

# Motores Térmicos

8° Semestre

4° ano

# Aula 29. Ciclos de Propulsão a Jacto - Tópicos

---

- ▶ Introdução
- ▶ Força de Impulso
- ▶ Análise Paramétrica do Ciclo De Motores Ideais
- ▶ Etapas da Análise Paramétrica do Ciclo de Motores Ideais
- ▶ Variação das Propriedades do Gás
- ▶ Desempenho dos Componentes
- ▶ Análise do Ciclo TurboJacto
- ▶ Análise do Ciclo TurboJacto com Afterburning
- ▶ Turbofan com Escoamentos de Escape Separados

## 29.1 Introdução

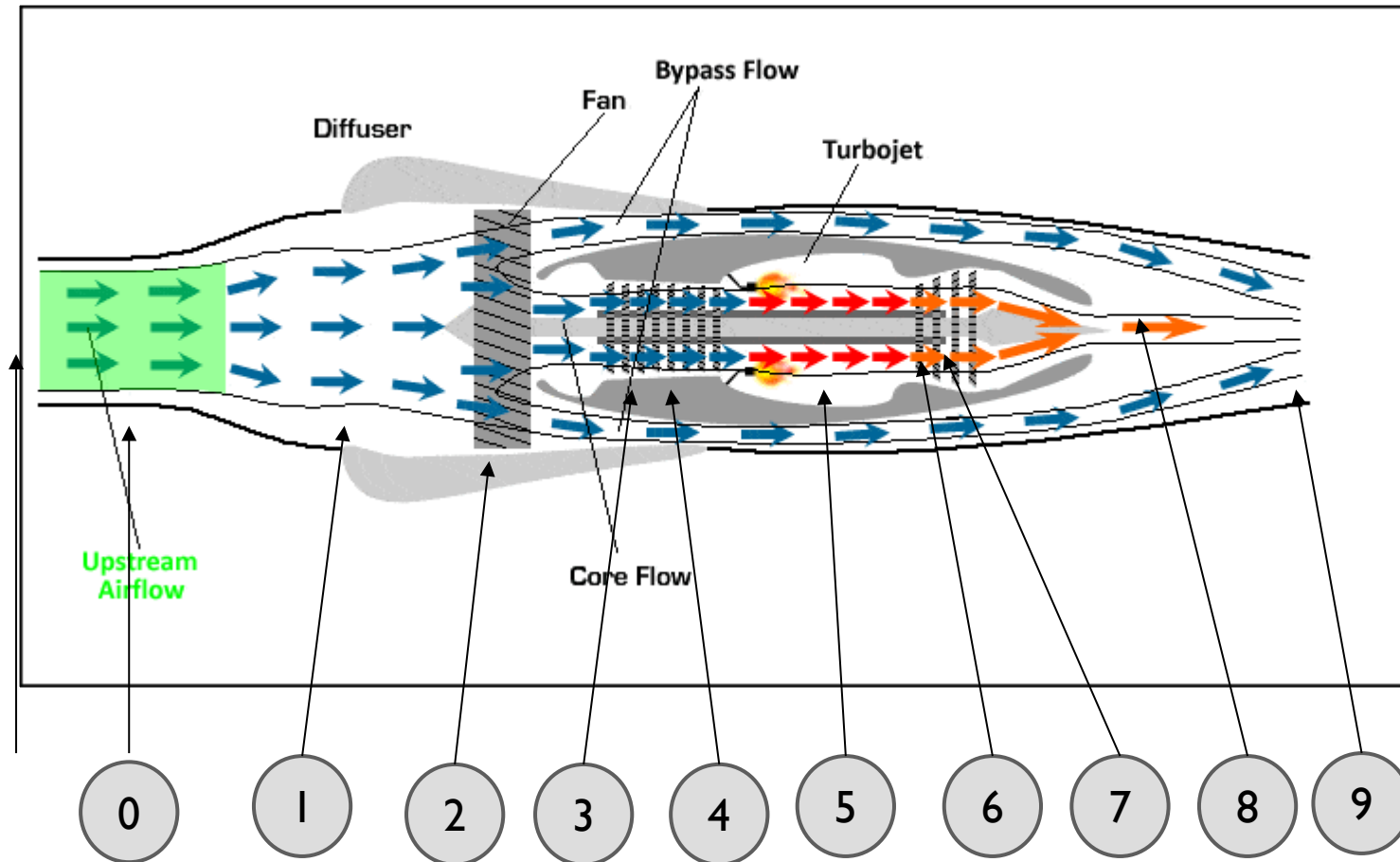
Define-se um sistema de propulsão como uma unidade submersa num fluido sobre e através do qual o fluido flui. O sistema de propulsão contém um mecanismo de transferência de energia que aumenta a energia cinética do fluido passando pelo sistema. Esse mecanismo é chamado de motor.

A segunda parte do sistema de propulsão é formada por uma estrutura. Assim, o sistema de propulsão é composto por:

1. Um motor (o bocal também é considerado parte do motor): e
2. estrutura sobre o motor (ducto).

- 0 Escoamento livre
- 1 Entrada de Ar
- 2 Ventoinha (Fan)
- 3 Compressor de Baixa Pressão
- 4 Compressor de Alta Pressão

- 5 Câmara de Combustão
- 6 Turbina de Alta Pressão
- 7 Turbina de Baixa Pressão
- 8 Bocal
- 9 Saída de Gás



# 29.1 Introdução

Diferentes aeronaves podem usar o mesmo motor em estruturas de formas diferentes. Assim, um sistema de propulsão pode usar o motor X numa instalação, preso numa asa enquanto, noutro sistema, o motor X pode estar dentro de uma estrutura que é, de facto, a fuselagem do avião. Como exemplos apresentam-se os sistemas de propulsão do B-52 versus F-100 que usam o motor turbojacto J57.

O impulso de um sistema de propulsão depende do:

Motor; e da

Estrutura.

# 29.1 Introdução

---

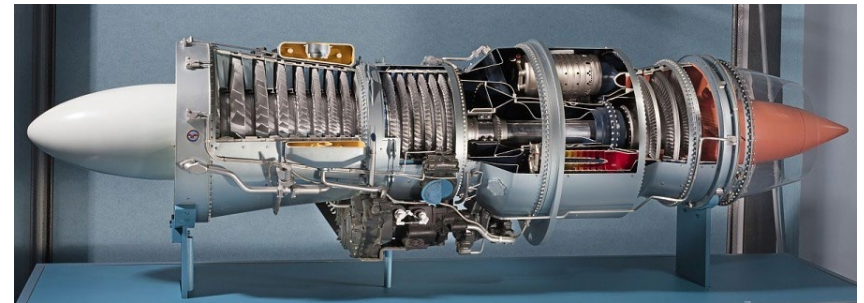
## B-52



## F-100



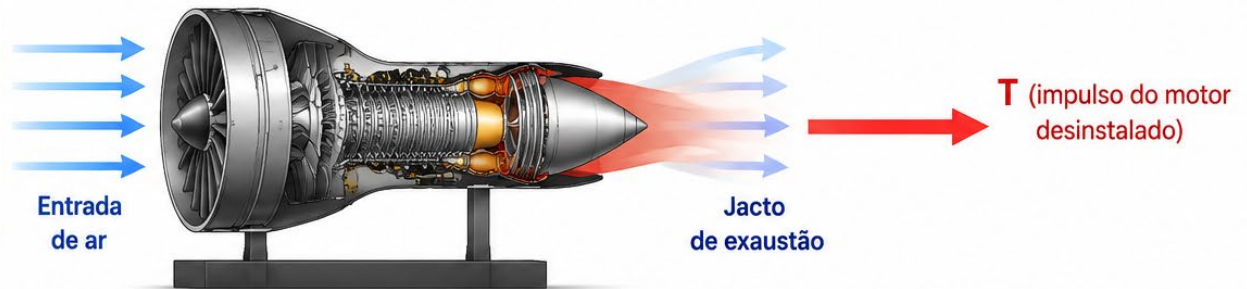
O J57 foi o primeiro motor de aeronave a ser oficialmente classificado na classe de empuxo de 44,5 kN (10.000 lb).



# 29.1 Introdução

## IMPULSO DO MECANISMO DESINSTALADO (MOTOR ISOLADO)

- Depende apenas do motor.
- Medido isoladamente em bancada de ensaio.
- Não considera os efeitos da fuselagem.



## IMPULSO DO MOTOR INSTALADO (EM INTERAÇÃO COM A AERONAVE)

- Resulta da interação entre o motor e a aeronave.
- Inclui os efeitos da entrada de ar, nacela e fuselagem.
- Corresponde ao impulso efetivamente disponível para propulsionar a aeronave.



### DEFINIÇÃO

$T$  = Força de reação (empuxo) produzida pelo conjunto motor-aeronave.



O impulso instalado é geralmente diferente do impulso medido em bancada porque o escoamento de ar e as forças sobre a aeronave modificam o impulso gerado pelo motor.

