



UNIVERSIDADE FEDERAL DO ABC

ENGENHARIA AEROESPACIAL

Sistemas de Propulsão I

Exercícios

Autor:

Allan Moreira de

Carvalho-11099314

Rodrigo Vidal Cabral-11059314

Rafael Santos de Souza-11095313

Orientador:

Prof. Dr. Carlos Alberto Rocha

Pimentel

São Bernardo do Campo

9 de agosto de 2018

1 Exercícios do Capítulo 7

- 1-Develop a set of equations for parametric analysis of a ramjet engine with losses. Calculate the performance of a ramjet with losses over a Mach number range of 1 to 3 for the following input data:

O ciclo de análise para um turbojet real pode ser encontrado em Mattingly (1995). Para um ramjet real basta eliminarmos os termos das razões de compressão e temperatura do compressor e da turbina. Dessa forma, fazendo $\pi_c = \tau_c = \pi_t = \tau_t = 1$, temos as equações do ciclo de análise

$$\begin{aligned}
 \gamma R_c &= \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} c_{pc} \\
 R_t &= \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} c_{pt} \\
 a_0 &= \sqrt{\gamma_c R_c T_0} \\
 V_0 &= a_0 M_0 \\
 \tau_r &= 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \\
 \pi_r &= \tau_r^{\gamma_c/(\gamma_c - 1)} \\
 \eta_r &= \begin{cases} 1, & \text{se } M_0 \leq 1 \\ 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35}, & \text{se } M_0 > 1 \end{cases} \\
 \pi_d &= \pi_{dmax} \eta_r \\
 \tau_\lambda &= \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_0} \\
 \tau_c &= 1 \\
 \eta_c &= 1 \\
 f &= \frac{\tau_\lambda - \tau_{ur}}{h_{PR} \eta_b / (c_{pc} T_0) - \tau_{u\lambda}} \\
 \tau_t &= 1 \\
 \pi_t &= 1 \\
 \eta_t &= 1 \\
 \frac{P_{t9}}{P_9} &= \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_b \pi_n \\
 M_9 &= \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t} - 1 \right]} \\
 \frac{T_9}{T_0} &= \frac{\tau_\lambda}{(P_{t9}/P_9)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \frac{c_{pc}}{c_{pt}} \\
 \frac{V_9}{a_0} &= M_9 \sqrt{\frac{\gamma_t R_t T_9}{\gamma_c R_c T_0}}
 \end{aligned} \tag{1.1}$$

$$\begin{aligned}
\frac{F}{\dot{m}_0} &= a_0 \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_t}{R_c} \frac{T_9/T_0}{V_9/a_0} \frac{1-P_0/P_9}{\gamma_c} \right] \\
S &= \frac{f}{F/\dot{m}_0} \\
\eta_T &= \frac{a_0^2 [(1+f)(V_9/a_0)^2 - M_0^2]}{2f h_{PR}} \\
\eta_P &= \frac{2V_0(F/\dot{m}_0)}{a_0^2 [(1+f)(V_9/a_0)^2 - M_0^2]} \\
\eta_0 &= \eta_P \eta_T
\end{aligned} \tag{1.2}$$

As equações anteriores foram implementadas em MATLAB e os dados de desempenho para um motor ramjet podem ser vistos na figura (1).

