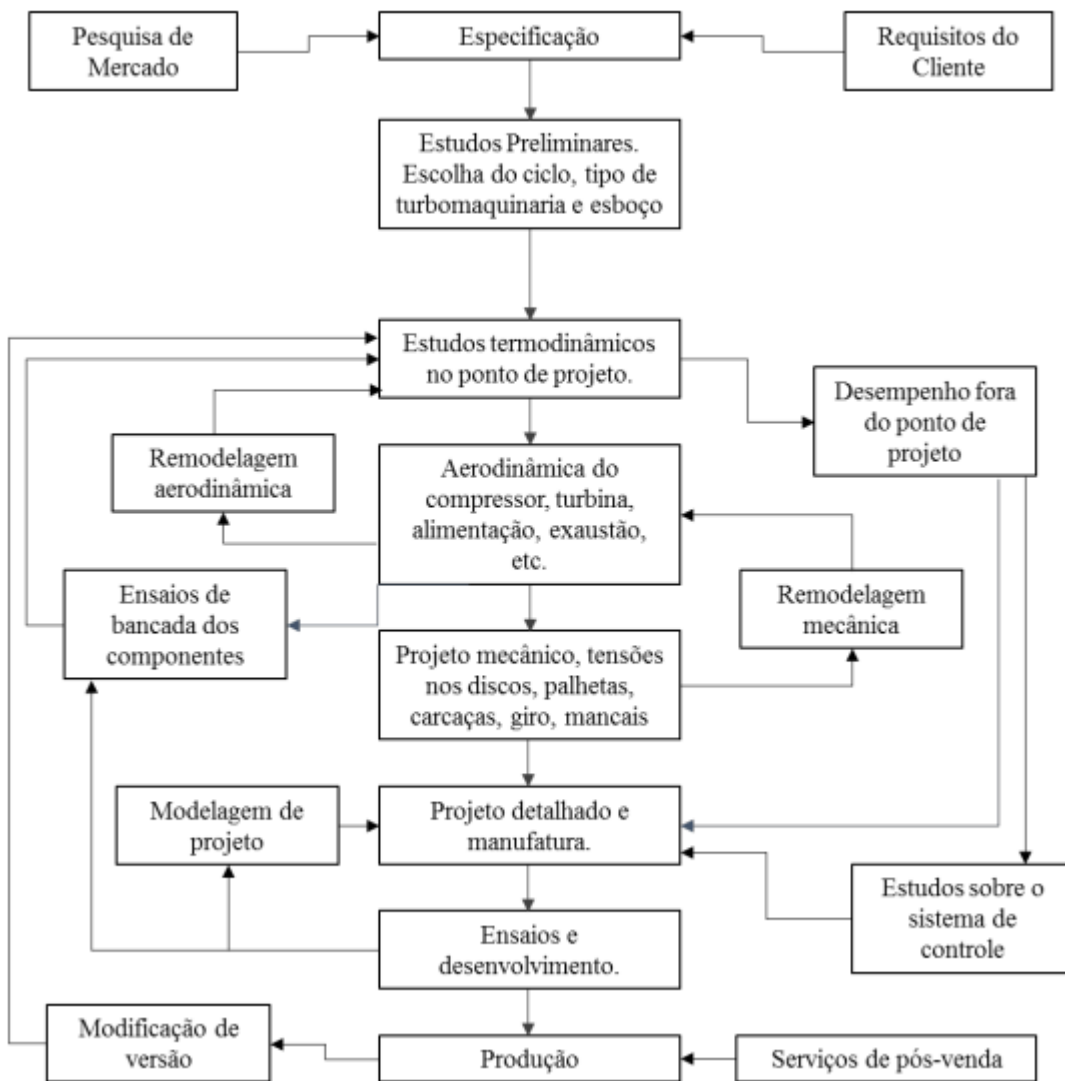


# Combustão I

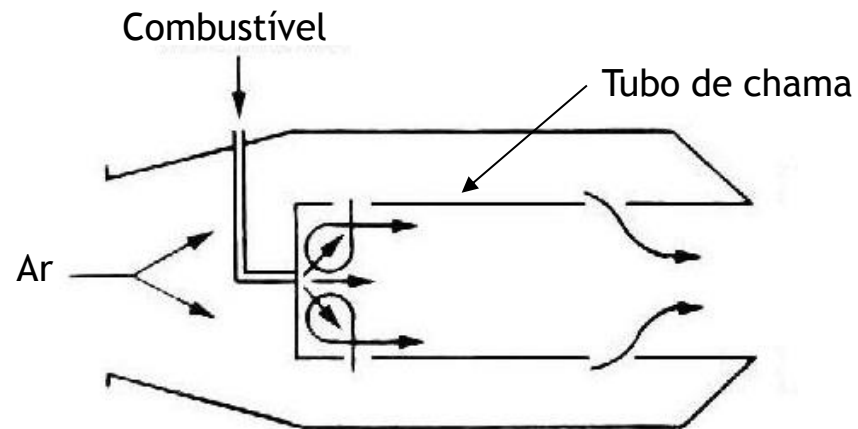
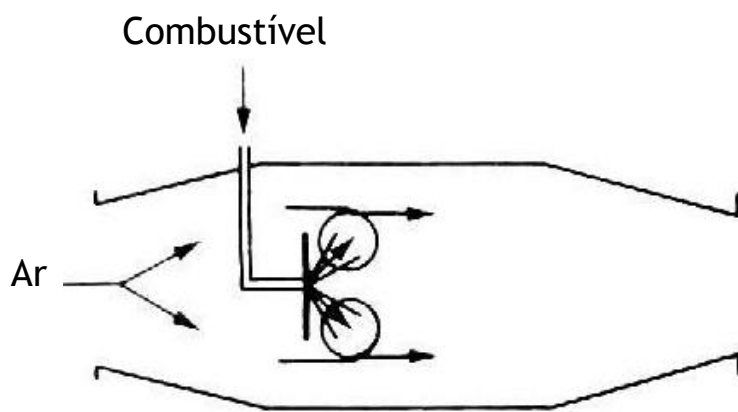
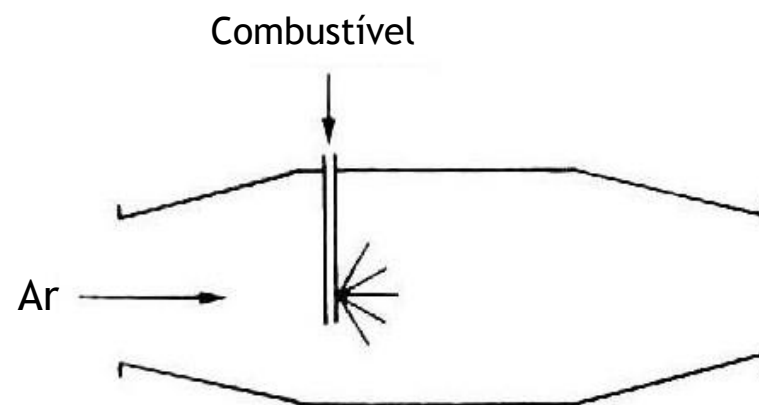
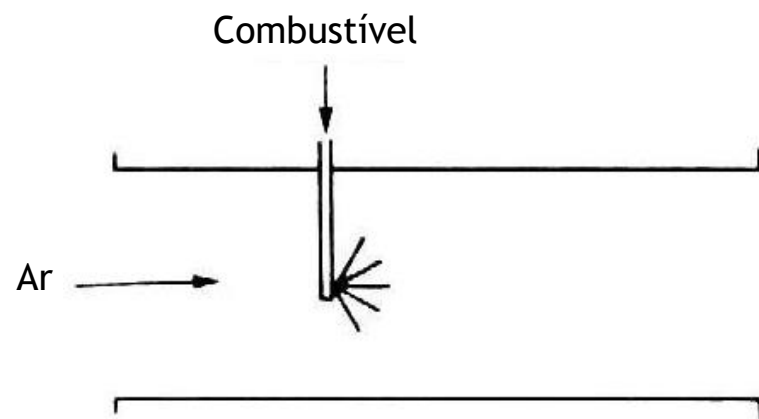
# **Câmaras de combustão para turbinas a gás aeronáuticas**

- Discutir as principais etapas de projeto de uma câmara de combustão para turbinas a gás;
- Apresentar os principais tipos de câmaras de combustão de turbinas a gás;
- Explicar as funções das diferentes partes e componentes das câmaras de combustão;
- Entender os critérios de desempenho das câmaras;
- Compreender as fases de projeto de uma câmara de combustão;
- Obter as dimensões básicas de um pré-projeto de câmaras de combustão.

# Principais etapas de projeto de turbina a gás

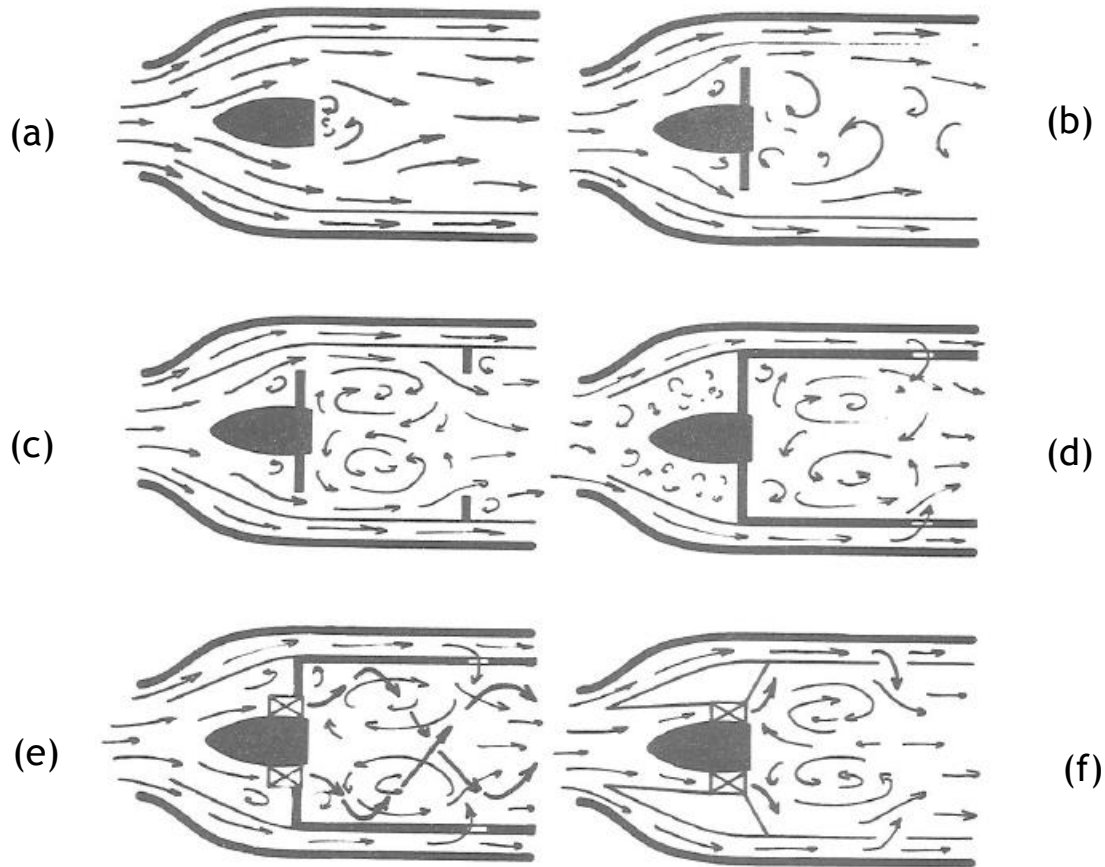


- A câmara de combustão de uma turbina a gás deve satisfazer certos **requisitos** que **variam** de importância segundo o **tipo de motor**;
- Em **turbinas a gás aeronáuticas**, a câmara de combustão deve atender aos seguintes **requisitos**:
  - ✓ Alta eficiência de combustão;
  - ✓ Fácil ignição;
  - ✓ Amplos limites de estabilidade de chama;
  - ✓ Livre de instabilidade de combustão;
  - ✓ Baixa perda de pressão;
  - ✓ Baixa emissão de poluentes atmosféricos;
  - ✓ Custo operacional reduzido e fácil manutenção;
  - ✓ Tamanho e formato compatível com os demais componentes do motor;
  - ✓ Durabilidade (atingir o nível exigido de tempo médio entre falhas - MTBF);



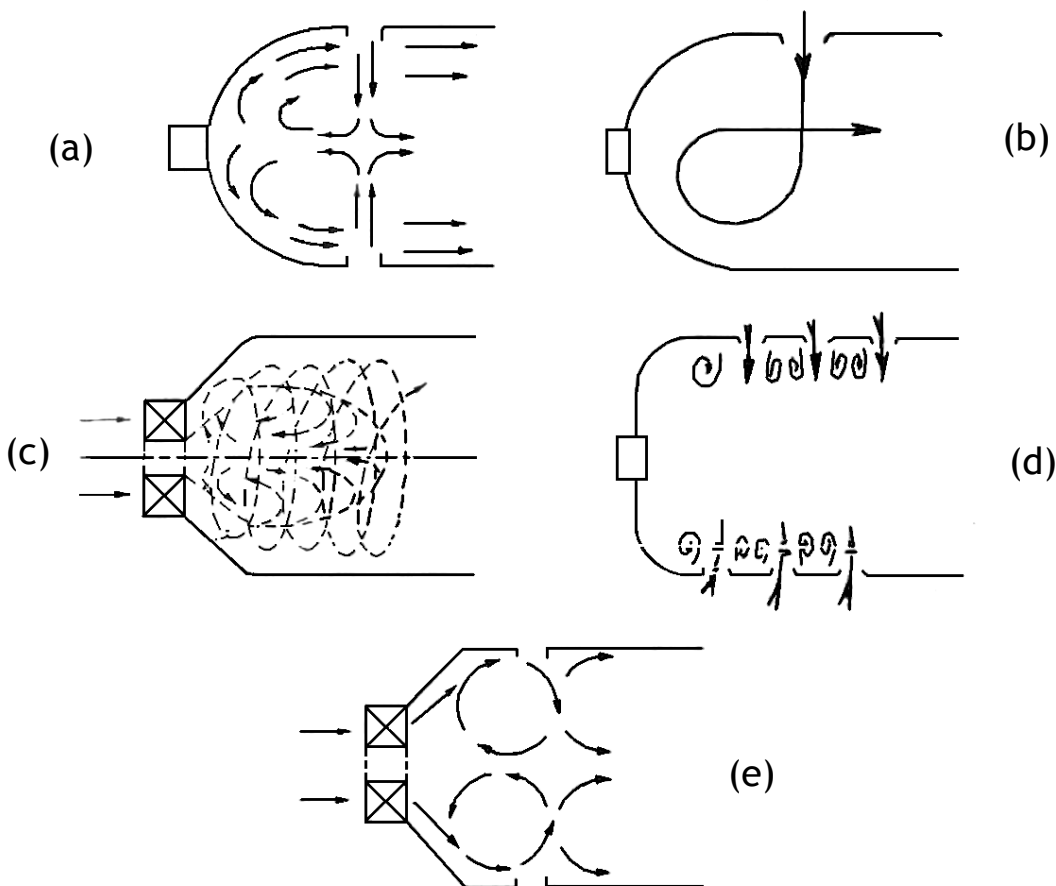
Evolução da câmara de combustão convencional para turbinas a gás

# Evolução da zona primária



Evolução da zona primária: (a) somente difusor; (b) difusor e defletor; (c) adicionado defletor secundário; (d) recirculação usando orifícios; (e) orifícios e swirler; (f) zona primária representativa.

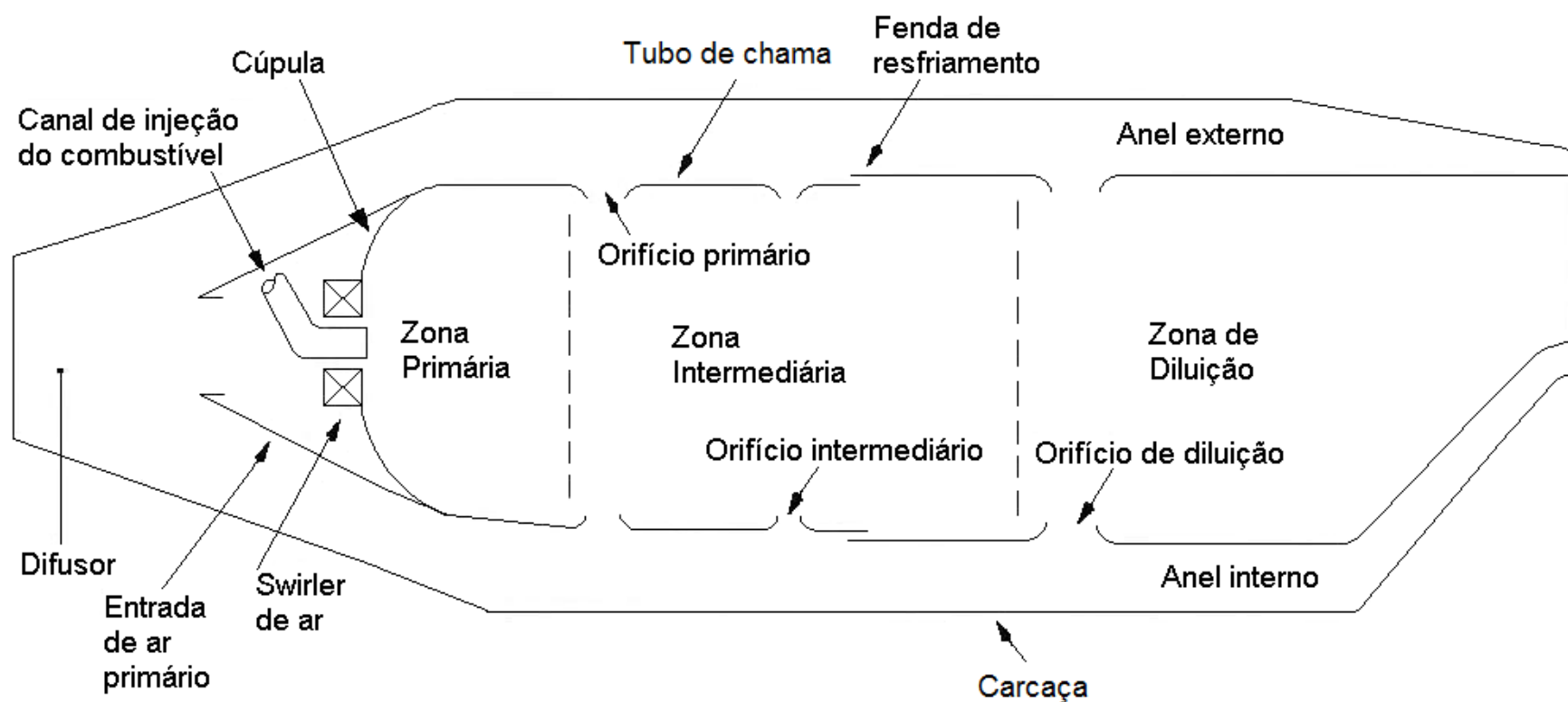
# Padrões de escoamentos da zona primária



Padrões de escoamentos de ar na zona primária: (a) jatos opostos; (b) mono-recirculação; (c) estabilizado por swirler; (d) Jatos por pequenos orifícios; (e) Combinação entre swirler e jatos opostos.

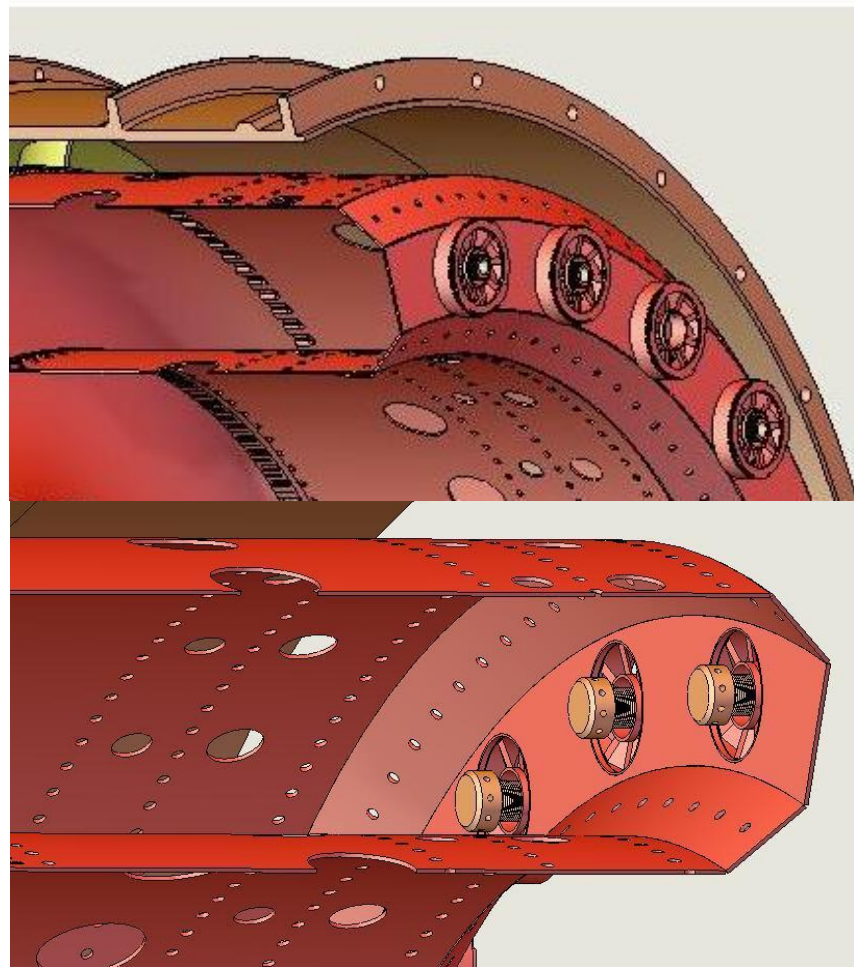
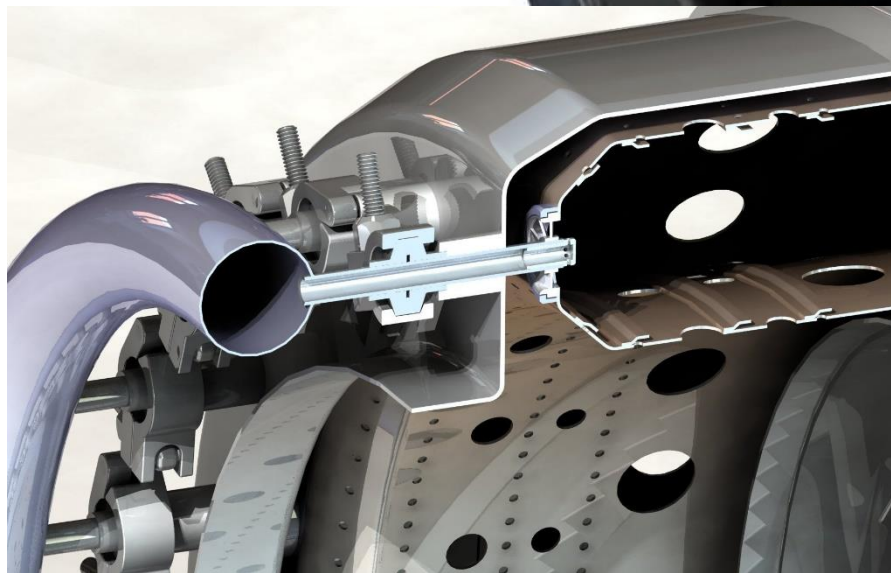