## 29.2 Força de Impulso

---

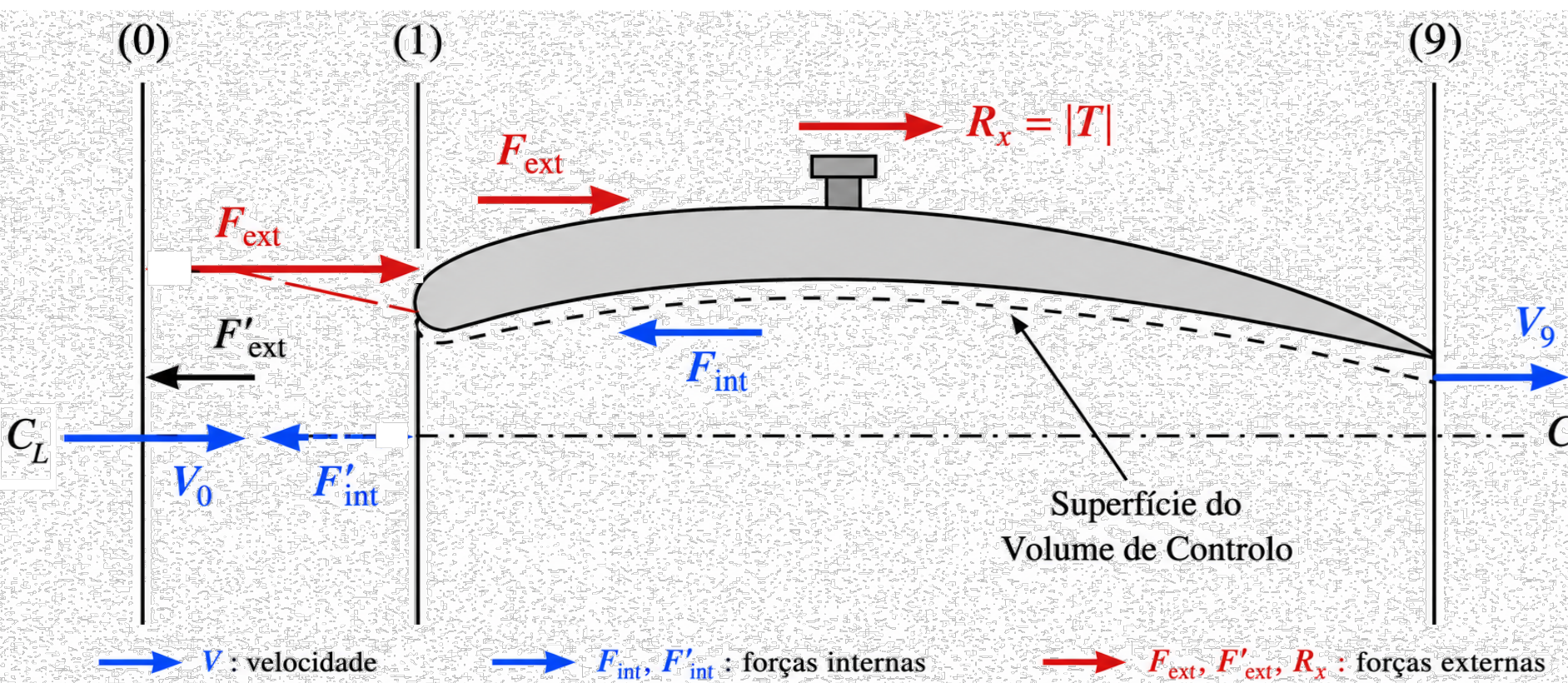
O impulso disponível para propulsionar a aeronave resulta do impulso do motor menos as perdas aerodinâmicas introduzidas pela sua instalação na aeronave. Essa é precisamente a razão pela qual, em projecto aeronáutico, se distingue entre impulso bruto (gross thrust) e impulso líquido (net thrust).

$$F'_{\text{int}} + F_{\text{int}} + (P_o - P_o)A_o - (P_9 - P_o)A_9 = \frac{\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_o V_o}{g_c}$$

$$F'_{\text{int}} + F_{\text{int}} + 0 - (P_9 - P_o)A_9 = \frac{\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_o V_o}{g_c}$$

$$F = \frac{\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_o V_o}{g_c} + (P_9 - P_o)A_9 \quad (29.1)$$

# 29.2 Força de Impulso



## 29.2 Força de Impulso

---

A figura representa a análise do **impulso de um motor instalado** utilizando o método do **volume de controlo**.

- A secção **(0)** representa o escoamento do ar livre antes de entrar na admissão do motor, com velocidade  $V_0$ .
- A secção **(9)** representa o jacto de gases à saída do motor, com velocidade  $V_9$ .
- A linha tracejada delimita a **superfície do volume de controlo**, dentro da qual é aplicada a equação da quantidade de movimento.
- O corpo sombreado representa a nacela e a estrutura associada ao motor.

### Forças Representadas

- $R_x = |T|$  é a força de reacção (impulso) produzida pelo conjunto propulsivo.
- $F_{ext}$  representa forças aerodinâmicas externas associadas à admissão e ao escoamento em torno da nacela.
- $F'_{ext}$  representa o arrasto externo da estrutura (nacela, fuselagem, pilone, etc.).
- $F_{int}$  e  $F'_{int}$  são forças internas ao volume de controlo e anulam-se quando se considera o sistema como um todo.

## 29.2 Força de Impulso

A equação do impulso do mecanismo contém termos completamente independentes da estrutura do sistema de propulsão. Os termos  $\dot{m}$ ,  $V_9$ ,  $A_9$  e  $P_9$  são determinados pelo motor, enquanto os termos  $V_0$  e  $P_0$  são determinados pelas condições de voo.

Para se obter o impulso do motor instalado, deve-se "subtrair" do motor desinstalado as forças de arrasto  $F_{\text{ext}}$  e  $F'_{\text{ext}}$ . O primeiro,  $F_{\text{ext}}$ , é igual em magnitude ao impulso do motor, que é creditado no impulso do mecanismo desinstalado, mas que realmente não contribui para o impulso do motor instalado. O segundo,  $F'_{\text{ext}}$ , é a força de arrasto que actua na superfície externa da estrutura.

# 29.2 Força de Impulso



## IDEIA PRINCIPAL

A equação do impulso do mecanismo contém termos completamente independentes da estrutura do sistema de propulsão.

- Os termos  $\dot{m}$ ,  $V_9$ ,  $A_9$  e  $P_9$  são determinados pelo **motor**.
- Os termos  $V_0$  e  $P_0$  são determinados pelas **condições de voo**.

## EQUAÇÃO GERAL DO IMPULSO

$$T = \underbrace{\dot{m}(V_9 - V_0)}_{\text{Termo de quantidade de movimento}} + \underbrace{(P_9 - P_0)A_9}_{\text{Termo de pressão}}$$

Termo de quantidade de movimento

Termo de pressão

$\dot{m}$  : vazão mássica através do motor (kg/s)

$V_9$  : velocidade do jato à saída (m/s)

$V_0$  : velocidade do voo (m/s)

$A_9$  : área da secção de saída (m<sup>2</sup>)

$P_9$  : pressão estática à saída (Pa)

$P_0$  : pressão estática do ambiente (Pa)

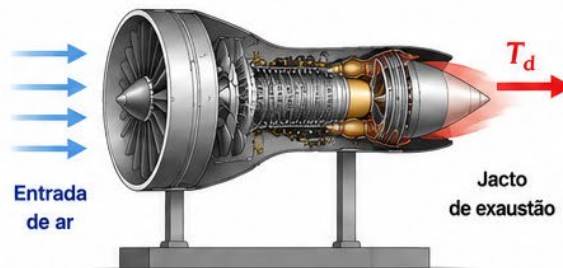
## DO MOTOR DESINSTALADO AO MOTOR INSTALADO

### 1 MOTOR DESINSTALADO (isolado)

O motor, ensaiado isoladamente (em bancada), produz o impulso  $T_d$  devido ao jato expelido para trás.

$$T_d = F_{ext}$$

onde  $F_{ext}$  é a força de arrasto pelo jato sobre o motor.



### 2 MOTOR INSTALADO (em interação com a aeronave)



Para obter o impulso do motor instalado ( $T_i$ ):

$$T_i = T_d - F_{ext} - F'_{ext}$$

- $T_d$  (ou  $F_{ext}$ ): impulso do motor desinstalado (igual em magnitude a  $T_d$ , mas não contribui para o impulso instalado).
- $F'_{ext}$ : força de arrasto que actua na superfície externa da estrutura (nacela, asa, fuselagem, etc.).

### Em resumo



O impulso instalado é sempre menor que o impulso do motor desinstalado devido às forças de arrasto da estrutura.

➔ **CONCLUSÃO:** O impulso disponível para propulsionar a aeronave é o produzido pelo motor **MENOS** as perdas causadas pelo arrasto da estrutura.

## 29.2 Força de Impulso

No sistema contábil de forças viscosas e de pressão que actuam na estrutura da aeronave e motor, as forças viscosas na estrutura estão incluídas no arrasto da estrutura da aeronave, e as forças de pressão na estrutura, estão incluídas no impulso do motor instalado.