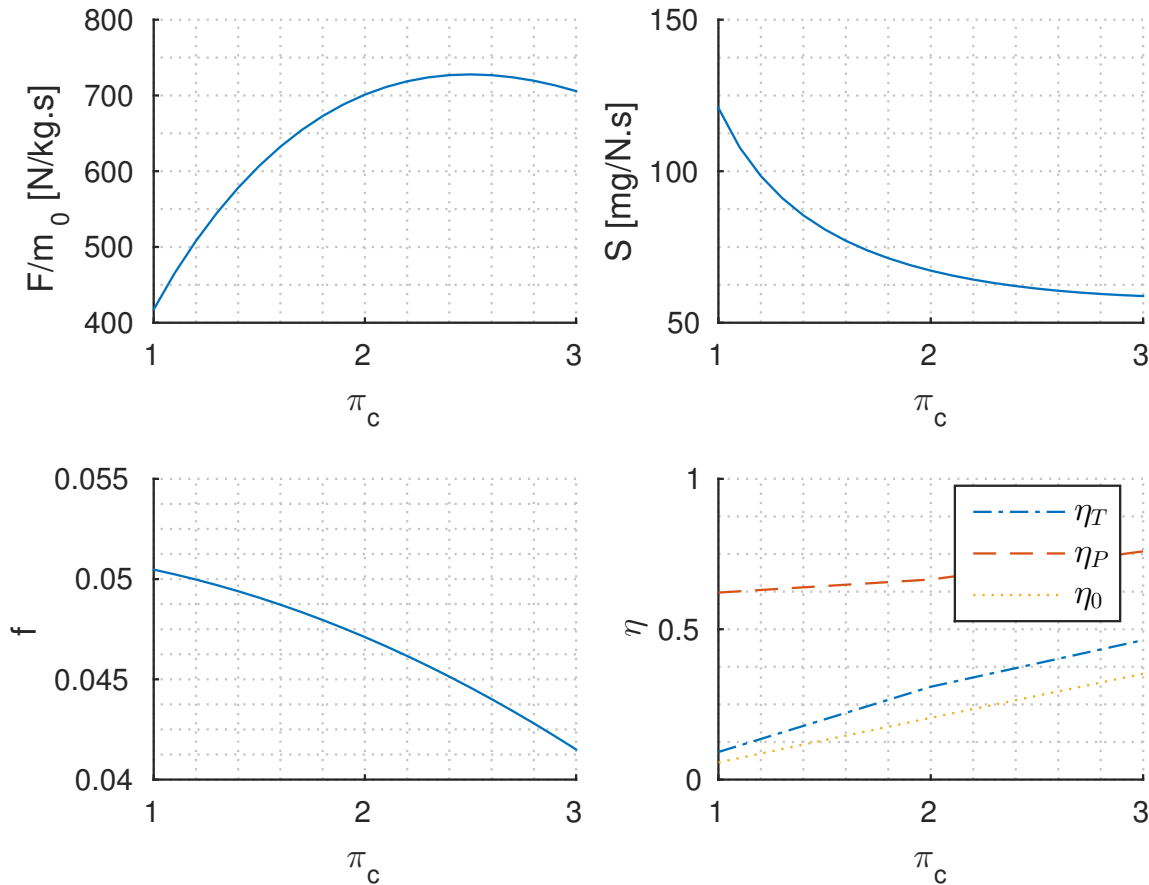


Figura 1: Performance do ramjet real

- 2-Why are the polytropic efficiencies used for the fans, compressors, and turbines in parametric engine cycle analysis rather than the isentropic efficiencies? A eficiência isentrópica pressupõe que o processo analisado seja completamente reversível e adiabático. Como no caso do ciclo real os processos envolvem perdas de energias esses não podem ser considerados mais adiabáticos e portanto nesses casos utiliza-se a eficiência politrópica.
- 3-Calculate and compare the performance of turbojet engines with the basic data of Example 7-1

for components with technology level 2 values in Table 6-2 (assume cooled turbine and the same diffuser and nozzle values as in Example 7-1). Comment on the changes in engine performance.

Example Data: $M_0 = 2$, $\pi_{dmax} = 0.95$, $T_0 = 216.7$ K, $\gamma_c = 1.4$, $\pi_{ib} = 0.92$, $\pi_c = 10$, $\eta_b = 0.94$, $\eta_m = 0.97$, $\pi_n = 0.96$, $e_c = 0.84$, $e_t = 0.85$, $P_0/P_9 = 0.5$, $c_{pc} = 1.004$ kJ/(kgK), $\gamma_t = 1.3$, $c_{pt} = 1.239$ kJ/(kgK), $T_{t4} = 1390$ K, $h_{PR} = 42.800$ kJ/kg

Usando os dados da tabela (27) e os dados fornecidos no exemplo 7-1 o ciclo de um turbojet real foi computado no MATLAB, com os seguintes resultados

```
output =
F_m_0: 750.79
f: 0.036134
S: 48.128
n_T: 0.36317
n_P: 0.78868
n_0: 0.28643
n_c: 0.78312
```

Em comparação com o exemplo 7-1, do Mattingly, nota-se que houve uma redução significativa da tração específica com uma relação ar combustível mais pobre e ligeiro incremento no consumo específico. E as eficiências todas foram reduzidas, essa redução de eficiência e performance pode ser justificada pelos índices menores de eficiência do compressor e da turbina, bem como a menor temperatura na câmara de combustão.

- 4-Using the PARA computer program, compare the performance of turbojet engines with the basic data of Example 7-1 for the polytropic efficiencies of component technology levels 1, 2, 3, and 4 in Table 6-2 (assume uncooled turbine). Comment on the improvements in engine performance.

lvl 1 =	lvl 2 =	lvl 3 =	lvl 4 =
F_m_0: 683.93	F_m_0: 752.54	F_m_0: 801.53	F_m_0: 822.03
f: 0.037787	f: 0.036134	f: 0.034954	f: 0.034958
S: 55.25	S: 48.016	S: 43.61	S: 42.527
n_T: 0.28992	n_T: 0.36486	n_T: 0.42414	n_T: 0.44389
n_P: 0.86061	n_P: 0.78685	n_P: 0.74529	n_P: 0.73025
n_0: 0.24951	n_0: 0.28709	n_0: 0.3161	n_0: 0.32415
n_c: 0.72948	n_c: 0.78312	n_c: 0.83703	n_c: 0.86407

Fica evidente que o avanço da tecnologia permite incrementos significativos de performance. E como consequência redução do consumo específico.