# Componentes de uma câmara de combustão



Principais componentes de uma câmara de combustão de turbina a gás

# Tubo de chama



- A função do tubo de chama é **prover** uma região de **baixa velocidade** onde a **reação** de oxidação do combustível **possa ser sustentada** através da **recirculação dos produtos** de combustão, que é a fonte de **energia** para **ignição** da **mistura fresca** de ar e combustível entrando na câmara;
- Apenas a quantidade de **ar necessária (15 a 20%)** para a **combustão** dentro dos limites de flamabilidade é adicionada (**zona primária**);
- O **ar não usado na combustão** é admitido na direção do escoamento mais adiante para misturar com os produtos de combustão quentes e então **reduzir a temperatura** desses **gases** até um valor aceitável pelo material do componente **turbina (zona de diluição)**;
- **Entre a zona primária** e a **zona de diluição**, existe ainda a **zona secundária** ou intermediária, onde, através da **adição de ar (aprox. 30%)**, as **perdas** pela **dissociação química** dos produtos de combustão da **zona primária** são recuperadas;

# Perda de pressão na câmara

- A **perda de pressão** é dividida em **dois tipos**, parte dela ocorre devido ao escoamento do ar através da câmara,  $\Delta P_{\text{frio}}$ , e a outra parte decorre da adição de calor ao fluido de trabalho pelas reações exotérmicas,  $\Delta P_{\text{quente}}$ :

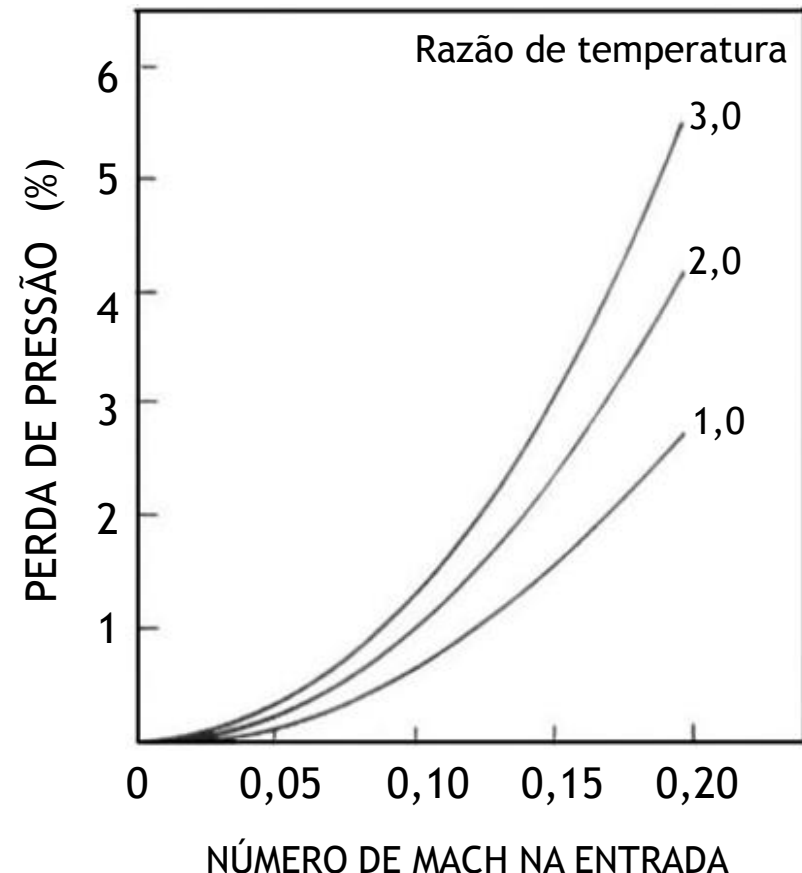
$$\Delta P_{\text{cc}} = \Delta P_{\text{frio}} + \Delta P_{\text{quente}}$$

sendo:

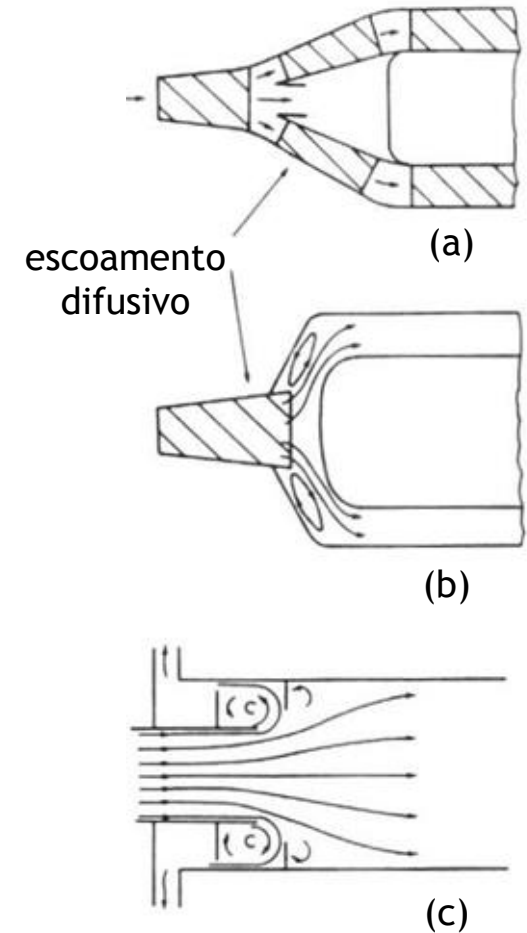
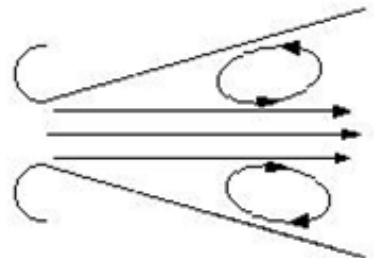
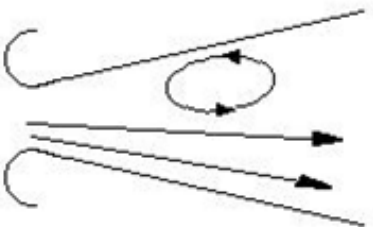
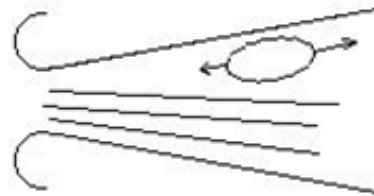
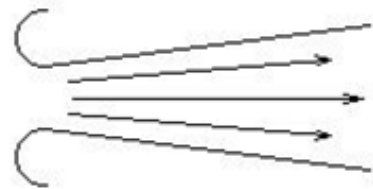
$$\Delta P_{\text{quente}} = 0,5 \rho U^2 (T_4/T_3 - 1)$$

onde:  $\rho$  é a massa específica do ar e  $U$  a velocidade

- A variação da **queda de pressão** devida à adição de **calor** em função do número de **Mach** para vários valores de razão de temperatura  $T_4/T_3$  pode ser observada na **Figura ao lado**.
- Para **reduzir a velocidade** de saída do **ar** do compressor a valores **aceitáveis** para a **combustão**, **utiliza-se** um **difusor**, que deve igualmente recuperar o máximo de **pressão estática** e alimentar a câmara de combustão de forma **estável** e **homogênea**;



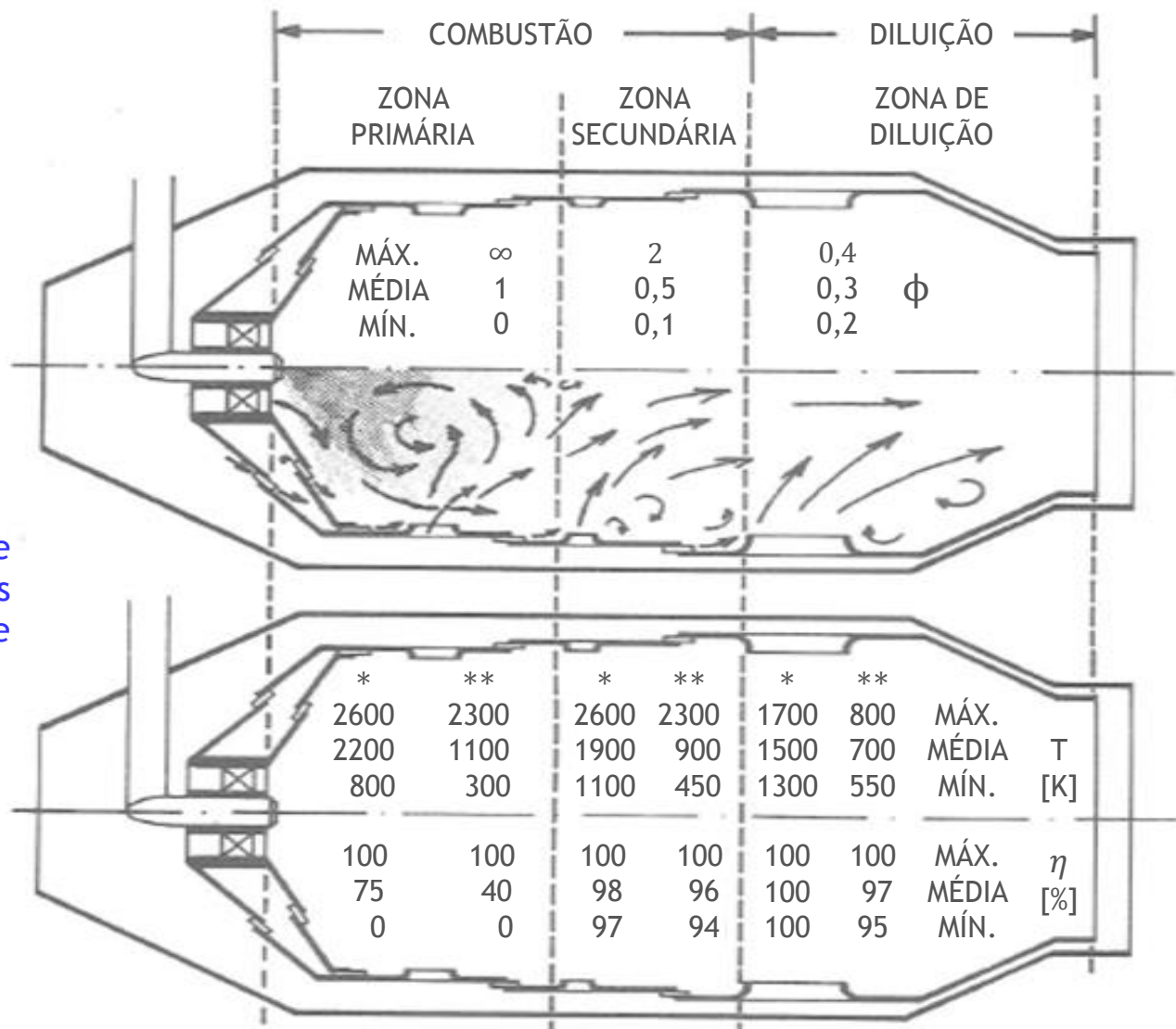
- O difusor depende muito da arquitetura do motor, das limitações de dimensões e da geometria do compressor e da câmara de combustão;
- O melhor valor de ângulo de divergência para equilibrar a perda de pressão e a estabilidade do escoamento é  $11^\circ$ .



Tipos de difusores anulares: (a) aerodinâmico; (b) amortecedor; (c) vórtice controlado.



# Temperatura e $\phi$ nas diferentes zonas da câmara de combustão

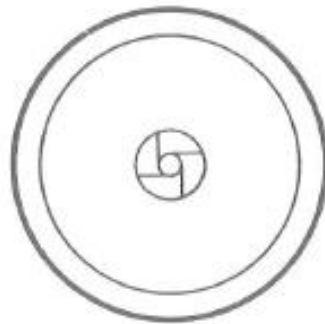


Temperaturas e razões de equivalência nas diferentes zonas da câmara de combustão, onde:

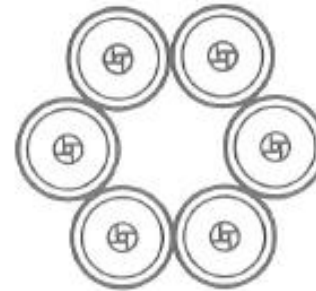
\*  $T_3 = 800 \text{ K}$

\*\*  $T_3 = 300 \text{ K}$

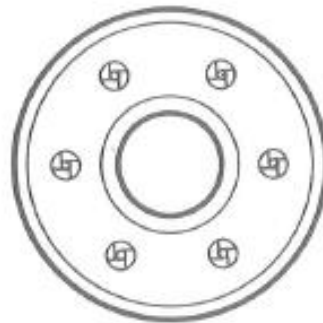
# Tipos de câmaras de combustão



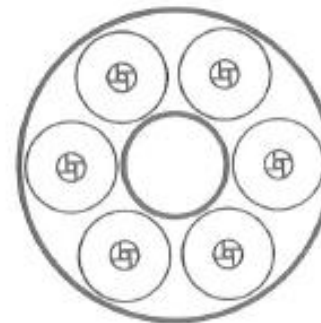
(a)



(b)



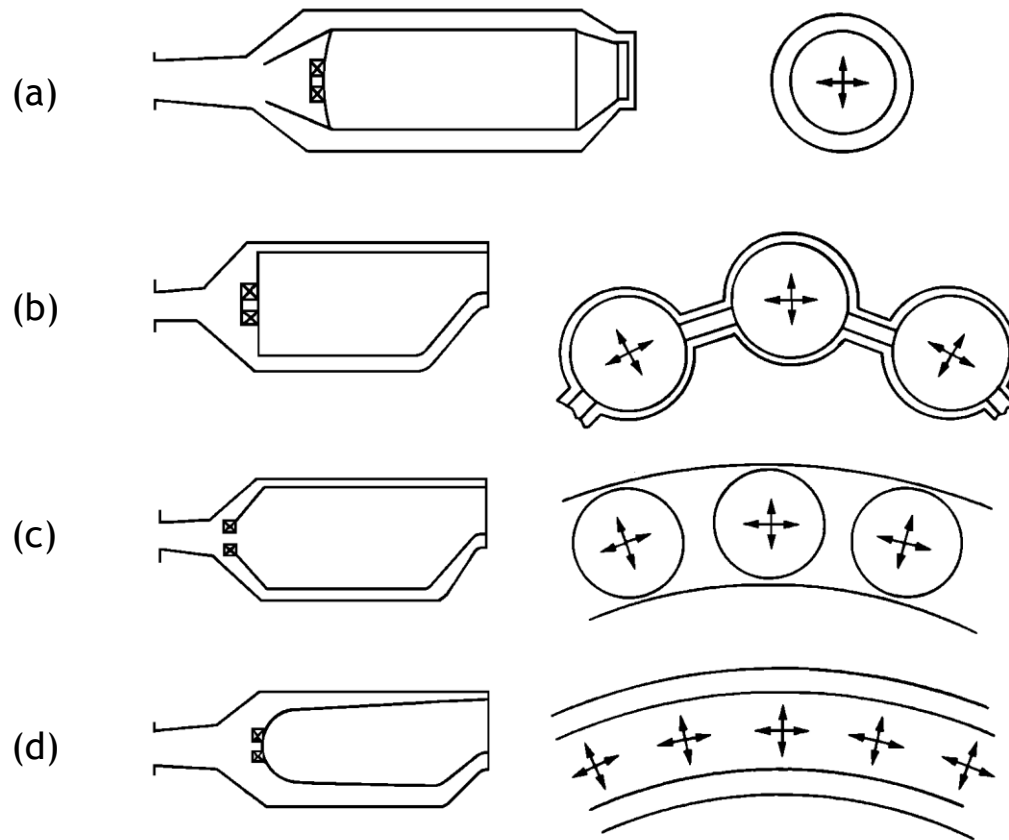
(d)



(c)

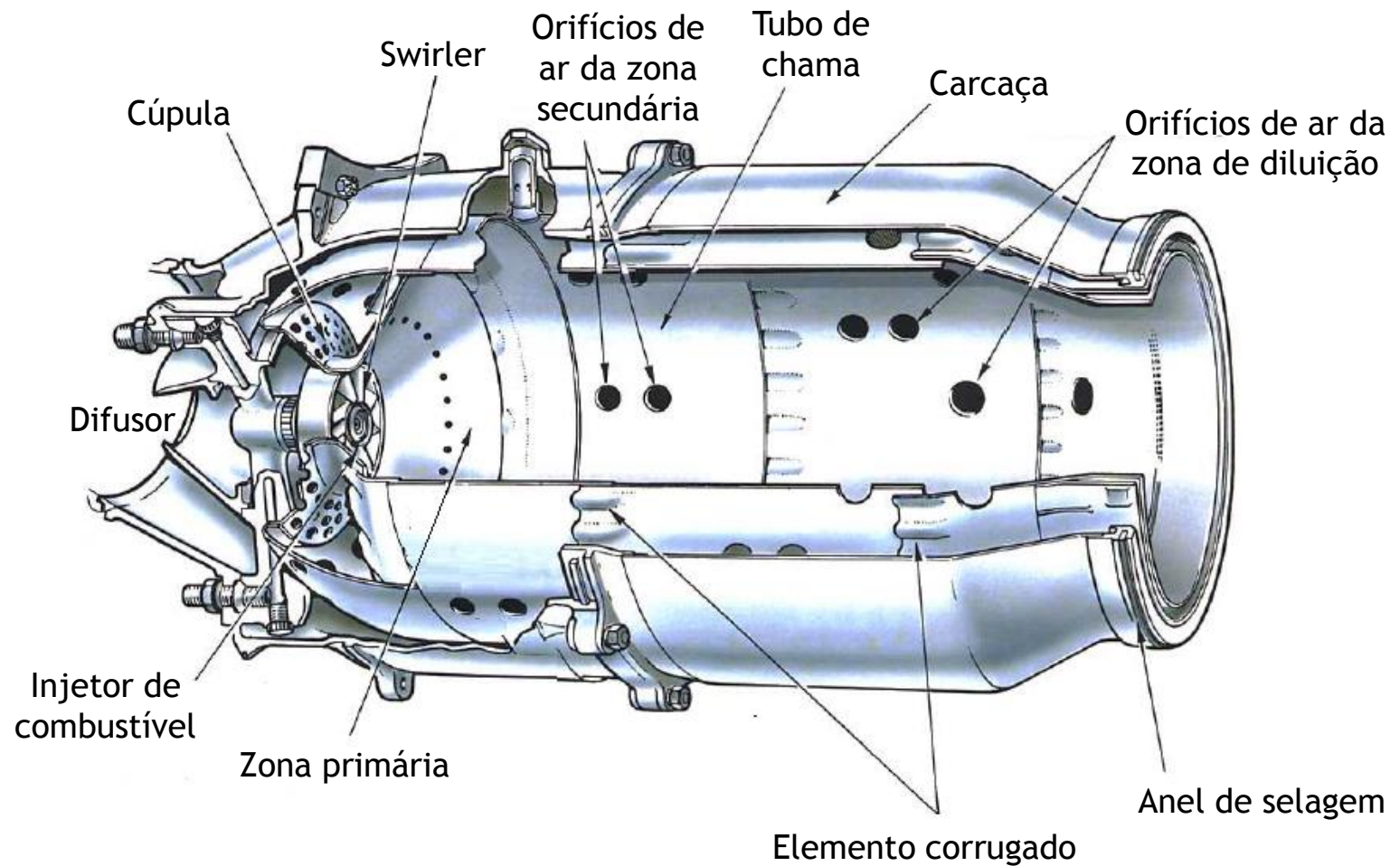
Tipos de câmaras de combustão. (a) Tubular; (b) Multitubular; (c) Tuboanular; (d) Anular.

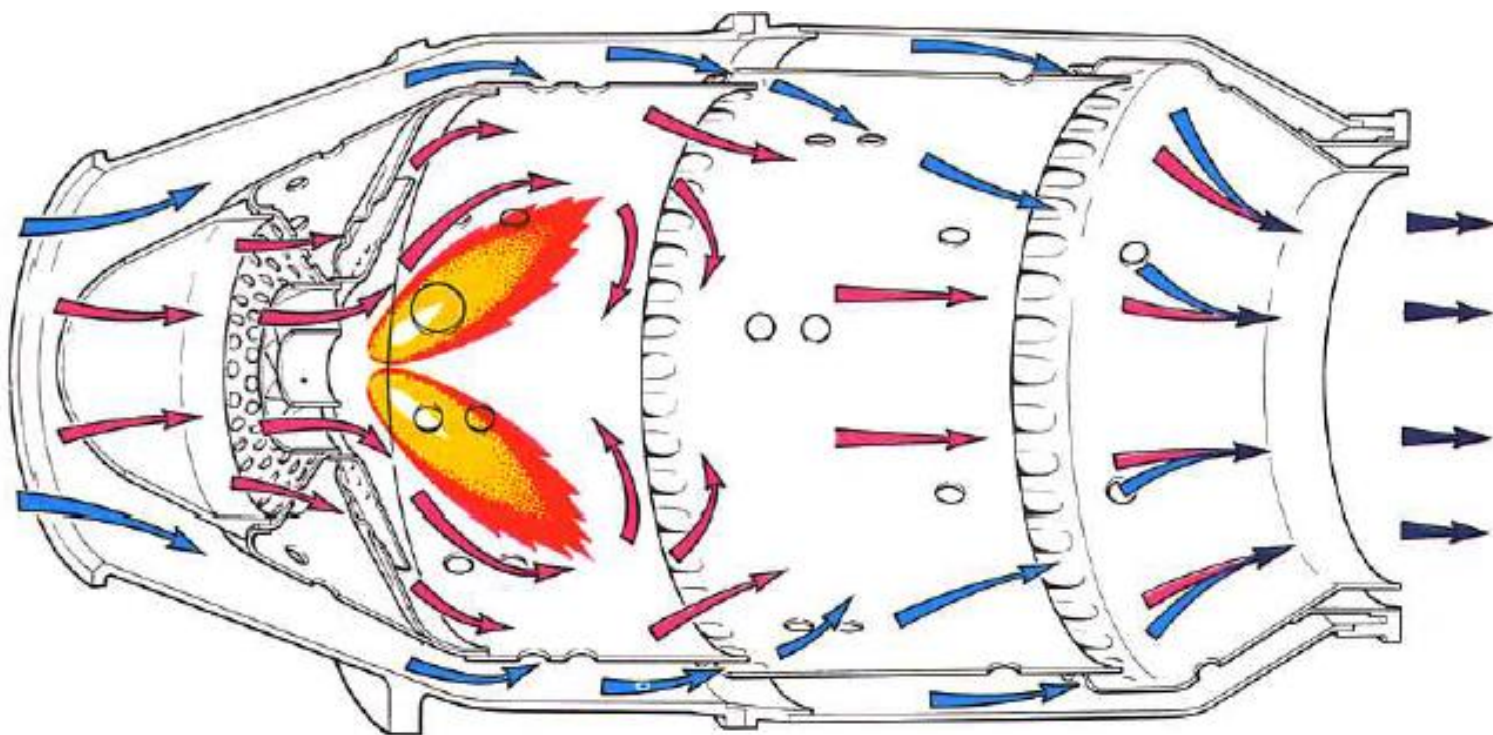
# Tipos de câmaras de combustão



Tipos de câmaras de combustão. (a) Tubular; (b) Multitubular; (c) Tuboanular; (d) Anular.

