

Motores Térmicos

8º Semestre

4º 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

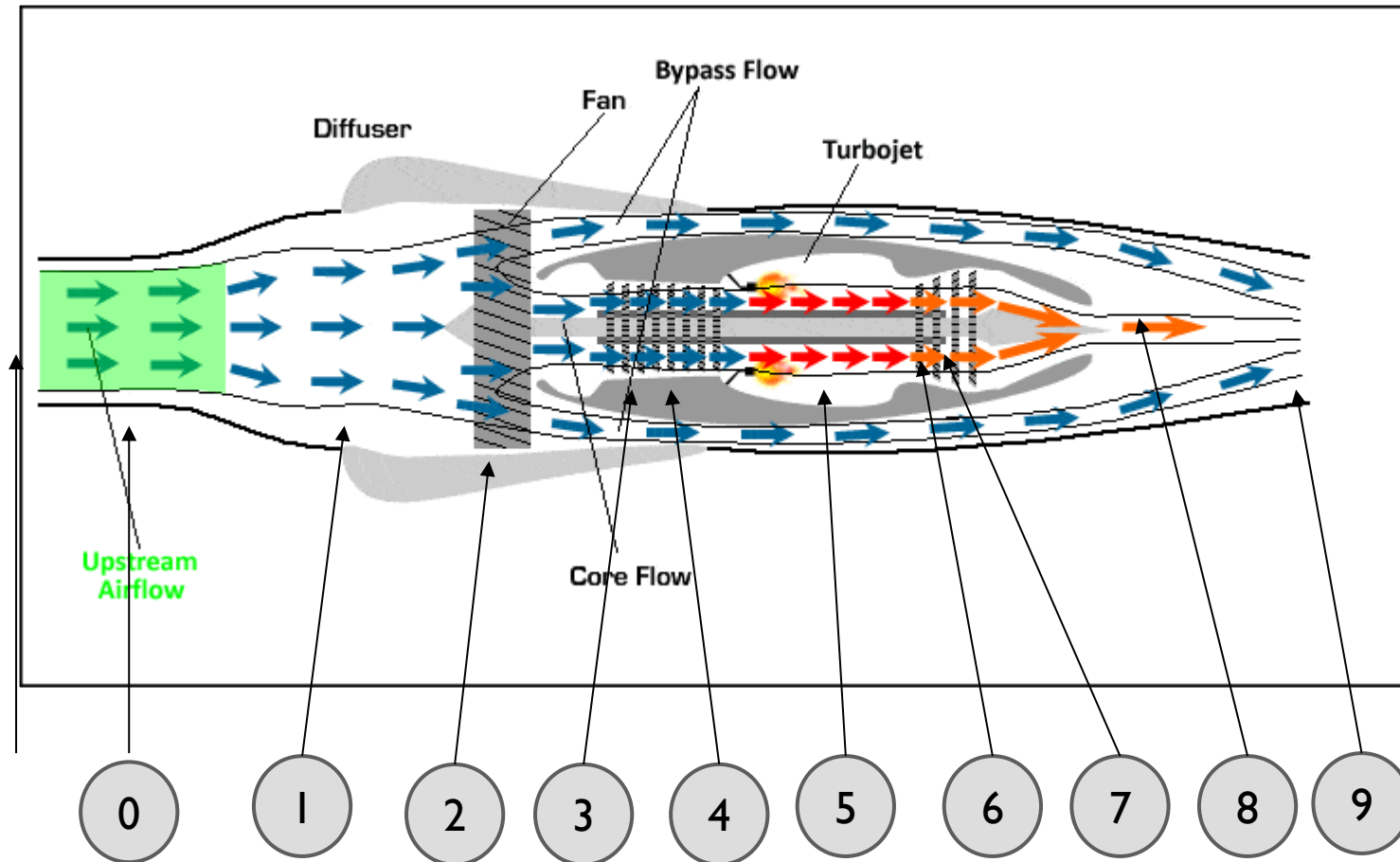
Define-se um sistema de propulsão como uma unidade submersa num fluido sobre e através do qual o fluido flui. O sistema de propulsão contém um mecanismo de transferência de energia que aumenta a energia cinética do fluido passando pelo sistema. Esse mecanismo é chamado de motor.