- 5-Using the PARA computer program, compare the performance of turbojet engines with the basic data of Example 7-3 for the polytropic efficiencies of component technology level 1, 2, 3, and 4 in Table 6-2 (assume uncooled turbine). Comment on the changes in optimum compressor pressure ratio and improvements in engine performance.

Na figura (2) vemos que a performance aumenta conforme o nível tecnológico empregado, nota-se também, que do gráfico de tração específica a taxa de compressão ótima é por volta de 4, quanto que para um consumo mínimo de combustível essa tava pode ser muito maior para motores de nível tecnologia 4.

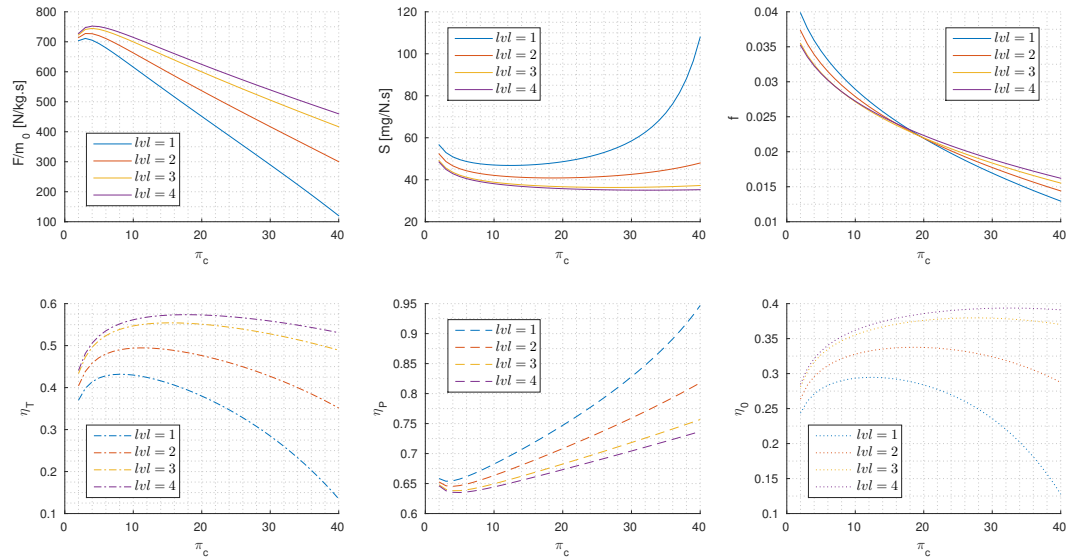


Figura 2: Performance do ramjet real

- 6-Using the PARA computer program, find the range of compressor pressure ratios that give turbojet engines with specific thrust greater than 88 lbf/(lbm/sec) and thrust specific fuel consumption below 1.5 (lbm/hr)/lbf at $M_0 = 1.5$, $T_a = 390^\circ\text{R}$, and component performance of technology level 3 in Table 6-2 (assume type C diffuser, cooled turbine, and type F nozzle). Determine the compressor pressure ratio giving maximum specific thrust.

Convertendo as unidades, deseja-se uma tração específica de pelo menos 863 N/kg · s e um consumo específico abaixo de 42.5 mg/s·N. Observando a figura (3) vemos que para atender simultaneamente os requisitos de tração e consumo, $10 < \pi_c < 23.5$.

- 7-Using the PARA computer program, find the range of compressor pressure ratios that give turbojet engines with specific thrust greater than 950 N/(kg/sec) and thrust specific fuel consumption below 40 (mg/sec)/N at $M_0 = 0.9$, $T_a = 216,7 \text{ K}$, and component performance of technology level 3 in Table 6-2 (assume type C diffuser, cooled turbine, and type F nozzle). Determine the compressor pressure ratio giving maximum specific thrust. Assume $T_{im} = 0.99$, $Y_e = 1.4$, $c_{pe} = 1.004 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, $\gamma = 1.3$, $c_p = 1.239 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, $h_{PR} = 42,800 \text{ kJ}/\text{kg}$, and $P_0/P_9 = 1$

