menor peso e maior controlo de velocidade de rotação, mas isso também provoca um menor aproveitamento energético.
- O *turbofan* de dois eixos com IPC, com o aumento da razão de *bypass* (RB), ocorre a diminuição do raio do IPC, reduzindo a velocidade de ponta das pás que leva a

diminuição de eficiência. Deste modo, mais estágios têm que ser adicionados aos compressores e às turbinas.

- A introdução de uma caixa redutora vem resolver esse problema, permitindo que cada componente funcione em regime de velocidade ótima. Mas, esta adição, vem aumentar a complexidade, o peso e as perdas mecânicas do sistema e reduzir a fiabilidade.

O *turbofan* com três eixos tem uma maior complexidade. O fato de a LPT girar às mesmas rotações que o fan, faz com que sejam necessários mais estágios, de modo a absorver mais energia da massa de gases quentes. No entanto, o IPC não tem tantas limitações, não precisando de tantos estágios. Isto leva o compressor e a turbina de alta pressão a não precisarem de tantos estágios, já que o IPC consegue gerar maiores razões de compressão. O seu comprimento e raio normalmente são menores. Esta configuração tem tempos de resposta mais rápidos, devido ao fato de que a velocidade de rotação dos seus compressores é a melhor. Estes motores são geralmente mais pesados, sendo necessário estruturas mais robustas para os apoiar.

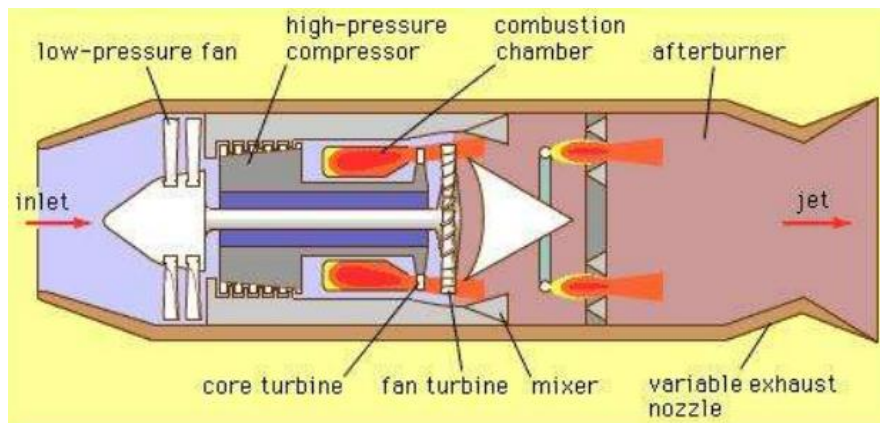


Figura 4 – Motor Turbofan com afterburner [A.6]

2.2 Câmara de Combustão

A câmara de combustão é o componente do motor onde ocorre a reação entre o combustível e o oxidante através da conversão de energia química em energia térmica. Posto isto, é fundamental que a sua estrutura seja apropriada e capaz de resistir a altas temperaturas. As câmaras de combustão têm de respeitar uma série de requisitos, onde a respetiva importância varia de motor para motor [1].

No âmbito desses requisitos, destacam-se os básicos de todas as câmaras de combustão, assim como [1]:

- Elevada eficiência de combustão;
- Ignição estável e fiável em todas as condições de operação;
- Amplo limite de estabilidade;
- Baixa perda de pressão;
- Temperatura de saída adequada e uniforme para maximizar a vida útil das pás da turbina;
- Baixa emissão de fumo e de gases poluentes;
- Boa manutibilidade;
- Boa durabilidade e potencialidade de funcionamento com diversos combustíveis.
- Tamanhos compatíveis com o envelope do motor;
- Custo mínimo e de fácil produção;
- Independência de pulsos de pressão e outros fenómenos de instabilidades relacionados com a combustão.

É de realçar que o consumo específico e a emissão de poluentes são fatores muito pertinentes para todos os motores, no caso dos motores de aeronaves, o peso também é um fator bastante relevante.

A Figura 5 representa a estrutura e a localização dos diferentes componentes de uma câmara de combustão. Alguns desses componentes vão ser detalhados mais à frente.

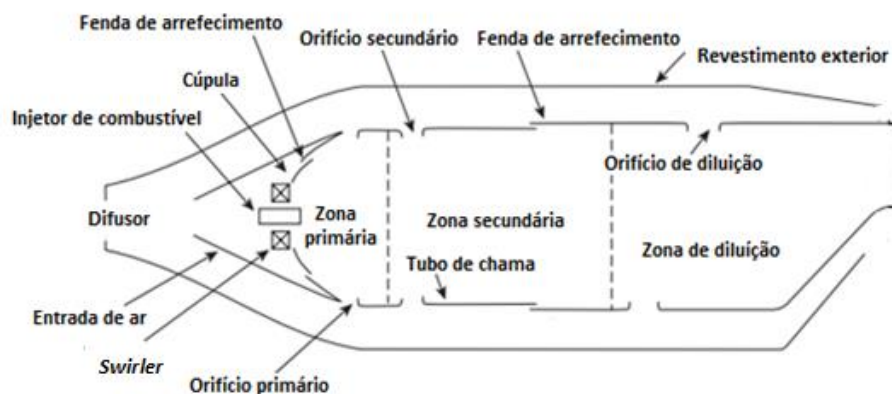


Figura 5 - Geometria e componentes básicos de uma câmara de combustão de turbina de gás (adaptado de [1]).

2.2.1 Resumo histórico

No século XVIII, Isaac Newton, teorizou que uma explosão canalizada para trás impulsionaria uma aeronave para a frente a uma grande velocidade. Ele baseou-se na sua terceira lei, a lei de movimento, considerando que para toda ação, há uma igual reação no sentido oposto. De modo a criar um mecanismo que trabalhasse com esse princípio, diversas tentativas foram feitas [18]. A primeira tentativa foi concebida por Henry Giffard em 1852, que desenvolveu um motor de três cavalos para impulsionar sua aeronave. Apesar do voo ter sido considerado um sucesso, o dirigível não possuía o poder de navegar satisfatoriamente [11]. Hiram Maxim em 1894, não conseguiu impulsionar o seu biplano com um motor a vapor, o qual na realidade só voou por alguns segundos [12]. O motivo da falha detes voos foi devido ao fato dos motores a vapor serem movidos a carvão aquecido, tornando-os muito pesados para o voo. Com o primeiro voo dos irmãos Wright em 1903 surgiu, como meio de propulsão, o motor de combustão interna, tornando-se o único meio de propulsão de aeronaves até o final da década de 1930 [18].

No decorrer do último meio século já nos motores de turbina de gás houve um grande aumento das pressões de combustão, da temperatura do ar de entrada e a temperatura de saída, cujo os valores correspondentes são de 5 atms para 50 atms, de 450 K para 900 K e 1100 K para 1850 K, respetivamente [1]. Independentemente desta tendência crescente das condições de trabalho, as câmaras de combustão da atualidade exibem uma eficiência perto de 100%, abrangendo o atraso e apresentam diminuição de emissões de poluentes [1]. Para alcançar um motor turbo-jato prático, o desenvolvimento de uma câmara de combustão viável foi um obstáculo que teve que ser ultrapassado tanto para os engenheiros britânicos como também para os alemães, nos seus esforços independentes e simultâneos [1]. A seguir apresentam-se o desenvolvimento das diferentes câmaras de turbina de gás na Grã-Bretanha, Alemanha e Estados Unidos.

- **Grã-Bretanha**

Devido a vários problemas no sistema de combustão, Whittle não conseguiu realizar o primeiro voo com o motor, uma vez que o método adotado por Whittle para preparar o combustível para o processo de combustão foi aquecê-lo acima do ponto de ebulição do ingrediente mais pesado do hidrocarboneto, para vaporizar completamente o combustível antes do processo de combustão [1]. O combustível foi mantido a altas pressões, de forma a que a vaporização não ocorresse até ser injetado na câmara de combustão, através de um bico que reduzia a pressão do combustível na zona de combustão [1]. Nesse projeto, Whittle encontrou algumas dificuldades em relação aos tubos de vaporização que tinham problemas de rachaduras térmicas [1].

Depois de várias tentativas de criar uma câmara de combustão funcional, Whittle substituiu os tubos do vaporizador por um atomizador de pressão e colocou um gerador de vórtices do ar de entrada na zona primária (*Swirler*) localizado na extremidade a montante do revestimento, como mostra a Figura 6. A função desse último recurso era criar um fluxo toroidal de reversão, recircular uma parte dos produtos de combustão quente, fornecendo uma mistura rápida de

vapor de combustível com o ar e de produtos de combustão necessários para atingir altas taxas de calor libertado [1]. Também foram implementadas entradas extra de ar para fornecer a quantidade necessária para concluir o processo de combustão e reduzir as temperaturas dos produtos de combustão para um nível aceitável para a turbina [1]. Depois de um avanço oportuno, esta câmara de combustão foi utilizada para o *power jets w1*, que tinha 10 câmaras de combustão tubulares separadas num arranjo de fluxo reverso, para permitir um motor de eixo curto. Whittle usou esse motor no primeiro voo turbo-jato britânico em 1941 [1]. Outro motor britânico primitivo foi o *De havilland gablin*, que foi o primeiro a alimentar o *Lockeed P-40* [1].



Figura 4 - Atomizador do fluxo reverso (adaptado de [1]).

Ainda na Grã-Bretanha, mais tarde foi criada a primeira câmara de combustão anelar que foi utilizada no motor *Metropolitan Vickers Bery* [1]. A criação dessas câmaras veio com o uso de injetores de combustível a montante e a introdução de um processo de ar de diluição a jusante. Argumentava-se que para a injeção de combustível a montante o tempo de residência das gotículas de combustível na zona de combustão era maior, o que levava a um maior tempo para a evaporação do combustível [1]. O ar de diluição a jusante serviu para dois fins, sendo que em primeiro lugar o ar é introduzido através de uma primeira linha de orifícios, oferecendo as necessidades de ar para completar o processo de combustão e em segundo lugar o ar introduzido em seguida destina-se a fins de diluição [18].

- **Alemanha**

Durante a segunda guerra mundial, os únicos motores turbo-jato que entraram em produção foram o jumo 004 e o BMW 003 [14]. O jumo 004 foi desenvolvido por Anselm Franz e usava uma câmara de combustão tubular constituída por seis tubos de chama (câmara de combustão) [1]. Franz foi o primeiro a reconhecer a superioridade de um projeto de uma câmara de combustão anelar, mas mesmo assim optou pela configuração tubular, uma vez que esta apresentava menos problemas e permitia o teste de bancada com um único tubo [15]. Três desses tubos tinham velas de ignição, usando interconectores para garantir ignição nos restantes tubos. Cada um desses tubos foi projectado para queimar combustível, com pressões até 5,2 MPa a partir de um atomizador de turbilhão de pressão [1]. A Figura 7 ilustra o esquema básico

desse tipo de câmara onde o ar primário flui, tornando-se a quantidade de ar suficiente para obter uma combustão primária próxima da razão estequiométrica no ponto de projeto do motor [15].

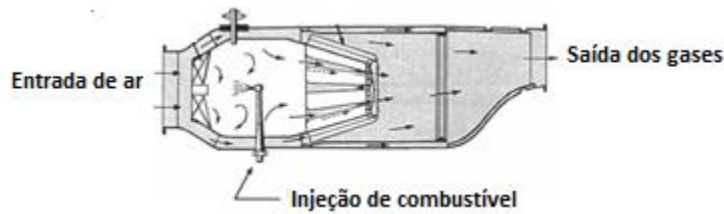


Figura 5 - Câmara de combustão tubular (adaptado de [1]).