O impulso do motor instalado  $T$  é então:

$$\begin{aligned} \text{Força de cisalhamento no suporte} &= T = F_{\text{int}} - F_{\text{ext}} && (29.2) \\ &= F_{\text{int}} - F'_{\text{int}} - (F_{\text{ext}} + F'_{\text{ext}}) \end{aligned}$$

## 29.2 Força de Impulso

Onde  $F_{\text{ext}} + F'_{\text{ext}}$  são chamadas de arrasto  $D$  e, como atrás, a  $F_{\text{int}} + F'_{\text{int}}$  é chamado de impulso do mecanismo desinstalado  $F$ . Usando essa notação, tem-se que:

$$\text{Impulso do motor instalado } T = T - D \quad (29.3)$$

As duas forças  $F_{\text{ext}}$  e  $F'_{\text{ext}}$  que compõem o arrasto  $D$  são chamadas de arrasto de estrutura  $D_{\text{nac}}$  e de arrasto aditivo  $D_{\text{add}}$ , respectivamente.

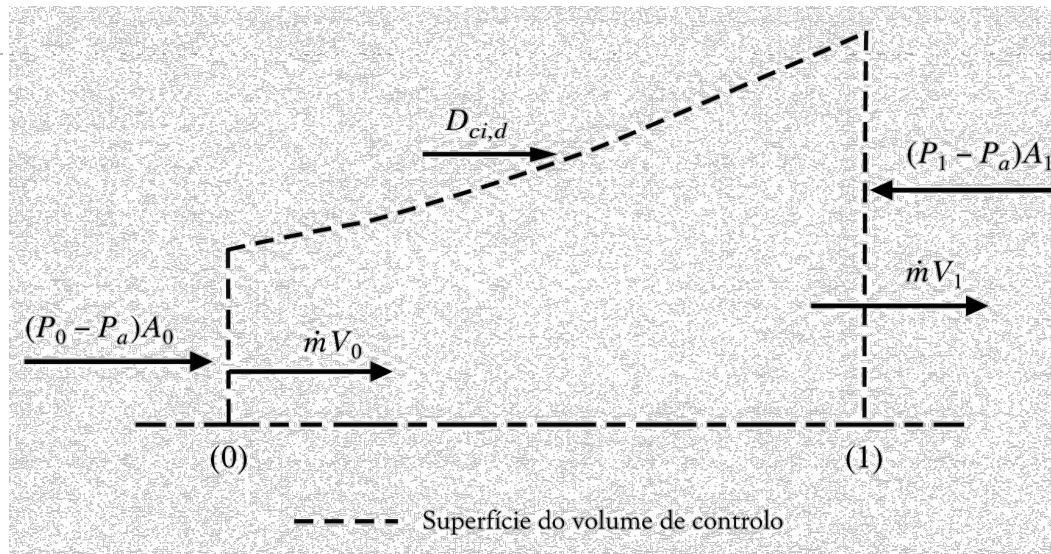
Assim, a força de arrasto pode ser escrita como:

$$D = D_{\text{nac}} + D_{\text{add}} \quad (29.4)$$

Ao calcular a força da pressão no termo de arrasto, deve-se ter em conta a pressão ambiente  $P_o$ . Assim, o arrasto de pressão na superfície externa da estrutura é:

$$D_{\text{nac}} = \int_1^9 (P - P_o) dA_y \quad (29.5)$$

## 29.2 Força de Impulso



Onde  $P$  é a pressão absoluta na superfície da estrutura  $dA$ , que tem uma componente de pressão vertical  $dA_y$ . O arrasto aditivo é o arrasto de pressão no fluxo de corrente que limita o fluxo interno entre os estágios 0 e 1, ou

$$D_{add} = \int_0^1 (P - P_o) dA_y \quad (29.6)$$

A aplicação da equação do momento à corrente entre os estágios 0 e 1 resulta em:

$$D_{add} = P_1 A_1 (1 + kM_1^2) - P_o A_o (1 + kM_o^2) - P_o (A_1 - A_o) \quad (29.7)$$

## 29.2 Força de Impulso

---

ou

$$D_{add} = P_1 A_1 (1 + k M_1^2) - P_o A_o k M_o^2 - P_o A_1 \quad (29.8)$$

No limite, como  $M_o$  tende para zero, então  $A_o M_o^2$  também tende para zero, logo a equação reduz-se a:

$$(D_{add})_{M_o=0} = P_1 A_1 (1 + k M_1^2) - P_o A_1 \quad (29.9)$$

## 29.3 Análise Paramétrica do Ciclo De Motores Ideais

A análise paramétrica do ciclo, determina o desempenho dos motores em diferentes condições de voo e a escolha dos valores dos parâmetros do projecto (por exemplo, razão da pressão do compressor) e limites dos parâmetros do projecto (por exemplo, temperatura de saída do combustor). A análise de desempenho do motor também determina o desempenho de um mecanismo específico em todas as condições de voo ou nas condições de desempenho.

## 29.3 Análise Paramétrica do Ciclo De Motores Ideais

A pressão total ou de estagnação  $\mathbf{P}$ , é definida como a pressão atingida quando uma corrente de fluxo constante é mantida adiabática e reversivelmente (isto é, isentropicamente). Como  $P_t/P = (T_t/T)^{(k-1/k)}$ , então

$$P_t = P \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{k/(k-1)} \quad (29.11)$$

A razão de pressões totais num componente será dada por  $\pi$ , com um índice subscrito indicando o componente: **d** para difusor (entrada), **c** para compressor, **b** para queimador, **t** para turbina, **n** para bocal e **f** para ventilador:

$$\pi_a = \frac{\text{pressão total à saída do componente } \mathbf{a}}{\text{pressão total à entrada do componente } \mathbf{a}} \quad (29.12)$$

## 29.3 Análise Paramétrica do Ciclo De Motores Ideais

Da mesma forma, a razão da temperatura total é denotada por  $\tau$

$$\tau_a = \frac{\text{temperatura total à saída do componente } a}{\text{temperatura total à entrada do componente } a} \quad (29.13)$$

Como exceção definem-se as relações de temperatura total estática e a pressão do fluxo livre ( $\tau_r$  e  $\pi_r$ ) por:

$$\tau_r = \frac{T_{to}}{T_o} = 1 + \frac{k-1}{2} M_o^2 \quad (29.14)$$

$$\pi_r = \frac{P_{to}}{P_o} = \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_o^2 \right)^{k/(k-1)} \quad (29.15)$$

## 29.3 Análise Paramétrica do Ciclo De Motores Ideais

Assim, a temperatura total e a pressão do fluxo livre podem ser escritas como:

$$T_{to} = T_o \tau_r \quad \text{e} \quad P_{to} = P_o \pi_r \quad (29.16)$$

Também,  $\tau_a$  é definida como a razão entre a entalpia de saída do queimador  $c_p T_t$  e à entalpia do ambiente  $c_p T_o$  :

$$\tau_\lambda = \frac{h_t \text{ saída do queimador}}{h_o} = \frac{(c_p T_t) \text{ saída do queimador}}{(c_p T)_o} \quad (29.17)$$

## 29.4 Etapas da Análise Paramétrica do Ciclo de Motores Ideais

Começando pela equação para o impulso do motor desinstalado, reescreve-se essa equação em termos das relações, pressão total e temperatura total, pressão ambiente  $P_o$ , temperatura  $T_o$  e velocidade do som  $a_o$  e o número de Mach do voo  $M_o$  da seguinte forma:

$$F = \frac{1}{g_c} (m_9 V_9 - m_o V_o) + A_9 (P_9 - P_o) \quad (29.18)$$

$$\frac{F}{\dot{m}_o} = \frac{a_o}{g_c} \left( \frac{\dot{m}_9}{\dot{m}_o} \frac{V_9}{a_o} - M_o \right) + \frac{A_9 P_9}{\dot{m}_o} \left( 1 - \frac{P_o}{P_9} \right) \quad (29.19)$$

Em seguida, expressam-se as razões de velocidade  $V_9/a_o$  em termos de números de Mach, temperaturas e propriedades de gás dos estágios 0 e 9:

$$\left( \frac{V_9}{a_o} \right)^2 = \frac{a_9^2 M_9^2}{a_o^2} = \frac{k_9 R_9 g_c T_9}{k_o R_o g_c T_o} M_9^2 \quad (29.20)$$

## 29.4 Etapas da Análise Paramétrica do Ciclo de Motores Ideais

---

Encontra-se o número de Mach  $M_9$  à saída de:

$$P_{t9} = P_9 \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_9^2 \right)^{k/(k-1)} \quad (29.21)$$

Daí;

$$M_9^2 = \frac{2}{k-1} \left[ \left( \frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{k/(k-1)} - 1 \right] \quad (29.22)$$

Onde:

$$\begin{aligned} \frac{P_{t9}}{P_9} &= \frac{P_o}{P_9} \frac{P_{t0}}{P_o} \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \frac{P_{t5}}{P_{t4}} \frac{P_{t7}}{P_{t5}} \frac{P_{t9}}{P_{t7}} \\ &= \frac{P_o}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_t \pi_{AB} \pi_n \end{aligned} \quad (29.23)$$

## 29.4 Etapas da Análise Paramétrica do Ciclo de Motores Ideais

---

A taxa de temperaturas  $T_9/T_0$  calcula-se de:

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{T_{t9}/T_9} = \frac{T_{t9}/T_0}{(P_{t9}/P_9)^{(k-1)/k}} \quad (29.24)$$

Onde:

$$\begin{aligned} \frac{T_{t9}}{T_0} &= \frac{T_{to}}{T_0} \frac{T_{t2}}{T_{to}} \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \frac{T_{t7}}{T_{t5}} \frac{T_{t9}}{T_{t7}} \\ &= \tau_r \tau_d \tau_c \tau_t \tau_{AB} \tau_n \end{aligned} \quad (29.25)$$

## 29.4 Etapas da Análise Paramétrica do Ciclo de Motores Ideais

Aplicando-se a primeira lei da termodinâmica ao queimador (combustor) encontra-se uma expressão para a razão combustível/ar  $f$  em termos de  $\tau_s$ ,

etc:

$$\dot{m}_o c_p T_{t3} + \dot{m}_f h_{RP} = \dot{m}_o c_p T_{t4} \quad (29.26)$$

Quando aplicável, encontra-se uma expressão para a razão de temperatura total na turbina  $\tau_t$  relacionando a potência da turbina com os requisitos de potência do compressor, ventilador e/ou hélice. Isso permite encontrar  $\tau_t$  em termos de outras variáveis.