A faixa de razões de compressão que atende à ambos os requisitos é $12 < \pi_c < 53$, ver figura (4)

- 8-For a single-spool turbojet engine with losses, determine the compressor exit T , and P , the turbine exit T , and P , and the nozzle exit Mach number M_9 for the following input data: $M_0 = 0.8$, $P_0 = 29.92 \text{ kPa}$, $T_0 = 229 \text{ K}$, $\eta_c = 0.95$, $\eta_t = 0.85$, $\eta_n = 0.94$, $\eta_{jrb} = 0.88$, $T_4 = 1780 \text{ K}$

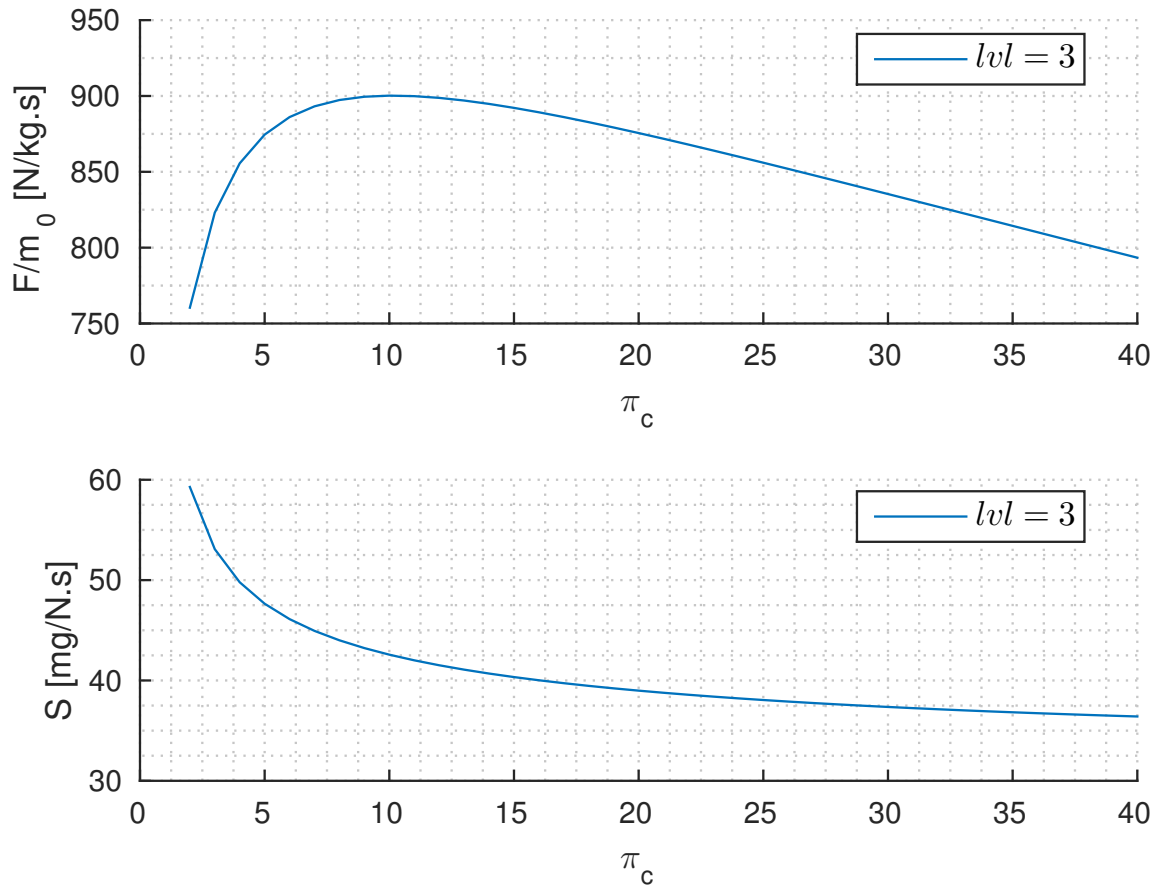


Figura 3: Tração e consumo específicos em função de π_c

$hPR = 42,800 \text{ kJ/kg}$ $Ye = 1.4$ $\gamma = 1.3$ $T/b = 0.99 = 1.004 \text{ kJ/(kg} \cdot \text{K)}$ $c_p = 1.239 \text{ kJ/(kg} \cdot \text{K)}$ $T/m = 0.98$ $Cpe f_{\gamma} = 0.8$