O BMW 003 foi o segundo turbo-jato de fluxo axial de sucesso [1]. Embora o desenvolvimento deste motor tenha começado antes do Jumo 004, o BMW 003 entrou em produção depois devido a dificuldade de desenvolvimento. Este motor empregava uma câmara de combustão anelar, que possuía 16 atomizadores de pressão para a pulverização a jusante, igualmente espaçados [1]. Os injetores de combustível estavam rodeados por um deflector e o ar de combustão primário fluía ao redor do bocal de entrada [1]. O ar de diluição necessário para completar a combustão e diminuir a temperatura dos produtos de combustão foi obtido através de 40 entradas acopladas ao revestimento externo. Essa configuração apresentava uma baixa perda de pressão e uma alta relação comprimento/altura [1]. Inicialmente, as vidas úteis em média dessas câmaras eram muito baixas, aproximadamente de 25 horas [14]. Isso deve-se ao fato dessas câmaras serem feitas de chapa de aço maciço com revestimento de alumínio, que apresenta baixa resistência ao calor [1]. A Figura 8 mostra a configuração dessa câmara de combustão.

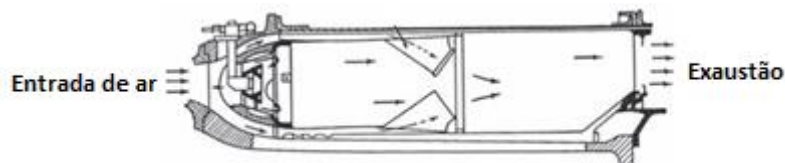


Figura 6 - Câmara de combustão anelar de BMW 003(adaptado de [1]).

- **Estados Unidos da América**

A Figura 9 ilustra um exemplo de uma câmara de combustão alterada para versão reta, que foi empregue no motor J31 derivado do J33 e para motores posteriores tal como o J35 e o J47 [1]. Para o motor J57, utilizou-se oito tubo de chamas tubulares dentro de um revestimento anelar [1]. Os trabalhos de desenvolvimento efetuados no Reino Unido, na Alemanha e nos Estados Unidos no final da década de 1940, definiram características fundamentais para conceção das câmaras de combustão que permaneceram inalteráveis [1].

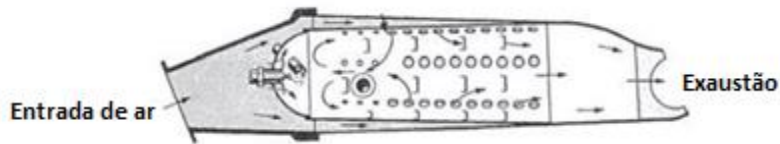


Figura 7 - Câmara de combustão tubular (adaptado de [1]).

2.2.2 Recursos Básicos do Projeto da Câmara de Combustão

Para definir os componentes essenciais necessários, no sentido de alcançar as funções principais de uma câmara de combustão, é relevante começar examinando uma câmara de combustão o mais simples possível e, em seguida, analisar as modificações que devem ser feitas de modo a produzir uma câmara de combustão que cumpra os requisitos de desempenho que serão apresentados mais à frente [1]. A forma mais simples possível para uma câmara de combustão é apresentada na Figura 10a onde o combustível é pulverizado no centro de um ducto de parede *reto* [1]. Essa combinação apesar de ser simples não é prática uma vez que a combustão tende a ocorrer num fluxo de ar de velocidade bastante elevada, que é da ordem dos 170 m/s e isso faz com que perda de pressão seja muito alta, sendo essa a maior desvantagem [1]. Contudo a Figura 10b mostra um novo arranjo com a implementação de um difusor para reduzir a velocidade do ar e conseqüentemente, diminuir essa perda de pressão para num nível aceitável. Mesmo assim, a velocidade na zona da queima continua alta e esta não favorece uma combustão estável. A solução foi adicionar uma placa traseira assim como mostra a Figura 10c, com o intuito de criar reversão do fluxo. A particularidade fundamental desse arranjo é impossibilitar a explosão de chama e favorecer a ignição sob condições de baixa pressão (grandes altitudes). Ainda assim este sistema possuía defeitos, o que levou ao surgimento de uma nova câmara de combustão de modo a corrigir os problemas do sistema anterior. A Figura 10d ilustra a nova câmara de combustão com ligação a uma placa traseira e com orifícios de admissão de ar. Esses orifícios possibilitam que apenas que parte do ar seja admitida na bomba de combustão primária ao redor do injetor de combustível [1]. Esse sistema permite que o fluxo de recirculação seja capaz de fornecer uma fonte contínua de ignição para a mistura ar-combustível. De modo a diminuir a temperatura dos gases para um valor aceitável nas turbinas, o ar que não foi necessário para a combustão é misturado a jusante da zona de combustão [1].

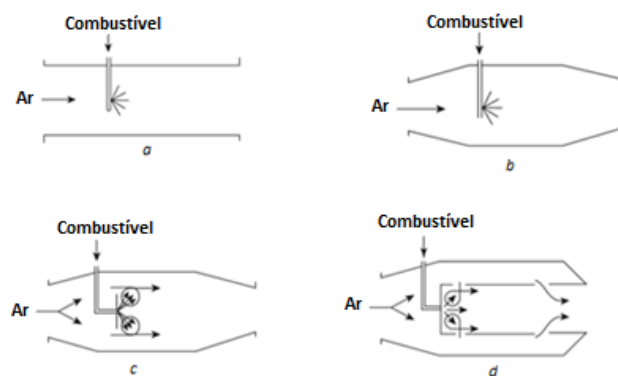


Figura 8 - Etapas da evolução de câmaras de combustão (adaptado de [1]).

2.2.3 Tipos de Câmaras de Combustão

A escolha de uma dada configuração de uma câmara de combustão depende principalmente da aplicação do motor, mas também da necessidade de utilizar todo espaço da maneira mais eficiente. As câmaras de combustão são classificadas de acordo com a geometria (anelar, tubular e tubo-anelar) os três modelos principais encontrados na literatura.

2.2.3.1 Câmara de Combustão Tubular

A configuração deste tipo de câmara de combustão é a mais antiga, sendo a primeira a ser empregue em motores de turbinas de gás [18]. A sua estrutura cilíndrica externa envolve os vários cilindros, ou seja, os tubos de chama, que se encontram montados concentricamente e todos interconectados, de modo a que operem a mesma pressão [18]. A Figura 11 representa uma câmara de combustão tubular e os demais componentes da mesma, mas sem a estrutura cilíndrica externa [7].

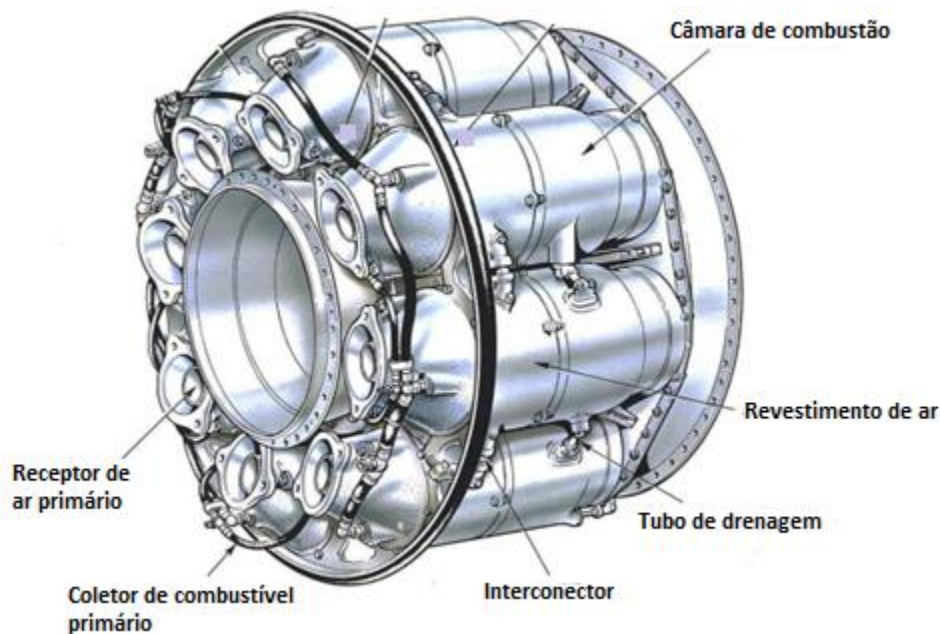


Figura 9 - Câmara de combustão tubular (adaptado de [7]).

Este tipo de configuração apresenta algumas vantagens, tais como a facilidade no fabrico e a facilidade de validação experimental [18]. Contudo, também apresenta as suas desvantagens, uma vez que para o mesmo regime de funcionamento é muito mais pesada quando comparada com uma câmara de combustão anelar. As ligações dos tubos de chamas com a turbina e o compressor são feitas através de ductos pesados e complexos e com isso o motor torna-se muito mais pesado [18]. Tendo em conta essas desvantagens, a câmara de combustão do tipo tubular deixou de ser atraente para a indústria aeronáutica.

2.2.3.2 Câmara de Combustão Anelar

A configuração do tipo anelar consiste numa câmara de combustão com uma abertura à frente que conecta ao compressor e uma abertura na parte traseira que dá acesso à turbina, assim como mostra a Figura 12. Esta configuração é uma forma ideal de câmara em vários aspetos, uma vez que a sua geometria resulta num modelo muito compacto e com menor perda de pressão [1]. Além disso apresenta outras vantagens [1]:

- Para este tipo de câmara a quantidade de ar de refrigeração necessário para impedir o sobreaquecimento da parede da câmara de combustão é menor em comparação com os outros tipos de câmara. Essa redução aumenta a eficiência da combustão;
- Elimina o problema da necessidade de propagação de chamas entre câmaras;
 - É mais leve em comparação com os outros tipos (tubular e tubo-anelar).

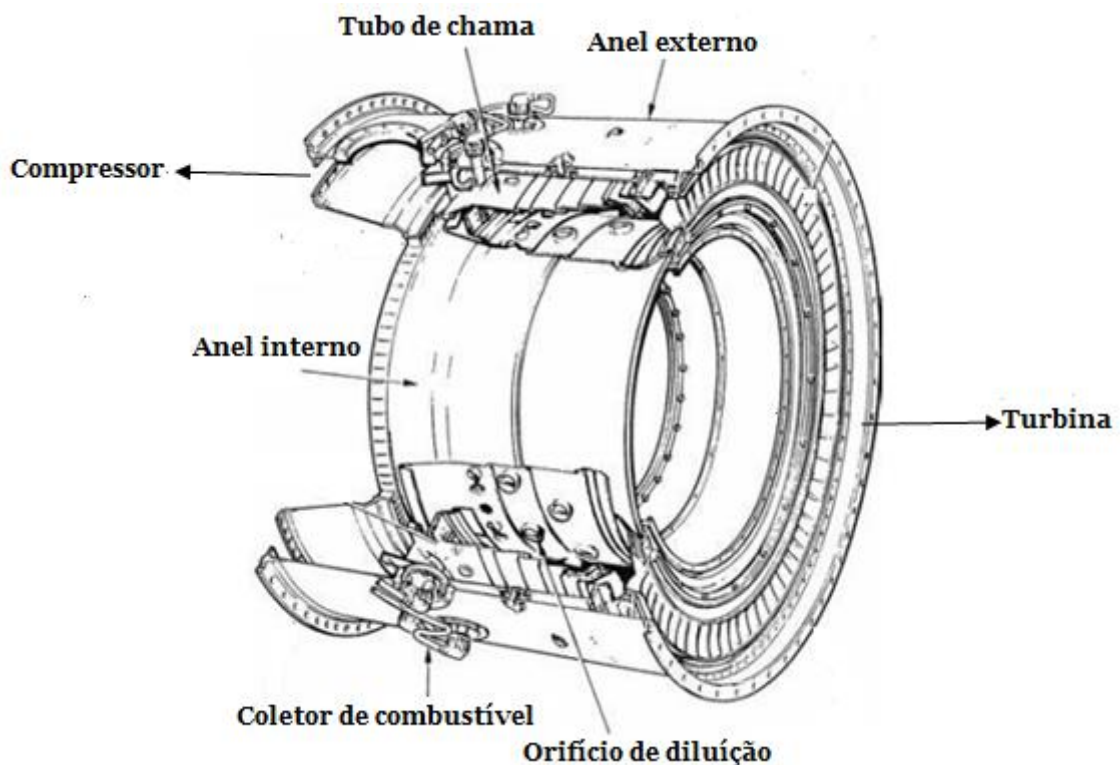


Figura 10 - Câmara de combustão anelar (adaptado de [1]).