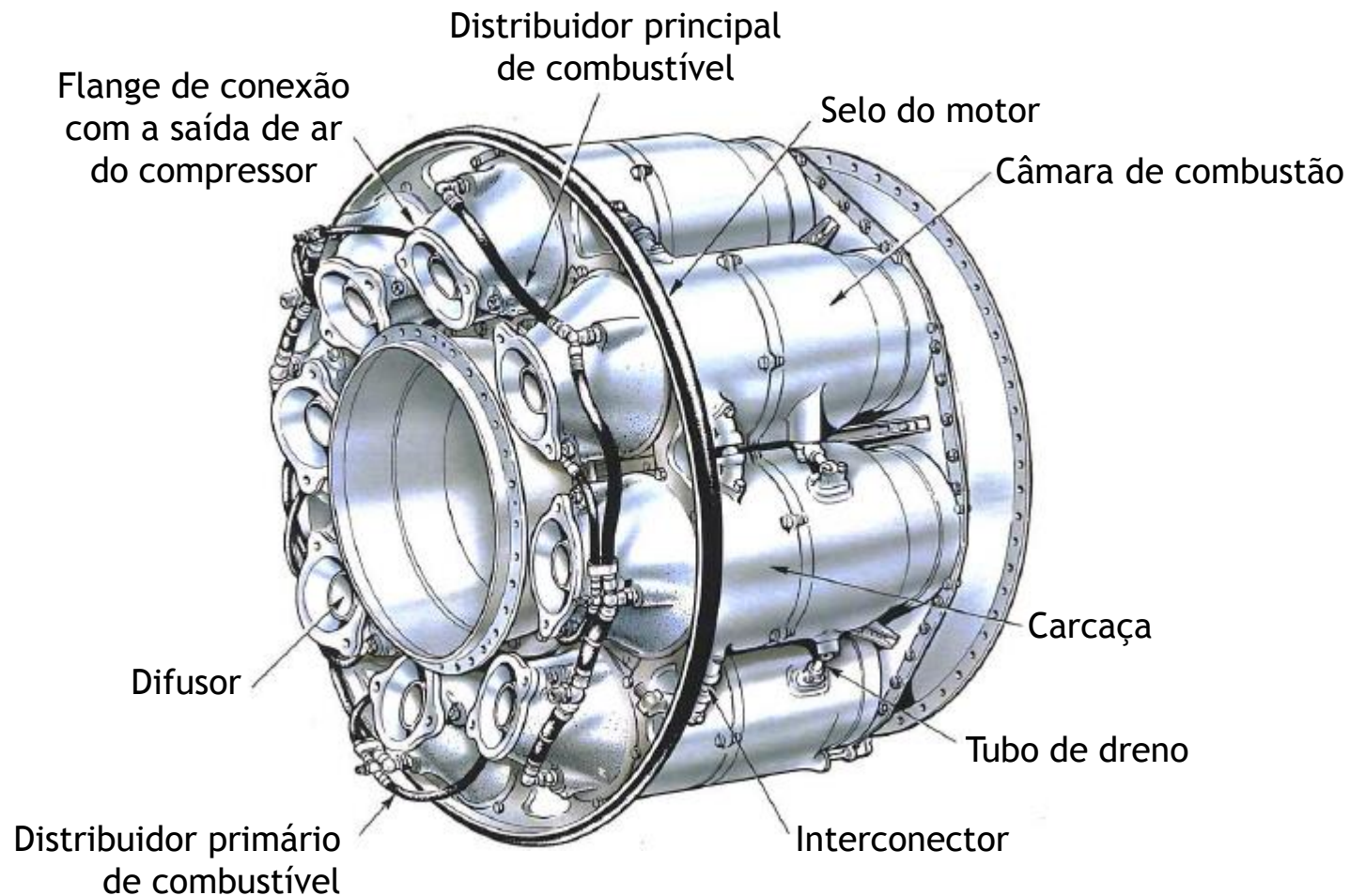




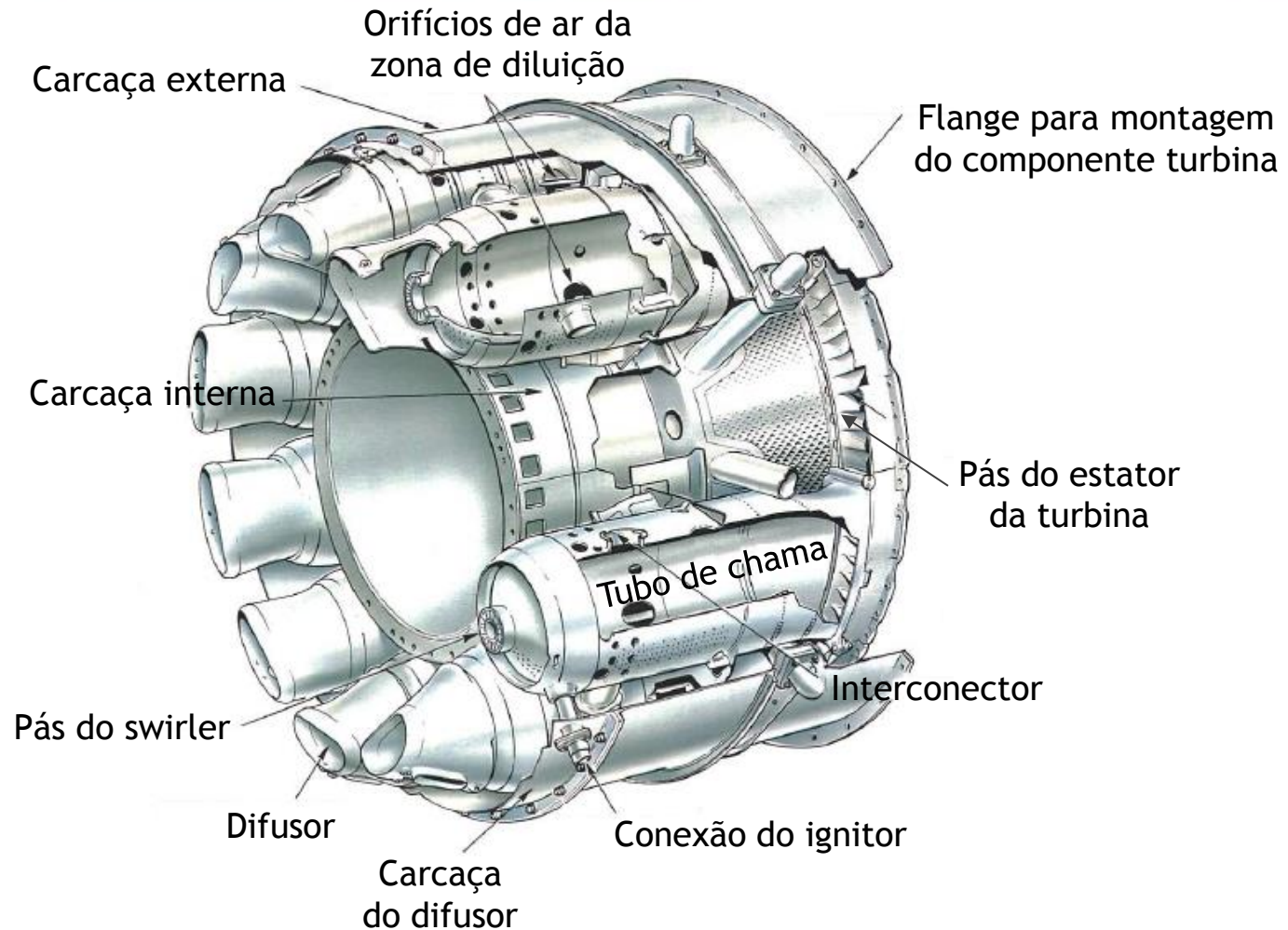


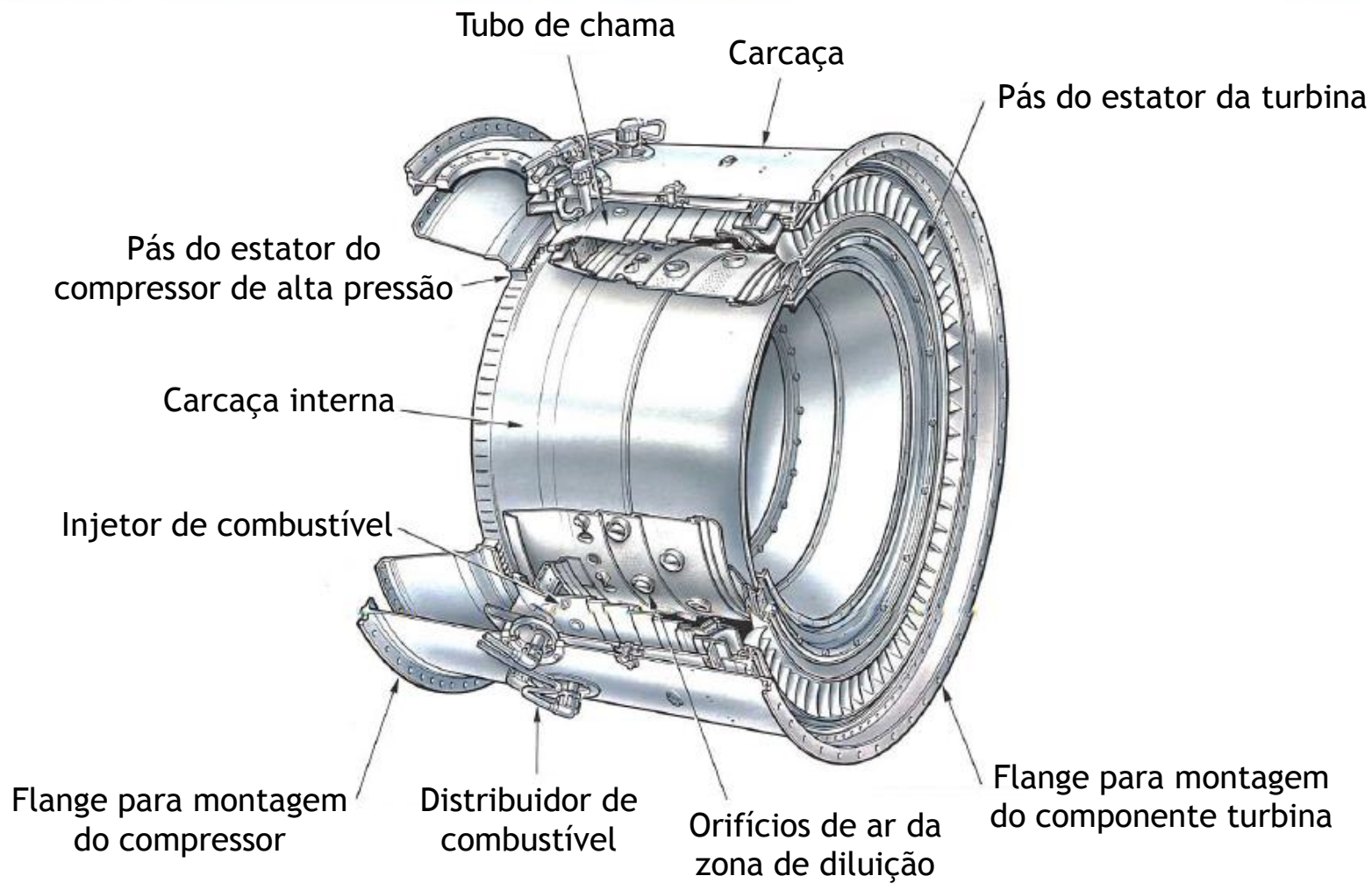
Câmara de combustão tubular - Estabilização de chama e perfil geral de escoamento.

# Câmara multitubular









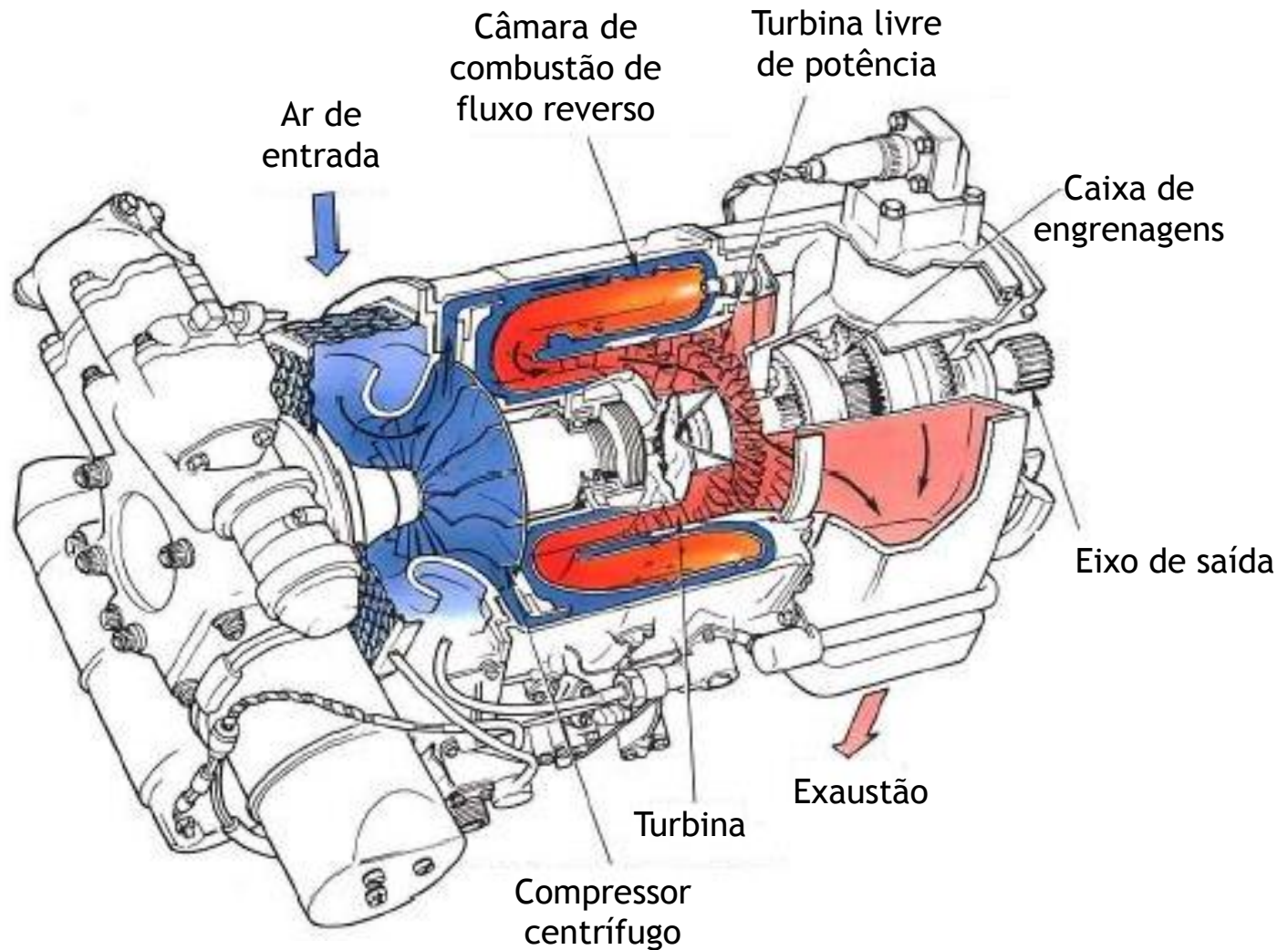
# Vantagens e desvantagens

|            | Vantagens   | Desvantagens  |
|------------|---|---|
| Tubular    | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Robustez mecânica;</li> <li>• Aerodinâmica interna simples, escoamentos de ar e combustível;</li> <li>• Teste de equipamento apenas com uma fração do escoamento total de ar.</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Volumoso e pesado;</li> <li>• Alta perda de pressão;</li> <li>• Necessita interconectores entre as câmaras (multitubular);</li> <li>• Acendimento difícil.</li> </ul>  |
| Tuboanular | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Robustez mecânica;</li> <li>• Aerodinâmica interna simples, escoamentos de ar e combustível;</li> <li>• Teste de equipamento apenas com uma fração do escoamento total de ar;</li> <li>• Baixa perda de pressão;</li> <li>• Mais curto e leve que a câmara tubular.</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Menos compacta que a anular;</li> <li>• Necessita interconectores entre os tubos de chama;</li> <li>• Acendimento difícil.</li> </ul>  |
| Anular     | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Comprimento e peso mínimos;</li> <li>• Mínima área frontal do motor;</li> <li>• Mínima perda de pressão;</li> <li>• Fácil ignição.</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Injetores numerosos e pequenos;</li> <li>• Sérias deformações no exterior do tubo de chama;</li> <li>• Custo elevado;</li> <li>• Desenvolvimento difícil (aerodinâmica complexa e teste de equipamento com fluxo total de massa de ar do motor);</li> <li>• Dificuldade de manter o perfil de temperatura na saída da câmara estável.</li> </ul> |