Utilizando a ferramenta MATLAB o algoritmo para turbofan real foi rodado, sabendo a pressão inicial P_0 e as razões de pressão e temperatura (1), o resultado foi

```

output =
      n_c: 0.79918      pi_r: 1.5243      P_t4: 366.55
    F_m_0: 952.12      pi_d: 0.95      T_t0: 258.31      P_t5: 188.93
      f: 0.041393      pi_t: 0.51541      T_t2: 258.31      T_t5: 1555.8
      S: 43.475      pi_c: 9      T_t3: 540.63      M_9: 1.7252
    n_T: 0.33313      pi_b: 0.94      P_t0: 45.608
    n_P: 0.39139      tau_r: 1.128      P_t2: 43.328
    n_0: 0.13038      tau_c: 2.0929      P_t3: 389.95
  
```

- 9-Products of combustion enter the afterburner (station 6) at a rate of 230 lbm/sec with the following properties: $T_6 = 1830^\circ\text{R}$, $P_6 = 38 \text{ psia}$, $M_6 = 0.4$, $\gamma = 1.33$, $c_p = 0.276 \text{ Btu/(lbm} \cdot \text{R)}$, and $R = 53.34 \text{ ft} \cdot \text{lbf/(lbm} \cdot \text{R)}$. Assume a calorically perfect gas and $T/As = 0.95$.

– a. Determine the flow area at station 6 in square feet. A área 6 pode ser determinada