Também apresenta algumas desvantagens [1]:

- É muito mais difícil de obter uma temperatura uniforme e estável no perfil, quando comparado com a câmara de combustão tubular;
- Para retirar a câmara é necessário desmontar o motor, o que dificulta as manutenções rápidas;

2.2.3.3 Câmara de Combustão Tubo-anelar

A câmara de combustão tubo-anelar foi desenvolvida de modo a combinar a câmara de combustão anelar com a resistência mecânica da câmara de combustão tubular [1]. Esta configuração consiste em instalar um determinado número de câmaras de combustão, geralmente de 6 a 10, num revestimento anelar [1]. Possui uma boa combinação entre a pulverização de combustível e o padrão de fluxo de ar. É fácil de desenvolver e realizar testes, tem uma elevada: eficiência de combustão, estabilidade de chama, limites de ignição, temperatura na câmara de combustão e baixa emissão de fumo na exaustão. É de salientar que este tipo de câmara partilha uma desvantagem com a câmara de combustão do tipo tubular, uma vez que esta também precisa de interconectores [1]. A Figura 13 mostra uma câmara de combustão tubo-anelar.

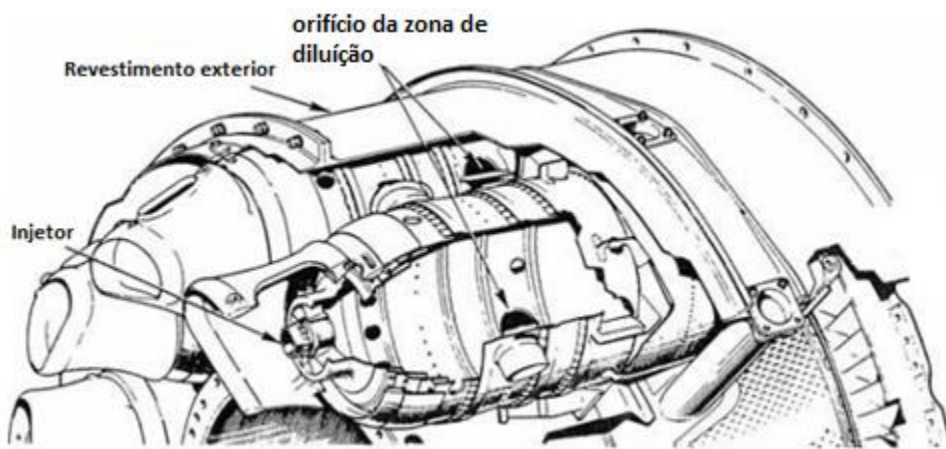


Figura 11 - Câmara de combustão tubo-anelar (adaptado de [1]).

2.2.4 Componentes de uma Câmara de Combustão

2.2.4.1 Difusor

Entre os requisitos de projeto de uma câmara de combustão está a necessidade de minimizar a queda de pressão na câmara (ΔP_{3-4}) [1]. Parte desta queda de pressão ocorre simplesmente quando o ar atravessa a câmara de combustão (ΔP_{cold}) e o restante é a perda fundamental resultante de adição de calor a um fluxo de alta velocidade (ΔP_{hot}) [1].

$$\Delta P_{3-4} = \Delta P_{cold} + \Delta P_{hot} \quad (2.1)$$

Onde o 3-4 representam as seções antes a após câmara de combustão, respectivamente.

A perda a frio representa a soma das perdas que surgem no difusor e no revestimento externo (anel externo). Do ponto de vista do desempenho geral do motor, a distinção entre perda de pressão do difusor e perda de pressão do revestimento é insignificante [1]. No entanto, do ponto de vista da combustão, é importante porque a perda de pressão no difusor é totalmente dissipada enquanto a queda de pressão na parede do revestimento é manifestada como turbulência, o que é altamente benéfico para a mistura e a combustão. Contudo, uma câmara de combustão ideal seria aquela em que o diferencial de pressão do revestimento representasse toda a perda frio, ou seja, com perda de pressão zero no difusor. Os valores típicos da perda de pressão a frio nas câmaras de combustão modernas variam de 2,5 a 5% da pressão de entrada da câmara [1].

É necessário reduzir a velocidade de saída do compressor para um valor no qual a perda de pressão da câmara de combustão seja aceitável. Para este efeito, utiliza-se um difusor que faz a ligação do compressor com a câmara de combustão. A função do difusor não é apenas reduzir a velocidade do ar na entrada da câmara de combustão, mas também recuperar o máximo da pressão dinâmica possível e apresentar ao revestimento um fluxo suave e estável. Até recentemente havia duas teorias diferentes em relação ao design do difusor, sendo ambas ilustradas na Figura 14. Uma emprega um difusor aerodinâmico relativamente longo para alcançar a máxima recuperação da pressão dinâmica.

A primeira seção do difusor está localizada perto da saída do compressor cujo objetivo é conseguir alguma redução na velocidade do ar, tipicamente cerca de 35%, antes que o ar atinja a entrada da zona de combustão quando se divide e flui em três passagens [1].

Duas das passagens transportam o ar para os anéis interno e externo do tubo de chama em proporções aproximadamente iguais. A passagem do difusor central descarrega o ar restante na região da cúpula, que fornece ar para atomização e resfriamento da carcaça [1].

O outro tipo de difusor principal é chamado de descarga. Consiste num difusor convencional curto, no qual a velocidade do ar é reduzida para quase metade do seu valor de entrada. Os difusores aerodinâmicos e de descarga têm sido amplamente utilizados em câmaras de combustão dos motores aeronáuticos [1].

Os difusores de descarga são agora geralmente preferidos devido a sua maior tolerância a variações no perfil de velocidade na entrada e às dimensões do *hardware* [1].

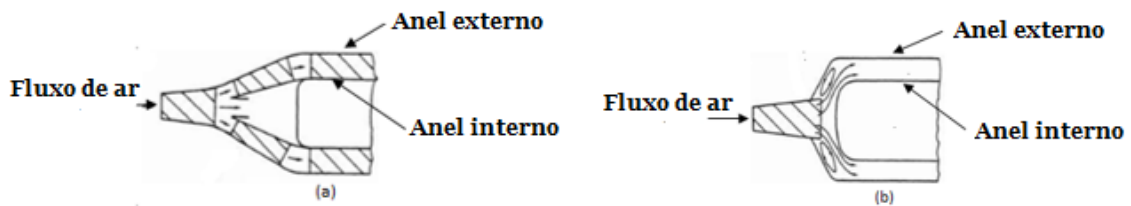


Figura 12 - Dois tipos básicos de difusores anelar: (a) aerodinâmico, (b) descarga (adaptado de [1]).

2.2.4.2 Injetor de Combustível

O combustível pode ser injetado no fluxo de ar, de modo a formar a mistura ar-combustível, através de vaporizadores ou bicos de spray de combustível, sendo estes os dois métodos diferentes para fornecer o combustível. O funcionamento básico do injetor de combustível consiste em atomizar o combustível na injeção, na zona de combustão. O objetivo fundamental de um injetor de combustível consiste em elevar a relação superfície/massa de combustível na fase líquida e conseqüentemente obter uma alta taxa de evaporação [17]. Normalmente os injetores de combustível podem ser classificados como atomizador de pressão, atomizador de fluido ou ainda como vaporizador [17].

Vaporizadores

Um método alternativo de preparação de combustível líquido para a combustão é aquecer acima do ponto de ebulição do seu hidrocarboneto mais pesado, de modo que este seja totalmente convertido em vapor antes do processo de combustão. Este método aplica-se aos combustíveis de alta qualidade que possam ser completamente vaporizados, sem deixar resíduos sólidos.

O método mais simples de vaporização é injetar o combustível juntamente com algum ar em tubos imersos em chama [1]. A mistura combustível-ar injetada é aquecida pelas paredes do tubo e em condições ideais, surge como uma mistura de combustível e ar vaporizados. O restante ar de combustão é admitido através de aberturas na parede do tubo de chama e reage com a mistura combustível-ar emitida a partir dos tubos [1]. Os sistemas de vaporização dispõem de vantagens úteis em termos de baixo custo e baixa formação de fuligem. As suas desvantagens incluem o risco de danos térmicos nos elementos vaporizantes e a sensibilidade à variação de combustível [1]. A Figura 15 ilustra este sistema.

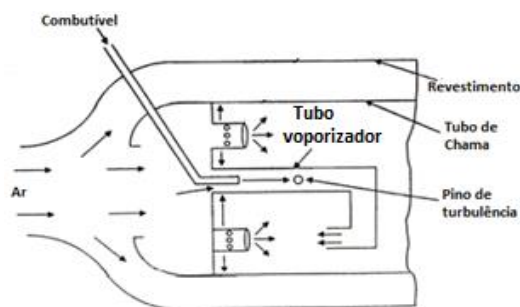


Figura 13 - Sistema vaporizador (adaptado de [1]).

Bocais de Pulverização de Combustível

Os combustíveis líquidos, como a querosene, têm de ser atomizados e bem misturados com o ar, antes da combustão. O processo de atomização é aquele em que um jato líquido é desintegrado pela energia cinética do próprio líquido ou exposição ao ar ou gás a alta velocidade. Para tal, são utilizados injetores de pulverização de combustível tal como nos atomizadores de pressão [18].

Atomizadores de Pressão

A principal função dos atomizadores de pressão é a conversão da pressão em energia cinética para alcançar uma alta velocidade relativa entre o combustível e o ar ou gás circundante. Os atomizadores de pressão são de vários tipos. Tais como: orifícios simples, injetores simples e injetores de orifício duplo.

No orifício simples a atomização de um combustível de baixa viscosidade é mais fácil de se conseguir através de um pequeno orifício circular, como mostra a Figura 16a. Se a velocidade for baixa o líquido emerge como um jato fino e distorcido, mas se a pressão líquida exceder a pressão do gás ambiente em cerca de 150 kPa [1], forma-se um jato de combustível de alta velocidade, que rapidamente se desintegra num spray bem atomizado. A desintegração do jato é promovida por um aumento de pressão de injeção de combustível, o que aumenta tanto o nível de turbulência no jato de combustível como as forças aerodinâmicas exercidas pelo meio circundante [1].