Avalia-se o impulso específico, usando os resultados das expressões anteriores.

## 29.3 Análise Paramétrica do Ciclo De Motores Ideais

A temperatura total ou de estagnação é definida como a temperatura atingida quando um fluido que escoa em regime permanente é parado (estagnado) adiabaticamente. Se  $T_t$  for a temperatura total,  $T$  a temperatura estática (termodinâmica) e  $V$  a velocidade do fluxo, então a aplicação da primeira lei da termodinâmica a um gás caloricamente determinado fornece  $T_t = T + V^2 / (2g_c c_p)$ . No entanto, o número Mach  $M = V/a = V/\sqrt{kg_c RT}$  pode ser introduzido na equação acima para dar:

$$T_t = T \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) \quad (29.10)$$

## 29.4 Etapas da Análise Paramétrica do Ciclo de Motores Ideais

Avalia-se o consumo específico de combustível do impulso  $S$ , usando os resultados da relação impulso específico e relação combustível ar:

$$S = \frac{f}{F/\dot{m}_o} \quad (mg / s) / N \quad (29.27)$$

Desenvolvem-se expressões para os rendimentos térmicos e propulsivos.

## 29.5 Variação das Propriedades do Gás

A entalpia  $h$  e o calor específico à pressão constante  $c_p$  para o ar (modelado como um gás perfeito) são funções da temperatura. Além disso, a entalpia  $h$  e o calor específico à pressão constante  $c_p$  para os produtos de combustão de um combustível típico hidrocarboneto JP-4 e a ar (modelados como um gás perfeito) são funções da temperatura e da razão combustível/ar  $f$ . A razão dos calores específicos  $k$  para produtos de combustão é função da temperatura e da razão combustível/ar. Observa-se que  $h$  e  $c_p$  aumentam e  $k$  diminui com o aumento da temperatura e da razão combustível/ar. Os modelos de propriedades de gás nos motores precisam de incluir as alterações de  $c_p$  e  $k$  nos componentes em que estas são significativas.

## 29.5 Variação das Propriedades do Gás

Os valores de  $c_p$  e  $k$  poderão variar no queimador. Assim, aproxima-se o  $c_p$  como  $c_{pc}$  (uma constante para o motor a montante do queimador) e  $c_p$  como  $c_{pt}$  (um valor médio constante para os gases a jusante do queimador). A libertação de energia térmica no processo de combustão afecta os valores de  $c_{pt}$  e  $k_t$ , mas esses dois estão relacionados por:

$$c_{pt} = \frac{k_t}{k_t - 1} R_t = \frac{k_t}{k_t - 1} \frac{R_u}{M} \quad (29.28)$$

Onde:

- ▶  $R_u$  – é a constante universal dos gases; e
- ▶  $M$  – é a massa molecular

## 29.5 Variação das Propriedades do Gás

Se a reacção química fizer com que os modos vibracionais sejam excitados, mas não causar dissociação apreciável, o peso molecular  $M$  será aproximadamente constante. Nesse caso, uma redução de  $k$  está directamente relacionada a um aumento de  $c_p$  pela fórmula:

$$\frac{c_{pt}}{c_{pc}} = \frac{k_t}{k_t - 1} \frac{k_c - 1}{k_c} \quad (29.29)$$

## 29.6 Desempenho dos Componentes

---

Cada um dos componentes do motor será caracterizado por figuras que modelam o desempenho do mesmo e facilitam a análise do ciclo de motores aspirados reais. A razão de temperatura total  $\tau$ , a razão de pressão total  $\pi$  e a inter-relação entre  $\tau$  e  $\pi$  serão utilizadas o máximo possível na modelação de cada componente.

## 29.6.1 Admissão e Recuperação da Pressão no Difusor

As perdas na entrada surgem devido à presença de atrito na parede e a ondas de choque (numa entrada supersónica). Tanto o atrito da parede quanto as perdas de choque, resultam numa redução na pressão total, de modo que  $\pi_d < 1$ . As entradas são adiabáticas com um grau de aproximação muito alto, portanto, tem-se  $\tau_d = 1$ . O desempenho à entrada é definido simplesmente por  $\pi_d$ . O rendimento isentrópico  $\eta_d$  do difusor é definido como:

$$\eta_d = \frac{h_{t2s} - h_o}{h_{to} - h_o} \cong \frac{T_{t2s} - T_o}{T_{to} - h_o} \quad (29.30)$$

Relacionando  $\tau_d$  e  $\pi_d$  o rendimento resulta em:

$$\eta_d = \frac{\tau_{rd}^{(k-1)/k}}{\tau_r - 1} \quad (29.31)$$

## 29.6.1 Admissão e Recuperação da Pressão no Difusor

No voo supersônico, a desaceleração do fluxo nas entradas, é acompanhada por ondas de choque que podem produzir uma perda total de pressão muito maior do que a perda de atrito na parede. A taxa de pressão geral da entrada é o produto da taxa de pressão do aríete e da taxa de pressão do difusor. Devido a choques, apenas uma parte da pressão total do aríete pode ser recuperada. Então define-se  $\eta_{d\max}$  como a parcela de  $\eta_d$  que é devida ao atrito da parede e  $\eta_r$  como a parcela de  $\pi_d$  devida à recuperação pressão total do aríete. Portanto:

$$\pi_d = \pi_{d\max} \eta_r \quad (29.32)$$

# 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

## Rendimento isentrópica do compressor

Os compressores têm um alto grau de aproximação ao funcionamento adiabático. O rendimento geral usado para medir o desempenho de um compressor é o rendimento isentrópico  $\eta_c$ , definido como:

$$\eta_c = \frac{\text{trabalho ideal de compressão para um dado } \pi_c}{\text{trabalho real de compressão para um dado } \pi_c} \quad (29.33)$$

Escrevendo o rendimento isentrópico do compressor  $\eta_c$  em termos das propriedades termodinâmicas, tem-se:

$$\eta_c = \frac{w_{ci}}{w_c} = \frac{h_{t3i} - h_{t2}}{h_{t3} - h_{t2}} \quad (29.34)$$

# 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

## Rendimento isentrópico do compressor

Para um gás caloricamente perfeito, pode-se escrever:

$$\eta_c = \frac{w_{ci}}{w_c} = \frac{c_p (T_{t3i} - T_{t2})}{c_p (T_{t3} - T_{t2})} = \frac{\tau_{ci} - 1}{\tau_c - 1} \quad (29.35)$$

Onde  $\tau_{ci}$  é a razão ideal de temperaturas do compressor que está relacionada com a razão de pressão do compressor  $\pi_c$  pela relação isentrópica:

$$\tau_{ci} = \pi_{ci}^{(k-1)/k} = \pi_c^{(k-1)/k} \quad (29.36)$$

► Daqui tem-se:

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(k-1)/k} - 1}{\tau_c - 1} \quad (29.37)$$

## 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

### Rendimento do estágio do compressor

Para um compressor de vários estágios, cada estágio (conjunto de rotor e estator) terá um rendimento isentrópico. Seja  $\eta_{sj}$  o rendimento isentrópico do  $j$ -ésimo estágio. Da mesma forma,  $\pi_{sj}$  e  $\tau_{sj}$  representam as razões de pressão e temperatura, respectivamente, para o  $j$ -ésimo estágio. Então pode-se escrever para o  $j$ -ésimo estágio:

$$\eta_{sj} = \frac{\pi_{sj}^{(k-1)/k} - 1}{\tau_{sj} - 1} \quad (29.38)$$

► Onde:

$$\tau_{sj} = T_{tj} / T_{tj-1} \quad \text{e} \quad \pi_{sj} = P_{tj} / P_{tj-1} \quad (29.39)$$

Se considerarmos os caso especial em que a razão de pressão de cada estágio e o rendimento por estágio são os mesmos, neste caso terá-se:

## 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

$$\pi_c = \prod_{j=1}^n \left( \frac{P_{ij}}{P_{ij-1}} \right) = \pi_s^N \quad (29.40)$$

Fazendo várias manipulações obtém-se:

$$\begin{aligned} \eta_c &= \frac{\pi_c^{(k-1)/k} - 1}{\left[ 1 + (1/\eta_s) \left( \pi_c^{(k-1)/kN} - 1 \right) \right]^N - 1} \\ &= \frac{\pi_s^{(k-1)/kN} - 1}{\left[ 1 + (1/\eta_s) \left( \pi_s^{(k-1)/k} - 1 \right) \right]^N - 1} \end{aligned} \quad (29.41)$$

Esta expressão relaciona  $\eta_c$  e  $\eta_s$  para um compressor de N estágios com relações de pressão e rendimentos iguais por estágio.