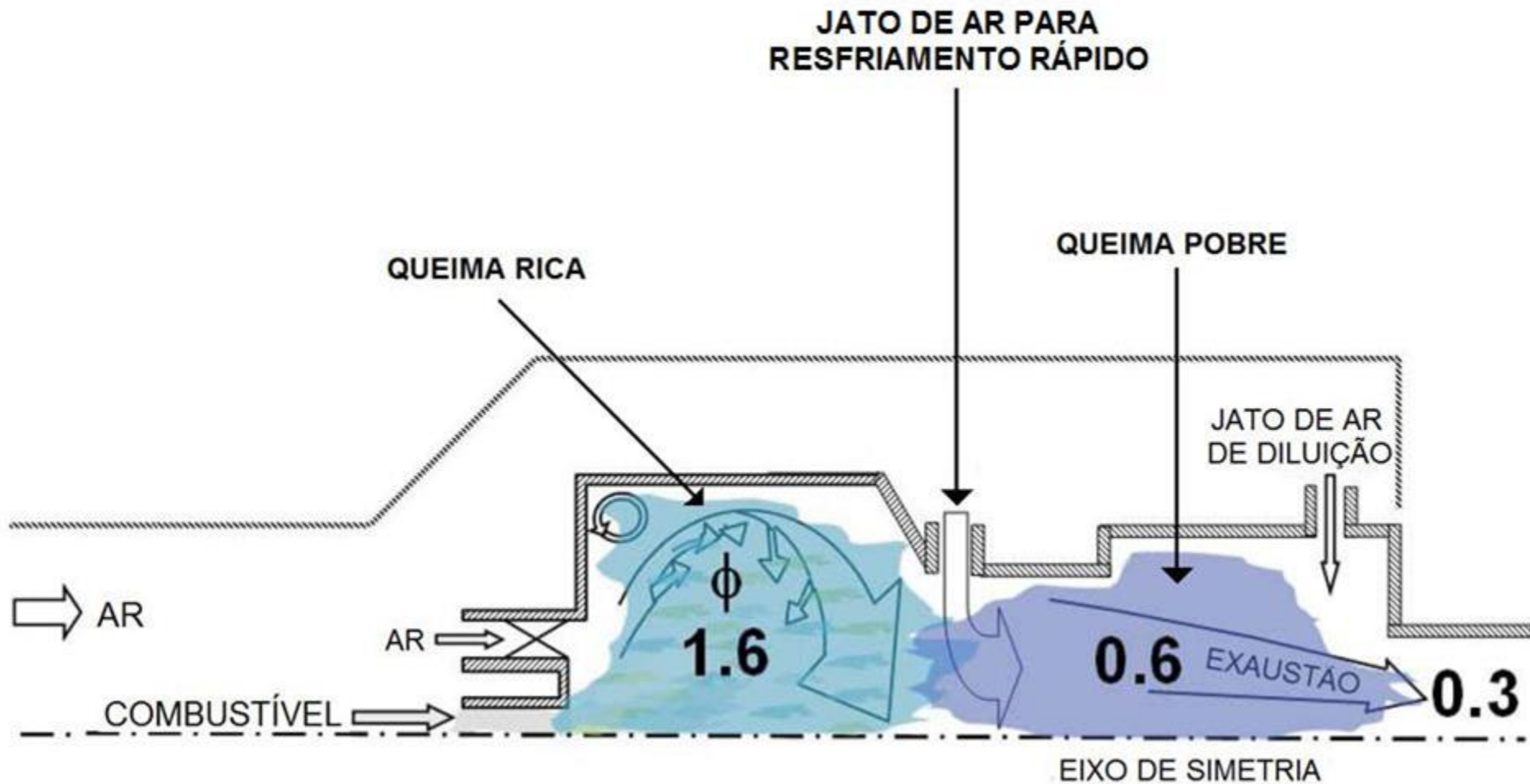


# Câmara de fluxo reverso

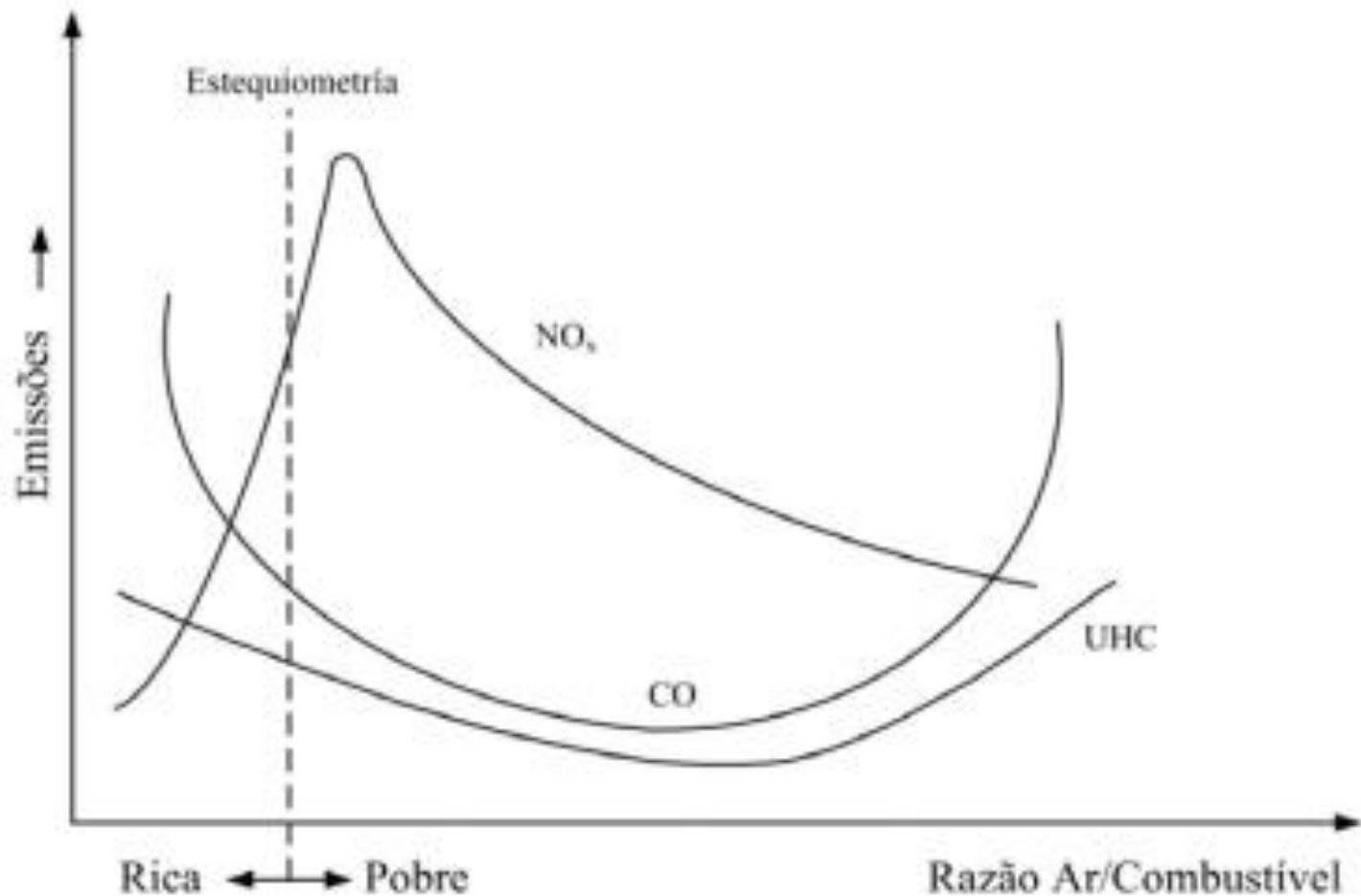




# Baixa emissão de poluentes - RQL



## Baixa emissão de poluentes - RQL



# Baixa emissão de poluentes - RQL

- Rich burn, Quick quench, Lean burn (RQL);
- A quantidade de ar introduzida na zona primária é limitada para formar uma mistura rica com razão de equivalência variando entre 1,2 e 1,8;
- Em seguida a mistura rica é rapidamente misturada com ar para ser resfriada e transportada até a zona pobre do tubo de chama onde o restante de combustível é oxidado;
- Então mais ar é adicionado à zona pobre com o objetivo de reduzir a temperatura e controlar razão de equivalência, que, com um tempo de residência apropriado, completará o consumo de CO, UHC e a fuligem formada na zona rica;
- Os volumes das zonas rica e pobre são maiores do que em câmara convencionais;
- Isso para aumentar o tempo de residência e permitir que as reações se processem por mais tempo no interior da câmara de combustão, minimizando a formação de NO<sub>x</sub> na zona rica e as emissões de CO e de hidrocarbonetos não oxidados na zona pobre.

## Desvantagens:

- Maior volume e peso;
- Exige técnicas especiais de resfriamento;
- Resfriamento por filme de ar pode produzir localmente condições estequiométricas com altas temperaturas e dessa forma contrapor-se com o objetivo de redução do NO<sub>x</sub>;
- A zona primária gera grande quantidade de fuligem agravando o problema de resfriamento das paredes;
- Para minimizar os problemas de rompimento e trincas por fadiga térmica do tubo de chama alguns fabricantes aplicam uma barreira térmica por deposição de filme;
- O processo de deposição é caro e complexo aumentando o custo de fabricação e manutenção da máquina.

# Desempenho da câmara de combustão

- O desempenho da câmara de combustão depende principalmente da eficiência de combustão, da perda de pressão na câmara, do perfil de temperatura na saída e dos limites de estabilidade de operação;
- O consumo de combustível é influenciado pela eficiência da combustão e pela perda de pressão, que também afetam a potência de saída/empuxo produzido pelo motor e, portanto, suas dimensões e peso;
- Além da perda de pressão, o perfil de temperatura na saída da câmara limita a potência de saída/ empuxo produzido e a eficiência do motor;
- Aplicação do motor depende dos limites de estabilidade e de altitude;
- A eficiência nas condições de projeto deve chegar o mais perto possível de 100%;
- Durante a decolagem e em velocidade de cruzeiro, a eficiência de combustão atinge normalmente 99 %. Nessas situações, a potência exigida é alta assim como o consumo de combustível;

# Desempenho da câmara de combustão

- Quando o motor funciona em baixa potência, ou seja, fora do ponto de projeto, a eficiência fica pouco acima de 90 %;
- Para controlar as emissões de monóxido de carbono e de hidrocarbonetos não queimados, a eficiência de combustão não deve atingir valores inferiores a 98%;
- Em câmaras convencionais as perdas de pressão típicas ficam entre 2 e 8 % da pressão do escoamento de ar fornecido pelo compressor;
- Essas perdas de pressão têm o mesmo efeito que a redução na eficiência de combustão, ou seja, reduzem o empuxo produzido pelo motor e aumentam o consumo específico de combustível.
- A velocidade de entrada do ar na câmara não deve ultrapassar 75 m/s para que a combustão seja estável numa grande faixa de razões ar/combustível;
- Entretanto, como essa velocidade costuma atingir 150 m/s na saída do compressor, justifica-se o uso do difusor antes do ar entrar na câmara;

# Desempenho da câmara de combustão

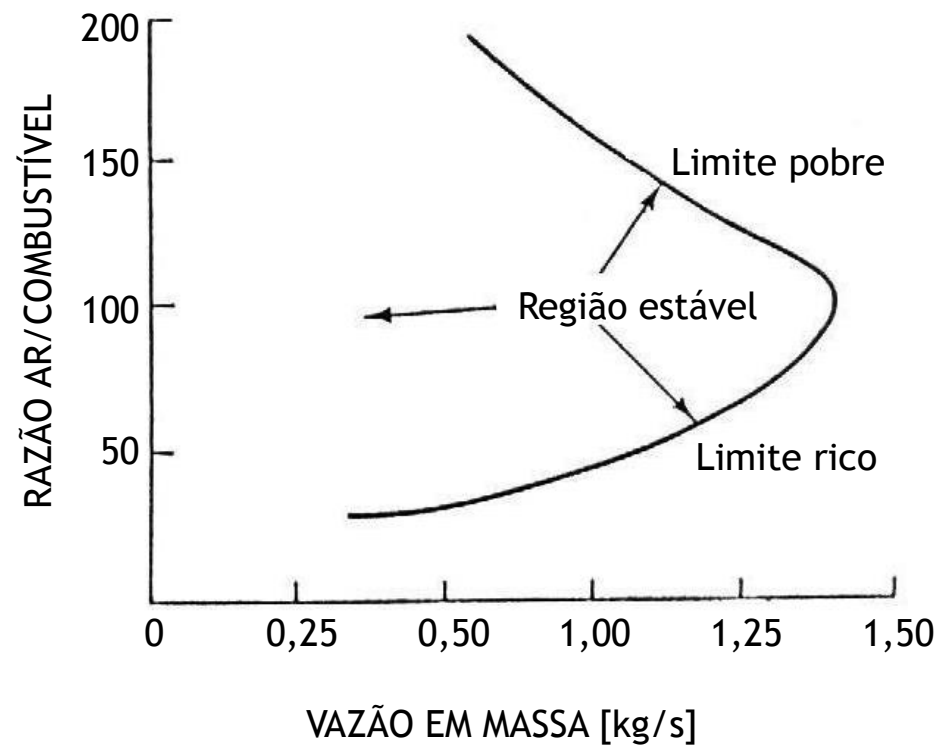
- Por limitações de espaço, o **ângulo** do difusor não deve ultrapassar **11 graus**;
- O **perfil de temperatura radial e circumferencial** na saída da câmara de combustão deve ser tal que **respeite** o limite térmico de operação das **pás da turbina**;
- Como fator de comparação do perfil de temperatura na entrada da turbina e para o projeto de seu bocal, define-se o **fator de qualidade transversal de temperatura** como a diferença entre a temperatura de pico do gás e a temperatura média dividida pelo aumento médio de temperatura na câmara:

$$TQ = \frac{\text{Temperatura de pico} - \text{Temperatura média}}{\text{Aumento médio de temperatura}} \cdot 100 = \frac{T_{\max} - T_4}{T_4 - T_3} \cdot 100$$

- Em câmaras de combustão de **turbinas a gás aeronáuticas**, por causa de limitações de espaço, o **duto entre** a saída da **câmara** de combustão e a entrada da **turbina** é **muito curto**;
- Por isso, **ao longo** da seção transversal **desse duto** a **temperatura** dos gases **pode variar até 10%**.

# Desempenho da câmara de combustão

- Os **limites de estabilidade** da câmara de combustão são os intervalos de **razão ar/combustível** e aumento de temperatura para os quais **não** ocorre **apagamento da chama**;
- Em **cada valor de pressão** de estagnação na entrada da câmara de combustão, **há um limite pobre e um limite rico**;
- O **comportamento da curva de estabilidade** depende da razão ar/combustível e da vazão em massa de fluido de trabalho da máquina e pode ser observado na **figura ao lado**;
- As **condições de projeto** devem ser determinadas bem **longe dos limites** de razão ar/combustível para os quais **ocorre apagamento da chama** para que se possa acelerar e desacelerar o motor;



Curva de estabilidade



# Desempenho da câmara de combustão

- Com o aumento da altitude, ocorre perda de eficiência da câmara de combustão, os limites de apagamento da chama rico e pobre se aproximam e estreitam a faixa de empuxo do motor gradualmente;
- Numa altitude muito grande, a eficiência de combustão pode ficar tão baixa que a temperatura necessária de entrada na turbina pode não ser alcançada;
- Pode-se explicar a redução de eficiência através do aumento do volume necessário para a combustão em baixas pressões;
- Dessa forma, não se atinge combustão completa antes da zona de diluição;
- Para aumentar o desempenho em elevadas altitudes, os motores precisam de maiores razões de compressão;

# Pré-projeto de câmara de combustão para turbinas a gás

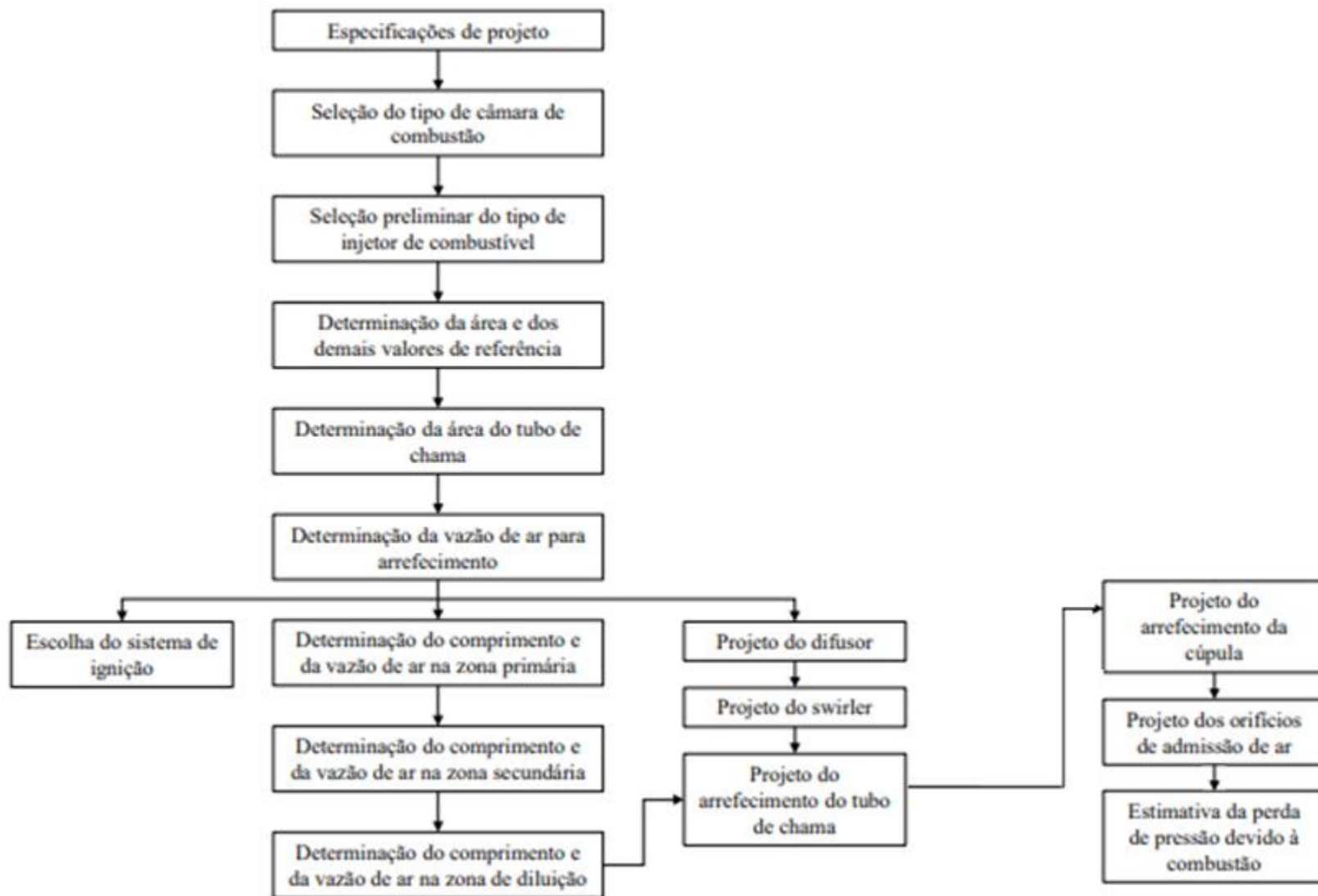
## Especificações de Projeto:

- Vários itens precisam ser analisados para definir o tipo, tamanho e o projeto da câmara de combustão e esses itens são:
  - ✓ Vazão de ar;
  - ✓ Vazão de combustível;
  - ✓ Condições de temperatura, pressão e velocidade do escoamento na entrada da câmara;
  - ✓ Temperatura e qualidade transversal do escoamento quente na saída da câmara;
  - ✓ Eficiência de combustão a ser atingida;
  - ✓ Perda de pressão máxima admissível;
  - ✓ Máxima temperatura das paredes do tubo de chama (em função do material);
  - ✓ Tipos e níveis permitidos de poluentes;

# Pré-projeto de câmara de combustão para turbinas a gás

- No caso de uma câmara de combustão aeronáutica, as principais **condições de operação** que devem ser **analisadas** são:
  - ✓ Máxima tração;
  - ✓ Cruzeiro;
  - ✓ Máxima altitude;
  - ✓ Marcha lenta;
  
- Além disso, é necessário determinar as **limitações físicas da câmara de combustão** para orientar o projeto, tais limitações são:
  - ✓ Limitações de espaço;
  - ✓ Limitações de peso;
  - ✓ Requerimentos de tempo de vida e tempo entre vistorias;
  - ✓ Tipos de combustíveis;

# Pré-projeto de câmara de combustão para turbinas a gás



# Pré-projeto de câmara de combustão para turbinas a gás

- As câmaras de combustão de motores aeronáuticos têm o volume anular limitado pelo compressor e pela turbina;
- A dimensão interna é limitada pelo eixo, pelos rolamentos e pelo escoamento secundário e a dimensão externa, pela turbina e/ou pelo compressor;
- Quando se reduz o comprimento da câmara, diminuem as exigências sobre os mancais e os custos e o peso do motor;
- Para controle da emissão de poluentes, a EPA classifica os motores de turbinas a gás aeronáuticas conforme descrito na tabela a seguir:

|           |   |
|-----------|---|
| Classe P2 | Todos motores turboeixo.  |
| Classe T1 | Todos os motores turbofan e turbojato, exceto os motores de Classe T5 com empuxo inferior a 35.600 Newtons.                         |
| Classe T2 | Todos os motores turbofan e turbojato exceto motores de Classe T3, T4 e T5 com empuxo igual ou superior a 35 600 Newtons.           |
| Classe T3 | Todos os motores de turbinas a gás aeronáuticas da família do modelo JT3D.  |
| Classe T4 | representa todos os motores de turbinas a gás aeronáuticas da família do modelo JT8D.   |
| Classe T5 | Todos os motores de turbinas a gás empregados para propulsão de aeronaves projetadas para operar a velocidades de voo supersônicas. |

# Pré-projeto de câmara de combustão para turbinas a gás

## Custo, peso e tamanho de câmaras de combustão

| Parâmetro                         | TF39   | TF41       | J79        | JT9D   | T63     |
|-----------------------------------|--------|------------|------------|--------|---------|
| Tipo                              | anular | Tuboanular | Tuboanular | anular | Tubular |
| Fluxo de massa (ponto de projeto) |        |            |            |        |         |
| vazão de ar [lb/s]                | 178    | 135        | 162        | 242    | 3,3     |
| vazão de ar [kg/s]                | 81     | 61         | 74         | 110    | 1,5     |
| vazão de combustível [lb/h]       | 12.850 | 9.965      | 8.350      | 16.100 | 235     |
| vazão de combustível [kg/h]       | 5829   | 4520       | 3788       | 7303   | 107     |
| Dimensões                         |        |            |            |        |         |
| Comprimento [in]                  | 20,7   | 16,6       | 19,0       | 17,3   | 9,5     |
| Comprimento [cm]                  | 52,6   | 42,2       | 48,3       | 43,9   | 24,1    |
| Diâmetro interno/externo [in]     | 33,3   | 5,3/24,1   | 6,5/32,0   | 38,0   | 5,4     |
| Diâmetro [cm]                     | 84,6   | 13,5/61,2  | 16,5/81,3  | 96,5   | 13,7    |
| Peso [lb]                         | 202    | 64         | 92         | 217    | 2,2     |
| Peso [kg]                         | 92     | 29         | 42         | 98     | 1,0     |
| Custo aprox., US\$                | 42000  | 17000      | 11300      | 80000  | 710     |

- A área de referência,  $A_{ref}$ , é determinada por **limitações químicas** e de **perda de pressão**;
- O **valor ótimo** é obtido **a partir** dos valores das **condições de operação** da câmara de combustão;
- Este parâmetro é a **dimensão básica para o pré-projeto** da câmara;
- No que se refere às **considerações aerodinâmicas**, no projeto de uma câmara de combustão há **dois parâmetros** adimensionais relacionados com perdas de pressão **importantes**:
- A razão entre a perda de pressão total no combustor e a **pressão total** de entrada  $\Delta P_{3-4}/P_3$ , e o segundo é a razão entre a perda de pressão total no combustor e **pressão dinâmica** de referência  $\Delta P_{3-4}/q_{ref}$ .

$$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} = \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \frac{R_{AR}}{2} \left( \frac{\dot{m}_3 T_3^{0,5}}{A_{ref} P_3} \right)^2 \quad (01)$$

- O termo  $\Delta P_{3-4}/P_3$  é chamado de **perda de pressão total** e **não inclui a perda quente**, ou seja, a perda de pressão devido à combustão;
- Seu valor é dado em porcentagem e varia **entre 4 e 10 %**;

- Já o termo  $\Delta P_{3-4}/q_{ref}$  é denominado “*fator de perda de pressão*” e tem grande relevância no projeto, pois significa a *resistência ao escoamento* entre a saída do compressor e a entrada da turbina;
- O *fator de perda de pressão* é uma *propriedade fixa* da câmara de combustão, ao contrário da *perda de pressão total*, que *depende* das *condições de operação*;
- Do ponto de vista *aerodinâmico*, o fator de perda de pressão é *equivalente a* um “*coeficiente de arrasto*”. Representa também a *soma* de *duas* causas de *perda de pressão* separadas:

$$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}} + \frac{\Delta P_{ft}}{q_{ref}} \quad (02)$$

onde:  $\Delta P_{diff}/q_{ref}$  representa a queda de *pressão no difusor* e  $\Delta P_{ft}/q_{ref}$  é a *queda de pressão* através do *interior da câmara*.

- Como a *perda de pressão no difusor* não contribui na combustão,  $\Delta P_{diff}$  deve ser o mínimo possível;



- O **fator de perda de pressão** no interior da câmara **também deve ser reduzido**;
- Entretanto,  $\Delta P_{ft}$  é importante no processo porque **promove a admissão de ar no interior do tubo de chama e alto nível de turbulência**, resultando em **boa mistura dos reagentes e menor comprimento** da câmara;
- Manipulando a equação (1), tem-se:

$$A_{ref} = \left[ R_{AR} \left( \frac{\dot{m}_3 \sqrt{T_3}}{P_3} \right)^2 \left( \frac{\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}}{\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}} \right) \right]^{0,5} \quad (03)$$

sendo que a constante  $R_{AR}$  assume o valor 143,5 J/kg.K ou 0,83 BTU/lbm.R.

- A partir dessa equação, o **valor** de  $(\dot{m}_3 \cdot \sqrt{T_3}) / (A_{ref} \cdot P_3)$  é calculado **substituindo-se** os valores típicos de **perda de pressão total**  $\Delta P_{3-4} / P_3$  e de **fator de perda de pressão**  $\Delta P_{3-4} / q_{ref}$  para câmaras de combustão de **motores aeronáuticos**.