A forma mais simples de atomizador de pressão é o atomizador simples, como ilustra a Figura 16b. O combustível é alimentado numa câmara de vórtice através de portas tangenciais que lhe conferem uma alta velocidade angular. O combustível em rotação flui através do orifício final, ou seja, a saída da câmara de vórtice sob as forças axiais e radiais para emergir do atomizador sob a forma de uma folha cônica oca [1].

O bocal de combustível de orifício duplo, como mostra a Figura 16c, é o que pode ser mais encontrado nos motores modernos. As características essenciais de um atomizador de dois orifícios, também conhecido como bocal duplo, compreende dois injetores simples que são instalados concentricamente, um dentro do outro. O bocal primário é montado no interior, e a justaposição do primário e do secundário é tal que o spray primário não interfere com o orifício secundário, ou seja, com o spray secundário dentro do orifício, assim como ilustra a Figura 16d. Este arranjo permite que o injetor ofereça uma atomização mais eficaz, numa ampla gama de fluxos, do que o bocal de pulverização simples para a mesma pressão de combustível [8].

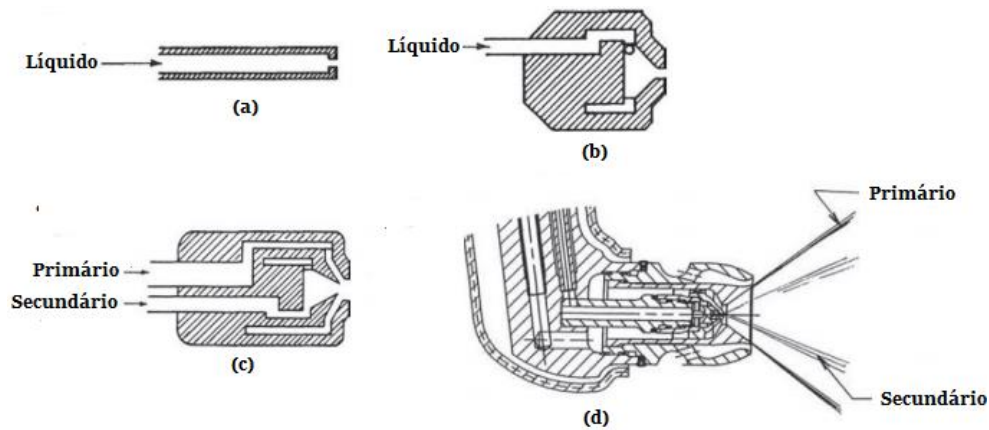


Figura 14 - Atomizadores de pressão (adaptado de [1]).

As propriedades do combustível tais como a viscosidade e a densidade, desempenham um papel muito relevante para a determinação das características de um injetor de combustível [30]. O cálculo da influência do injetor e do tipo de combustível na eficiência da combustão pode ser feito experimentalmente [17]. A avaliação do desempenho do injetor de combustível pode ser feita através de cálculos de parâmetros diferenciados, sendo o mais relevante e bastante aplicado o *Sauter Mean Diameter (SMD)*, que é determinado como o diâmetro de uma gota de combustível com a mesma relação de volume/superfície de todo o spray [1].

2.2.4.3 Revestimento Externo (*Casing*)

O revestimento externo, como ilustrado na Figura 22, é a estrutura que envolve todos os componentes que fazem parte de uma câmara de combustão. Entre essa estrutura e a zona de combustão existe um pequeno espaço anelar que serve para fluxo adequado de ar para as diferentes zonas de combustão [17].

2.2.4.4 Tubo de chama

O tubo de chama, ilustrado na Figura 15, é a parte da câmara de combustão onde acontece todo o processo de combustão [17]. Este divide-se em três zonas fundamentais da câmara de combustão, que serão detalhados mais à frente. O arrefecimento do tubo de chama é feita com ar que é inserido através dos orifícios e das fendas de arrefecimento da parede do tubo de chama [17](ver figura 4).

Arrefecimento da Parede do Tubo de chama

As funções do tubo de chama são conter o processo de combustão e facilitar a distribuição do ar por todas as zonas do processo de combustão nas quantidades pretendidas. O tubo de chama deve ser estruturalmente forte para resistir a carga provocada pelo diferencial de pressão e as cargas térmicas [1]. Deve ter também a resistência térmica capaz de suportar altas temperaturas. Isto consegue-se através da aplicação de materiais resistentes à oxidação e a temperaturas elevadas, com a combinação do uso eficaz do ar de arrefecimento. Em diversas câmaras de combustão, até 20% do fluxo total de massa de ar é utilizado no arrefecimento da parede do tubo de chama. Na prática, a temperatura da parede do tubo de chama é determinada pelo balanço entre o calor que recebe e perde através de radiação e convecção [1]. O problema de arrefecimento do tubo de chama tornou-se significativo com o aumento da temperatura do ar de entrada e da razão de pressão mais elevada dos motores modernos. O aumento da temperatura do fluxo de ar de entrada provoca um aumento da temperatura de chama, que, por conseguinte, aumenta a transferência do calor para a parede do tubo de chama e também diminui a eficiência com que o ar é utilizado para o arrefecimento. À medida que a razão de pressão aumentou ao longo dos anos, a temperatura de entrada na turbina também aumentou, como se ilustra na Figura 17.

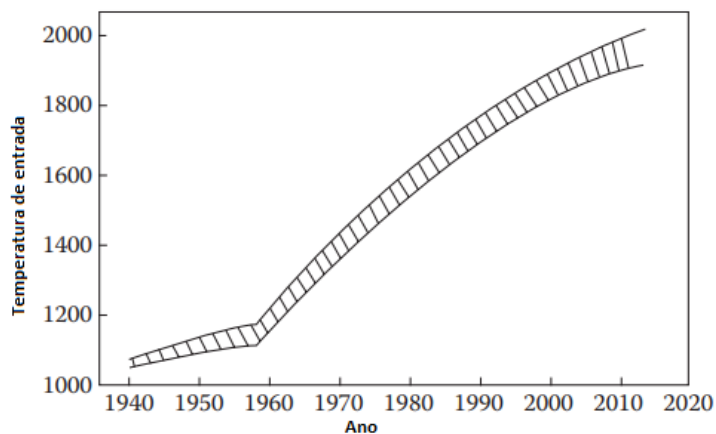


Figura 17 - Tendência histórica da temperatura de entrada da turbina (adaptado de [1]).

2.2.4.5 *Swirler*

O *swirler* é um requisito essencial para todas as câmaras de combustão de turbina de gás [17]. O fluxo de ar destinado à zona primária exerce uma função muito relevante para a estabilidade da chama na câmara de combustão [17]. Provoca uma inversão do fluxo que para além de estabilizar a chama, contribui para a mistura de produtos de combustão com o ar fresco e o combustível não queimado, o que proporciona uma combustão completa [32]. O *swirler* pode ser radial ou axial, sobretudo axial [1]. A Figura 18 ilustra os dois tipos de *swirler*.

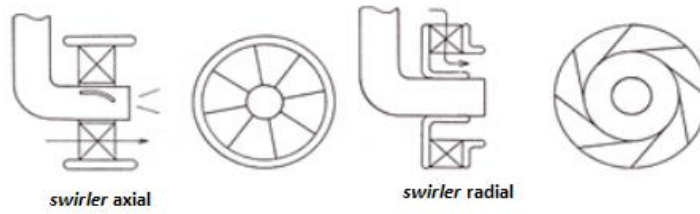


Figura 18 - Tipos de *swirler* (adaptado de [1]).

2.2.4.6 Orifícios de Admissão

A admissão de ar em diferentes zonas de combustão é feita através de orifícios tendo em conta o diâmetro e a queda de pressão ao seu redor. Os orifícios podem ser de dois tipos: plano ou convexo como ilustra a Figura 20. Os orifícios planos são mais fáceis de fabricar, enquanto os convexos possuem um maior coeficiente de descarga, sendo este definido como a razão entre o fluxo de admissão de ar real e o fluxo de admissão de ar máximo (teórico) que o orifício pode fornecer, como ilustra a Figura 19 [27].

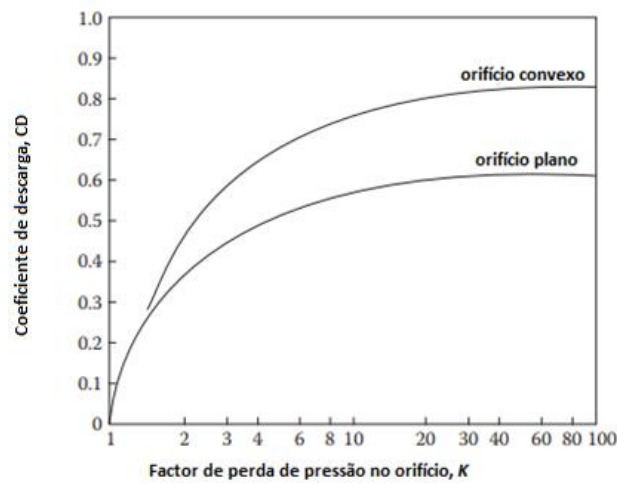


Figura 19 - Variação de perda de pressão com o coeficiente de descarga para cada tipo de orifício (adaptado de [1]).



Figura 20 – orifício plano, orifício convexo.

2.2.4.7 Zonas de Combustão

Para que seja alcançada a combustão estável e eficiente, com uma baixa emissão de poluentes, a câmara de combustão é geralmente dividida em três zonas: a primária, a secundária e a de diluição, sendo estas as três partes em que o tubo de chama se encontra dividido.

- **Zona Primária**

A zona primária é onde ocorre a mistura (ar-combustível) e conseqüentemente, a combustão tem como objetivo principal proporcionar tempo, temperatura e turbulência suficientes de modo a garantir uma combustão completa da mistura [1]. O ar que sai do compressor é injetado através de 4 seções de injeção, onde duas dessas seções são usados para injetar o ar na zona primária, que por sua vez forma os vórtices e jatos primários [1]. A Figura 21 ilustra esse processo. Essas palhetas induzem uma velocidade circunferencial, que cria uma pressão dinâmica que evita a linha central e induz um fluxo de retorno do déficit de pressão de linha central. Isso cria um fluxo toroidal que arrasta e recircula uma porção dos gases de combustão quentes, para fornecer ignição contínua a mistura ar-combustível de entrada [1].

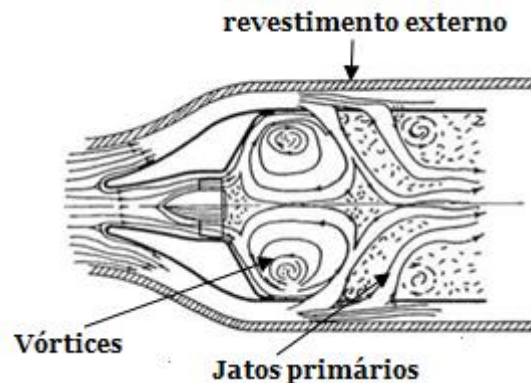
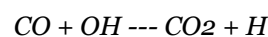


Figura 21 - Padrão do escoamento na zona primária [1].

- **Zona Secundária**

A zona secundária, que também é conhecida como zona intermédia, tem como principal função permitir que as gotículas ricas em combustível, misturadas de forma imperfeita com ar e provenientes da zona primária, passem a uma mistura mais perfeita (combustão completa), ou seja, oxidem o CO em CO_2 e reduzam as perdas de dissociação antes da zona de diluição. A principal reação cinética que domina a oxidação é dada por [1]:



Dado que as temperaturas na zona primária ultrapassam os 2000 K [1], começam a ocorrer as reações de dissociação, o que implica o aparecimento significativo de concentrações de CO e H_2 nos gases nessa zona. Por esse motivo, se os gases passassem diretamente para a zona de diluição, ao serem arrefecidos por ar, o CO não seria totalmente oxidado antes da descarga [1].