## 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

### ► Eficiência politrópica do compressor

A eficiência politrópica  $e_c$  está relacionada com as eficiências já mencionadas e é definida como:

$$e_c = \frac{\text{trabalho ideal de compressão para uma alteração diferencial de pressão}}{\text{trabalho real de compressão para uma alteração diferencial de pressão}}$$

Assumindo que a eficiência politrópica  $e_c$  seja constante, pode-se obter uma relação simples entre  $\tau_c$  e  $\pi_c$  da seguinte maneira:

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(k-1)/k} - 1}{\tau_c - 1} = \frac{\pi_c^{(k-1)/k} - 1}{\pi_c^{(k-1)/(k \cdot e_c)} - 1} \quad (29.42)$$

## 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

### Relação entre o rendimento do compressor

O  $\eta_s$  se aproxima de  $e_c$ , se houver um grande número de estágios e a taxa de pressão por estágio for muito pequena. Fazendo-se várias aproximações chega-se a:

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(k-1)/k} - 1}{\pi_c^{(k-1)/(k \cdot \eta_s)} - 1} \quad (29.43)$$

Para uma máquina de vários estágios.

Esta expressão é idêntica à da Equação 29.41 com  $e_c$  substituído por  $\eta_s$ . Assim, para  $N$  muito grandes conclui-se que,  $\eta_s$  aproxima-se de  $e_c$ .

# 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

## Rendimento isentrópico da turbina

As turbinas modernas são arrefecidas pelo ar retirado dos compressores, que passa por palhetas e rotores e é misturado com o fluxo principal. Do ponto de vista do fluxo geral, o fluxo é adiabático, mas para se ser mais preciso aplica-se uma análise de fluxos múltiplos. Essa análise é conceptualmente correcta, mas é difícil estimar as várias perdas de fluxo, etc., que ocorrem. O conceito de rendimento isentrópico ainda é utilizado em tais análises (para a corrente principal do fluxo) e, o rendimento isentrópico fornece uma aproximação razoável ao desempenho da turbina quando as taxas de fluxo de arrefecimento são pequenas. Portanto, vai-se considerar apenas o caso adiabático.

## 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

Em analogia ao rendimento isentrópico do compressor, define-se o rendimento isentrópico da turbina por:

$$\eta_t = \frac{\text{trabalho ideal da turbina para um dado } \pi_t}{\text{trabalho real da turbina para um dado } \pi_t} \quad (29.44)$$

Escrevendo o rendimento isentrópico da turbina em termos de propriedades termodinâmicas, tem-se:

$$\eta_t = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t5i}} = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T_{t5i}} \quad (29.45)$$

Ou

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{(k-1)/k}} \quad (29.46)$$

## 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

### Rendimento do estágio da turbina

Numa análise completamente semelhante à do compressor, o rendimento isentrópico da turbina pode ser escrito em termos de  $\eta_{sj}$  e  $\pi_{sj}$  quando todos os estágios têm os mesmos  $\eta_s$  e  $\tau_s$  da seguinte forma:

$$\eta_t = \frac{1 - \left[ 1 - (1/\eta_s) \left( 1 - \pi_s^{(k-1)/k} \right) \right]^N}{1 - \pi_t^{(k-1)/k}} \quad (29.47)$$

# 29.6.2 Eficiências do Compressor e da Turbina

## Eficiência Politrópica da turbina

A eficiência da turbina politrópica  $e_t$  é definida de maneira semelhante à eficiência isentrópica do compressor, conforme:

$$e_t = \frac{\text{trabalho real da turbina para variações diferencial de pressão}}{\text{trabalho ideal da turbina para variações diferencial de pressão}} \quad (29.48)$$

Assumindo que a eficiência politrópica  $e_t$  seja constante para todas as razões de pressão:

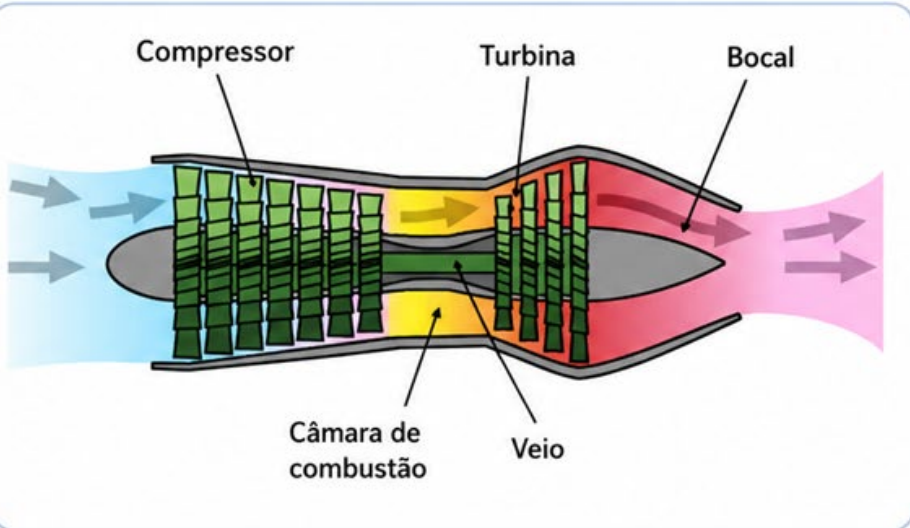
$$\pi_t = \tau_t^{k/[(k-1)e_t]} \quad (29.49)$$

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e_t}} \quad (29.50)$$

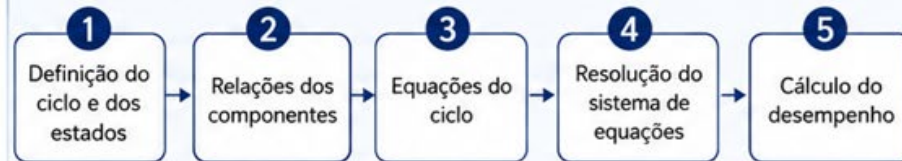
$$\eta_t = \frac{1 - \pi_t^{(k-1)/(k \cdot e_t)}}{1 - \pi_t^{(k-1)/k}} \quad (29.51)$$

Na análise de ciclo  $\tau_t$ , geralmente é obtido primeiro a partir do balanço de trabalho. Então,  $\pi_t$  pode ser calculado através de um  $e_t$  conhecido.

# 29.7 Análise do Ciclo TurboJacto

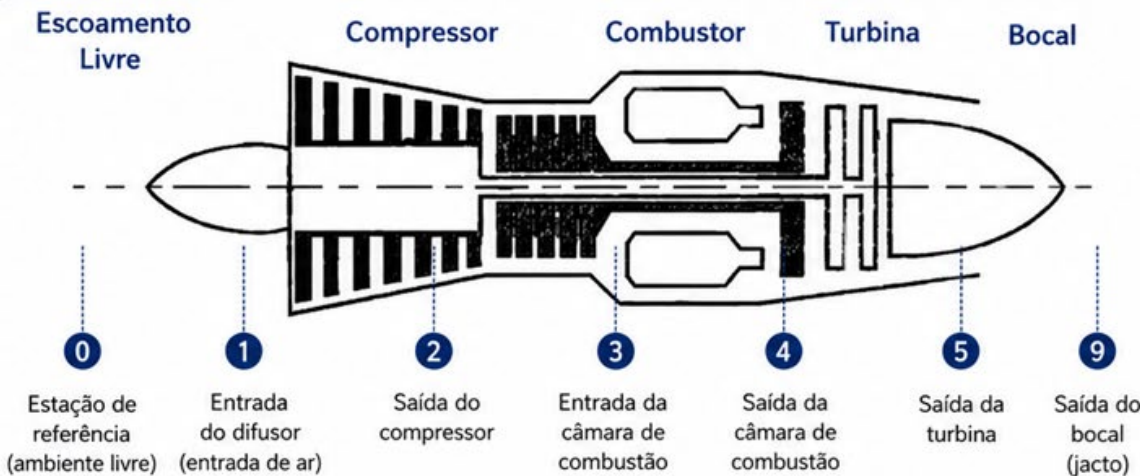


Desenvolve-se agora um sistema de equações para analisar o ciclo do motor turbojacto. As etapas da análise do ciclo são aplicadas ao motor turbojacto e apresentadas como:



## Objectivo:

- Determinar as propriedades termodinâmicas em cada estação e o desempenho do motor (empuxo, consumo de combustível, rendimentos, etc.).