## Perdas de pressão em Câmaras de Combustão.

| Tipo de câmara | $\Delta P_{3-4}/P_3$ | $\Delta P_{3-4}/q_{ref}$ | $(m_3 \cdot \sqrt{T_3}) / (A_{ref} \cdot P_3)$ |
|----------------|----------------------|--------------------------|--|
| Tubular        | 0,07                 | 37                       | 0,0036   |
| Tuboanular     | 0,06                 | 28                       | 0,0039   |
| Anular         | 0,03                 | 20                       | 0,0046   |

- Quando a cinética química limita a taxa total de liberação de calor, a eficiência da combustão pode ser descrita pelo modelo de velocidade de queima;
- É assumido que o desempenho da combustão é função da razão entre a velocidade de queima turbulenta e a velocidade da mistura recém entrando na zona de combustão;
- Desconsidera-se o tempo de evaporação e de mistura do combustível;
- A eficiência de combustão é expressa como:

$$\eta_c = \frac{\text{calor liberado na combustão}}{\text{calor disponível no combustível}} = \frac{\rho_g \cdot A_f \cdot S_T \cdot c_{p_g} \Delta T}{q \dot{m}_3 H} \quad (04)$$

# Dimensionamento básico: eficiência de combustão

- Por definição,  $c_{pg}\Delta T = qH$ . E a área  $A_f$  é assumida **proporcional à  $A_{ref}$** . Então simplificando a equação (04):

$$\eta_c \propto S_T/U_{ref} \quad (05)$$

- Como  $U_{ref}$  expressa uma **relação** em termos de  $\dot{m}_3$ ,  $P_3$  e  $A_{ref}$ , e  $S_T$  se relaciona com a **velocidade** laminar de chama e a **intensidade** de **turbulência**, que **depende** do **fator de perda de pressão** no interior da câmara, a equação (04) pode ser escrita na forma :

$$\eta_c = f \left[ \frac{P_3 \cdot A_{ref} \cdot (P_3 D_{ref})^m \exp\left(\frac{T_3}{b}\right)}{\dot{m}_3} \right] \cdot \left( \frac{\Delta P_{ft}}{q_{ref}} \right)^{0,5m} \quad (06)$$

- Estudos **experimentais** demonstram que em **diferentes tipos de câmaras** a **eficiência de combustão** pode ser bem correlacionada ao se assumir  **$m = 0,75$** :

$$\eta_c = f \left[ \frac{P_3^{1,75} A_{ref} \cdot D_{ref}^{0,75} \exp\left(\frac{T_3}{b}\right)}{\dot{m}_3} \right] \cdot \left( \frac{\Delta P_{ft}}{q_{ref}} \right)^{0,375} \quad (07)$$

# Dimensionamento básico: eficiência de combustão

- Experimentos também indicam que termo da perda de pressão no tubo de chama pode ser desprezado e a equação (06) simplificada por meio do parâmetro  $\theta$ :

$$\eta_c = f(\theta) = f \left[ \frac{P_3^{1,75} A_{\text{ref}} \cdot D_{\text{ref}}^{0,75} \exp \left( \frac{T_3}{b} \right)}{\dot{m}_3} \right] \quad (08)$$

- Assim, para qualquer razão combustível/ar, a eficiência de combustão,  $\eta$ , é dada em função do parâmetro  $\theta$ :

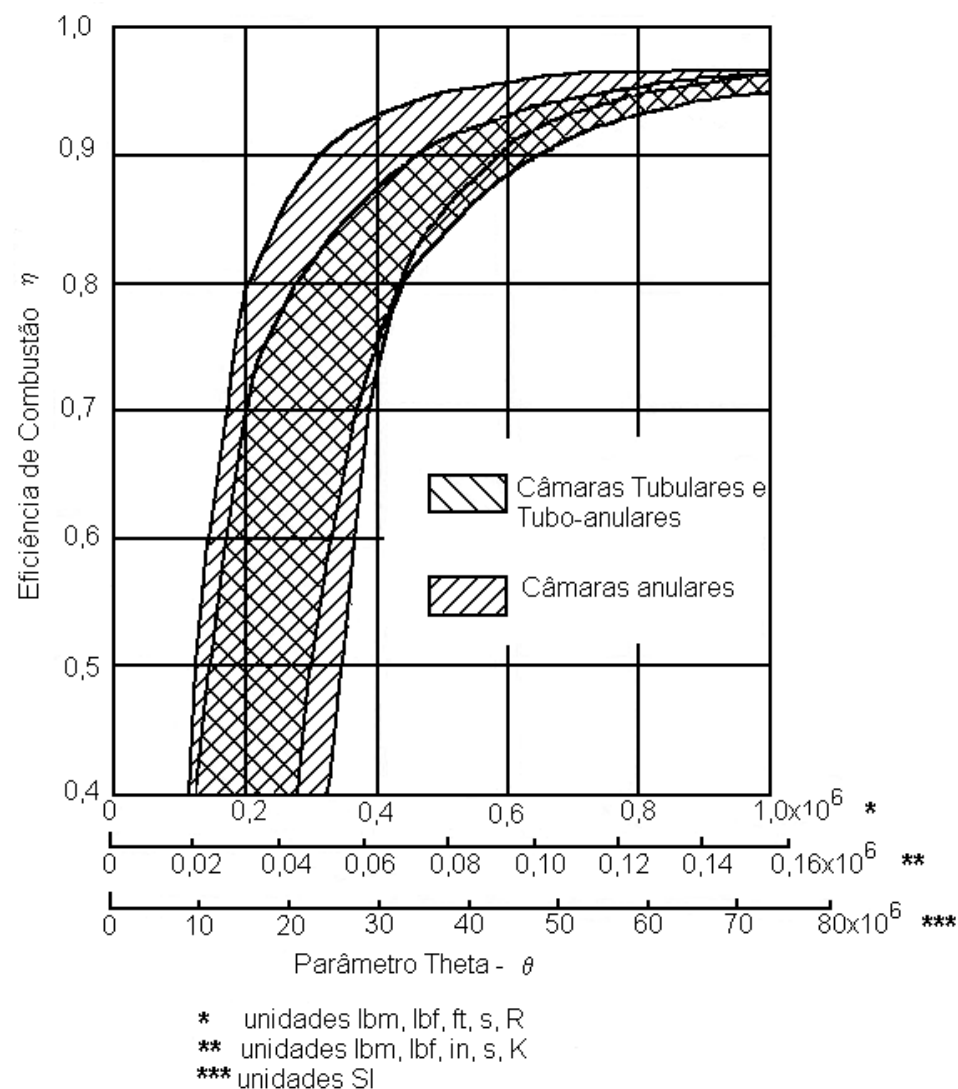
$$\theta = \frac{P_3^{1,75} A_{\text{ref}} \cdot D_{\text{ref}}^{0,75} \exp \left( \frac{T_3}{b} \right)}{\dot{m}_3} \quad (09)$$

onde:

$$b = 245(1,39 + \ln \phi_{\text{ZP}}), \quad \text{para } 0,6 < \phi_{\text{ZP}} < 1,0 \quad (b \text{ em Kelvin})$$

$$b = 170(2,00 - \ln \phi_{\text{ZP}}), \quad \text{para } 1,0 < \phi_{\text{ZP}} < 1,4 \quad (b \text{ em Kelvin})$$

# Dimensionamento básico: eficiência de combustão



- Para câmaras de combustão **tubulares, multitubulares e anulares**, a área do tubo de chama,  $A_{ft}$ , pode ser encontrada pela seguinte relação:

$$A_{ft} = 0,7 A_{ref} \quad (10)$$

- No caso de câmaras **tuboanulares**, o coeficiente varia entre **0,65 e 0,67** para **encurtá-las**;
- A relação entre a quantidade de ar e de combustível que entram na zona primária controla o processo de combustão e as características da câmara de combustão;
- As **diferentes** faixas de valores de **razão de equivalência** acarretam **consequências operacionais** e estão resumidas na tabela **a seguir**:

# Dimensionamento básico (pré-projeto)

| Tipo de mistura na Zona Primária | Vantagens   | Desvantagens  |
|----------------------------------|---|---|
| Estequiométrica                  | Máxima taxa de liberação de energia;<br>Chama com menor luminosidade;<br>Baixa emissão de fuligem;<br>Ausência de depósitos de carbono.   | Alta taxa de transferência de calor para as paredes do tubo de chama;<br>Necessidade de Zona Intermediária;<br>Grande emissão de óxido de nitrogênio.   |
| Rica em combustível              | Baixa velocidade de recirculação promove bom ponto de extinção pobre e fácil ignição;<br>Alta eficiência de combustão em condições de baixa potência.   | Baixa taxa de liberação volumétrica de calor;<br>Chama com alta luminosidade;<br>Emissão de fuligem;<br>Depósito de carbono nas paredes.<br>Temperatura das paredes do tubo de chama varia com o tipo de combustível;<br>Exigência de longa Zona Intermediária. |
| Pobre em combustível             | Chama azulada;<br>Sem emissão de fuligem;<br>Sem depósito de carbono;<br>Menor temp. nas paredes do tubo de chama;<br>Sem necessidade de Zona Intermediária;<br>Boa distribuição de temp. na saída. | Alta velocidade de recirculação afeta de forma adversa a estabilidade e a ignição;<br>Instabilidade de combustão em razões de equivalência abaixo de 0,7;   |

# Dimensionamento básico: limites pobre e rico de flamabilidade

- Para a maior parte dos hidrocarbonetos oxidados com ar, as temperaturas de limite de chama para misturas pobres ficam em torno de 1600 K;
- Por esse motivo, a razão de equivalência limite para misturas pobres em qualquer condição terá um aumento de temperatura de  $\Delta T = (1600 - T_3)$ ;
- Logo, com o auxílio dos gráficos de aumento de temperatura sem dissociação, o valor de  $\Delta T$  é dado em função da temperatura de entrada na câmara  $T_3$ ;
- Para minimizar os efeitos de dissociação, obtêm-se os limites pobre e rico da razão de equivalência  $\phi$  dos dois pontos onde a ordenada de  $\Delta T$  encontra a curva de  $T_3$  no gráfico de aumento de temperatura de chama adiabática.
- Assim, para,  $\Delta T = 1600 - T_3$ , os limites de  $\phi$  podem ser aproximados para as seguintes equações:

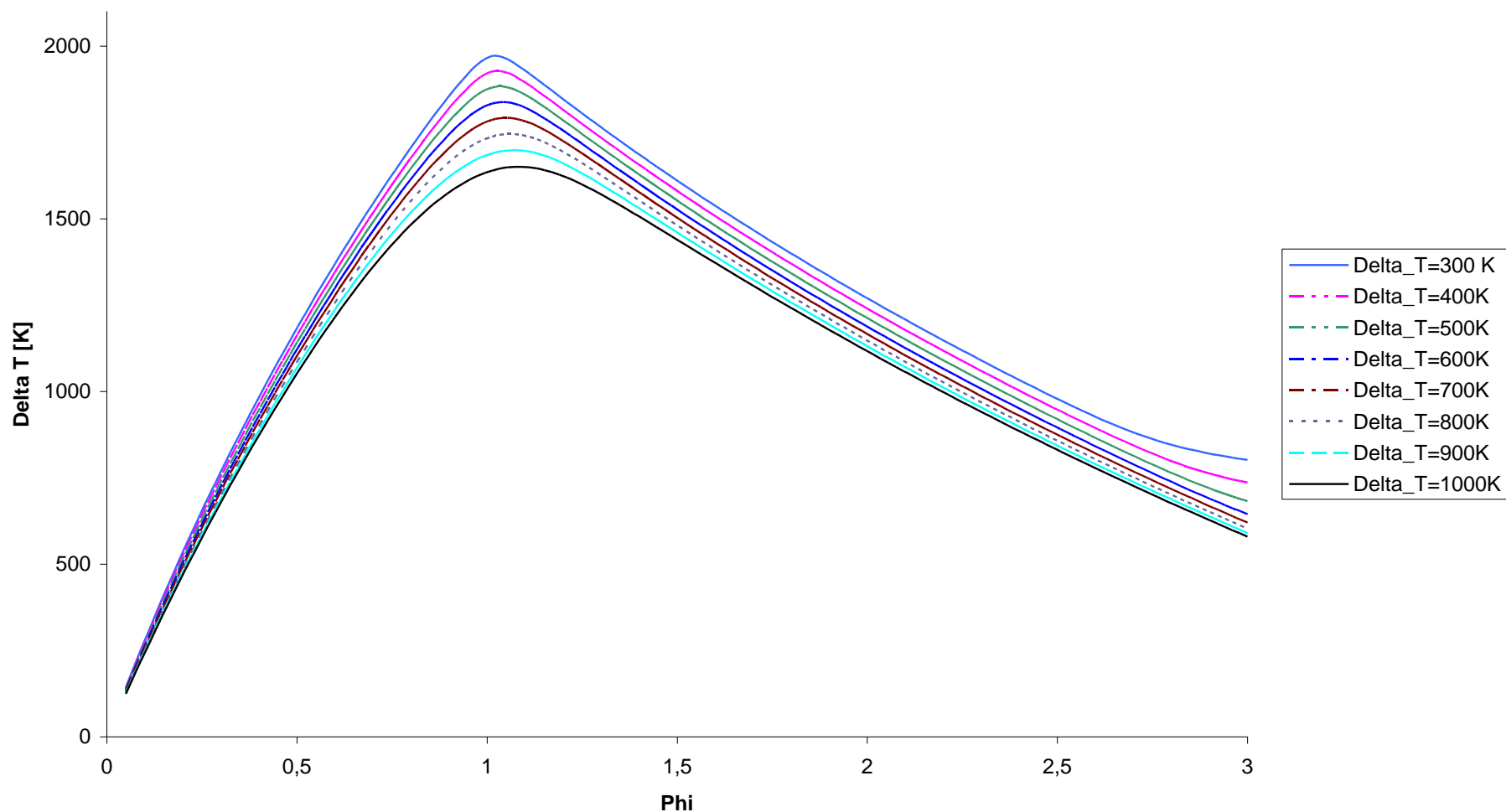
$$\phi_{\text{pobre}} = 0,67 - 0,0004 T_3 \quad (11)$$

$$\phi_{\text{rico}} = 1,82 + 0,0006 T_3 \quad (12)$$



# Dimensionamento básico: limites pobre e rico de flamabilidade

Equilíbrio Químico - Aumento de Temperatura Adiabática



# Dimensionamento básico: % de ar de resfriamento e $\phi_{zp}$

- Em **câmaras convencionais**, para que as **emissões de fumaça, CO e HC** sejam **mínimas**, a razão de equivalência da zona primária **nunca** deve ser **maior que  $\phi_{zp} = 1,5$**  em qualquer condição de operação;
- A **razão de equivalência da zona primária** relaciona-se com a porcentagem de ar que entra na zona primária por meio da relação:

$$\phi_{zp} = \frac{\phi_{global}}{\frac{\dot{m}_{zp}}{\dot{m}_3}} \quad (13)$$

- O **filme de ar de resfriamento do tubo de chama** pode ser estimado com:

$$\text{Porcentagem de filme de ar de resfriamento} = 0,1 \cdot T_3 - 30 \quad (14)$$

onde:  $T_3$  refere-se à condição do ponto de projeto, normalmente considerado como o ponto de máxima potência.

- **Nem todo** esse ar é parasítico, **parte** desse ar será **empregado** nas **várias zonas** da câmara;

# Dimensionamento básico: $L_{zp}$ e % de ar da zp e da zs

- O comprimento da zona primária fica entre  $2/3$  e  $3/4$  do diâmetro do tubo de chama, a  $3/4$  corresponde a maior eficiência de combustão;

$$L_{zp} = 3 \cdot D_{ft} / 4 \quad (15)$$

- Na zona secundária, a quantidade de ar é determinada considerando a condição de operação mais rica possível,  $(\phi_{global})_{+rico}$ , que não pode ultrapassar  $\phi_{global} = 0,8$  para os gases que saem da zona secundária;
- Portanto, observa-se qual a condição de operação com maior  $\phi_{global}$ , a partir desse valor calcula-se a porcentagem de ar das zonas primária e secundária como o quociente entre esse valor e  $\phi = 0,8$ , ou seja:

$$\frac{\dot{m}_{zp} + \dot{m}_{zs}}{\dot{m}_3} = \frac{(\phi_{global})_{+rico}}{0,8} \quad (16)$$

- Quanto ao comprimento da zona secundária, seu valor pode ser estimado pela cinética química e pelo tempo de residência necessário ou pelo comprimento para a mistura dos gases;

- Os **valores típicos** ficam **entre 0,5 e 0,7** do **diâmetro do tubo de chama**, mas, para motores de aeronaves projetadas **para longos períodos de cruzeiro em altas altitudes**, esse valor **pode chegar a 1 ou 1,5** do diâmetro do tubo de chama;
- Os valores normalmente utilizados variam entre **quase zero** para alguns **motores de sustentação**, cujos **comprimento e peso** são os fatores **mais importantes que a eficiência** de combustão, **até  $1,5 \cdot D_{ft}$**  em motores **aeronáuticos** que devem operar em cruzeiro por longos períodos em altas altitudes e, portanto, a eficiência é o ponto determinante;
- Experimentos sugerem que o **comprimento da zona secundária** seja **metade do diâmetro** do combustor:

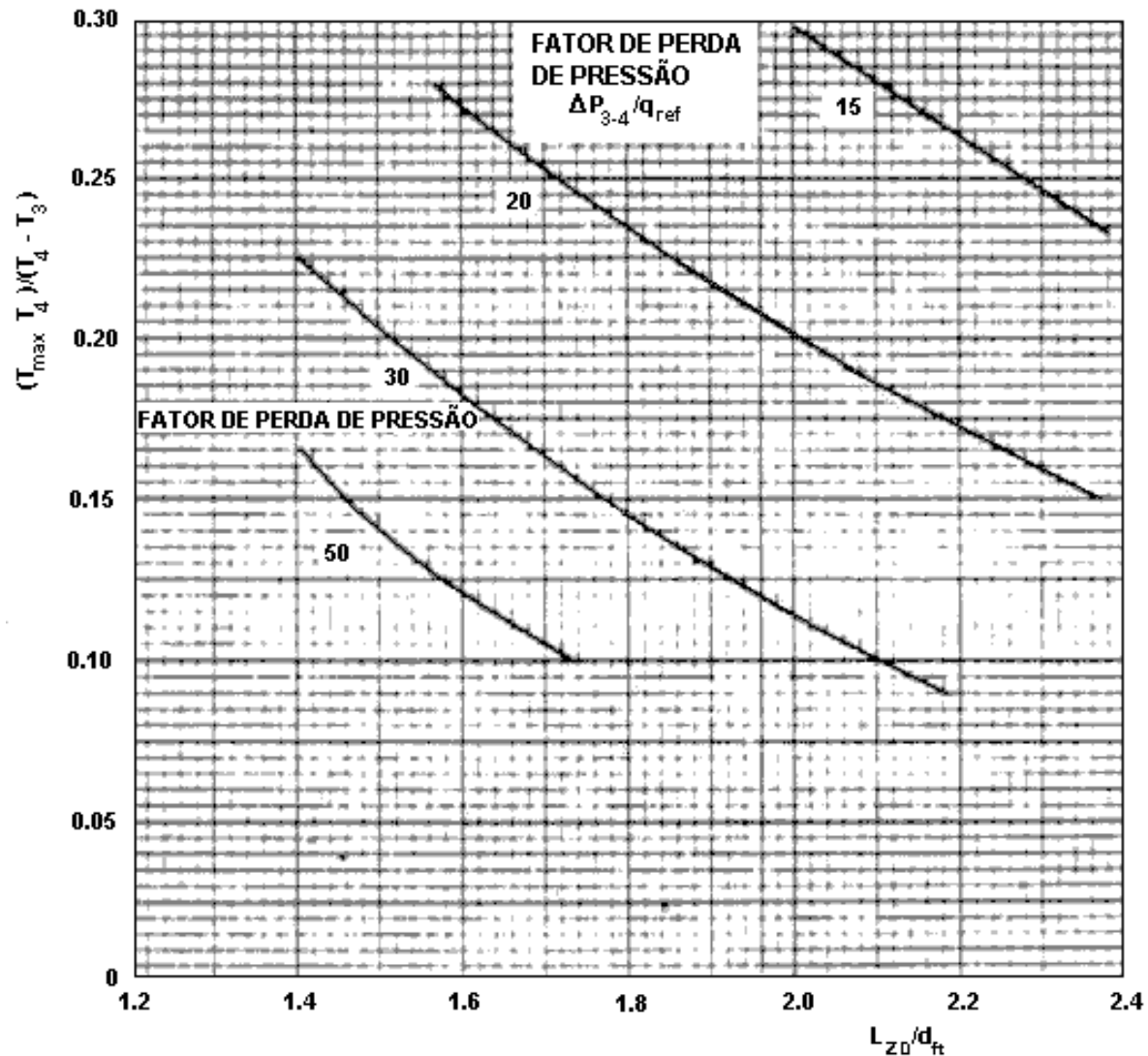
$$L_{zs} = D_{ft}/2 \quad (17)$$

- Para uma câmara de combustão **convencional**, num sistema em que o **desempenho é limitado** pelos limites de **mistura** e as **taxas de evaporação e de reação químicas** são rápidas, a **eficiência** de combustão **depende** da **razão entre a taxa de mistura e o escoamento de ar**;

- Estudos **experimentais recomendam** para o projetos em que o **comprimento da zona de combustão**, primária e secundária, seja **50% maior que** o diâmetro do tubo de chama,  $D_{ft}$ ;
- O **comprimento da zona de diluição** deve ficar **entre 1,5 e 1,8  $D_{ft}$** , porque um comprimento **mais curto não** promove **mistura adequada**, mas um **mais longo não melhora** muito o **fator de temperatura na saída** da câmara, já que o ar adicional requerido para resfriar a parede da câmara reduziria o ar disponível para a zona de diluição;
- O comprimento da zona de diluição pode ser **estimado a partir do gráfico** a seguir **ou** diretamente a partir **das equações das curvas desse gráfico**, na Tabela abaixo, **com** os valores do fator de temperatura **TQ** e do fator de perda de pressão  $\Delta P_{3-4}/q_{ref}$ .