O comprimento da zona secundária é idealmente determinado, em parte pelo comprimento mínimo necessário para misturar o ar intermédio com o fluxo de gás proveniente de zona primária e pelo tempo mínimo de permanência necessário para a combustão completa. O comprimento típico é de 1/2 do comprimento total da câmara de combustão [6].

- **Zona de Diluição**

Após o processo de combustão nas zonas que antecedem a zona de diluição a temperatura do gás ainda é bastante elevada, capaz de pôr em risco a vida útil das palhetas da turbina e os demais componentes que recebem o produto da combustão [18]. De modo a alargar a vida desses componentes, os produtos da combustão passam pelo último estágio que ocorre na zona de diluição. Contudo, a principal função da zona de diluição é admitir e misturar todo o ar que não foi inserido nas duas primeiras zonas com os gases restantes da combustão. A distribuição da temperatura é descrita pelo termo “fator padrão” [1]. A quantidade de ar disponível para a diluição é geralmente entre 20 a 40% do caudal total de ar de entrada na câmara de combustão. O ar é introduzido nos produtos da combustão através de uma fila de orifícios axial, como ilustrado na Figura 5, na parede do tubo de chama. O tamanho e a forma destes orifícios são selecionados de modo a otimizar a entrada dos jatos de ar na zona de diluição e a mistura com o caudal quente [1].

2.2.4.8 Materiais

Os esforços contínuos para melhorar o desempenho do motor e reduzir o consumo específico dependem fortemente do desenvolvimento de novos materiais de modo que as câmaras de combustão suportem as condições ambientais mais severas associadas à temperatura muito elevadas [1]. Nos últimos anos, os materiais e os processos de fabrico melhoraram essencialmente para suportar uma maior temperatura e custo acessível. Os materiais para fabrico da câmara de combustão têm que seguir alguns requisitos, tais como [1]:

- Resistência à corrosão;
- Baixa densidade;
- Baixa expansão térmica;
- Baixo módulo de *Young*;
- Resistência a fadiga térmica;
- Baixo custo;
- Fácil de fabricar;

2.3 Combustão

A combustão é geralmente reconhecida como uma reação química que garante a libertação de uma grande quantidade calor e emissão de luz [35]. Sendo que esta possui vários aspetos fundamentais, alguns dos quais serão frisados nesta seção. O processo de combustão realiza-se em dois regimes fundamentais, a deflagração e a detonação [42].

2.3.1 Deflagração

A deflagração é caracterizada pela presença de chama que se propaga através da mistura não queimada a velocidade subsónica [1]. Uma chama pode ser definida como uma rápida mudança química que ocorre numa camada de fluido muito fina com elevados gradientes de temperatura e de concentração de espécies químicas. Em comparação com a mistura não queimada, os gases queimados são muito mais elevados em volume e temperatura, mas com uma densidade muito mais baixa. As ondas de deflagração propagam-se geralmente a velocidade inferior a 1 m/s na mistura de hidrocarbonetos. Todos os processos de combustão que ocorrem em câmaras de combustão de turbinas de gás estão dentro desta ordem de grandeza [1].

2.3.2 Detonação

A detonação é definida como sendo uma onda de choque ligada e suportada por uma zona de reação química, que se propaga a uma velocidade supersónica a variar de 1 a 4 km/s. Estas ondas não ocorrem nas misturas ar/combustível convencionais nas câmaras de combustão de turbinas de gás. As ondas de detonação são de grande relevância para a área militar [1].

2.3.3 Tipos de Chama

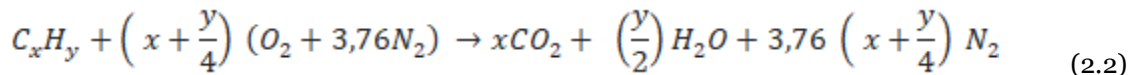
As chamas são normalmente classificadas segundo a composição dos reagentes no momento em que entram na zona da reação, posto isto, a combustão pode ser uma chama com pré-mistura chama sem pré-mistura (chama de difusão) [1]. Estas podem ser laminar ou turbulentas. A diferença entre as duas é que na chama de pré-mistura o combustível e o oxidante são misturados antes da zona de combustão, enquanto que na chama de difusão, os reagentes são misturados na zona onde ocorre a combustão [1].

Temperatura Adiabática de Chama

Para um determinado processo de combustão, a temperatura adiabática de chama é a temperatura máxima que os produtos de combustão podem atingir. A temperatura dos produtos de combustão geralmente não atinge esse máximo por causa de transferência de calor, combustão incompleta e dissociação. O máximo para uma determinada mistura ocorre na proporção estequiométrica [36]. A temperatura adiabática de uma reação de combustão pode ser atingida tanto para pressão como para volume constante.

Chama Estequiométrica

Trata-se de uma chama estequiométrica quando a quantidade de oxidante é necessária e suficiente para a queima de combustível, proporcionando uma combustão completa. O oxidante e o combustível geralmente são o ar e o hidrocarboneto respetivamente, cuja fórmula química deste último é genericamente C_xH_y . Para o caso em que o oxidante é o ar, como a aproximação de uma mistura ideal, com 21% O_2 e 79% N_2 , o que equivale a 3,76 moles de N_2 por cada mole de O_2 , e o combustível é o hidrocarboneto, a reação estequiométrica pode ser obtida pela seguinte forma:



Esta reacção química representa uma combustão ideal que é uma aproximação de um processo de combustão real, visto que para uma mistura real de um hidrocarboneto com o ar em proporções estequiométricas, não ocorre a combustão completa, tendo a formação de espécies químicas adicionais, como, por exemplo o CO .

2.3.4 Limites de Inflamabilidade

Nem todas as misturas de ar/combustível queimam ou explodem. As chamas só podem propagar-se através de misturas dentro de um determinado limite de composição. Se pequenas quantidades de gás ou vapor de combustível forem inseridos gradualmente no ar, chega-se a um ponto no qual a mistura se torna inflamável [1]. A percentagem de combustível neste ponto é denominada por limite inflamável inferior, mas se for inserido muito mais combustível atinge-se um ponto de mistura não inflamável, assim alcança o limite inflamável superior. Para muitos combustíveis o limite inferior e o limite superior correspondem a uma razão de equivalência, ou seja, uma relação entre a razão combustível/ar real e a razão combustível/ar estequiométrica, proximadamente de 0,5 e 3 respetivamente [1].

Um aumento da pressão acima da pressão atmosférica normalmente alarga o limite de inflamabilidade, principalmente para misturas de hidrocarbonetos e ar [1].

A gama de inflamabilidade também é aumentada com o aumento da temperatura, mas o efeito é normalmente inferior ao da pressão. O limite de temperatura mais baixo é considerado como a temperatura mínima a que a pressão de vapor do combustível é suficiente para formar a concentração de volume de vapor para limite inflamável inferior. E abaixo desta temperatura, a mistura torna-se demasiado fraca para a inflamabilidade. O limite máximo de temperatura corresponde à concentração de limites ricos e um aumento subsequente de temperatura enriquece a mistura a uma condição de não inflamação. A temperatura mais baixa a que uma mistura inflamável é chamada de ponto de inflamação quando citada para a pressão atmosférica. A facilidade com que se forma o vapor suficiente para produzir uma mistura inflamável depende da pressão de vapor de combustível.

2.3.5 Entalpia de Combustão

A energia libertada em processos de combustão pode ser expressa em termos de variação de entalpia ou de energia interna das espécies químicas intervenientes. Para um processo em que os reagentes e os produtos estão no mesmo estado de referência, a energia libertada ou absorvida é designada por entalpia de reação. Contudo, para as reações de combustão, a entalpia de reação é denominada por entalpia de combustão, que é dada pela seguinte equação:

$$\Delta H_R (T) = H_{\text{prod}} (T) - H_{\text{reag}} (T) [J] \quad (2.3)$$

Onde entalpia dos reagentes (H_{reag}) muitas vezes tabelados tendo em conta a temperatura e pressão inicial. O entalpia dos produtos (H_{prod}) depende do calor específico e também da variação da temperatura dos produtos.

Entalpia de Combustão por Unidade de Massa

A entalpia de combustão por unidade de massa, também designado por entalpia específica é calculada por unidade de massa de mistura.

$$\Delta h_R (T) = h_{\text{prod}} (T) - h_{\text{reag}} (T) [J/kg] \quad (2.4)$$

Entalpia de Combustão molar

Quando a variação de energia é obtida por unidade molar esta é denominada por entalpia de combustão molar.

$$\Delta \bar{h}_R (T) = \bar{h}_{\text{prod}} (T) - \bar{h}_{\text{reag}} (T) [J/mol] \quad (2.5)$$

É de realçar que as reações de combustão são sempre exotérmicas, sendo assim a entalpia de combustão é sempre negativa, o que significa que o sistema liberta o calor para a vizinhança.

2.3.6 Eficiência de Combustão

A eficiência de combustão é um dos parâmetros mais importante no desempenho de uma câmara de combustão, uma vez que se não forem atingidos valores elevados da eficiência de combustão, está a ocorrer desperdício de combustível e um aumento de emissões de poluentes, assim como o CO e os hidrocarbonetos não queimados. As aeronaves modernas devem ser capazes de alcançar quase 100% da eficiência de combustão em condições de descolagem e, em qualquer ponto do ciclo de funcionamento a eficiência de combustão deve ser sempre superior a 90% [37]. Existem duas maneiras distintas de calcular a eficiência de combustão, que são baseadas no calor libertado e no aumento da temperatura. No entanto, este último método é através de análises químicas, e não é fácil devido a ser difícil de obter amostras de gases a alta velocidade, e devido à razão ar/combustível utilizada nos motores de turbina de gás, o que significa que os componentes não queimados a medir, têm uma proporção muito pequena em relação a toda a amostra [18].

2.3.7 Emissão de Poluentes

A evolução do setor aeronáutico ao longo do tempo possui como grande consequência a formação de elevadas quantidades de poluentes [41]. Apesar das legislações criadas, os motores dos aviões apresentam emissões significativas de espécies químicas como por exemplo dióxido de carbono, óxidos de azoto, hidrocarbonetos não queimados e óxido de enxofre. Os poluentes, além de provocarem grandes impactos no meio ambiente são também malignos para a saúde humana. A causa da formação desses poluentes deve-se principalmente à queima incompleta, na qual o processo de combustão é lento e a mistura ar/combustível é pobre. Uma outra causa a constatar são as características de injeção de combustível.

2.3.8 Processo de Ignição

A ignição é uma fonte de energia externa que se utiliza para acelerar o processo de combustão entre o combustível e o oxidante. Uma vez que os combustíveis e oxidantes mais comuns se misturam a uma taxa lenta quando submetidos às condições ambientais, se a energia de ativação não for fornecida externamente, a iniciação da reação não acontecerá [18].

O processo de ignição nas câmaras de combustão ocorre em 3 fases [43]:

- Formação de um núcleo de chama;

Esta é a fase em que ocorre a formação de um núcleo de chama com tamanho e temperatura suficientes de modo a permitir a propagação.

- Propagação da chama;

Os fatores que influenciam o sucesso ou insucesso nesta fase são: o nível de turbulência na zona primária; os padrões gerais de fluxo de ar e a localização da vela de ignição.