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

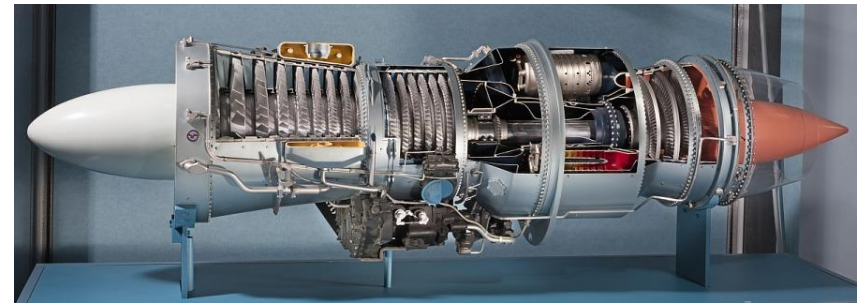
B-52



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).



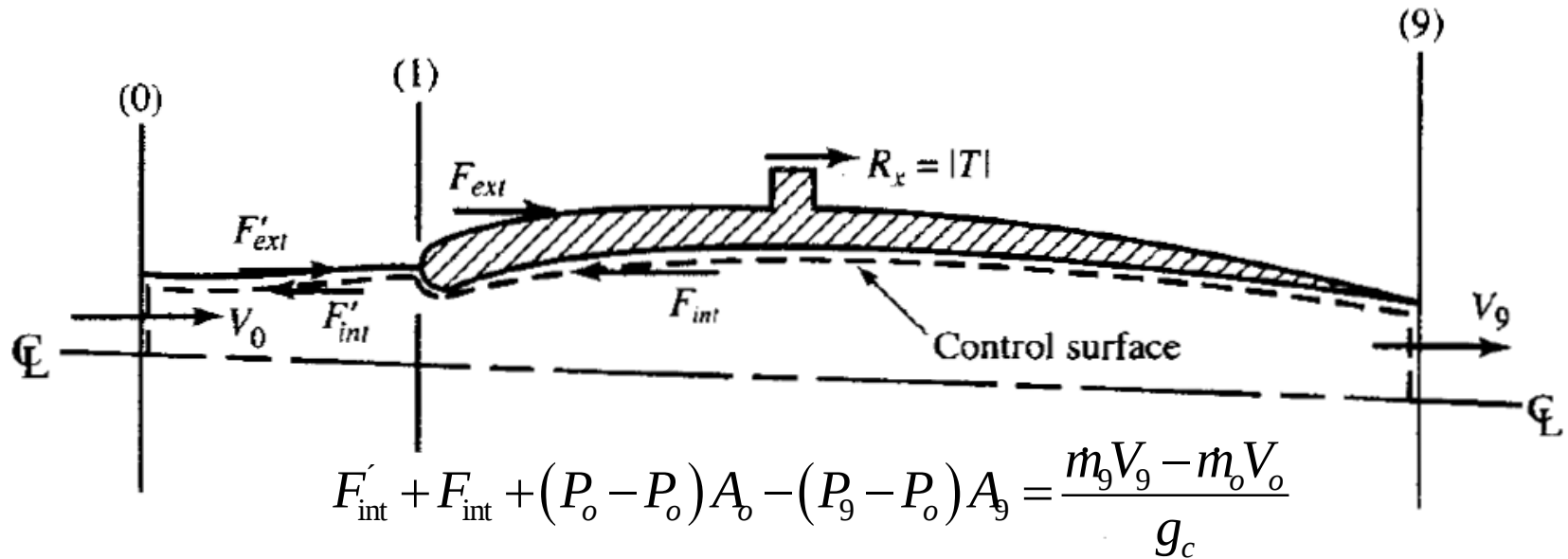
29.1 Introdução

É convencional tratar-se dos impulsos dos mecanismos desinstalados e instalados:

- ❑ O impulso do mecanismo desinstalado depende apenas do motor e, portanto, deve ser independente da estrutura (fuselagem).
- ❑ O impulso do motor instalado é o impulso produzido pelo motor juntamente com a estrutura.