Estação	Descrição
0	Escoamento livre (condições ambiente)
1	Entrada do difusor / entrada de ar
2	Saída do compressor
3	Entrada da câmara de combustão
4	Saída da câmara de combustão (entrada da turbina)
5	Saída da turbina
9	Saída do bocal (jacto de exaustão)

# 29.7 Análise do Ciclo TurboJacto

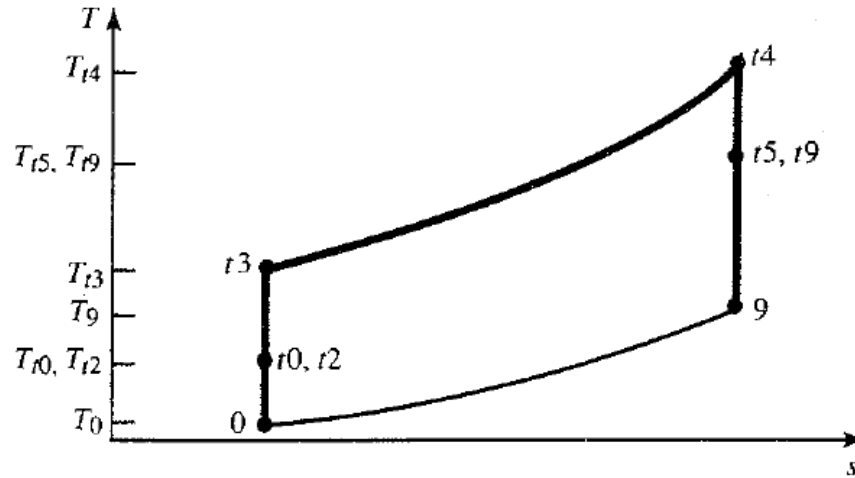


Diagrama T-s de um motor turbojacto ideal

Ponto	Processo	Tipo	$\Delta$ Temperatura	$\Delta$ Entropia
0	Entrada de ar	-	-	-
0-3	Compressão (entrada + compressor)	Isentrópica	↑	=
3-4	Queima do combustível	Isobárica	↑↑	↑
4-9	Expansão (turbina+bocal)	Isentrópica	↓	=

## 29.7 Análise do Ciclo TurboJacto

---

1. Constante dos gases no compressor

$$R_c = \frac{k_c - 1}{k_c} c_{pc} \text{ [kJ/kg} \cdot \text{K]} \quad (29.52)$$

2. Constante dos gases à saída da turbina

$$R_t = \frac{k_t - 1}{k_t} c_{pt} \text{ [kJ/kg} \cdot \text{K]} \quad (29.53)$$

3. Velocidade do som

$$a_o = \sqrt{k_c R_c g_c T_o} \text{ [m/s]} \quad (29.54)$$

4. Velocidade do ar

$$V_o = a_o M_o \text{ [m/s]} \quad (29.55)$$

5. Razão da temperatura total e estática do fluxo livre

$$\tau_r = 1 + \frac{k_c - 1}{2} M_o^2 \quad (29.56)$$

## 29.7 Análise do Ciclo TurboJacto

---

6. Razão da pressão total e estática do fluxo livre

$$\pi_r = \tau_r^{k_c/(k_c-1)} \quad (29.57)$$

7. Cálculo do rendimento da recuperação da pressão causada pelo atrito da parede

$$\eta_r = 1 \quad \text{para } M_o \leq 1 \quad (29.58)$$

$$\eta_r = 1 - 0,075(M_o - 1)^{1,35} \quad \text{para } M_o > 1 \quad (29.59)$$

8. Razão de pressões no difusor

$$\pi_d = \pi_{d \max} \eta_r \quad (29.60)$$

9. Razão das entalpias à saída do combustor e ambiente

$$\tau_\lambda = \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_o} \quad (29.61)$$

## 29.7 Análise do Ciclo TurboJato

---

10. Razão das temperaturas a entrada e saída do compressor

$$\tau_c = \pi_c^{(k_c-1)/(k_c e_c)} \quad (29.62)$$

11. Rendimento do compressor

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(k_c-1)/k_c} - 1}{\tau_c - 1} \quad (29.63)$$

12. Relação combustível/Ar

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{h_{PR} \eta_b / (c_{pc} T_o) - \tau_\lambda} \quad (29.64)$$

13. Razão das temperaturas na turbina

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \cdot \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1) \quad (29.65)$$

## 29.7 Análise do Ciclo TurboJacto

---

14. Razão das pressões na turbina

$$\pi_t = \tau_t^{k_t / [(k_t - 1)e_t]} \quad (29.66)$$

15. Rendimento da turbina

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e_t}} \quad (29.67)$$

16. Razão da pressão no Bocal

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_o}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad (29.68)$$

17. Número de Mach no Bocal

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{k_t - 1} \left[ \left( \frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{k_t - 1/k_t} - 1 \right]} \quad (29.69)$$

## 29.7 Análise do Ciclo TurboJacto

---

18. Razão entre a temperatura do bocal e do escoamento livre

$$\frac{T_9}{T_o} = \frac{\tau_\lambda \tau_t}{(P_{t9}/P_9)^{(k_t-1)/k_t}} \cdot \frac{c_{pc}}{c_{pt}} \quad (29.70)$$

19. Razão entre a velocidade no bocal e na entrada

$$\frac{V_9}{a_o} = M_9 \sqrt{\frac{k_t R_t T_9}{k_c R_c T_o}} \quad (29.71)$$

20. O impulso específico calcula-se de:

$$\frac{F}{\dot{m}_o} = \frac{a_o}{g_c} \left[ (1+f) \frac{V_9}{a_o} - M_o + (1+f) \frac{R_t T_9 / T_o}{R_c V_9 / a_o} \frac{(1 - P_o / P_9)}{k_c} \right] \left[ \frac{N}{kg \cdot s} \right] \quad (29.73)$$

21. O consumo específico de combustível

$$S = \frac{f}{F/\dot{m}_o} \left[ \frac{mg/s}{N} \right] \quad (29.73)$$

## 29.7 Análise do Ciclo TurboJacto

---

22. O rendimento térmico

$$\eta_T = \frac{a_o^2 \left[ (1+f)(V_9/a_o)^2 - M_o^2 \right]}{2g_c f h_{PR}} \quad [\%] \quad (29.74)$$

23. O rendimento de propulsão

$$\eta_P = \frac{2g_c V_o (F/\dot{m}_o)}{a_o^2 \left[ (1+f)(V_9/a_o)^2 - M_o^2 \right]} \quad [\%] \quad (29.75)$$

24. O rendimento global

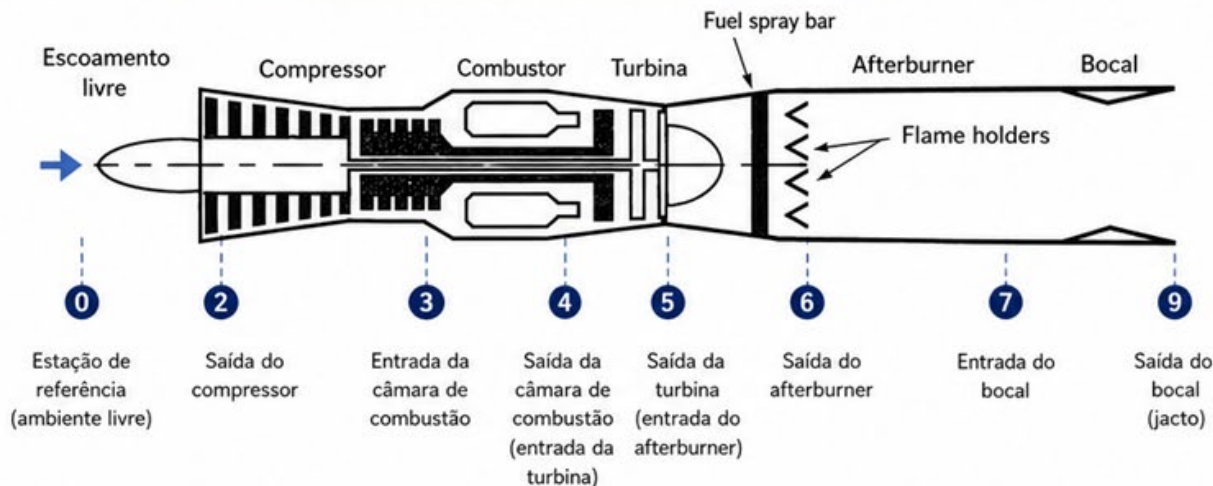
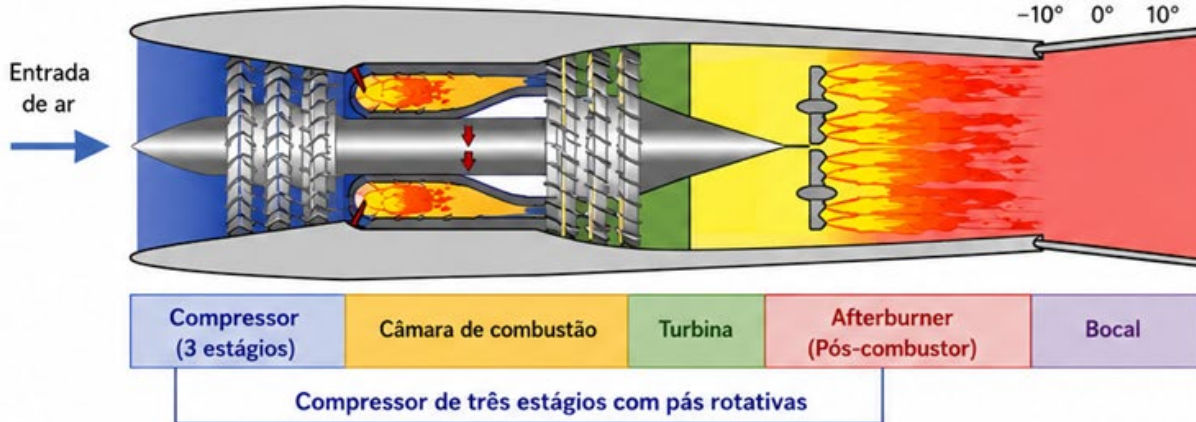
$$\eta_o = \eta_P \eta_T \quad [\%] \quad (29.76)$$

# 29.8 Análise do Ciclo TurboJacto com Afterburning

## TURBOJACTO COM AFTERBURNING

Afterburner

Ângulo dos flaps do afterburner  
-10° 0° 10°



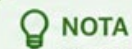
### IDEIA PRINCIPAL

A expressão para o empuxo será a mesma que a já obtida para o turbojacto sem pós-combustão, exceptuando o facto que os efeitos da adição de combustível no pós-combustor devem ser incluídos.