- Propagação da chama entre as câmaras de combustão.

Só se aplica nas câmaras de combustão tubular ou tubo-anelar com o auxílio dos interconectores com uma área de fluxo ampla, mas com pouco comprimento de modo a facilitar a passagem e minimizar a perda de calor.

2.3.8.1

Métodos para Melhorar o Desempenho da Ignição

Se o desempenho de ignição de uma câmara de combustão não for satisfatório, o primeiro passo é descobrir em que fase ocorre o estrangulamento [1]. Estas informações podem ser obtidas através da análise da posição do ciclo de ignição em relação aos limites de estabilidade. Uma vez que as propriedades de fluxo que controla a estabilidade também exercem uma influência semelhante no comportamento da ignição, esperar-se que os limites de ignição e estabilidade coincidam. No entanto, os limites de estabilidade dizem respeito essencialmente às condições de combustão e às altas temperaturas, enquanto a ignição está inevitavelmente associada a paredes de tubo de chama frio e a perdas de calor comparativamente elevadas [1]. Por esta razão, os dois limites nunca poderão ser os mesmos, mas o objetivo do desenvolvimento da ignição é garantir que são separados apenas pelos efeitos da perda de calor. Se a curva de ignição se encontra no interior e longe da curva de estabilidade, isto indica que a limitação do desempenho da ignição ocorre na fase 1 [1]. Isto pode ser averiguado com alteração da energia da faísca, que provoca uma mudança correspondente na curva de ignição. Se o ciclo de ignição permanecer na vizinhança do ciclo de estabilidade, quer dizer que a insuficiência no desempenho da ignição ocorre certamente na fase 2 [1]. Estes pontos são ilustrados na Figura 22.

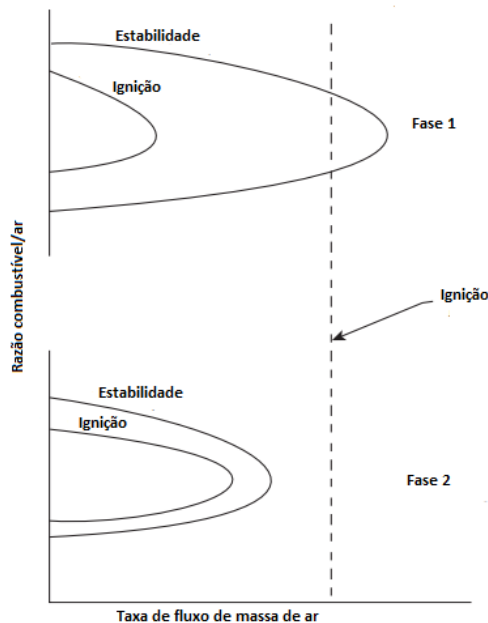


Figura 22 - Curvas das principais falhas de ignição (adaptado [1]).

2.3.9 Atomização

O processo de atomização é basicamente aquele no qual o combustível é reduzido a pequenas gotas [1]. Representa uma ruptura de consolidação de tensão superficial pela ação de forças internas e externas. A viscosidade tem um efeito adverso na atomização porque se opõe a qualquer mudança no sistema geométrico [1]. O processo de atomização é geralmente considerado como dois processos – atomização primária em que o fluxo de combustível é dividido em fragmentos ligados, e atomização secundária em as grandes gotas produzidos na atomização primária são posteriormente desintegrados em gotas menores [1]. Juntos, esses processos determinam as características detalhadas do spray de combustível em relação às velocidades das gotas e à distribuição do tamanho das gotas.

3 Metodologia

Neste capítulo serão descritas e apresentadas as equações necessárias para o dimensionamento dos diferentes componentes da câmara de combustão. O método do cálculo centra-se na aplicação das equações proposto por *Lefebvre e Ballal* [1].

3.1 Descrição do Processo de Dimensionamento dos Componentes

Nesta secção é apresentado um fluxograma de procedimentos e posteriormente, as equações necessárias para o processo do dimensionamento dos componentes de uma câmara de combustão. Visto que o objetivo do presente trabalho é dimensionar os componentes de uma câmara de combustão do tipo anelar, serão apresentadas as equações exclusivamente para cálculo das dimensões dos componentes deste tipo de câmara.

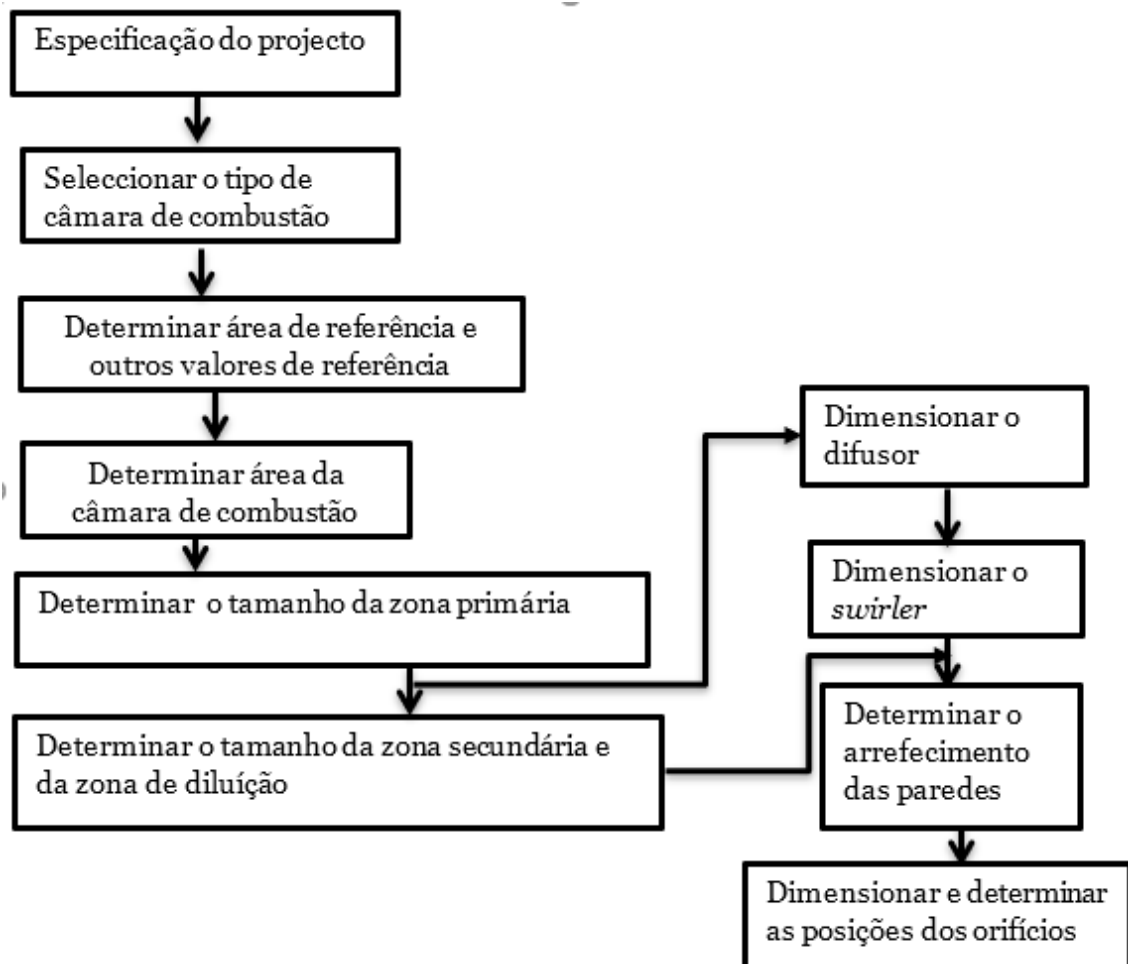


Figura 153 - Fluxograma do projeto preliminar de uma câmara de combustão (adaptado de[45]).

3.1.1 Distribuição do ar ao Longo da Câmara de Combustão

O fluxo de ar proveniente do compressor não é todo admitido na zona de combustão através da zona primária, parte do ar é direcionado para a área anelar da câmara de combustão. Esse ar será posteriormente introduzido na zona de combustão por meio de orifícios da zona secundária e da zona de diluição. Cada uma dessas zonas deve receber uma quantidade de ar suficiente para melhorar a eficiência de combustão e diminuir a emissão de poluentes. Contudo, a distribuição de ar é um parâmetro importante para o dimensionamento dos componentes e especificamente os orifícios de admissão.

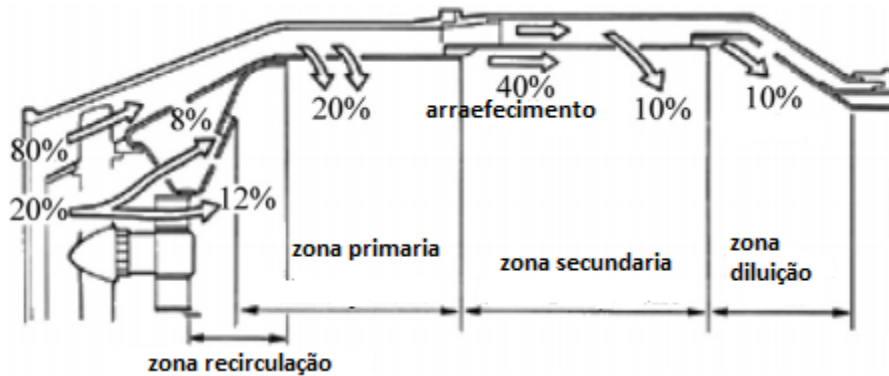


Figura 24 - Distribuição do fluxo de ar (adaptado de [45]).

3.1.2 Área de referência, Tubo de chama e Anelar

O dimensionamento da câmara de combustão começa com o cálculo da área de referência que deve ser dimensionada de modo que a perda de pressão na câmara de combustão seja mínima. A perda de pressão na câmara de combustão está relacionada com dois parâmetros adimensionais. O primeiro é denominado por fator de perda de pressão, que é a razão entre a perda total de pressão na câmara e a pressão dinâmica de referência $\left(\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}\right)$. O outro parâmetro é chamado de fator de perda de pressão total e é definido como a razão entre a perda total de pressão na câmara e a pressão de ar de entrada na câmara de combustão $\left(\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}\right)$. Sendo os dois fatores dependentes diretamente do tipo de câmara de combustão, apresentar-se-á uma tabela com valores respectivos de cada tipo de câmara de combustão. Assim, a área de referência é calculada pela Equação 3.1 [1]:

$$A_{ref} = \left[\frac{R}{2} \left(\frac{\dot{m}_3 T_3^{0,5}}{P_3} \right)^2 \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \left(\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} \right)^{-1} \right]^{0,5} \quad (3.1)$$

O termo R , constante particular dos gases para o ar, assumindo o valor 287 J/kg /K, o \dot{m}_3 , T_3 e o P_3 correspondem o caudal mássico de ar, a temperatura e a pressão da entrada da câmara de combustão, respetivamente. Numa configuração de câmara de combustão anelar a razão entre a

área de referência e área tubo de chama está entre 0,65 a 0,67 [27]. Contudo considerando a média, a área do tubo de chama é dado por [27]:

$$A_L = 0,66 A_{ref} \quad (3.2)$$

A área anelar, ilustrado na Figura 25, é calculado pela diferença entre a área de referência e a área do tubo de chama.[45]:

$$A_{an} = A_{ref} - A_L \quad (3.3)$$

Tabela 1 - Perda de Pressão na Câmara de Combustão [1].