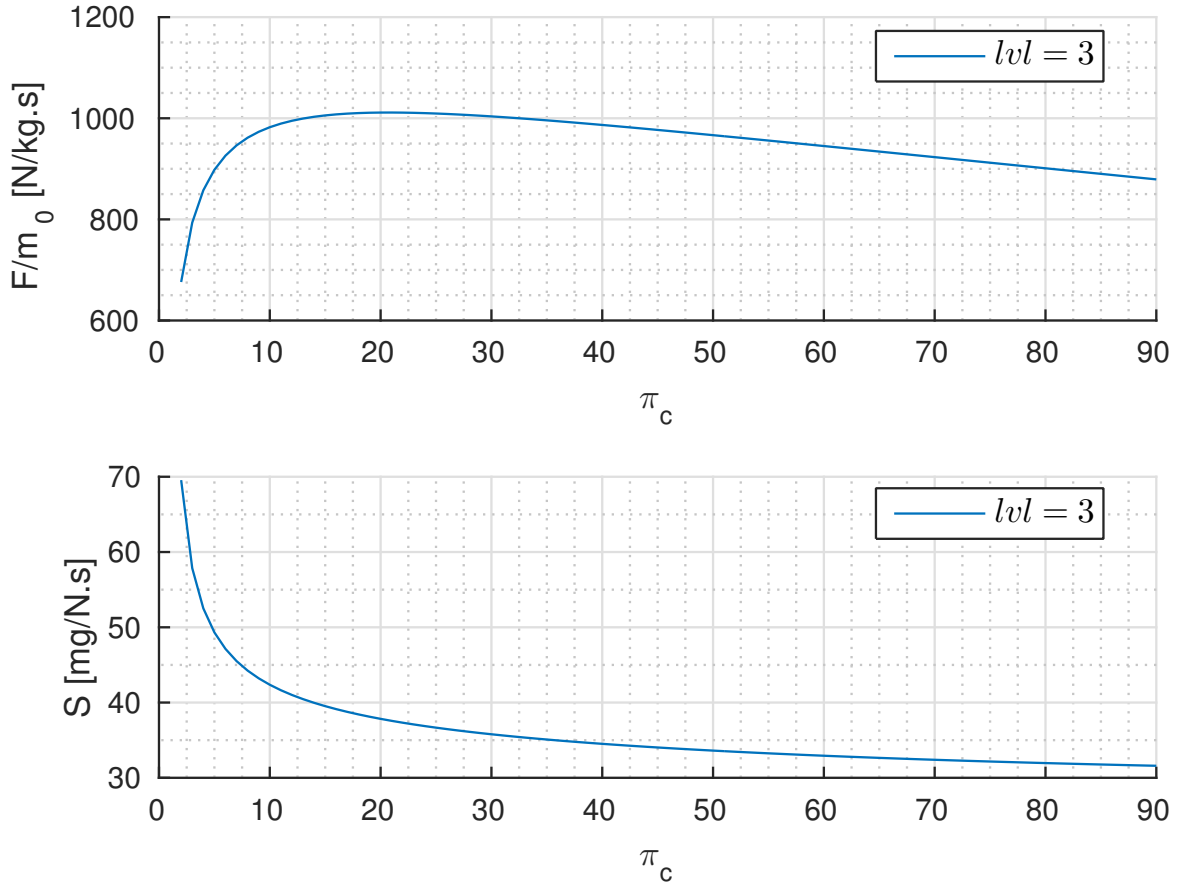


Figura 4: Tração e consumo específicos em função de π_c para o problema 7

sabendo que

$$A = \frac{\dot{m}_6}{\rho V_6} \quad (1.3)$$

E a densidade $\rho = p/RT$, pode ser determinada sabendo-se a temperatura T_6 . Como o escoamento entre 5 – 6 é isentrópico, dado o $M_6 = 0.4$ da tabela de relações isentrópicas temos $T_{t6}/T_6 = 1.032 \rightarrow T_6 = 1830/1.032 = 1773.3$. Da mesma tabela temos $P_{t6}/P_6 = 1.117 \rightarrow P_6 = 38/1.117 = 1773.3 = 34.02 \text{ psi} = 4898.9 \text{ lbf/ft}^2$, daí a densidade é

$$\rho = \frac{4898.9}{53.34 \cdot 1773.3} = 0.0518 \text{ lbm/ft}^3 \quad (1.4)$$

A velocidade V_6 pode ser determinada sabendo-se que a velocidade do som no meio é dada por $a_6 = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_6 \cdot g_c}$ com o fator de conversão $g_c = 32.17$, portanto $a_6 = 2028.2 \text{ ft/s}$ e a velocidade fica

$$V_6 = a_6 \cdot M_6 = 811.29 \text{ ft/s} \quad (1.5)$$


```

output.F_m_0 = F_m_0 ;      output.pi_t = pi_t;      output.T_t3 = tau_c*output.T_t2;
output.f = f;               output.pi_c = pi_c;      output.P_t0 = pi_r*input.P_0;
output.S = S*1e6;          output.pi_b = pi_b;      output.P_t2 = pi_d*output.P_t0;
output.n_T = n_T;          output.tau_r = tau_r;     output.P_t3 = pi_c*output.P_t2;
output.n_P = n_P;          output.tau_c = tau_c;     output.P_t4 = pi_b*output.P_t3;
output.n_0 = n_0;          output.pi_r = pi_r;      output.P_t5 = pi_t*output.P_t4;
output.n_c = n_c;          output.T_t0 = tau_r*T_0;  output.T_t5 = tau_t*T_t4;
output.pi_d = pi_d;        output.T_t2 = output.T_t0; output.M_9 = M_9;

```

Figura 5: Relações como escritas no algoritmo

Finalmente a área é determinada sabendo que $\dot{m}_6 = \rho * A * V_6$, daí

$$A = \frac{230}{0.0518 * 811.29} = 5.473 \text{ ft}^2 \quad (1.6)$$

- b: *With the afterburner off, determine the area (ft²) of the exhaust nozzle's choked throat (station 8) for $P_8 / P_6 = 0.97$.*

Raciocínio análogo ao anterior pode ser feito, considerando a condição de que o escoamento está engasgado na garganta $M_8 = 1$, assim obtemos uma área

$$A_{\text{exhaust}} = 2.38 \text{ ft}^2 \quad (1.7)$$

- c. *With the afterburner on, determine the afterburner fuel flow rate (lbm/sec) and the area (ft²) of the exhaust nozzle's choked throat (station 8) for $P_8 / P_6 = 0.94$ and $T_8 = 3660^\circ\text{R}$. Assume that the gas leaving the operating afterburner (part c) is a calorically perfect gas with $\gamma = 1.3$, $c_P = 0.297 \text{ Btu/(lbm} \cdot \text{R)}$, and the same gas constant. Also assume the properties at station 6 do not change and $h_{PR} = 18,400 \text{ Btu/lbm}$.*

Usando a equação para a eficiência do afterburner

$$\eta_{AB} = \frac{(\dot{m}_0 + \dot{m}_f + \dot{m}_{fAB})c_{pAB}T_{t7} - (\dot{m}_0 + \dot{m}_f)c_{pt}T_{t6}}{\dot{m}_{fAB}h_{PR}} \quad (1.8)$$

desprezando o fluxo de massa de combustível \dot{m}_f e assumindo que o processo seja reversível e portanto $T_{t7} = T_{t8}$, a equação (1.8) pode ser resolvida para $\dot{m}_{fAB} = 8.16 \text{ lmb/s}$. A área A_8 é determinada em procedimento análogo ao anterior, sabendo que $M_8 = 1$ obtém-se uma relação isentrópica, T_{t8}/T_8 (da tabela). Com o valor de T_8 é possível calcular a densidade e finalmente a área $A_8 = \frac{\dot{m}_{fAB}}{\rho_8 * V_8} = 0.22 \text{ ft}^2$.