### ETAPAS DA ANÁLISE DO CICLO

- 1 Definição do ciclo e dos estados
- 2 Relações dos componentes
- 3 Equações do ciclo
- 4 Resolução do sistema de equações
- 5 Cálculo do desempenho (empuxo, consumo específico, rendimentos, etc.)



### NOTA

O afterburner (pós-combustor) injecta combustível adicional após a turbina para aumentar a temperatura dos gases e, conseqüentemente, o empuxo.

# 29.8 Análise do Ciclo TurboJacto com Afterburning

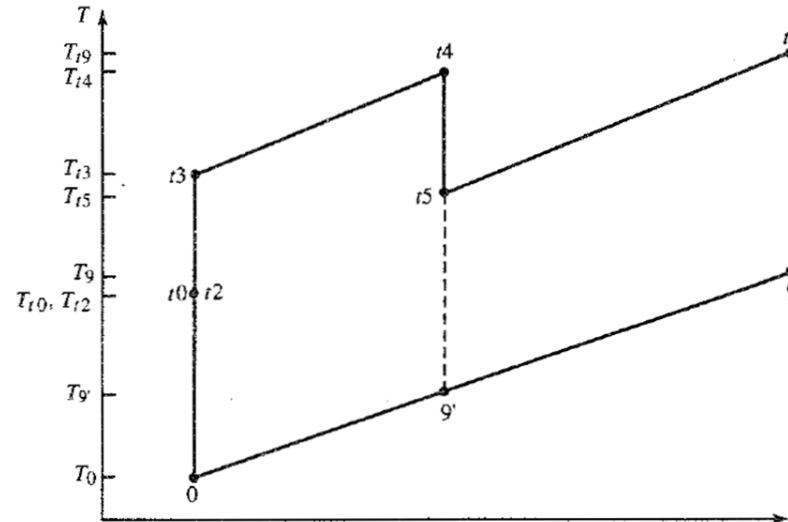


Diagrama T-s para um motor turbojacto ideal com pós-combustão

Ponto	Processo	Tipo	$\Delta$ Temperatura	$\Delta$ Entropia
0–3	Compressão	Isentrópica	↑	=
3–4	Combustão principal	Isobárica	↑↑	↑
4–5	Expansão na turbina	Isentrópica	↓	=
5–9'	Pós-combustão	Isobárica	↑↑	↑
9'–9	Expansão final no bocal	Isentrópica	↓	=

# 29.8 Análise do Ciclo TurboJacto com Afterburning

---

1. Constante dos gases à saída de pós-combustor

$$R_{AB} = \frac{k_{AB} - 1}{k_{AB}} c_{pAB} [kJ/\cdot kgK] \quad (29.77)$$

2. Razão da temperatura total e estática do pós-combustor

$$\tau_{\lambda AB} = \frac{c_{pAB} T_{t7}}{c_{pc} T_o} \quad (29.78)$$

3. Relação combustível/Ar no pós-combustor

$$f_{AB} = (1 + f) \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_A \tau_t}{\eta_{AB} h_{PR} / (c_{pc} T_o) - \tau_{\lambda AB}} \quad (29.79)$$

4. Razão da pressão no pós-combustor

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_o}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_{AB} \pi_n \quad (29.80)$$

# 29.8 Análise do Ciclo TurboJacto com Afterburning

---

5. Razão entre a temperatura entrada e saída do pós-combustor

$$\frac{T_9}{T_o} = \frac{T_{t7}/T_o}{(P_{t9}/P_9)^{(k_{AB}-1)/k_{AB}}} \quad (29.81)$$

6. Número de Mach no pós-combustor

$$M_9^2 = \frac{2}{k_{AB} - 1} \left[ \left( \frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{k_{AB}-1/k_{AB}} - 1 \right] \quad (29.82)$$

7. Razão entre a velocidade na entrada do pós-combustor e o ambiente

$$\frac{V_9}{a_o} = M_9 \sqrt{\frac{k_{AB} R_{AB} T_9}{k_c R_c T_o}} \quad (29.83)$$

# 29.8 Análise do Ciclo TurboJacto com Afterburning

---

8. O impulso específico calcula-se de

$$\frac{F}{\dot{m}_o} = \frac{a_o}{g_c} \left[ (1 + f + f_{AB}) \frac{V_9}{a_o} - M_o + (1 + f + f_{AB}) \frac{R_{AB}}{R_c} \frac{T_9/T_o}{V_9/a_o} \frac{(1 - P_o/P_9)}{k_c} \right] \left[ \frac{N}{kg \cdot s} \right] \quad (29.84)$$

9. O consumo específico de combustível

$$S = \frac{f + f_{AB}}{F/\dot{m}_o} \left[ \frac{mg/s}{N} \right] \quad (29.85)$$

10. O rendimento de propulsão

$$\eta_P = \frac{2g_c V_9 (F/\dot{m}_o)}{a_o^2 \left[ (1 + f + f_{AB}) (V_9/a_o)^2 - M_o^2 \right]} [\%] \quad (29.86)$$

11. O rendimento térmico

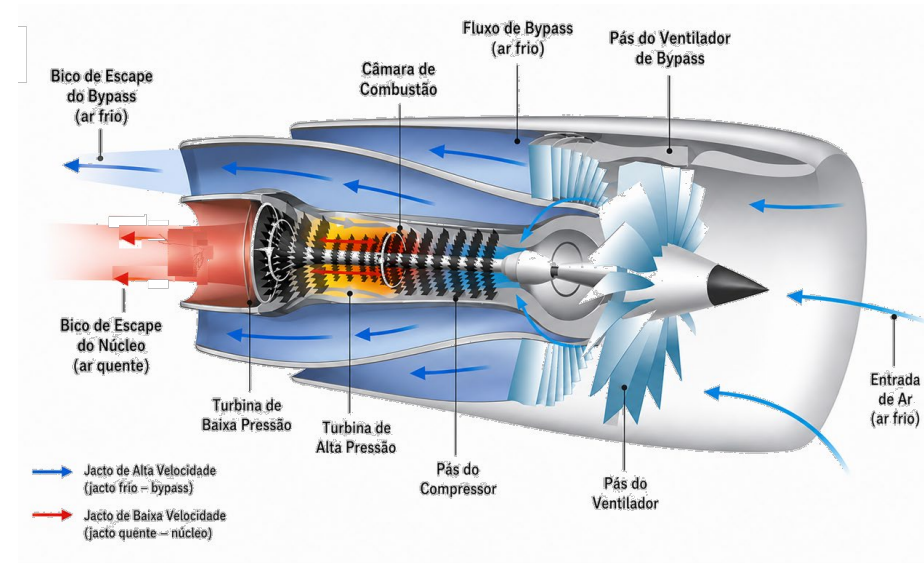
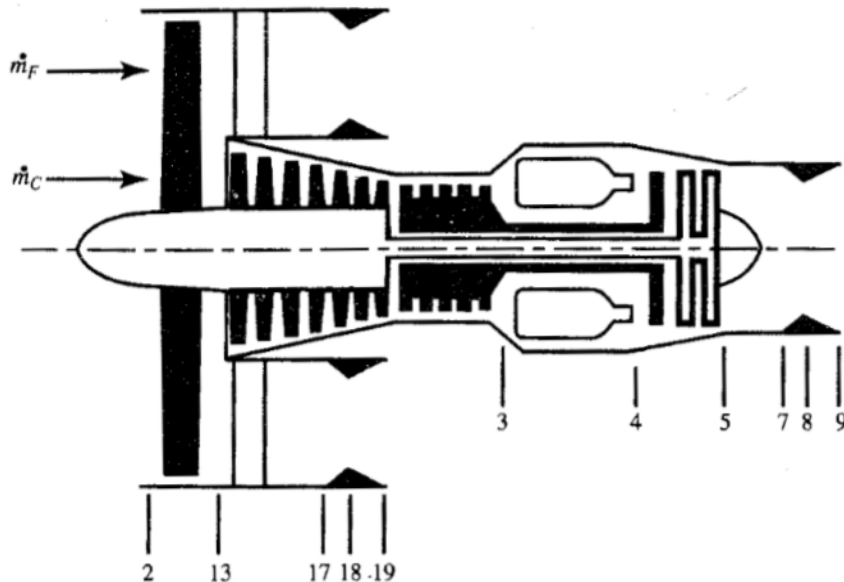
$$\eta_T = \frac{a_o^2 \left[ (1 + f + f_{AB}) (V_9/a_o)^2 - M_o^2 \right]}{2g_c (f + f_{AB}) h_{PR}} [\%] \quad (29.87)$$