Impulso do motor instalado T é definido como a força de cisalhamento de reacção.

29.2 Força de Impulso



$$F'_{int} + F_{int} + 0 - (P_9 - P_o)A_9 = \frac{m_9 V_9 - m_o V_o}{g_c}$$

$$F = \frac{m_9 V_9 - m_o V_o}{g_c} + (P_9 - P_o)A_9 \quad (29.1)$$

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_o e P_o 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_{ext} e F'_{ext} . O primeiro, F_{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'_{ext} , é a força de arrasto que actua na superfície externa da estrutura.

29.2 Força de Impulso

- ▶ F_{ext} = força de pressão na superfície externa do fluxo entre os pontos 0 e 1, que é chamada força de arrasto aditivo e
- ▶ F'_{ext} = força de pressão na superfície externa da estrutura.

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:

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

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_{ext} e F'_{ext} que compõem o arrasto D são chamadas de arrasto de estrutura D_{nac} e de arrasto aditivo D_{add} , respectivamente.

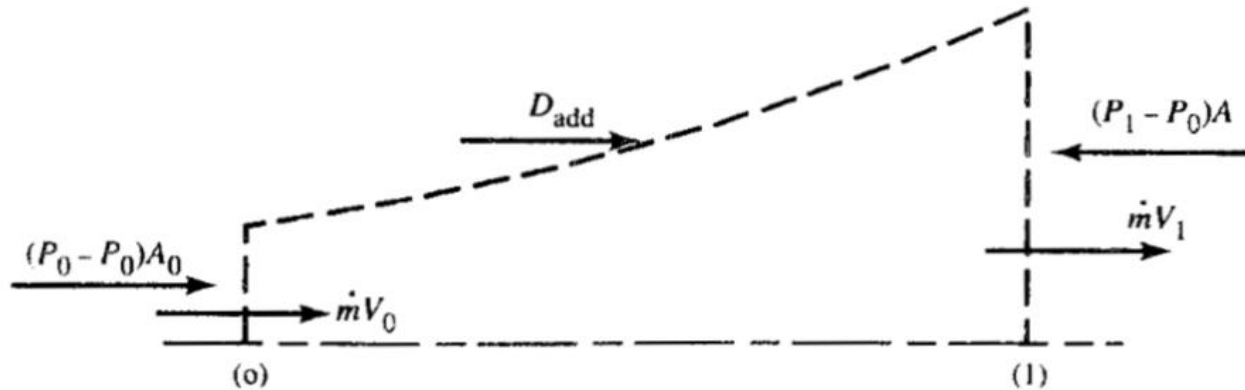
Assim, a força de arrasto pode ser escrita como:

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

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 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 π , 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 τ

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

Como exceção definem-se as relações de temperatura total/estática e a pressão do fluxo livre (τ_r e π_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, τ_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:

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

$$\frac{F}{m_o} = \frac{a_o}{g_c} \left(\frac{m_9}{m_o} \frac{V_9}{a_o} - M_o \right) + \frac{A_9 P_9}{m_o} \left(1 - \frac{P_o}{P_9} \right) \quad (29.19)$$

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;

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

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

29.4 Etapas da Análise Paramétrica do Ciclo de Motores Ideais

A taxa de temperaturas T_9/T_o calcula-se de:

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

Onde:

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

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 τ_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 τ_t relacionando a potência da turbina com os requisitos de potência do compressor, ventilador e/ou hélice. Isso permite encontrar τ_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 escoar 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 $M = V/a = V/\sqrt{k g_c R T}$ 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 τ , a razão de pressão total π e a inter-relação entre τ e π 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 π_d . O rendimento isentrópico η_d do difusor é definido como:

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

Relacionando τ_d e π_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 η_d que é devida ao atrito da parede e η_r como a parcela de π_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 η_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 η_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 τ_{ci} é a razão ideal de temperaturas do compressor que está relacionada com a razão de pressão do compressor π_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 η_{sj} o rendimento isentrópico do j-ésimo estágio. Da mesma forma, π_{sj} e τ_{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 o 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 η_c e η_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 τ_c e π_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 η_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 η_s . Assim, para N muito grandes conclui-se que, η_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 η_{sj} e π_{sj} quando todos os estágios têm os mesmos η_s e τ_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:

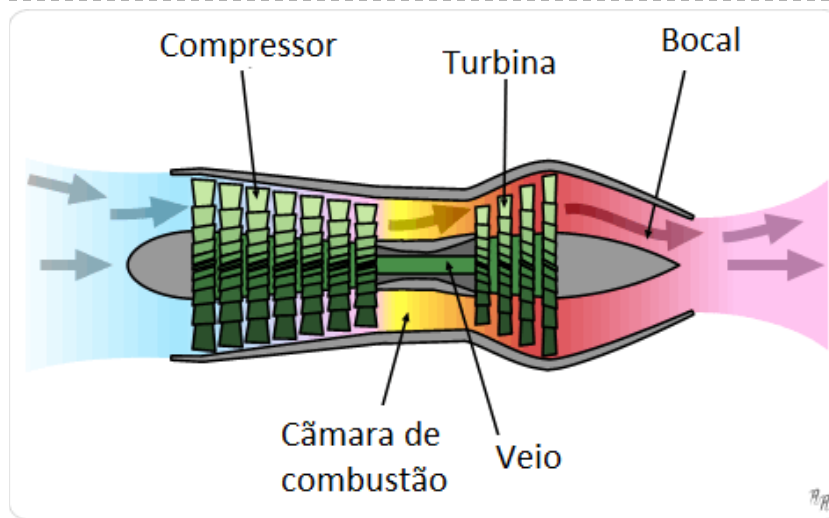
$$\pi_t = \tau_t^{k/[(k-1)e_t]} \quad (29.49)$$

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

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

Na análise de ciclo τ_t , geralmente é obtido primeiro a partir do balanço de trabalho. Então, π_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 turbojato. As etapas da análise do ciclo são aplicadas ao motor turbojato e apresentadas como:

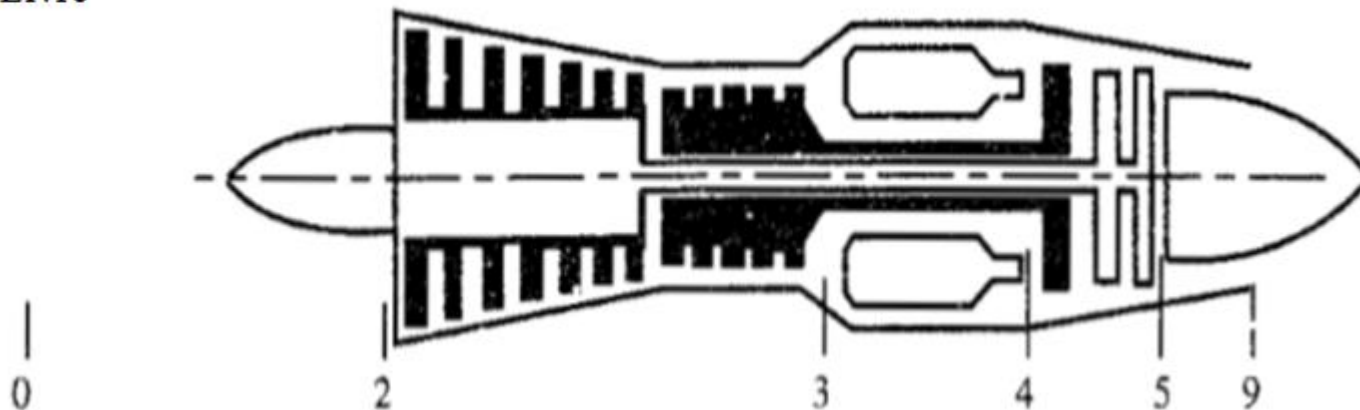
Escoamento
Livre

Compressor

Combustor

Turbina

Bocal



29.7 Análise do Ciclo TurboJacto

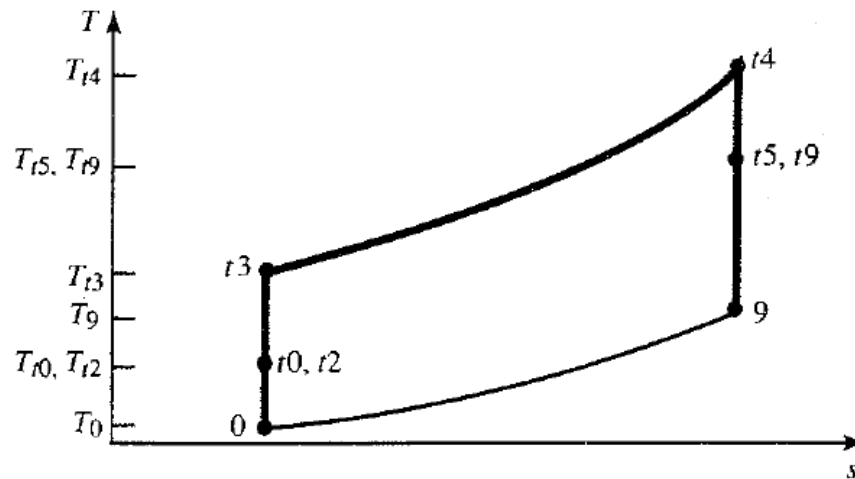


Diagrama T-s de um motor turbojacto ideal

Ponto	Processo	Tipo	Δ Temperatura	Δ 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

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

2. Constante dos gases à saída da turbina

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

3. Velocidade do som

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

4. Velocidade do ar

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

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

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

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

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

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

8. Razão de pressões no difusor

$$\pi_d = \pi_{d \max} \eta_r \tag{29.60}$$

9. Razão das entalpias à saída do combustor e ambiente

$$\tau_\lambda = \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_o} \tag{29.61}$$