- 10-*Calculate and compare the performance of afterburning turbojet engines with the basic data of Example 7-5 but with combustion temperatures of level 4 in Table 6-2 for compressor pressure ratios of 4, 8, and 12. Comment on the improvements in engine performance.*

Com os dados obtidos, nota-se que um incremento na razão de compressão do compressor π_c implica em um ganho na tração específica e redução do consumo específico. Com relação à mistura ar-cobustível, nota-se que conforme π_c cresce a mistura deve ficar mais rica para o afterburner e mais pobre para o restante do motor. Em termos de eficiência total nota-se

um ligeiro ganho.

Valores para $\Pi_C = 4.0$	Valores para $\Pi_C = 8.0$	Valores para $\Pi_C = 12.0$
0 valor de n_c : 0.86700	0 valor de n_c : 0.85463	0 valor de n_c : 0.84716
0 valor de n_T : 0.91529	0 valor de n_T : 0.91927	0 valor de n_T : 0.92221
0 valor de n_T : 0.46436	0 valor de n_T : 0.50085	0 valor de n_T : 0.51144
0 valor de n_P : 0.57648	0 valor de n_P : 0.56197	0 valor de n_P : 0.55771
0 valor de n_0 : 0.26769	0 valor de n_0 : 0.28147	0 valor de n_0 : 0.28524

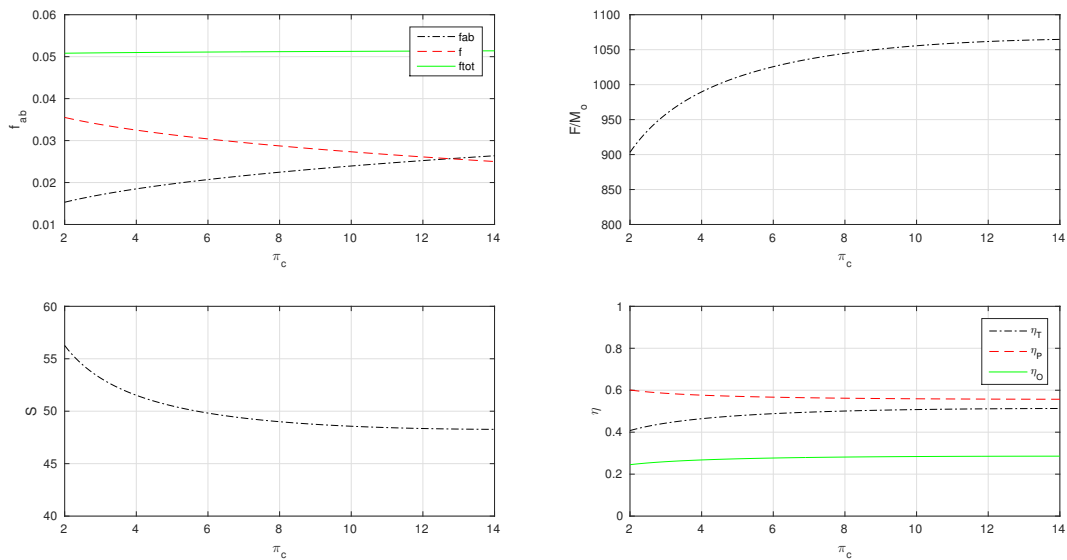


Figura 6: Performance do turbojet real com afterburner variando π_c

- 11-Using the PARA computer program, find the range of compressor pressure ratios that give afterburning turbojet engines with specific thrust greater than 118 lbf/(lbm/sec) and thrust specific fuel consumption below 1.7 (lbm/hr)/lbf at $M_0 = 1.5$, $T_0 = 390^\circ R$, and component performance of technology level 3 in Table 6-2 (assume type C diffuser, cooled turbine, and type F nozzle). Determine the compressor pressure ratio giving maximum specific thrust. Assume $T/m = 0.99$, $\gamma = 1.4$, $C_{pe} = 0.24 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot ^\circ R)$, $\gamma = 1.3$, $C_p = 0.296 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot ^\circ R)$, $\gamma_{AB} = 1.3$, $c_{pAB} = 0.296 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot ^\circ R)$, $h_{PR} = 18,400 \text{ Btu}/\text{lbm}$, and $P_0/P_g = 1$.

Analisando os gráficos de tração específica e consumo específico, ver figura (??) e (??) conclui-se que para que ambos os requisitos sejam atingidos $\pi_c > 3.6$.