12. O rendimento global

$$\eta_o = \eta_P \eta_T [\%] \quad (29.88)$$

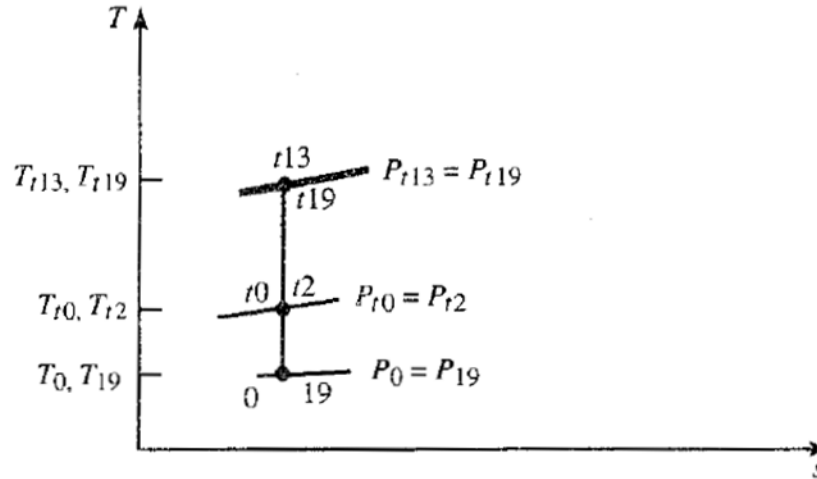
# 29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados

Os motores turbofan usados em aeronaves subsônicas comerciais, geralmente têm dois carretéis e bicos de escape separados, do tipo convergente, conforme mostrado na figura. Um motor turbofan com a numeração dos estágios apresenta-se na figura. A velocidade de saída do fluxo do ventilador e do fluxo do núcleo do motor é reduzida pelas perdas do motor.





# 29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados



► Diagrama T-s para fluxo do ventilador de motor turbofan ideal

Ponto	Processo	Tipo	$\Delta$ Temperatura	$\Delta$ Entropia
0–2	Compressão no ventilador	Isentrópica	↑	=
2–13	Reaquecimento no bypass	Isobárica	↑	↑
13–19	Expansão no bocal	Isentrópica	↓	=

# 29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados

---

1. Constante dos gases no compressor

$$R_c = \frac{k_c - 1}{k_c} c_{pc} \text{ [kJ/kg} \cdot \text{K]} \quad (29.89)$$

2. Constante dos gases à saída da turbina

$$R_t = \frac{k_t - 1}{k_t} c_{pt} \text{ [kJ/kg} \cdot \text{K]} \quad (29.90)$$

3. Velocidade do som

$$a_o = \sqrt{k_c R_c g_c T_o} \text{ [m/s]} \quad (29.91)$$

4. Velocidade do ar

$$V_o = a_o M_o \text{ [m/s]} \quad (29.92)$$

5. Razão da temperatura total e estática do fluxo livre

$$\tau_r = 1 + \frac{k_c - 1}{2} M_o^2 \quad (29.93)$$

# 29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados

---

6. Razão da pressão total e estática do fluxo livre

$$\pi_r = \tau_r^{k_c/(k_c-1)} \quad (29.94)$$

7. Cálculo do rendimento da recuperação da pressão causada pelo atrito da parede

$$\eta_r = 1 \quad \text{para } M_o \leq 1 \quad (29.95)$$

$$\eta_r = 1 - 0,075(M_o - 1)^{1,35} \quad \text{para } M_o > 1$$

8. Razão de pressões no difusor

$$\pi_d = \pi_{d \max} \eta_r \quad (29.96)$$

9. Razão das entalpias à saída do combustor e ambiente

$$\tau_\lambda = \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_o} \quad (29.97)$$

# 29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados

---

10. Razão das temperaturas a entrada e saída do compressor

$$\tau_c = \pi_c^{(k_c-1)/(k_c e_c)} \quad (29.98)$$

11. Rendimento do compressor

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(k_c-1)/k_c} - 1}{\tau_c - 1} \quad (29.99)$$

12. Relação combustível/Ar

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{h_{PR} \eta_b / (c_{pc} T_o) - \tau_\lambda} \quad (29.100)$$

13. Razão das temperaturas na turbina

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \cdot \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} \left[ \tau_c - 1 + \alpha (\tau_f - 1) \right] \quad (29.101)$$

# 29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados

---

14. Razão das pressões na turbina (29.102)

$$\pi_t = \tau_t^{k_t / [(k_t - 1)e_t]}$$

15. Rendimento da turbina (29.103)

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e_t}}$$

16. Razão da pressão no Bocal (29.104)

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_o}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n$$
(29.105)

17. Número de Mach no Bocal

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{k_t - 1} \left[ \left( \frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{k_t - 1/k_t} - 1 \right]}$$
(29.106)

# 29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados

---

18. Razão entre a temperatura do bocal e do escoamento livre

$$\frac{T_9}{T_o} = \frac{\tau_\lambda \tau_t}{(P_{t9}/P_9)^{(k_t-1)/k_t}} \cdot \frac{c_{pc}}{c_{pt}} \quad (29.107)$$

19. Razão entre a velocidade no bocal e na entrada

$$\frac{V_9}{a_o} = M_9 \sqrt{\frac{k_t R_t T_9}{k_c R_c T_o}} \quad (29.108)$$

20. Razão da pressão no Ventilador

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_o}{P_{19}} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn} \quad (29.109)$$

21. Número de Mach no Ventilador

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{k_t - 1} \left[ \left( \frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{k_t - 1/k_t} - 1 \right]} \quad (29.110)$$

# 29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados

---

22. Razão das temperaturas a entrada e saída do ventilador

$$\frac{T_{19}}{T_o} = \frac{\tau_r \tau_f}{(P_{t19}/P_{19})^{(k_c-1)/k_c}} \quad (29.111)$$

23. Razão entre a velocidade no ventilador e na entrada

$$\frac{V_{19}}{a_o} = M_{19} \sqrt{\frac{T_{19}}{T_o}} \quad (29.112)$$

24. O impulso específico calcula-se de:

$$\frac{F}{\dot{m}_o} = \frac{1}{1+\alpha} \frac{a_o}{g_c} \left[ (1+f) \frac{V_9}{a_o} - M_o + (1+f) \frac{R_t T_9 / T_o}{R_c V_9 / a_o} \frac{(1-P_o/P_{19})}{k_c} \right] \left[ \frac{N}{kg \cdot s} \right] \quad (29.113)$$

25. O consumo específico de combustível

$$S = \frac{f}{(1+\alpha) F / \dot{m}_o} \left[ \frac{mg/s}{N} \right] \quad (29.114)$$

# 29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados

---

26. A razão de empuxo (29.115)

$$FR = \frac{(1+f) \frac{V_9}{a_o} - M_o + (1+f) \frac{R_t T_9 / T_o}{R_c V_9 / a_o} \frac{(1 - P_o / P_9)}{k_c}}{\frac{V_{19}}{a_o} - M_o + \frac{T_{19} / T_o}{V_{19} / a_o} \frac{(1 - P_o / P_{19})}{k_c}}$$

27. O rendimento térmico

$$\eta_T = \frac{a_o^2 \left[ (1+f)(V_9/a_o)^2 + \alpha(V_{19}/a_o)^2 - (1-\alpha)M_o^2 \right]}{2g_c f h_{PR}} [\%] \quad (29.116)$$

28. O rendimento de propulsão

$$\eta_P = \frac{2M_o \left[ (1+f)V_9/a_o + \alpha(V_{19}/a_o) - (1+\alpha)M_o \right]}{a_o^2 \left[ (1+f)(V_9/a_o)^2 + \alpha(V_{19}/a_o)^2 - (1+\alpha)M_o^2 \right]} [\%] \quad (29.117)$$

29. O rendimento global

$$\eta_o = \eta_P \eta_T [\%] \quad (29.118)$$

# Lista de Símbolos (I)

---

- ▶ a - velocidade do som (m/s)
- ▶ e - eficiência politrópica;
- ▶ f - relação combustível/ar
- ▶ FR - razão de empuxo
- ▶ g - aceleração da gravidade ( $m/s^2$ )
- ▶  $g_c$  - constante de Newton (l)
- ▶  $h_{PR}$  – Poder calorífico inferior do combustível (kJ/kg)
- ▶ M - número Mach
- ▶ R - constante do gás
- ▶  $R_u$  - constante universal dos gases

# Lista de Símbolos (II)

---

- ▶  $S$  - consumo específico de combustível do impulso não instalado (mg/s)/N
- ▶  $\alpha$  - Fracção de energia da turbina dedicada ao fan
- ▶  $\tau$  - razão de temperaturas
- ▶  $\tau_\lambda$  - razão de entalpias  $\alpha$
- ▶  $\Pi$  - razão de pressões

# Lista de Símbolos (III)

---

## ▶ **Subscritos**

- ▶ AB - pós-combustor
- ▶ b - queimador ou combustor
- ▶ c - compressor
- ▶ d - difusor ou entrada
- ▶ f - ventilador; combustível
- ▶ fn - bico do ventilador
- ▶ i - inicial
- ▶ int - interno
- ▶ j - jet
- ▶ n – bocal
- ▶ o – global ou total
- ▶ s - estágio
- ▶ t - turbina