Tipos de câmara de combustão	$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$	$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$
Tubular	0,07	37
Tubo-anelar	0,06	28
Anelar	0,06	20

3.1.3 Diâmetro do Revestimento (Referência) e do Tubo de chama

Os valores dos diâmetros podem ser calculados tendo em conta as áreas respectivas. São ilustrados na Figura 25.

$$D_L = \sqrt{\frac{4A_L}{\pi}} \quad (3.4)$$

$$D_{ref} = \sqrt{\frac{4A_{ref}}{\pi}} \quad (3.5)$$

3.1.4 Dimensionamento do Difusor

O difusor é um componente bastante relevante no dimensionamento da câmara de combustão, tendo por função a diminuição da velocidade do fluxo de ar de modo que a combustão seja mais estável e eficiente. A dimensão desse componente implica não só o cálculo da área, como também o cálculo do ângulo e comprimento do mesmo. Onde os cálculos desses últimos são dados pelas equações 3.6 e 3.7 respetivamente [1]. A Figura 25 mostra as posições dos diâmetros, o ângulo e o comprimento do difusor.

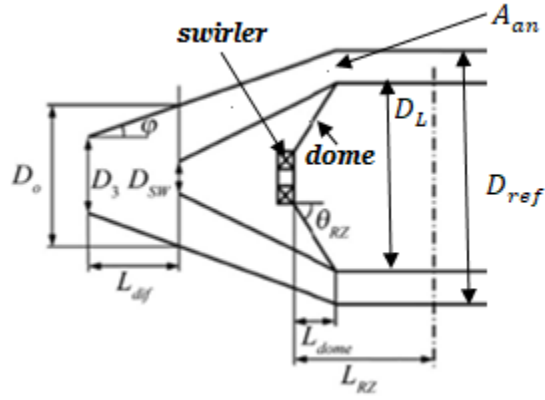


Figura 25 - Geometria frontal de uma câmara de combustão [45].

$$\varphi = \tan^{-1} \left[\frac{\frac{\Delta P_{dif}}{P_3} A_3^2 P_3^2}{502,4 \left(1 - \frac{A_3}{A_0}\right)^2 \dot{m}_3 T_3} \right]^{\frac{1}{1,22}} \quad (3.6)$$

$$L_{dif} = \frac{(R_0 - R_3)}{\tan \varphi} \quad (3.7)$$

Onde o $\frac{\Delta P_{dif}}{P_3}$ corresponde a razão entre a perda de pressão no difusor e o pressão de entrada da câmara de combustão. O A_3 e A_0 representam a área da secção da entrada e de saída do difusor, o R_3 e R_0 correspondem o raio dessas secções, respetivamente.

A razão de perda de pressão do escoamento no difusor $\left(\frac{\Delta P_{dif}}{P_3}\right)$ é considerado na ordem de 0,01 [34].

A área A_0 é calculada pela Equação 3.8 [28]:

$$A_0 = \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_{an}} A_{an} \quad (3.8)$$

Onde o A_{an} corresponde a área anelar e o \dot{m}_{an} o caudal mássico de ar na área anelar.

Ainda é possível calcular a área da entrada do tubo de chama (A_s), em que depende do coeficiente de descarga no *snout* (C_{ds}) que é assumido como uma unidade na maioria das vezes [27], o que também foi considerado neste trabalho.

$$A_s = A_0 \frac{\dot{m}_{RZ}}{\dot{m}_3} \frac{1}{C_{ds}} \quad (3.9)$$

O cálculo do R_0 e do R_3 são feitas tendo em conta os respetivos diâmetros,

$$2R_0 = D_0 = \sqrt{\frac{4A_0}{\pi}} \quad (3.10)$$

$$2R_3 = D_3 = \sqrt{\frac{4A_3}{\pi}} \quad (3.11)$$

3.1.5 Dimensionamento do *Swirler*

O *swirler* é um componente extremamente importante no projeto de uma câmara de combustão fixado ao redor do injetor de combustível, como ilustrado na Figura 25. Esse componente é responsável pela formação de vórtice na zona de recirculação, de modo a aperfeiçoar a mistura ar-combustível e a estabilidade da chama. O dimensionamento do *swirler* tendo em conta os resultados empíricos é cerca de 30 % do diâmetro do tubo de chama [34]. Este vai ser o considerado neste trabalho, assim, o diâmetro do *swirler* é calculado pela Equação 3.12.

$$D_{sw} = 0.3D_L \quad (3.12)$$

O *swirler* encontra-se apoiado sobre a *dome*, ilustrado na Figura 25, contudo torna imprescindível o cálculo do comprimento desse componente, onde o comprimento é dado pela Equação 3.13 [27]:

$$L_{dome} = \frac{(D_L - D_{sw})}{2 \tan \theta_{RZ}} \quad (3.13)$$

3.1.6 Comprimento da Zona Primária

A zona primária deve ser dimensionada de modo a garantir uma mistura de ar-combustível satisfatória. Contudo o comprimento da zona primária é estimado entre 2/3 e 3/4 do diâmetro do tubo de chama [27]. A escolha que proporciona uma melhor mistura ar-combustível e, consequentemente uma alta eficiência de combustão é 3/4. Sendo assim, o comprimento da zona primária é dado por [27]:

$$L_{PZ} = \frac{3}{4} D_L \quad (3.14)$$

3.1.6.1 Zona de Recirculação

A zona de recirculação é uma pequena área dentro da zona primária, em que o ângulo e o comprimento são dadas pelas respetivas equações 3.15 e 3.16 [45].

$$\theta_{RZ} = \cos^{-1} \left[\frac{-D_L(D_L - 2D_{SW}) - (D_L - 4L_{RZ}) \sqrt{D_L^2 - 4D_L D_{SW} + 4D_{SW}^2 - 8D_L L_{RZ} + 16L_{RZ}^2}}{2D_L^2 - 4D_L D_{SW} + 4D_{SW}^2 - 8D_L L_{RZ} + 16L_{RZ}^2} \right] \quad (3.15)$$

$$L_{RZ} = 2D_{SW} \quad (3.16)$$

3.1.7 Comprimento da Zona Secundária

Equivalente à zona primária, a zona secundária também é dimensionada para um determinado fim. Posto isto, a zona secundária tem que ter uma dimensão capaz de completar a combustão proveniente da zona primária. O cálculo do comprimento da zona secundária é dado pela equação a seguir [27]:

$$L_{SZ} = \frac{1}{2} D_L \quad (3.17)$$

3.1.8 Comprimento da Zona de Diluição

A necessidade de reduzir a temperatura dos gases após combustão para um valor aceitável nas pás da turbina, implica o dimensionamento de uma terceira zona, ou seja, a zona de diluição, calculada pela equação seguinte [27]:

$$L_{DZ} = D_L (3,83 - 11,83PF + 13,4PF^2) \quad (3.18)$$

3.1.8.1 Fator Padrão

O fator padrão é um parâmetro de grande relevância para conceção das pás da turbina, uma vez que representa o desvio da temperatura máxima em relação ao aumento médio da temperatura através da câmara de combustão [5].

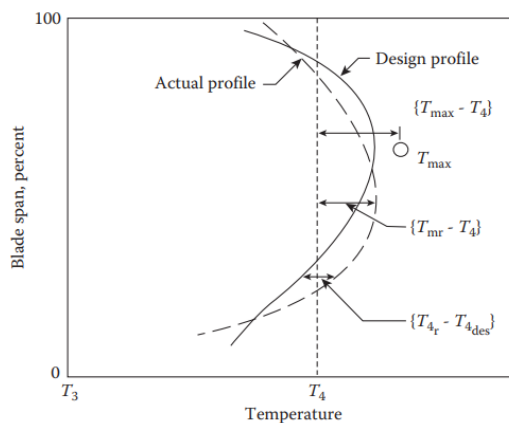


Figura 26 - Parâmetros do perfil de temperatura de saída [1].

$$PF = \frac{T_{max} - T_4}{T_4 - T_2} \quad (3.19)$$

Sendo ainda possível escolher o valor desse parâmetro que varia entre 0,05 a 0,3 e para aplicação aeronáutica o valor mais aceite deve estar perto dos 0,25 [34].

A temperatura com maior significado para as pás da turbina, é aquela que constitui o perfil radial médio. O fator de perfil caracteriza até que ponto a temperatura média máxima (T_{mr}) se desvia do aumento médio da temperatura, através da câmara de combustão, e é dado pela seguinte expressão [1].

$$\text{Fator de perfil} = \frac{T_{mr} - T_4}{T_4 - T_2} \quad (3.20)$$

O fator padrão e o fator de perfil são mais adequados para situações sem uma distribuição perfeitamente uniforme da temperatura de saída da câmara de combustão [1]. No entanto, nos motores modernos de alta visibilidade que empregam um arrefecimento extensivo do ar tanto na guia do bocal como nas pás de turbina, a distribuição média de temperatura radial desejada no plano de saída da câmara de combustão está longe de ser uniforme [1].

O parâmetro que leva em consideração o perfil do projeto é o fator de perfil da turbina dado pela seguinte expressão [1]:

$$\text{Fator de perfil da turbina} = \frac{(T_{4,r} - T_{4,des})_{max}}{T_4 - T_2} \quad (3.21)$$

Onde o $(T_{4,r} - T_{4,des})_{max}$ é a diferença máxima de temperatura entre a temperatura média em qualquer ponto e a temperatura do projeto nesse mesmo ponto.

3.1.9 Dimensionamento dos Orifícios

Os orifícios como já dito anteriormente, são responsáveis pela admissão do ar em diferentes zonas de combustão. Posto isto, para o cálculo da dimensão desses orifícios é necessário saber a quantidade de ar a ser admitido em cada uma das zonas através dos orifícios. Para tal tendo em conta a Figura 22 da distribuição de ar ao longo da câmara de combustão, apresentada anteriormente, verifica-se que se tem com distribuição: 20%, 10%, 10% do ar que entra na zona primária, secundária e de diluição, respetivamente através dos orifícios. Além disso, também é necessário saber o fluxo de ar na área anelar, que na representação anterior corresponde a 80% do caudal de ar total.

$$\dot{m}_{an} = 0,8 \dot{m}_3 \quad (3.22)$$

Sendo assim a massa de ar estimada para cada orifício é dado pelas seguintes Equações:

$$\dot{m}_{h,PZ} = 0,2 \dot{m}_{an} \quad (3.23)$$

$$\dot{m}_{h,SZ} = 0,1 \dot{m}_{an} \quad (3.24)$$

$$\dot{m}_{h,DZ} = 0,1 \dot{m}_{an} \quad (3.25)$$

Assim o caudal mássico total de ar introduzido no tubo de chama através dos orifícios será somatório desses caudais.

$$\dot{m}_h = \dot{m}_{h,PZ} + \dot{m}_{h,SZ} + \dot{m}_{h,DZ} \quad (3.26)$$

A área total dos orifícios é calculada pela Equação 3.27[1]:

$$A_h = \frac{143,5 \dot{m}_h^2 T_3}{P_3^2 C_{d,h}^2} \times \frac{P_3}{\Delta P_h} \quad (3.27)$$

Onde o $C_{d,h}$ corresponde o coeficiente de descarga no orifício.

O diâmetro dos orifícios é dado pela Equação 3.28 [1]:

$$D_h = \sqrt{\frac{2 A_h}{\pi N_h}} \quad (3.28)$$

Assume-se que os todos os orifícios têm o mesmo diâmetro e os números dos orifícios para cada zona de combustão são definidos tendo em conta a necessidade do fluxo de ar para cada zona.