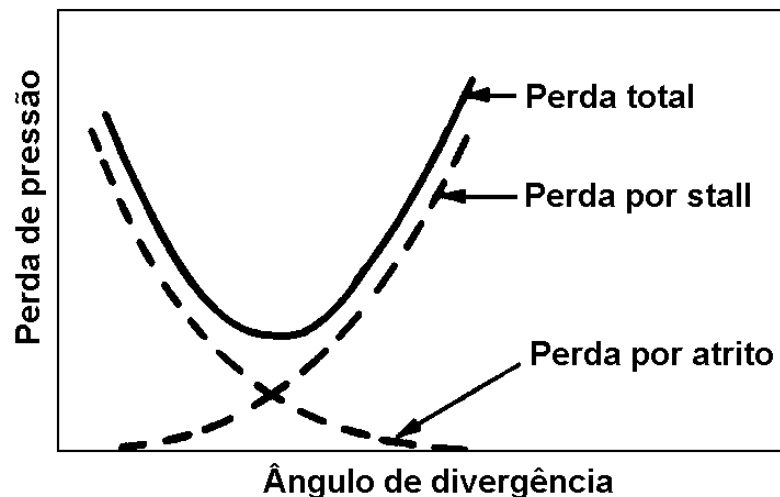
| $\Delta P_{3-4}/q_{ref}$ | $L_{ZD}/D_{ft} =$               |
|--------------------------|---------------------------------|
| 15                       | $3,78 - 6.TQ$                   |
| 20                       | $3,83 - 11,83.TQ + 13,4.TQ^2$   |
| 30                       | $2,96 - 9,86.TQ + 13,3.TQ^2$    |
| 50                       | $2,718 - 12,64.TQ + 28,51.TQ^2$ |

# Dimensionamento básico: difusor



Desempenho da  
mistura da zona de  
diluição

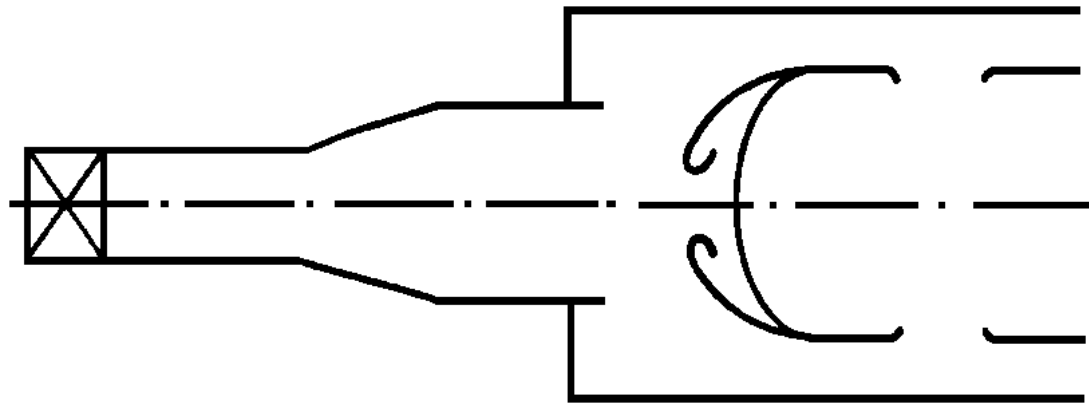
- No projeto de **difusores** para câmara de combustão, devem ser considerados **três itens**: o **espaço disponível**, a **perda de pressão** admitida e o **perfil uniforme** de velocidades do ar;
- Cada um desses **fatores** deve ser observado a fim de que haja um **compromisso entre eles**;
- **Em turbinas aeronáuticas**, é **necessário limitar** o **comprimento** do **difusor** e, portanto, aumentar seu ângulo de divergência sem deixar de considerar as perdas de pressão envolvidas;
- A **variação da perda de pressão com o ângulo de divergência** do difusor pode ser observada na Figura abaixo:



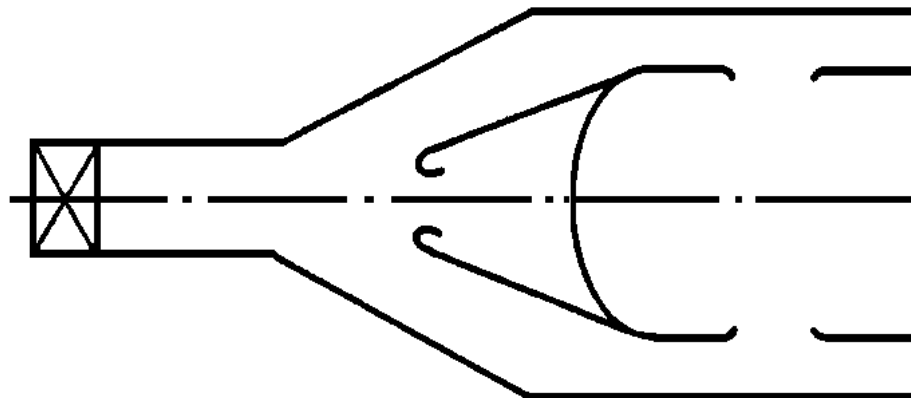
Influência do  
ângulo do difusor  
na perda de  
pressão



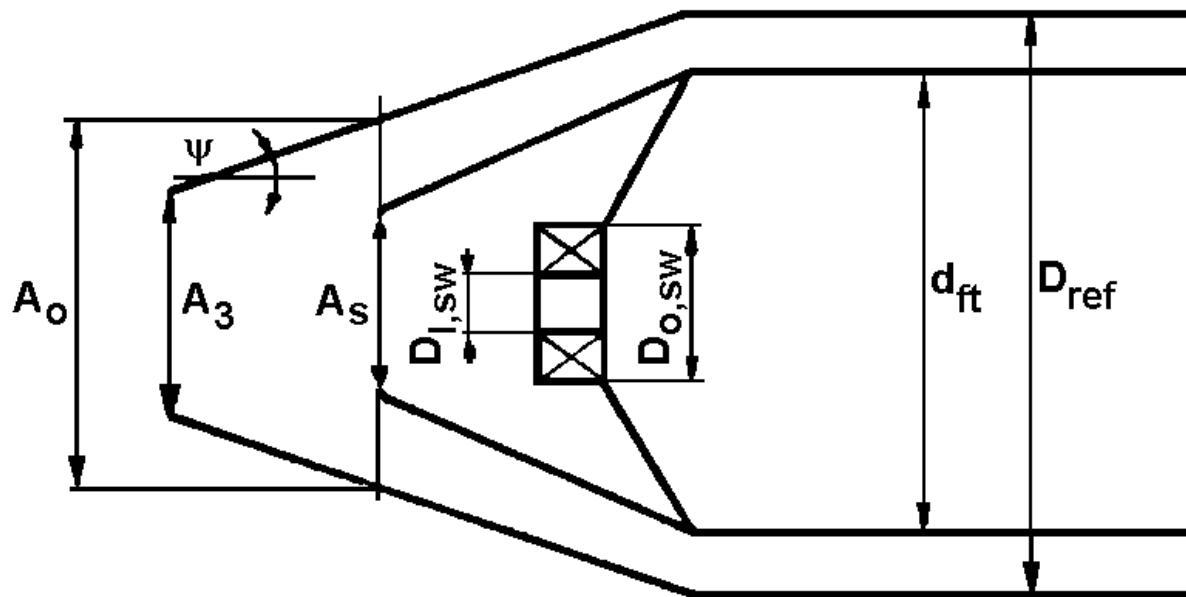
- As **perdas** ocorrem devido ao **atrito** com as paredes e a **separação** da **camada limite** (“**stall**”);
- Para um **difusor longo e com baixo ângulo** de divergência, as **perdas** são **altas** por causa do **atrito** com as paredes;
- Já para um **difusor mais curto e com maior ângulo** de divergência, as **perdas de pressão** são causadas pela **separação** do escoamento (**camada limite**);
- Para uma dada razão de área entre a saída e a entrada do difusor, há um **ângulo de divergência ótimo**. Normalmente o ângulo encontra-se em torno **de 7° a 12°**;
- Para satisfazer às exigências de **redução de tamanho**, será suposto o projeto de um **difusor simples e uma entrada de ar primário** que deve ser encaixada no combustor **ou o combustor será localizado dentro do difusor**;



Arranjo de Pré-Difusor



Arranjo de Difusor Paralelo



Dimensões características de um difusor

- Num projeto convencional, metade da porcentagem de ar que é destinado à zona primária seria admitida para o turbilhonador (“swirler”) e o resfriamento da cúpula;
- A outra metade desse ar escoa com o resto do ar pela seção de área  $A_{an}$ :

$$\dot{m}_{cúpula} + \dot{m}_{sw} = 0,5 \cdot \dot{m}_{zp} \quad (18)$$

$$\dot{m}_{an} = \dot{m}_3 - (\dot{m}_{cúpula} + \dot{m}_{sw}) \quad (19)$$

- A velocidade do ar que passa pela área  $A_3$  na condição de projeto é obtida a partir da equação da continuidade e do gás perfeito:

$$P_3 = \rho_3 \cdot R_{AR} \cdot T_3 \quad (20)$$

onde:  $R_{AR} = 287 \text{ J/(kg.K)}$

$$\dot{m}_3 = \rho_3 \cdot A_3 \cdot V_3 \quad (21)$$

➤ Assim:

$$V_3 = \frac{\dot{m}_3 \cdot T_3 \cdot R_{AR}}{A_3 \cdot P_3} \quad (22)$$

➤ Para a **velocidade do ar na área  $A_{an}$** , é feito o mesmo cálculo, porém é considerada apenas a massa de ar que passa nessa área na condição de projeto.

$$V_3 = \frac{\dot{m}_{an} \cdot T_3 \cdot R_{AR}}{A_{an} \cdot P_3} \quad (23)$$

➤ Na área  $A_0$ , a **velocidade do ar** deve ter o **mesmo valor** que em  $A_{an}$ . Relacionam-se então as dimensões dessa forma:

$$\frac{A_0}{A_{an}} = \frac{m_3}{m_{an}} \quad (24)$$

$$A_{an} = A_{ref} - A_{ft} \quad (25)$$

- Para **câmaras tubulares ou tuboanulares**, a área  $A_3$  é calculada para um certo número de combustores:

$$A_3 = \frac{A_{\text{compressor}}}{\text{número de combustores}} \quad (26)$$

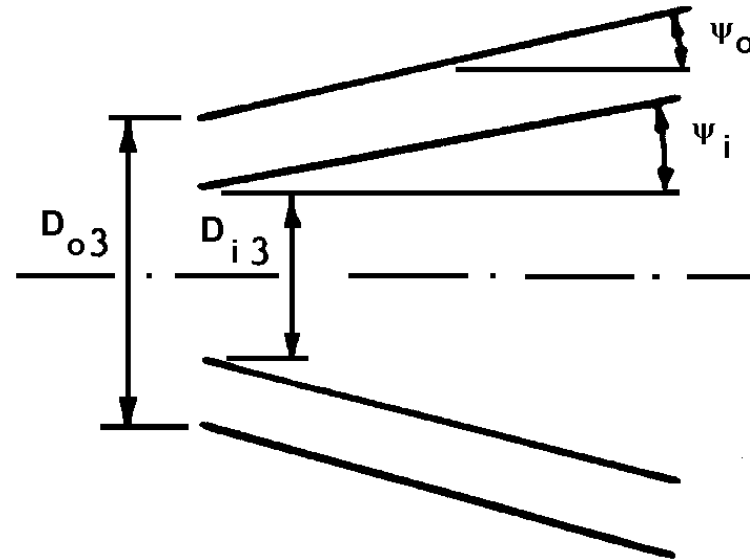
- No caso de **câmaras anulares**, o número de combustores é considerado como **um**. A razão de expansão pode então ser obtida com a equação:

$$AR = \frac{A_0}{A_3} \quad (27)$$

- Para um **difusor com geometria  $\psi_i = 0$  e  $\psi_o \neq 0$** , razão de área variável e  $D_{i3}/D_{o3} = 0$ , de acordo com a figura do próximo slide derivou a equação:

$$\frac{\Delta P_{\text{diff}}}{P_3} = 1,75 R_{\text{ar}} \left[ \frac{\dot{m}_3 \cdot \sqrt{T_3}}{P_3} \right]^2 \frac{(\tan \psi_o)^{1,22}}{A_3^2} \left[ 1 - \frac{A_3}{A_0} \right]^2 \quad (28)$$

onde:  $1,75 \cdot R_{\text{AR}} = 502,4 \text{ J/kg.K}$



Dimensões  
características  
de um difusor

➤ A área  $A_s$  é dada então pela equação:

$$\frac{A_s}{A_0} = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_3} \cdot \frac{1}{C_{d,s}} \quad (29)$$



- O **coeficiente de descarga** da entrada de ar primário  $C_{d,s}$  deve ser **próximo a unidade** para que a saída de ar do compressor seja uniforme;
- Se **não** for **possível** que a **expansão** ocorra **totalmente antes da entrada** de ar primário, como foi suposto, **deve-se considerar** um **mínimo de 20% de expansão** para **minimizar** a **perda** de pressão;
- Com esses dados definidos e o ângulo do difusor, pode-se então determinar **o comprimento do difusor**  $L_{dif}$ ;
- Além disso, a **velocidade do ar na região anular** deve permanecer **constante** a partir da entrada de ar primário;
- Por último, **estima-se** o **desempenho do difusor** para **todas** as **condições**;
- Se o **desempenho** nos outros casos **não** for **satisfatório**, os **ângulos** de divergência **podem ser ajustados**.

$$L_{dif} = (R_0 - R_3)/\text{tg}\psi \quad (30)$$

# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)

- A presença de um turbilhonador (“swirler”) envolta do injetor de combustível é a melhor maneira de induzir um escoamento em recirculação na zona primária para intensificar a mistura entre o combustível e o ar, já que a recirculação produz regiões de cisalhamento, alta turbulência e altas taxas de mistura;
- A zona de recirculação é aumentada pelo: aumento do ângulo das pás; aumento do número de pás, ou seja, menor razão espaço/corda; redução na razão de aspecto da pá e mudança de pás planas para curvadas.
- Sem considerar os efeitos devidos à admissão de ar secundário, o comprimento da zona de recirculação pode ser aproximado pela equação:

$$L_{ZR} = 2 D_{SW} \quad (31)$$

com uma razão máxima de arrasto de 30% do escoamento do turbilhonador

# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)

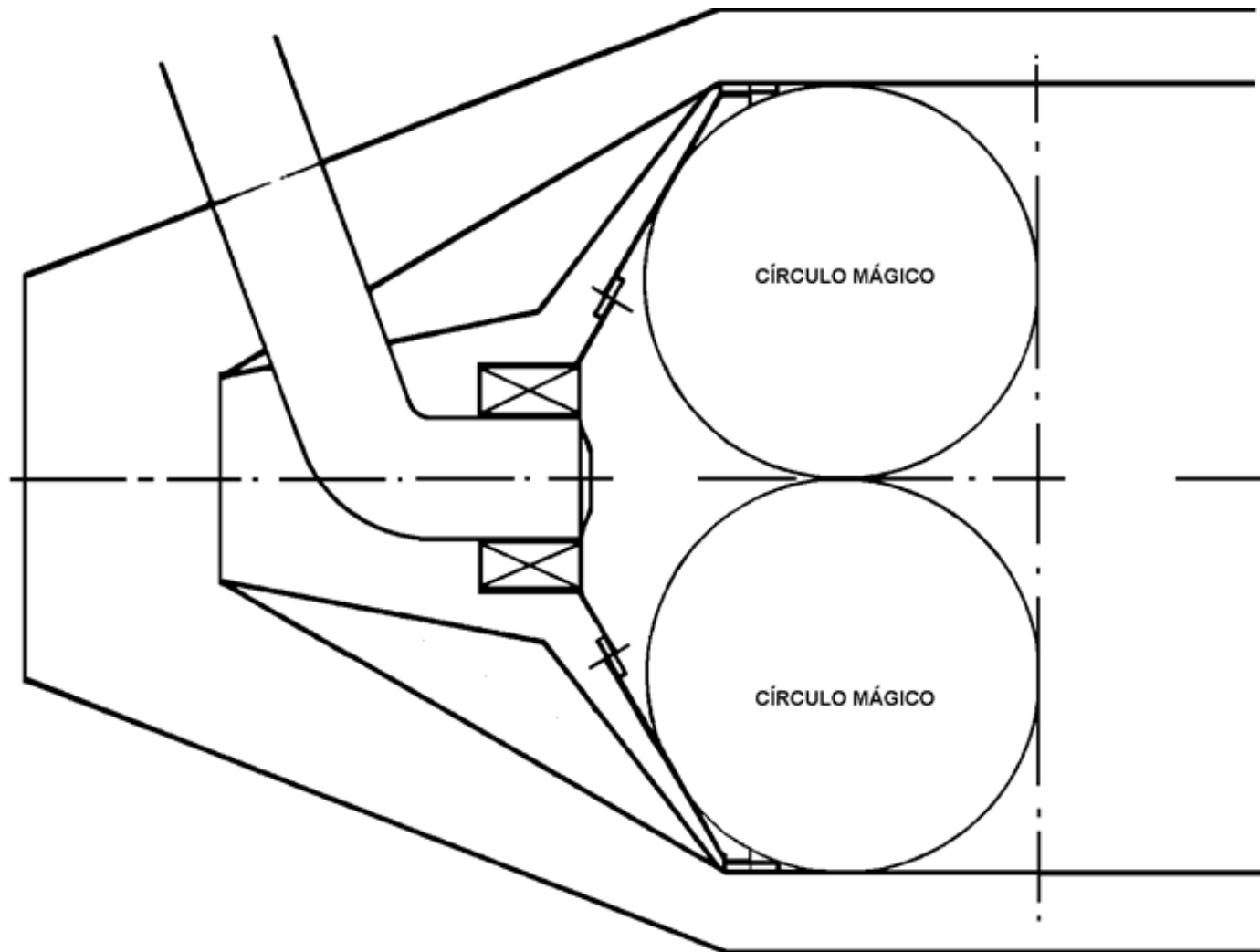


Turbilhonador de uma câmara de combustão tuboanular

# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)

- Num **turbilhonador típico**, há **entre 8 e 10 pás** dispostas num **ângulo,  $\alpha_{sw}$**  ;
- O turbilhonador localiza-se em volta do injetor e a **zona de recirculação gerada depende** de parâmetros como o **ângulo das pás** do turbilhonador e a **perda de pressão**;
- O **comprimento da zona de recirculação** aproxima-se do **diâmetro de dois turbilhonadores**, com uma razão de entrada de aproximadamente **30% do escoamento do turbilhonador**;
- A **quantidade de ar** de recirculação é estimada **entre 30 e 70 %** de todo o **ar admitido** pelos **orifícios** da **zona primária**;
- Uma **estimativa** apropriada para um projeto é de **50 %**;
- **Se a zona primária** for projetada **com duas séries de orifícios**, então **dois terços** desse **ar** deve entrar **no primeiro** conjunto de orifícios e **um terço** deve entrar **nos** orifícios da **segunda** coluna;
- A **posição dos orifícios** tem influência no comprimento da zona de recirculação;
- A partir da observação do escoamento de ar, estipulou-se que, no **caso de apenas uma coluna de orifícios**, eles devem ser dispostos num local **tangencialmente à jusante do círculo mágico** (que representa a zona de recirculação);

# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)



# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)

- A zona de **recirculação** é definida pelos **dois círculos de diâmetros** iguais à metade do diâmetro **do tubo de chama**;
- Para um desempenho satisfatório, o **ângulo das pás,  $\alpha_{sw}$** , e o **comprimento das pás** devem ser **grandes** o suficiente a fim de que **não** seja **possível ver através** do turbilhonador;
- A **quantidade de ar** que entra no turbilhonador não é bem definida. Entretanto, a partir de **resultados experimentais**, recomenda-se que esse valor seja **entre 3 e 12 % do ar total**;
- O **ar** que entra pelo “**swirler**” deve ser aproximadamente **um terço do ar de recirculação**;
- A **quantidade de ar do turbilhonador** deve ser tal que sua quantidade de movimento seja igual ao do ar que entra na zona de recirculação através dos orifícios da zona primária;

$$3\% < \frac{\dot{m}_{sw}}{\dot{m}_3} < 12\% \quad (32)$$

# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)

- Os turbilhonadores **mais comuns** são aqueles que possuem **pás retas** colocadas num **ângulo constante**;
- O ângulo de mudança de direção do escoamento de ar,  $\beta_{sw}$ , se aproxima do ângulo das pás,  $\alpha_{sw}$ . Os valores de  $\beta_{sw}$  e  $\alpha_{sw}$  normalmente situam-se **entre 45 e 70°**:

$$45^\circ < \alpha_{sw} < 70^\circ \quad (33)$$

$$45^\circ < \beta_{sw} < 70^\circ \quad (34)$$

- Com base na **conservação de quantidade de movimento e de energia**, pode-se utilizar a seguinte relação de **perda de pressão** para **turbilhonadores axiais de pás finas**:

$$\frac{\Delta P_{sw}}{q_{ref}} = K_{sw} \left[ \left( \frac{A_{ref}}{A_{sw}} \right)^2 \sec^2 \beta_{sw} - \left( \frac{A_{ref}}{A_{ft}} \right)^2 \right] \left( \frac{\dot{m}_{sw}}{\dot{m}_3} \right)^2 \quad (35)$$

onde  $\Delta P_{sw}$  é a **perda de pressão total** devida ao **swirler**,  $A_{sw}$  é a **área frontal** do **swirler** e  $K_{sw} = 1,30$  e  $K_{sw} = 1,15$  para **pás finas retas** e para **pás finas curvadas**, respectivamente.