29.7 Análise do Ciclo TurboJacto

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

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

20. O impulso específico calcula-se de:

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

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

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

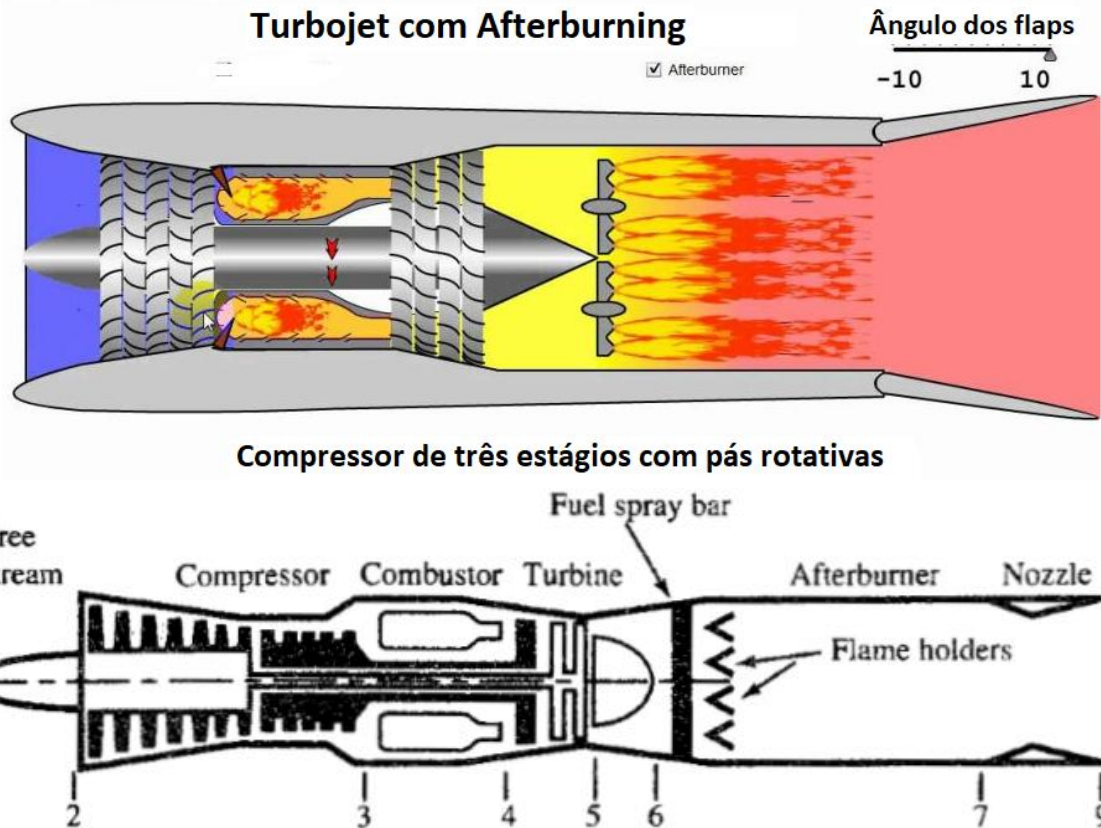
23. O rendimento de propulsão

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

24. O rendimento global

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

29.8 Análise do Ciclo TurboJacto com Afterburning



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. A aplicação das etapas da análise do ciclo está listada a seguir.

29.8 Análise do Ciclo TurboJacto com Afterburning

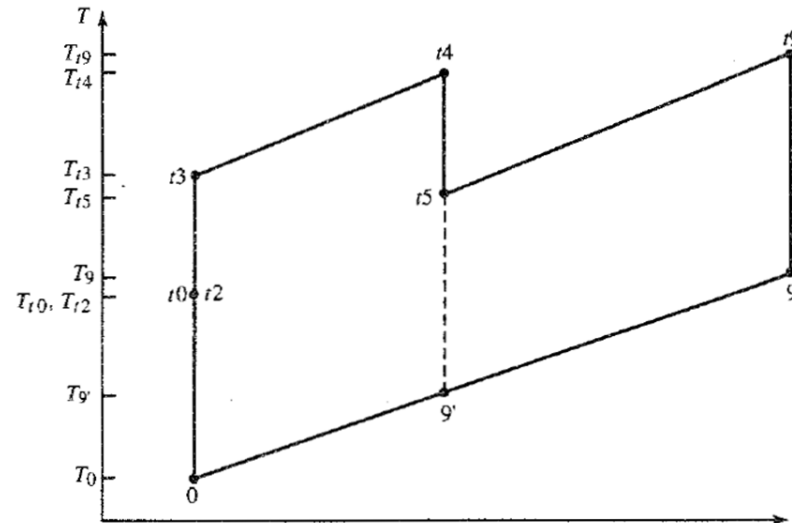


Diagrama T-s para um motor turbojacto ideal com pós-combustão

Ponto	Processo	Tipo	Δ Temperatura	Δ 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