3.2 Descrição do Programa de Cálculo

Propondo os requisitos de utilização utilizou-se o *software* excel para a aplicação das equações apresentadas na secção anterior de modo a obter os valores necessários para o dimensionamento dos componentes básicos da câmara de combustão anelar. A seguir Tabela 2 serão apresentados os valores dos principais parâmetros de entrada considerados para a condição de operação em carga máxima, para posterior cálculo das dimensões dos componentes da câmara de combustão. Outros valores de entrada que foram assumidos encontram-se no anexo A.

Tabela 2 - Parâmetros Iniciais

P_3 [Pa]	T_3 [K]	\dot{m}_3 [kg/s]
283450	800	20,8

4 Resultado

As tabelas apresentam os resultados obtidos das dimensões dos diversos componentes da câmara de combustão anelar para a condição de operação considerada.

Tabela 3 - Dimensões Básicas da Câmara de Combustão anelar

$A_{ref} [m^2]$	0,0655
$D_{ref} [m]$	0,0722
$A_L [m^2]$	0,0432
$A_{an} [m^2]$	0,0223
$D_L [m]$	0,0586

Tabela 4 - Dimensão do Difusor

$A_0 [m^2]$	0,0278
$D_0 [m]$	0,0471
$\varphi [^\circ]$	58,75
$L_{dif} [m]$	0,001
$D_3 [m]$	0,0631

Tabela 5 - Dimensão do *Swirler*

$D_{sw} [m]$	0,0176
--------------	--------

Tabela 6 - Dimensão da Zona de Recirculação

$L_{RZ} [m]$	0,0352
$\theta_{RZ} [^\circ]$	12,53
$L_{dome} [m]$	0,0122

Tabela 7 - Comprimentos das Zonas de Combustão

L_{PZ} [m]	0,044
L_{SZ} [m]	0,029
L_{DZ} [m]	0,100

Em relação aos valores obtidos quando comparados com resultado da literatura, estes apresentam valores bastante próximos. Mas é de realçar que alguns valores são muito diferentes, como por exemplo diâmetro do tubo de chama, o diâmetro da entrada e da saída do difusor, o comprimento do *dome* e o comprimento da zona de diluição, são os que apresentam maiores diferenças em comparação com o resultado da literatura.

5 Conclusão e Perspetiva Futura

As turbinas de gás são motores de combustão interna utilizados para transformar a energia química de um combustível numa outra forma de energia da forma mais eficiente possível. Para tal, o combustível necessita de ser queimado após uma mistura com o oxidante, essa queima é feita numa câmara de combustão onde ocorre a reação de combustão, sendo essa a parte mais crítica do motor.

O presente trabalho pretendeu aplicar as equações de *Lefebvre* e *Ballal* para o cálculo das dimensões dos componentes de uma câmara de combustão de um motor *Turbofan* de pequena dimensão. Sendo este uma das turbinas de gás que transforma a energia de combustível em energia propulsiva.

O resultado obtido neste trabalho baseou-se numa única condição de operação para o cálculo das dimensões, uma vez que este pode ser um processo bastante iterativo considerando várias condições de operação.

Infelizmente, não se calculou o diâmetro, o número nem as posições, ou seja, a distribuição dos orifícios de admissão em cada zona de combustão ao longo do tubo de chama. Sendo assim, esse pode ser um trabalho futuro, tal como o modelo tridimensional da geometria da câmara de combustão.

Referências Bibliográficas

- [1] A. H. Lefebvre and D. R. Ballal, "Gas Turbine Combustion", third ed. CRC Press, Florida, USA, 2010.
- [2] A. Runge "Aviation and emissions trading", ICAO council Briefing, 2011.
- [3] H. I. H. Saravanamuttoo, G.F.C. Rogers and H. Cohen, "Gas Turbine theory" Pearson Education, 2009.
- [4] Rolls-Royce, the jet Engine, 5th ed. Technical Publications Department, Rolls- Royce plc, Derby, England, 1996.
- [5] B. Jones, "Gas Turbine Combustor design and development," Gas Turbine Combustion, Cranfield University 2015.
- [6] V. Seth, "Introduction to design consideration and sizing methodologies in GTC's," Gas turbine Combustion, Cranfield University 2015.
- [7] The jet engine. Rolls-Royce, 2015
- [8] A. H. Lefebvre, "Atomization and sprays," CRC press, 1998.
- [9] Silva Karthik, C.V.S.S, Kishen Kumar Reddy, "Material Selection and Structural Integration of Actively cooled high speed combustion chamber."
- [10] Rolls-Royce," The Jet Engine", 5th edition, England: The Technical Publications Department, Rolls- Royce plc, Derby, England.
- [11] M. J. B. Davy, Interpretive history of flight. HM Stationery Off., 1948.
- [12] Death of Sir Hiram Maxim. A Famous Inventor, Automatic Guns and Aeronautics. The Times, 1916.
- [13] G. Jones, The jet pioneers the birth of jet-powered flight. Methuen London, 1989.
- [14] J. V. Casamassa and R. D. Bent, Jet aircraft power systems. Glencoe/McGraw-Hill School Publishing Company, 1965.

- [15] C.B.Meher-Homji, “The development of the junkersj umo 004b: Theworld’sfirstproduction turbojet,” in ASME 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. American Society of Mechanical Engineers, 1996.
- [16] G. Dragone, B. D. Fernandes, A. A. Vicente, and J. A. Teixeira, “Third generation biofuels from microalgaem” 2010.
- [17] R. Singh, “Introduction to gas turbine combustion systems,” Gas Turbine Combustion, Cranfield University, short course, 2015.
- [18] Oliveira, Jonas. “CFD Analysis of the Combustion of Bio-Derived Fuels in the CFM56 – 3 Combustor”, Universidade Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2016 (Dissertação de Mestrado).
- [19] Nascimento, David. “Desenvolvimento de uma câmara de combustão para uma turbina de gás”, Técnico de Lisboa, Lisboa, 2015 (Dissertação de Mestrado).
- [20] T. Bussing and G. Pappas, “An Introduction to Pulse Detonation Engines,” 32nd Aerosp. Sci. Meet. Exhib, 1994. AIAA
- [21] P. Wolanski, “Detonation Engines,” J. KONES Powertrain Transp, 2011.
- [22] H. I. H. Saravanamuttoo, G. F. C. Rogers, H. Cohen, P. V. Straznicky, and A. C. Nix, Gas Turbine Theory, Seventh Ed. Pearson, 2017.
- [23] W. H. Heiser and D. T. Pratt, “Thermodynamic Cycle Analysis of Pulse Detonation Engines,” J. Propuls. Power, 2002.
- [24] Gonçalves, Gonçalo Nuno Monteiro, “Análise paramétrica de um motor *Turbofan* com detonação”, Universidade Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2019 (Dissertação de Mestrado).
- [25] Garbin, Bruno, “Combustão Sequencial em Motores Turbofan Análise Paramétrica da Influência da Combustão Interturbinas num Turbofan de Muito Alta Razão de *Bypass*”, Universidade Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2015 (Dissertação Mestrado).
- [26] CFM56-3 training manual, CFM International, October 1995.
- [27] J. W. Sawyer, “Gas Turbine Engineering Handbook”, volume 1. Turbomachinery International Publications, 1985.
- [28] A.C. Conrado, P.T. Lacava, A.C.P. Filho, M.D.S. Sanches, “Basic design principles for gas turbine combustor”, in: Proceedings of the 10th ENCIT 2004.

- [29] Aubuchon, D., Campbell, J., "CFM56-3 Turbofan Engine Description," Seneca College, Toronto, Canada, 2006.
- [30] J. N. Murthy, "Gas Turbine Combustor Modelling For Design", Department of Power and Propulsion, Cranfield University, UK, 1988.
- [31] R. Singh, "Gas Turbine Combustors", Lecture Notes, 2011.
- [32] A. H. Lefebvre, "Gas Turbine Combustion", Second edition, Taylor & Francis Group, New York, 1999.
- [33] H. I. H. Saravanamuttoo, G. F. C. Rogers, H. Cohen, P. V. Straznicky, and A. C. Nix, Gas Turbine Theory, Seventh Ed. Pearson, 2017.
- [34] P.T. Lacava, A. Alves, "Projeto Básico de Câmaras de Combustão - Combustão em Turbinas a Gás", II Escola de Combustão, São José dos Campos, 2009.
- [35] E. M. Goodger and S. O. Ogaji, "Fuels & Combustion in Heat Engines". Cranfield University Press, 2011.
- [36] S. R. Turns et al., "An introduction to combustion". McGraw-hill New York, 1996.
- [37] I. Glassman, R. Yetter, and N. Glumac, "Combustion" Elsevier Science, 2014.
- [38] Mattingly, Jack D., "Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets", 2^a edição, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [39] Santos, Pedro. Sequential Combustion in Aircraft Propulsion: Inter-turbine Reheat in a Civilian High Bypass Ratio Turbofan Engine. Universidade Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2014 (Dissertação de Mestrado).
- [40] Jakubowski, R.; Orkisz, M., and Wygonik, P., Preliminary analysis of two combustors Turbofan engine, Journal of KONES Powertrain and Transport, 2013.
- [41] P. Coelho and M. Costa, "Combustão," Lisboa, 1^a edição, ORION 2007.
- [42] Hinde, P. T., "Fundamentals of Combustion," SME Lecture Supplement PL 1076, Cranfield University, Bedford, UK, 1972.
- [43] V. Sethi, "Introduction do design consideration and sizing methodologies in GTC's", Gas Turbine Combustion, Cranfield University, 2015.

[44] P. Queirós, “Atomização e Combustão de Glicerina” Master’s thesis, Instituto Superior Técnico, Lisboa, Lisboa, Portugal, 2011.

[45] C. Priyant Marka and A. Selwyn, “Design and analysis of annular combustion chamber of a low bypass Turbofan engine in a jet trainer aircraft.”

[46] Venson, Giuliano. “Introdução a Motores Baseados em Turbina a Gás.”,2012.

Lista de Websites Consultados

- [A.1] <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.44575> Acedido 22/05/2020
- [A.2] <https://core.ac.uk/download/pdf/29409721.pdf> Acedido 25/05/2020
- [A.3] http://www.bibl.ita.br/xiencita/Artigos/Aer_02.pdf Acedido 25/05/2020
- [A.4] <http://www.fem.unicamp.br/~em672/GERVAP1.pdf> Acedido 02/06/2020
- [A.5] http://www.bibl.ita.br/xiencita/Artigos/Aer_02.pdf Acedido 10/10/2020
- [A.6] <https://cdn.britannica.com/s:700x450/80/24080-004-E3162004.jpg>
Acedido 16/01/2021

Anexo A

Tabela 8 - Outros Parâmetros de Entrada

valores de referência	
Constante dos gases (R)	286.9
caudal de ar na entrada da câmara (m_3) [Kg/s]	20.8
Pressão do ar na entrada da câmara (P_3) [Pa]	2083470
Temperatura máxima (T_max) [K]	2800.3
Temperatura de saída de câmara (T_4) [K]	1900.65
Temperatura do ar de entrada de câmara (T_3) [K]	900
deltaP_L/qref	0.06
deltaP_34/qref	20
deltaP_34/P_3	0.06
A_3 [m^2]	0.05
deltaP_dif/P3	0.05
K_sw	1.15
beta_sw	61
m_an [Kg/s]	16.64
deltaP_sw/q_ref	0.3
PF	0.25