➤ Tem-se que:

$$\frac{\Delta P_{SW}}{q_{ref}} = \frac{P_{SW} - P_{ft}}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} - \frac{\Delta P_S}{q_{ref}} - \frac{\Delta P_{dif}}{q_{ref}} \quad (36)$$

onde  $\Delta P_S$  é a perda total de pressão dentro da entrada de ar primário. A perda de pressão no difusor  $\Delta P_{dif}/q_{ref}$  é calculada na condição de projeto:

$$\frac{\Delta P_{dif}}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_{dif}}{p_3} \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \frac{1}{\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}} \quad (37)$$

➤  $\Delta P_S$  é tipicamente 25 % da pressão dinâmica na entrada de ar primário, ou seja:

$$\frac{\Delta P_S}{q_s} \cong 0,25 \quad (38)$$

# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)

➤ Portanto:

$$\frac{\Delta P_S}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_S}{q_s} \frac{q_s}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_S}{q_s} \left( \frac{A_{ref}}{A_0} \right)^2 \quad (39)$$

- O valor determinado para  $A_{sw}$  deve ser corrigido de modo que mais 50 % de ar passe pelo turbilhonador, ou seja, a área  $A_{sw}$  é 50 % maior do que o valor calculado pela equação (35);
- Para estimar o diâmetro do atomizador de combustível, utiliza-se a relação:

$$D_{at} = 2 R_{at} = 10 \text{ a } 15 \% \text{ do } D_{ref} \quad (40)$$

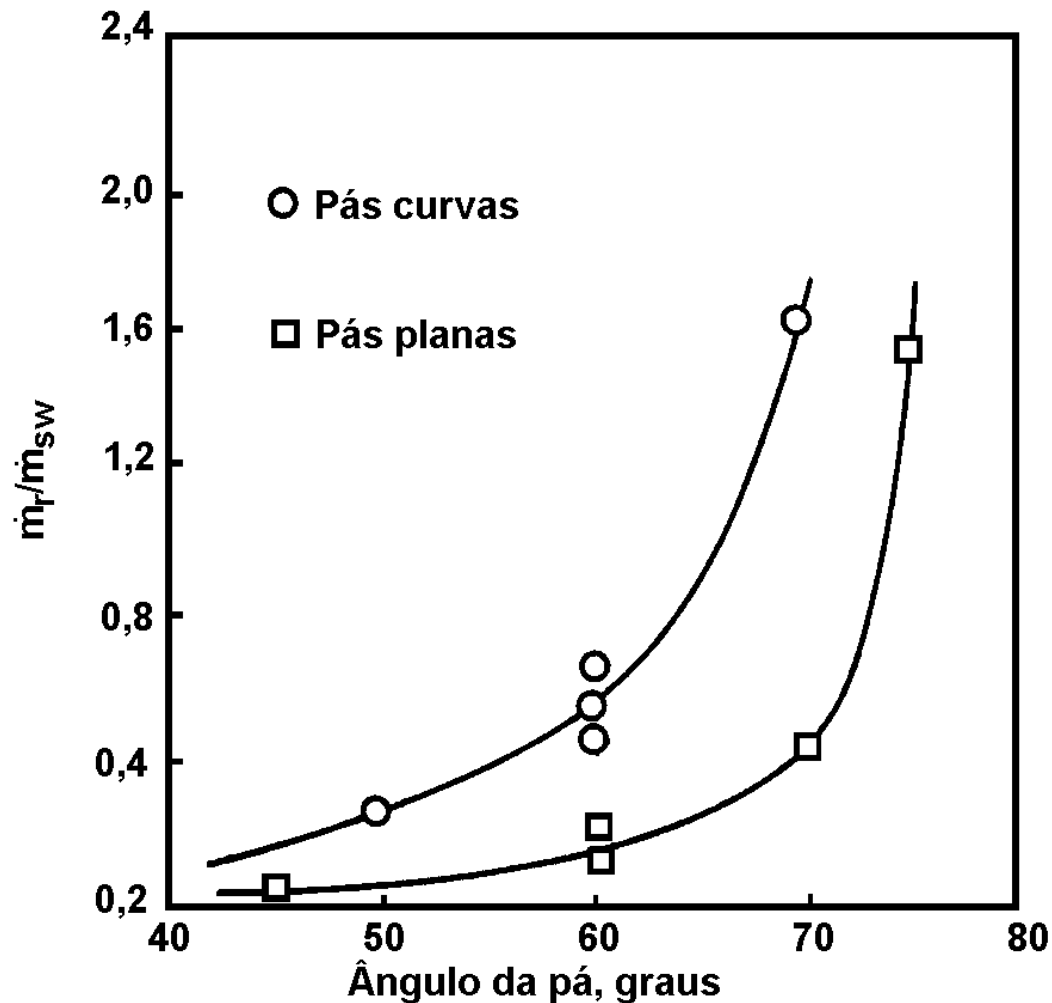
- A espessura da parede deve ser estimada para que seja obtido o diâmetro interno do turbilhonador. E, então, seja encontrado o diâmetro externo do *swirler* a partir da área  $A_{sw}$ ;
- Como resultado, deve-se observar que o diâmetro do turbilhonador seja aproximadamente 30 % do diâmetro do tubo de chama:

$$D_{sw}/D_{ft} \cong 0,30 \quad (41)$$

# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)

- Para quantificar a intensidade da zona de recirculação formada a jusante do queimador, define-se o **número de “swirl”** (número de turbilhonamento);
- Essa **grandeza adimensional** corresponde fisicamente à **razão entre** o **componente axial** da quantidade de movimento **angular** do escoamento e a componente axial da quantidade de movimento **linear do escoamento**;
- Para **números de “swirl” menores do que 0,4**, **não** há escoamento em **recirculação** e o **turbilhonamento** é descrito como **fraco**;
- **Entre 0,4 e 0,6**, o turbilhonamento é descrito como **moderado** e as linhas de corrente divergem;
- A **maior parte** dos turbilhonadores (“**swirler**”) de interesse prático opera com turbilhonamento **forte**, muito **maior que 0,6**;
- Na figura a seguir, observa-se que o escoamento de massa reverso ultrapassa o escoamento de massa através do *turbilhonador* em condições de números de “swirl” muito altos;

# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)



# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)

➤ O número de “swirl” é calculado a partir da equação:

$$S' = \frac{S_S'}{(1 + M_R)} \quad (42)$$

Onde  $S_S'$  é o número de “swirl” do escoamento secundário, só o ar sem o jato de combustível, definido com:

$$S_S' = \frac{G_\phi}{(R_3 - R_H) \cdot G_X'} \quad (43)$$

$M_R$  é a razão entre as componentes axiais dos fluxos das quantidades de movimento linear dos escoamentos primário (jato de combustível) e secundário, dado por:

$$M_R = \frac{\left(\frac{\rho}{\dot{m}^2}\right)_S \left(\frac{\rho}{\dot{m}^2}\right)_P \cdot (R_3^2 - R_H^2)}{R_1^2} \quad (44)$$

# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)

$$\frac{G_{\phi}}{G_X'} = \frac{2(CB)\tan\alpha(R_{SW}^3 - R_H^3)}{3(R_{3a}^2 - R_H^2)} \quad (45)$$

onde **CB** é o **coeficiente de bloqueio** do **turbilhonador**:

$$CB = \frac{1}{1 - \sigma} \quad (46)$$

e  $\sigma$  é o **fator de bloqueio**, dado pela equação:

$$\sigma = \frac{A_{SW} - A_{EF}}{A_{3a} + A_{SW}} \quad (47)$$

na qual  $A_{SW}$  é a **área da coroa do turbilhonador**,  $A_{3a}$  é a **área anular entre o turbilhonador e a parede do tubo** e  $A_{EF}$  a **área efetiva de escoamento** no próprio **turbilhonador**:

$$A_{EF} = Z(R_{SW} - R_H)(K - 2T).\cos\alpha_{SW} \quad (48)$$

onde **T** representa a **espessura das pás do turbilhonador** é dado por:

$$K = \cos\left(\frac{\pi}{2Z}\right) \left[ R_{SW} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{Z}\right) + R_H \cdot \tan\left(\frac{\pi}{Z}\right) \right] \quad (49)$$

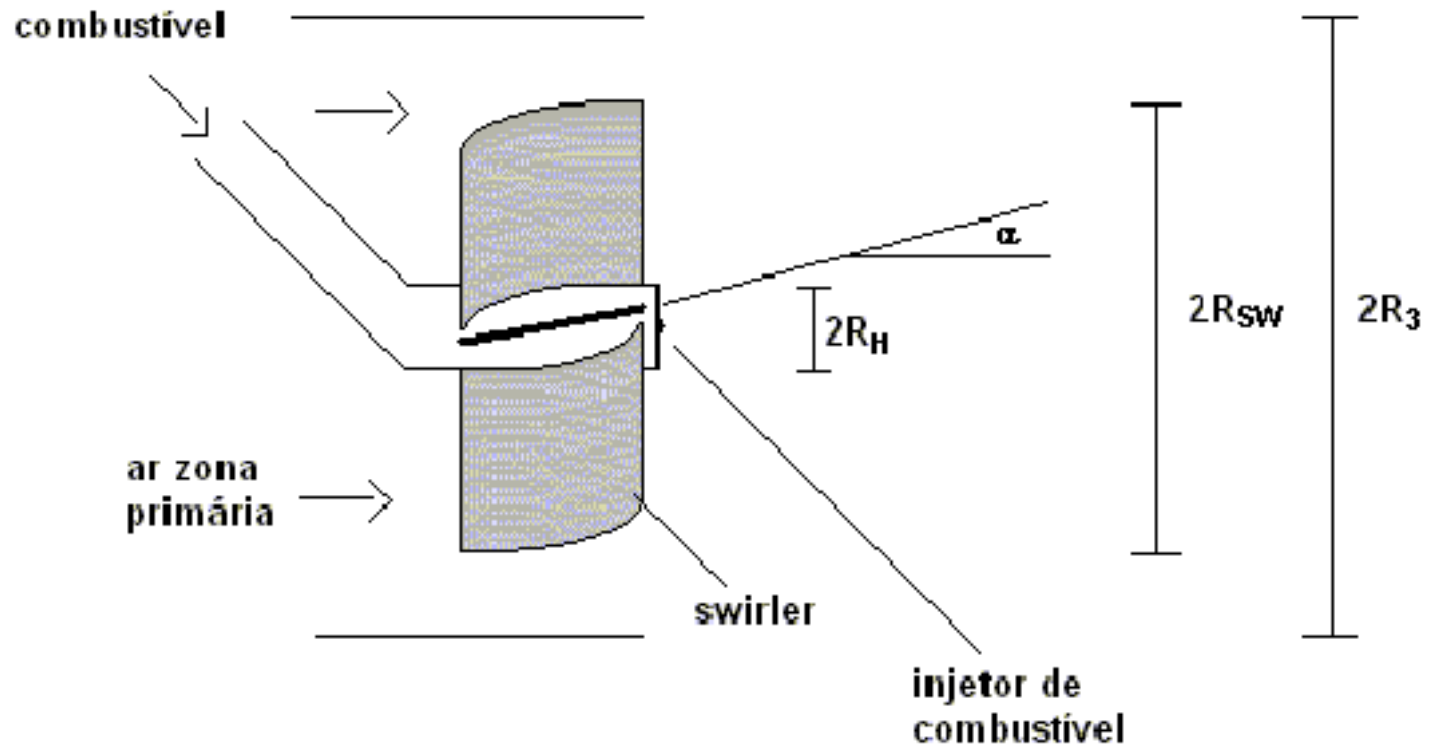
onde **Z** é o **número de pás** do turbilhonador.

$$A_{3a} = \pi(R_3^2 - R_{SW}^2) \quad (50)$$

$$A_{SW} = \pi(R_{SW}^2 - R_H^2) \quad (51)$$



# Dimensionamento básico: turbilhonador (“swirler”)



# Dimensionamento básico: temperatura média dos gases nas zonas do tubo de chama

- Para o cálculo da **temperatura de chama**, a câmara é analisada em **quatro regiões**;
- Além das **três zonas**, zona **primária**, zona **secundária** e zona de **diluição**, considera-se **também** a zona de **recirculação**;
- O **perfil** de temperatura em cada zona é inicialmente **assumido linear**, **variando entre** uma temperatura de entrada na zona  $T_{in}$  e uma temperatura de saída da zona  $T_{out}$ ;
- Na zona de **recirculação** é **assumido** um aumento de temperatura linear entre a temperatura de entrada na face do atomizador e a temperatura de saída da zona de recirculação para considerar a **taxa de reação finita e o acréscimo de ar frio**;
- Então, tem-se que a **temperatura na zona de recirculação** é:

$$T_{in} = T_3 \quad (52)$$

$$T_{out,ZR} = T_3 + \eta_{ZR} \cdot \Delta T_{\phi=1} \quad (53)$$

onde  $\Delta T_{\phi=1}$  corresponde ao aumento de temperatura que é encontrado no **gráfico** da Figura de **aumento de temperatura de chama** adiabática para uma razão de equivalência  $\phi = 1$ .

# Dimensionamento básico: temperatura média dos gases nas zonas do tubo de chama

- Para todas as zonas deve-se considerar uma eficiência. Na **zona de recirculação**, essa **eficiência** é dada por:

$$\eta_{ZR} = 0,56 + 0,44 \tanh[1,5475 \times 10^{-3} (T_3 + 108 \ln p_3 - 1863)] \quad (54)$$

- A **temperatura mais alta** na zona de recirculação é  $T_{out,ZR}$ . Entretanto, como nessa zona apenas em certas partes a **mistura é intensa**, essa **temperatura só** ocorre em **regiões isoladas**;
- Portanto, uma temperatura média  $T_{mean,ZR}$  é assumida como um **melhor valor** do que  $T_{out,ZR}$  para a temperatura na **saída da zona de recirculação**:

$$T_{mean,ZR} = T_3/3 + 2.T_{out,ZR}/3 \quad (55)$$

- Na **zona primária**, **sem** a zona de **recirculação**, as equações correspondentes nessa região ficam:

$$T_{out,ZP} = T_3 + \eta_{ZP} \Delta T_{ZP} \quad (56)$$

# Dimensionamento básico: temperatura média dos gases nas zonas do tubo de chama

$$\eta_{ZP} = 0,71 + 0,29 \tanh[1,5475 \times 10^{-3} (T_3 + 108 \ln p_3 - 1863)] \quad (57)$$

- O aumento de temperatura na zona primária pode ser encontrado com as equações das curvas da figura de aumento de temperatura de chama adiabática;
- Na zona secundária, as temperaturas são calculadas através das seguintes equações:

$$T_{in,ZS} = T_{out} \quad (58)$$

$$T_{out,ZS} = T_3 + \eta_{ZS} \Delta T_{ZS} \quad (59)$$

Para misturas pobres, a eficiência  $\eta_{ZS}$  é dada por :

$$\log \log 1/\eta_{ZS} = 0,911 \log \psi_{300} + 8,02 \phi - 1,097 + D^* \quad (60)$$

Dessa relação, o valor de  $D^*$  pode ser estimado para misturas pobres pela equação:

$$D^* = 0,736 - 0,0173 (P_3/\Delta P) \quad (61)$$

# Dimensionamento básico: temperatura média dos gases nas zonas do tubo de chama

Define-se:

$$\psi_{T_3} = \frac{\dot{m}_{ar}}{V_{zp} P_3^n} \quad (62)$$

onde  $V_{zp}$  é o volume da zona primária, que pode ser estimado pela equação:

$$V_{zp} = \pi \cdot D_{ft}^2 [(L_{zp} - L_{zr})/4 + L_{zr}/12] \quad (63)$$

e  $n$  é a ordem de reação:

$$n = 1,0 \text{ para } \phi \leq 0,5$$

$$n = 2\phi \text{ para } 0,5 < \phi \leq 1,0$$

$$n = 2/\phi \text{ para } 1,0 < \phi \leq 2,0$$

$$n = 1,0 \text{ para } \phi > 2,0$$

# Dimensionamento básico: temperatura média dos gases nas zonas do tubo de chama

Para corrigir  $\psi_{300}$  quando  $T_3$  for diferente de 300 K, emprega-se a relação:

$$\frac{\psi_{T_3}}{\psi_{300}} = \left(10^{-3,054y^{-1,205}}\right) \left(T_3^{1,2327y^{-1,205}}\right) \quad (64)$$

onde:  $y = \phi_{zs}$  para  $\phi_{zs} \leq 1$ .

Já para misturas ricas, a eficiência da zona secundária é dada por:

$$\eta_{zs} = 1/\phi_{zs} \quad (65)$$

➤ As temperaturas na zona de diluição são:

$$T_{in,ZD} = T_{out,ZS} \quad (66)$$

$$T_{out,ZD} = T_3 + \eta_{ZD} \Delta T_{ZD} \quad (67)$$

A eficiência  $\eta_{ZD}$  é encontrada a partir das mesmas equações que no caso da eficiência da zona secundária  $\eta_{zs}$ .

# Dimensionamento básico: temperatura média dos gases nas zonas do tubo de chama

- A temperatura média dos gases  $T_g$  é a soma da temperatura de entrada na câmara  $T_3$  mais o aumento de temperatura devido à combustão;
- Então,  $T_g$  segue uma relação linear entre as temperaturas de entrada e de saída de cada zona da câmara de combustão:

Na zona de **recirculação**,  $T_g = T_{\text{mean,ZR}}$  (68)

Na zona **primária**,  $T_g = (T_{\text{out,ZP}} - T_3) \frac{d}{L_{\text{ZP}}} + T_3$  (69)

Na zona **secundária**,  $T_g = (T_{\text{out,ZS}} - T_{\text{out,ZP}}) \frac{d}{(L_{\text{ZP}} + L_{\text{ZS}})} + T_{\text{out,ZP}}$  (70)

Na zona de **diluição**,  $T_g = (T_{\text{out,ZD}} - T_{\text{out,ZS}}) \frac{d}{L} + T_{\text{out,ZS}}$  (71)

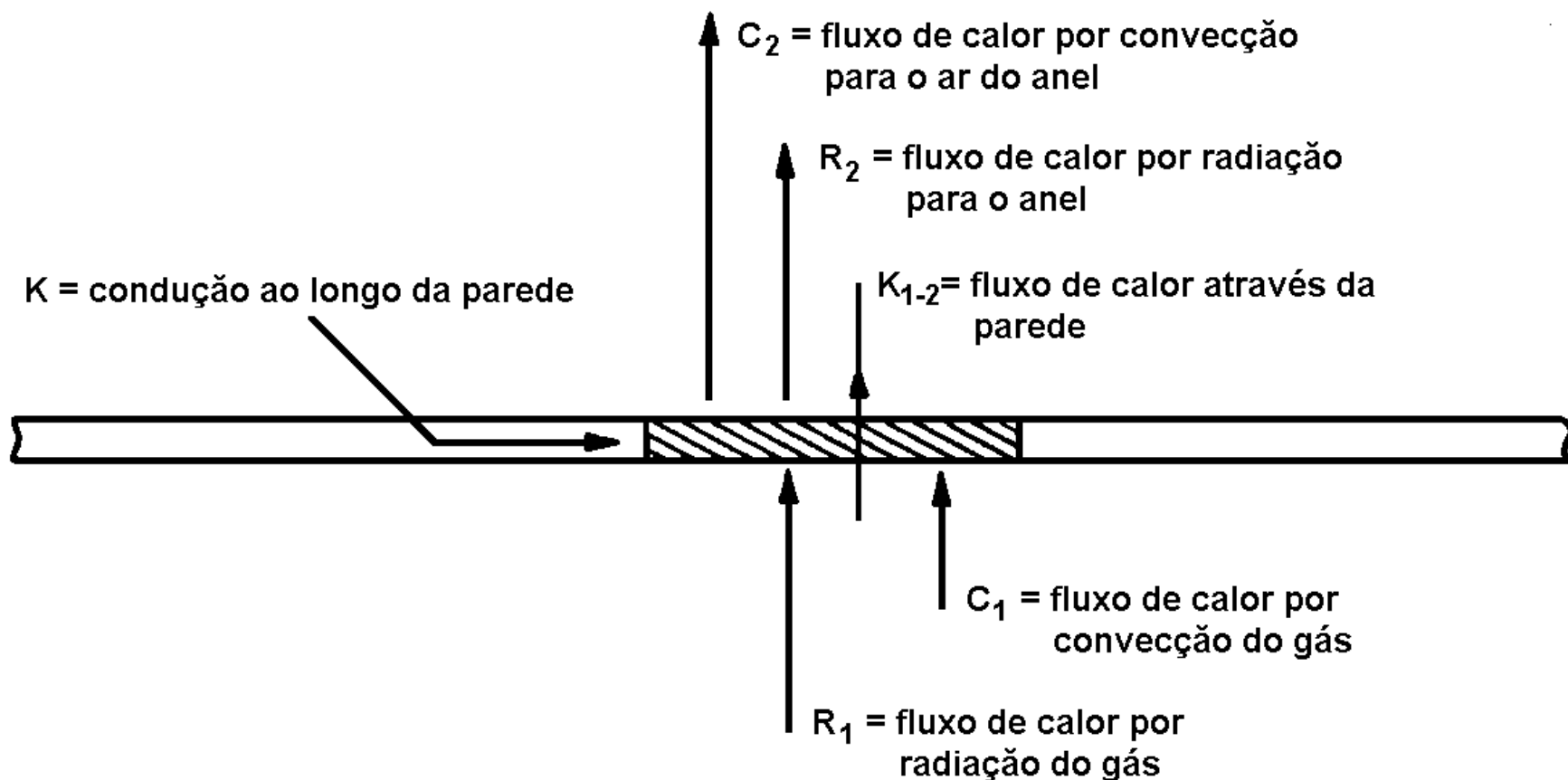
Onde: “**d**” é a posição na câmara.

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

- Para assegurar um tempo de vida satisfatório do tubo de chama, é necessário limitar as temperaturas e os gradientes de temperatura no tubo de chama em níveis aceitáveis;
- Para as ligas metálicas usadas, como Nimonic 75 e Hastelloy X, as temperaturas não devem ultrapassar 1100K;
- Para que as temperaturas sejam mantidas abaixo desse limite, um filme de ar de resfriamento é formado ao longo da superfície interna do tubo de chama;
- Em turbinas a gás a razão de compressão é aumentada para aumentar a eficiência térmica;
- Esse aumento da razão de pressão também aumenta a transferência de calor para as paredes do tubo de chama por radiação;
- Some-se a isso, a temperatura de entrada do ar na câmara de combustão também é aumentada;
- Assim, por causa do aumento da razão de pressão, o resfriamento das paredes do tubo de chama é feito por quase um terço do escoamento de ar da câmara de combustão;



# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama



# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

- A partir do modelo de transferência de calor apresentado na figura anterior, para o estado estacionário e um elemento de superfície interna  $\Delta A_{w1}$  e área externa  $\Delta A_{w2}$ :

$$(R_1 + C_1 + K) \Delta A_{w1} = (R_2 + C_2) \Delta A_{w2} = K_{12} \Delta A_{w1} \quad (72)$$

- Desconsiderando qualquer transmissão de calor por condução ao longo da parede e considerando apenas a condução através da espessura da parede entre o interior e o exterior da câmara e como a parede é tão fina que a superfície interna é aproximadamente igual à externa; assim:

$$R_1 + C_1 = R_2 + C_2 = K_{12} \quad (73)$$

A condução através da parede:

$$K_{12} = k_w (T_{w1} - T_{w2})/t_w \quad (74)$$

A equação (72) representa o calor transmitido através da parede sólida devido ao gradiente de temperatura entre as faces da parede.

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

- A maior parte do calor transmitido às paredes é por radiação. Principalmente nas regiões nas quais o ar de resfriamento isola a parede dos gases quentes de combustão, a transferência de calor ocorre apenas por radiação;
- Os gases de combustão irradiam calor para as paredes por radiação de duas formas. A primeira diz respeito aos gases heteropolares, dióxido de carbono e vapor d'água, que emitem radiação “não-luminosa”;
- A outra se refere ao tamanho e ao número de partículas sólidas, principalmente fuligem, que representa uma radiação “luminosa”;

✓ Radiação de Gases Não-Luminosos:

$$R_1 = \sigma(\varepsilon_g \cdot T_g^4 - \alpha_g \cdot T_{w1}^4) \quad (75)$$

onde  $\sigma$  é a constante de Stefan-Boltzmann e vale  $5,67 \times 10^{-8} \text{ W/(m}^2\text{K}^4)$ ,  $\varepsilon_g$  é a emissividade do gás a temperatura  $T_g$  e  $\alpha_g$  é a absorptividade do gás a temperatura  $T_{w1}$ . Como a superfície não é negra,  $\alpha_g$  é menor que um e, acrescentando um fator  $0,5(1 + \varepsilon_w)$ , esse efeito pode ser introduzido na equação.

$$R_1 = 0,5(1 + \varepsilon_w)\sigma(\varepsilon_g \cdot T_g^4 - \alpha_g \cdot T_{w1}^4) \quad (76)$$

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

O valor de  $\varepsilon_w$  depende do material da parede, de sua oxidação e temperatura. Na Tabela abaixo são apresentados os valores de  $\varepsilon_w$  para alguns materiais.

|                 | Nimonic | Aço inoxidável / Hastelloy X | Aço dúctil |
|-----------------|---------|------------------------------|------------|
| $\varepsilon_w$ | 0,7     | 0,8                          | 0,9        |

➤ Estudos experimentais demonstraram que é possível fazer a seguinte aproximação:

$$\frac{\alpha_g}{\varepsilon_g} = \left( \frac{T_g}{T_{w1}} \right)^{1,5} \quad (77)$$

Então, a equação (76) pode ser simplificada para:

$$R_1 = 0,5\sigma(1 + \varepsilon_w)\varepsilon_g T_g^{1,5}(T_g^{2,5} - T_{w1}^{2,5}) \quad (78)$$

Na equação (76), as variáveis são representadas pelos seus valores médios apesar de os gases e suas temperaturas não serem homogêneos dentro da câmara.