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

11. O rendimento térmico

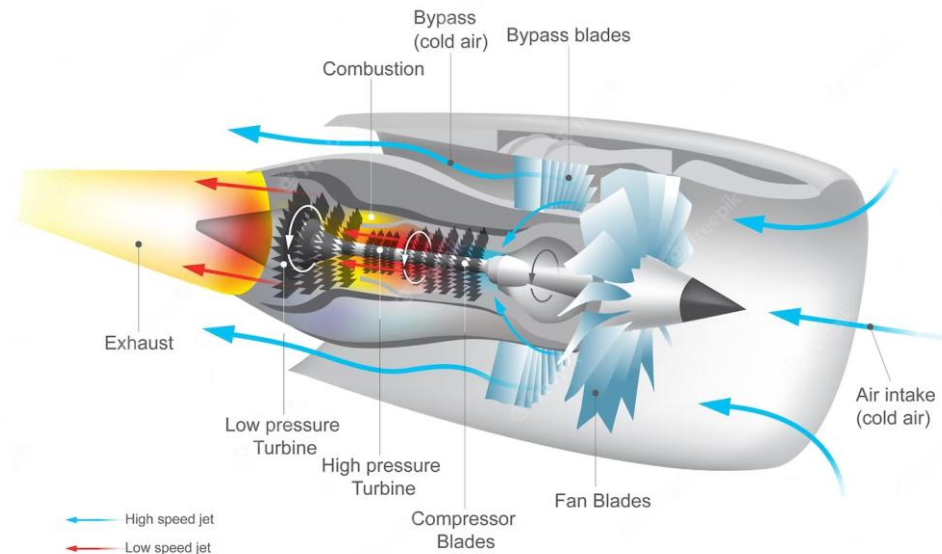
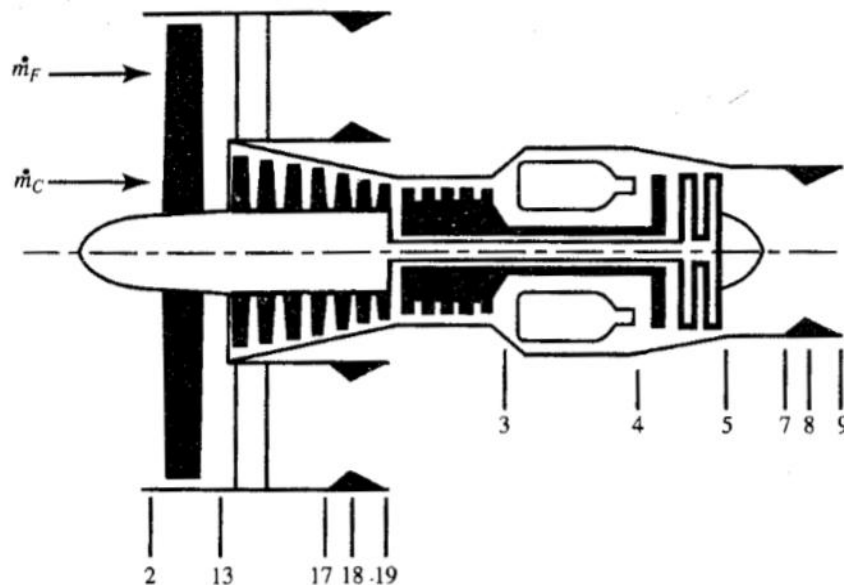
$$\eta_T = \frac{a_o^2 \left[(1 + f + f_{AB}) (V_9/a_o)^2 - M_o^2 \right]}{2g_c (f + f_{AB}) h_{PR}} [\%] \quad (29.87)$$

12. O rendimento global

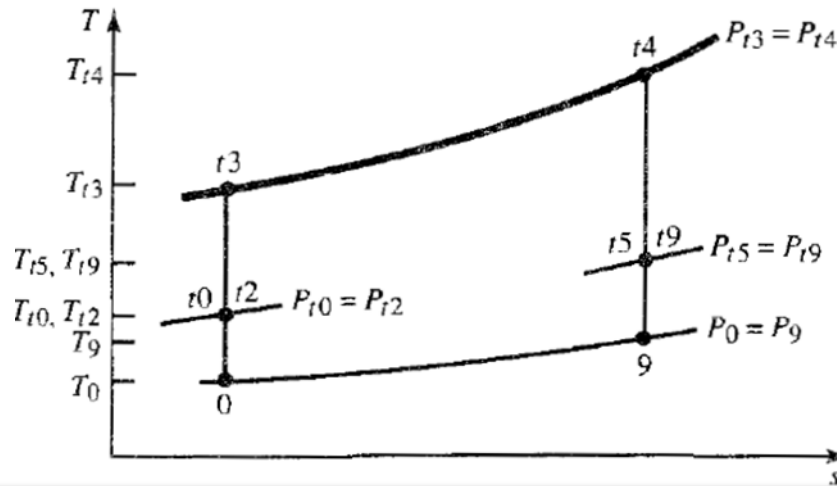
$$\eta_o = \eta_P \eta_T [\%] \quad (29.88)$$

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.



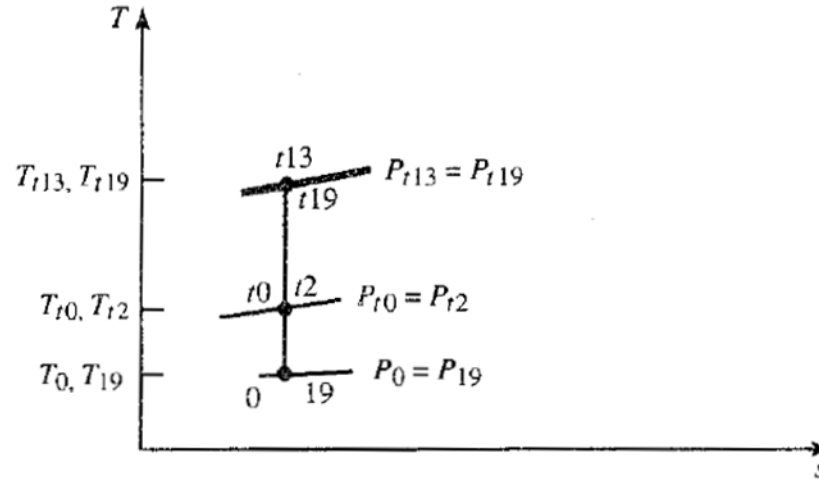
29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados



► Diagrama T-s para o fluxo principal de um motor turbofan ideal

Ponto	Processo	Tipo	Δ Temperatura	Δ Entropia
0–3	Compressão (fan+compressor)	Isentrópica	↑	=
3–4	Combustão	Isobárica	↑↑	↑
4–5	Expansão na turbina	Isentrópica	↓	=
5–9	Expansão no bocal	Isentrópica	↓	=

29.9 Turbofan com Escoamentos de Escape Separados



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

Ponto	Processo	Tipo	Δ Temperatura	Δ 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

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

2. Constante dos gases à saída da turbina

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

3. Velocidade do som

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

4. Velocidade do ar

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

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

$$\eta_r = 1 \quad \text{para } M_o \leq 1$$
$$\eta_r = 1 - 0,075(M_o - 1)^{1,35} \quad \text{para } M_o > 1 \quad (29.95)$$

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

$$\pi_t = \tau_t^{k_t/[(k_t-1)e_t]} \quad (29.102)$$

15. Rendimento da turbina

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e_t}} \quad (29.103)$$

16. Razão da pressão no Bocal

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_o}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad (29.104)$$

17. Número de Mach no Bocal

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{k_t - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{k_t - 1/k_t} - 1 \right]} \quad (29.105)$$

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:

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

25. O consumo específico de combustível

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

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
- ▶ τ - razão de temperaturas
- ▶ τ_λ - razão de entalpias
- ▶ Π - 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