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

- Determina-se o comprimento característico do gás ou da chama pelo tamanho e a forma do volume do gás, pela seguinte relação experimental:

$$l_b = 3,4 (\text{volume}) / (\text{superfície}) \quad (79)$$

Para câmaras tubulares e tuboanulares:

$$l_b = 0,6 \text{ a } 0,9 D_{ft} \quad (80)$$

Dependendo da razão comprimento sobre diâmetro do tubo de chama.

Para câmaras anulares:  $l_b \cong 0,9 D_{ft}$  (81)

- A emissividade para chamas não luminosas pode ser aproximada pela equação :

$$\varepsilon_g = 1 - \exp[-0,290P(q \cdot l_b)^{0,5} T_g^{-1,5}] \quad (82)$$

onde P é a pressão do gás, T é a temperatura do gás e q é razão combustível/ar em massa.

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

- Para **levar em conta a radiação luminosa**, em condições de **baixa luminosidade**, como, por exemplo, na **queima de querosene em baixas pressões**, considera-se um **fator experimental de correção** na equação da emissividade (82), o fator de luminosidade **L**:

$$\varepsilon_g = 1 - \exp[-0,290P.L(q.l_b)^{0,5}T_g^{-1,5}] \quad (83)$$

- Esse **fator** de luminosidade **depende** da **razão em massa de carbono/hidrogênio** do **combustível** principalmente, da **pressão** de combustão e do **tipo de injetor** de combustível;
- **A jusante da zona primária**, o fator **L** tem seu **valor reduzido** por causa da queima das partículas de **fuligem**;
- Para o cálculo do **fator de luminosidade** sugere-se:

$$L = 3 (C/H - 5,2)^{0,75} \quad (84)$$

- Para o **querosene**, a **razão carbono/hidrogênio** é aproximadamente **5,67**. Nesse caso, o **fator** de luminosidade é igual a **1,7**.

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

- Se as paredes do tubo de chama e do invólucro externo forem consideradas superfícies cinzentas com emissividades  $\varepsilon_w$  e  $\varepsilon_c$  e as temperaturas  $T_{w2}$  e  $T_c$  forem aproximadamente uniformes na direção axial, o calor transferido da parede externa do tubo de chama para a carcaça é dado por:

$$R_2 A_w = \frac{\sigma(T_{w2}^4 - T_c^4)}{\frac{(1 - \varepsilon_w)}{\varepsilon_w A_w} + \frac{1}{A_w F_{wc}} + \frac{(1 - \varepsilon_c)}{\varepsilon_c A_c}} \quad (85)$$

onde:

$A_w$  é a superfície da parede do tubo de chama,  $A_c$  é a superfície da carcaça e  $F_{wc}$  é o fator de forma entre o tubo de chama e a carcaça.

- Como as paredes do tubo de chama e da carcaça formam um espaço anular longo, o fator de forma  $F_{wc}$  pode aproximado pela unidade.

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

- Para câmaras **tubulares**, a razão  $A_w/A_c$  corresponde à razão entre o **diâmetro** do **tubo de chama** e o **diâmetro da carcaça** na seção considerada;
- Para câmaras **tuboanulares**, nas quais o tamanho da área anular varia de ponto a ponto no tubo de chama, toma-se um valor médio de **0,8**;
- Em câmaras **anulares**, essa razão é diferente para os diâmetros **interno** e **externo** do tubo de chama, **maior que um** ou **menor que um**, respectivamente;
- Para fins **práticos** a equação (85) é simplificada para:

$$R_2 = 0,4 \sigma (T_{w2}^4 - T_3^4) \quad (86)$$

para **a carcaça de alumínio** trocando calor com o ar:

$$R_2 = 0,6 \sigma (T_{w2}^4 - T_3^4) \quad (87)$$



# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

para a **carcaça de aço** trocando calor com o ar:

$$R_2 = Z \sigma (T_{w2}^4 - T_3^4) \quad (88)$$

onde:

$Z = 0,6$  para carcaça de alumínio e  $Z = 0,4$  para carcaça de aço.

- A **convecção interna (C1)** é a **forma** de transferência de calor **mais difícil de ser estimada** devido à **incerteza** da **composição** e estado dos **gases de combustão**, que estão em alta temperatura e em reação, além da presença de **gradientes de temperatura, velocidade** e composição na zona primária;
- **Observações experimentais** indicam que o fluxo de calor por convecção nos gases para a razão de quantidade de movimento ( $m$ ) entre 0,5 e 1,3 pode ser calculado através da equação:

$$St = 0,0283 Re^{-0,2} \quad (89)$$

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

ou o calor por convecção é

$$C_1 = 0,020 \frac{k_g}{d_{h1}^{0,2}} \left( \frac{\dot{m}_g}{A_{ft} \mu_g} \right)^{0,8} (T_g - T_{w1}) \quad (90)$$

onde:

$d_{h1}$  é o diâmetro hidráulico do tubo de chama, que é igual ao próprio diâmetro do tubo de chama.

$$d_{h1} = 4 \frac{\text{área da seção transversal}}{\text{perímetro}} = D_{ft} \quad (91)$$

$$C_1 = 0,020 \frac{k_g}{D_{ft}^{0,2}} \left( \frac{\dot{m}_g}{A_{ft} \mu_g} \right)^{0,8} (T_g - T_{w1}) \quad (92)$$

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

- No caso da **zona primária**, como o perfil radial de temperatura resulta numa temperatura perto da parede menor do que a média, o coeficiente da equação (92) é reduzido para:

$$C_{1,ZP} = 0,017 \frac{k_g}{D_{ft}^{0,2}} \left( \frac{\dot{m}_g}{A_{ft} \mu_g} \right)^{0,8} (T_g - T_{w1}) \quad (93)$$

- Para a **convecção externa**, o número de Reynolds é calculado com o diâmetro médio hidráulico da área anular de ar  $D_{an}$ , dado por:

$$D_{an} = 4 \frac{\text{área da seção transversal}}{\text{perímetro}} \quad (94)$$

Para uma **câmara tubular**:

$$D_{an} = D_{ref} - D_{ft} \quad (95)$$

# Dimensionamento básico: transferência de calor no tubo de chama

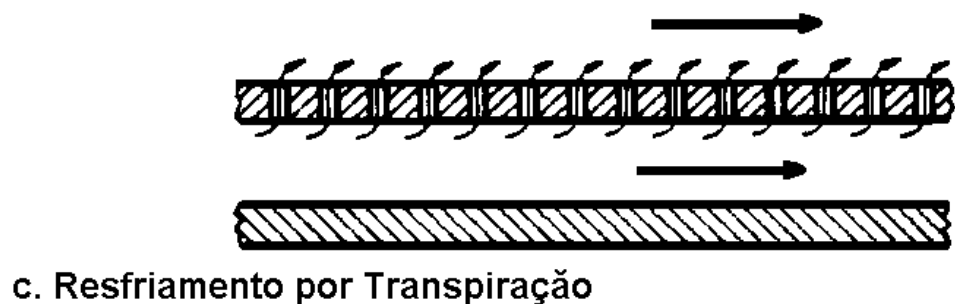
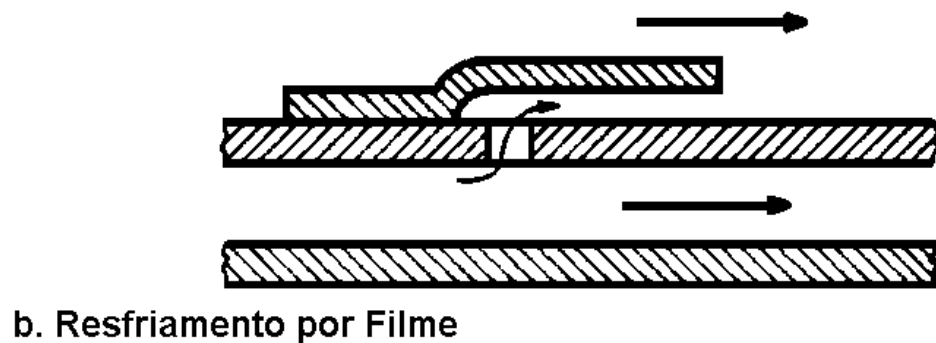
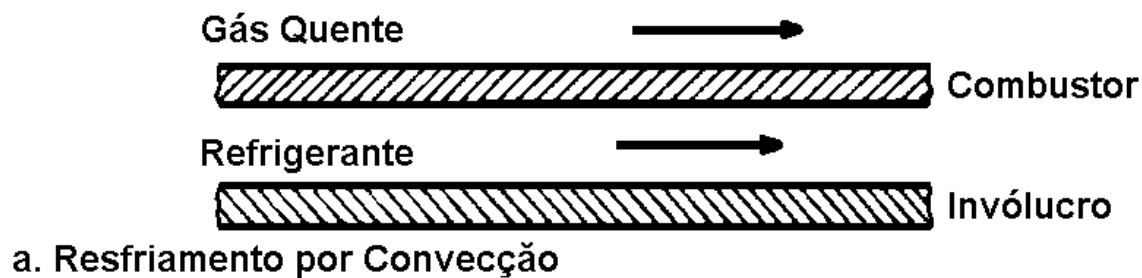
Para uma **câmara anular**:

$$D_{an} = 2 \frac{\text{área da seção transversal}}{\text{perímetro}} \quad (96)$$

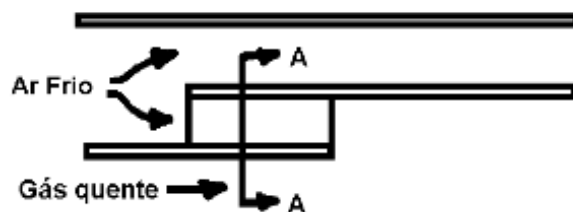
- **Desconsidera-se** o pequeno **aumento de temperatura na área anular**. Então, as propriedades do fluido podem ser calculadas na temperatura  $T_3$  e admite-se que a transferência de calor ocorre num **escoamento turbulento e bem agitado**. Assim:

$$C_2 = 0,020 \frac{k_g}{D_{an}^{0,2}} \left( \frac{\dot{m}_{an}}{A_{an} \mu_a} \right)^{0,8} (T_{w2} - T_3) \quad (97)$$

# Dimensionamento básico: filme de resfriamento

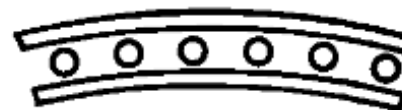
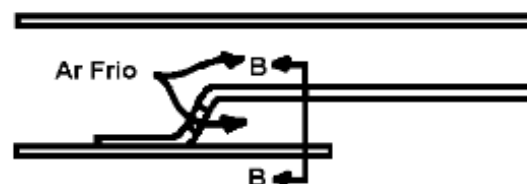


# Dimensionamento básico: filme de resfriamento



Vista A - A

(a)



Vista B - B

(b)



(c)



(d)

- O **modelo jato-parede** se aplica para **regiões próximas à parede**, onde a **velocidade do ar** de resfriamento é **maior** do **que** a **dos gases** de combustão e **se comporta** mais **como um jato** do que como uma camada limite. Definindo  $m$  como:

$$m = (\rho U)_a / (\rho U)_g \quad (98)$$

- Sendo  $x$  a **distância** da fenda,  $t$  a **espessura** da parede da fenda e  $s$  a **profundidade** da fenda, então, de uma análise experimental, a **efetividade do filme de resfriamento** numa região de jato **para  $0,5 < m < 1,3$**  é dada por:

$$\eta = 1,10 m^{0,65} \left( \frac{\mu_a}{\mu_g} \right)^{0,15} \left( \frac{x}{s} \right)^{-0,2} \left( \frac{t}{s} \right)^{-0,2} \quad (99)$$

e para  **$1,3 < m < 4,0$** :

$$\eta = 1,28 \left( \frac{\mu_a}{\mu_g} \right)^{0,15} \left( \frac{x}{s} \right)^{-0,2} \left( \frac{t}{s} \right)^{-0,2} \quad (100)$$

# Dimensionamento básico: temperatura nas paredes resfriadas

- O fluxo de ar de resfriamento modifica a velocidade e a temperatura do gás quente perto da parede e altera apenas a componente de convecção interna  $C_1$ . Então para  $0,5 < m < 1,3$ :

$$Nu = 0,069(Re_s x/s)^{0,7} \quad (101)$$

e:

$$C_1 = 0,069 (k_a/x) Re_x^{0,7} (T_{w,ad} - T_{w1}) \quad (102)$$

onde:

$$Re_x = U_a \rho_a x / \mu_a \quad (103)$$

Para  $m > 1,3$ :

$$Nu = 0,10 Re_s^{0,8} (x/s)^{0,44} \quad (104)$$



# Dimensionamento básico: temperatura nas paredes resfriadas

e:

$$C_1 = 0,10(k_a/x) \text{Re}_x^{0,8}(x/s)^{-0,36}(T_{w,ad} - T_{w1}) \quad (105)$$

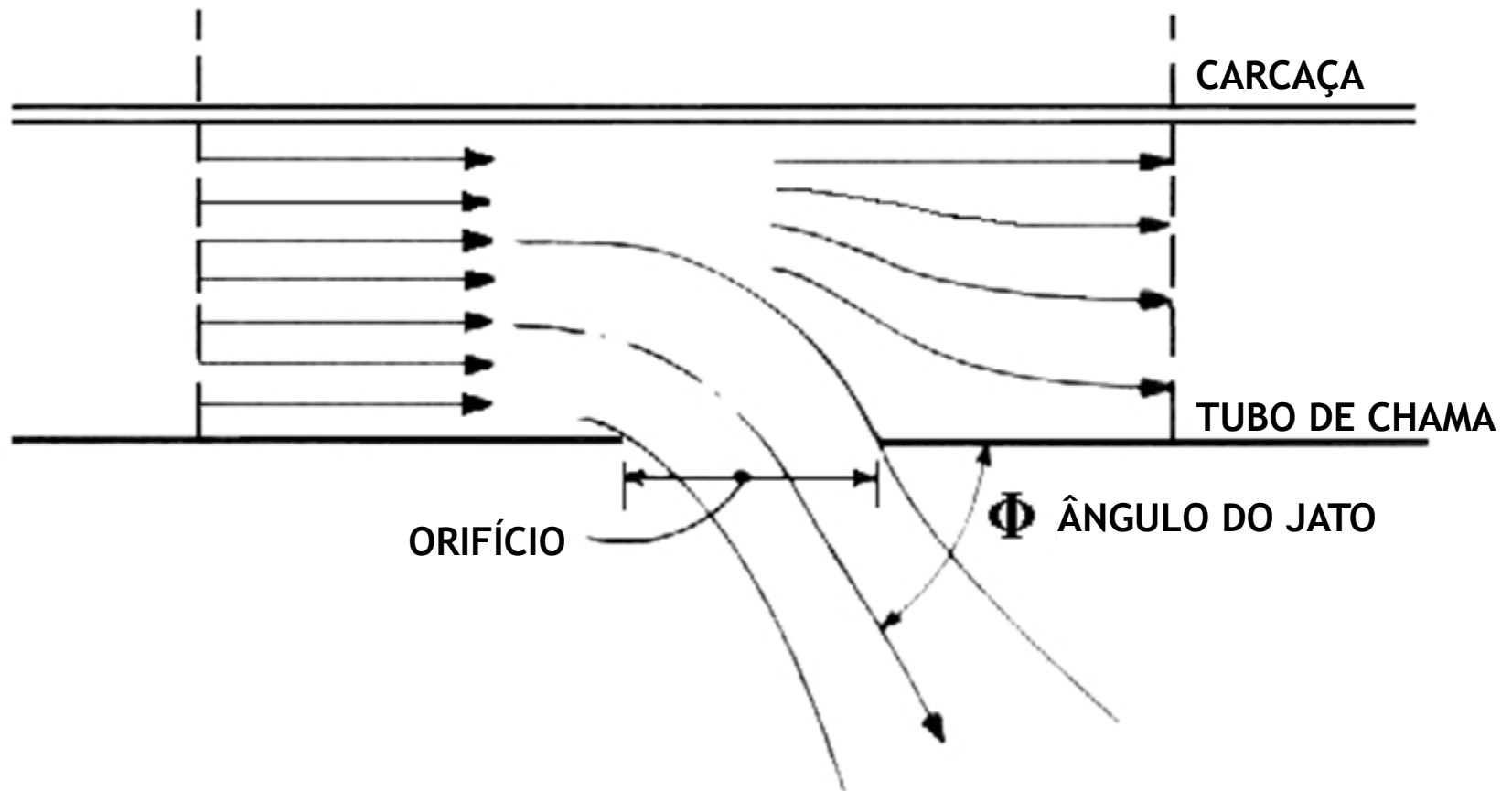
Da definição de  $\eta$ , a temperatura do gás  $T_{w,ad}$  na parede é obtida:

$$\eta = (T_g - T_{w,ad}) / (T_g - T_a) \quad (106)$$

Onde:  $T_a$  é a temperatura do ar. No equilíbrio:

$$R_1 + C_1 = R_2 + C_2 = k_w (T_{w1} - T_{w2}) / t_w = K_{1-2} \quad (107)$$

# Dimensionamento básico: orifícios de admissão de ar



➤ Definindo a **razão de área do orifício**,  $\alpha$ , e a **razão de sangria do orifício**,  $\beta$ , como

$$\alpha = \frac{A_h}{A_{an}} = \frac{\text{Área do orifício}}{\text{Área anular}} \quad (106)$$

$$\beta = \frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_{an}} = \frac{\text{vazão em massa através do orifício}}{\text{vazão em massa através da área anular}} \quad (107)$$

Então,  $\mu$  seria a **razão entre sangria e área**:

$$\mu = \beta / \alpha \quad (108)$$

O **fator de perda de pressão do orifício** é:

$$K = \frac{\text{Pressão dinâmica do jato}}{\text{Pressão dinâmica anular}} \quad (109)$$

e o **coeficiente de descarga** do orifício:

$$C_d = \frac{\beta}{\alpha K^{0,5}} \quad (110)$$

que é **afetado por**:

- ✓ **tipo** de orifício (de cantos vivos ou convexos);
- ✓ **formato** do orifício (circular ou retangular);
- ✓ **razão** entre o **espaçamento** do orifício e a **altura** anular;
- ✓ **queda de pressão** no tubo de chama;
- ✓ **distribuição** de pressão estática em volta do orifício no lado de dentro do tubo de chama;
- ✓ presença de **turbilhonamento** no fluxo que chega;
- ✓ **velocidade** do ar na área anular.

- Desta forma, os valores de  $C_d$  para a primeira fila de orifícios são sempre menores do que para os orifícios seguintes se os orifícios forem do mesmo tipo;
- O fator de perda de pressão pode ser calculado a partir de:

$$K = 1 + \delta^2 \{ 2\mu^2 + [4\mu^4 + (\mu^2 / \delta^2) (4\beta - \beta^2)]^{0,5} \} \quad (111)$$

onde  $\delta$  é o fator de perda de momentum.  $\delta$  varia entre 0,75 e 0,9 para um grande intervalo de valores de  $K$ .

- O ângulo do jato,  $\phi$ , é : 
$$\text{sen } \phi = \frac{1}{2.C_d\delta} \cdot \frac{K-1}{K} \quad (112)$$
- Para orifícios de cantos vivos, de formatos circular, oval e retangular, o coeficiente de descarga,  $C_d$ , é dado por:

$$C_d = \frac{K-1}{0,8[4K^2 - K(2-\beta)^2]^{0,5}} \quad (113)$$

e

$$\sin \phi = \frac{1}{1,6C_d} \cdot \frac{(K-1)}{K} \quad (114)$$

➤ Para **orifícios convexos**, estudos mostraram que o **coeficiente de descarga** é:

$$C_d = \frac{(K-1)}{0,6[4K^2 - K(2-\beta)^2]^{0,5}} \quad (115)$$

➤ De **forma geral**, tem-se:

$$C_d = \frac{(K-1)}{\delta[4K^2 - K(2-\beta)^2]^{0,5}} \quad (116)$$

com:

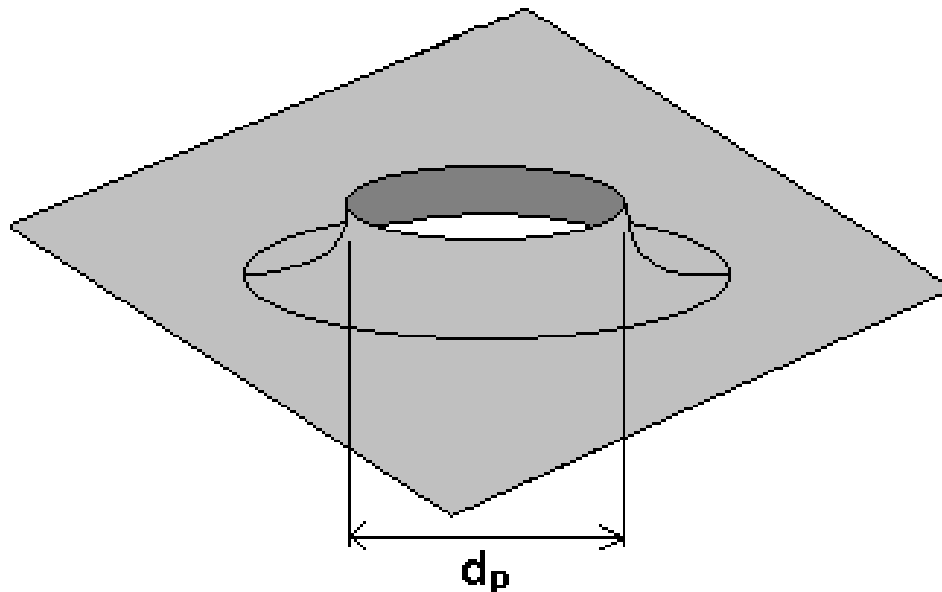
$\delta = 0,8$  para orifícios de cantos vivos;

$\delta = 0,6$  para orifícios de cantos convexos.

# Dimensionamento básico: orifícios de admissão de ar

- Para orifícios de cantos convexos, o diâmetro de “*plunge*”, que pode ser observado na figura abaixo, deve ser determinado pela equação:

$$d_p = d_h / 3 \quad (115)$$



Orifício com cantos convexos

- Etapas de projeto de uma turbina a gás;
- Principais tipos de câmaras de combustão de turbinas a gás aeronáuticas;
- Partes e componentes dos principais tipos de câmaras;
- Critérios de desempenho das câmaras;
- Fases de projeto de uma câmara de combustão;
- Dimensões básicas de um pré-projeto de câmaras de combustão.