- 12-Using the PA.RA computer program, find the range of compressor pressure ratios that give afterburning turbojet engines with specific thrust greater than 1250 N/(kg/sec) and thrust specific fuel consumption below 45 (mg/sec)/N at $M_0 = 0.9$, $T_0 = 216.7 K$, and component performance of technology level 3 in Table 6-2 (assume type C diffuser, cooled turbine, and type F nozzle). Determine the compressor pressure ratio giving maximum specific thrust. Assume $T/m = 0.99$, $\gamma = 1.4$, $C_{pe} = 1.004 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot K)$, $\gamma = 1.3$, $C_p = 1.239 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot K)$, $\gamma_{AB} = 1.3$, $c_{pAB} = 0.239 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot K)$, $h_{PR} = 42,800 \text{ kJ}/\text{kg}$, and $P_0/P_g = 1$.

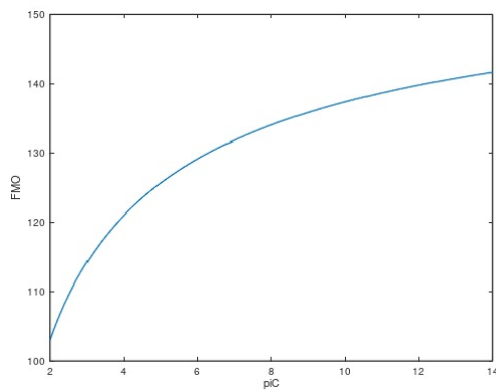


Figura 7: Tração específica

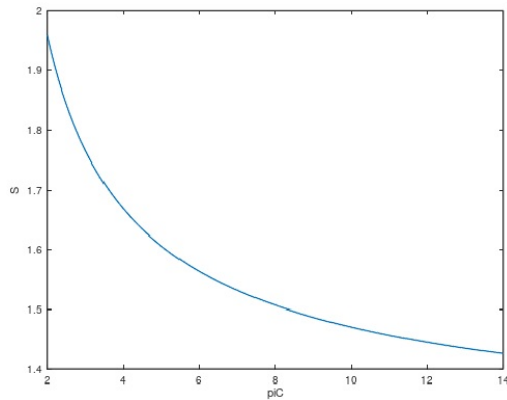


Figura 8: Consumo específico

Uma leitura gráfica, ver figuras (9) e (10), nos permite inferir que para uma tração específica máxima $\pi_c \approx 60$.

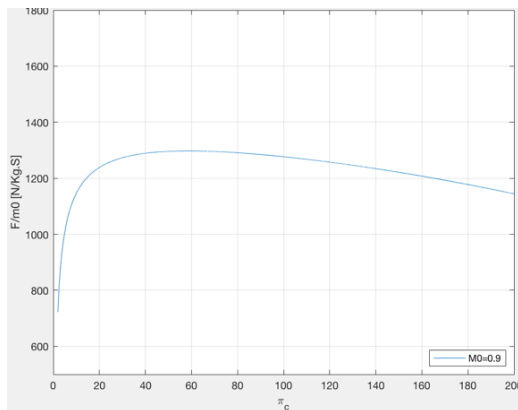


Figura 9: Tração específica

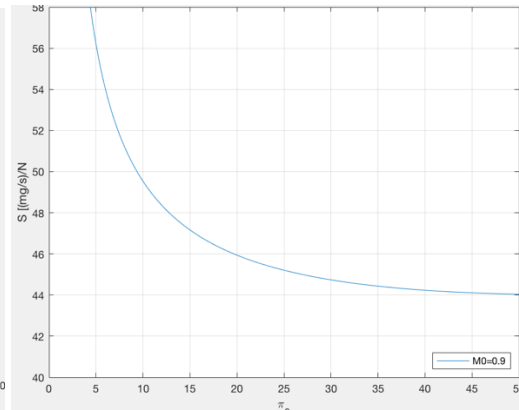


Figura 10: Consumo específico

- 13-Using the PARA computer program, calculate and compare the performance of afterburning turbojet engines with the basic data of Example 7-5 for the different combustion temperatures and component technologies of levels 2; 3, and 4 in Table 6-2 (assume cooled turbine, type B diffuser, and type F nozzle). Comment on the improvements in engine performance.

A performance para os diferentes níveis tecnológicos é comparada na figura (21). Nota-se que um aumento da taxa de compressão π_c aliado com a tecnologia 4 representam os melhores níveis de performance em tração específica e consumo específico, o que reflete em melhores índices de eficiência.

- 15-Calculate the performance of a turbofan engine with the basic data of Example 7-6 but with a fan pressure ratio of 1.65 and a bypass ratio of 10. Comment on the improvement in engine performance. Compare your results to those of PARA.

Os resultados computacionais obtidos mostram que um aumento na razão de bypass diminui tanto o consumo específico de combustível quanto a tração específica, no entanto a redução mais considerável ocorre em relação à tração específica, por esse motivo, para aeronaves cuja missão necessita de muita disponibilidade de tração são utilizados motores com

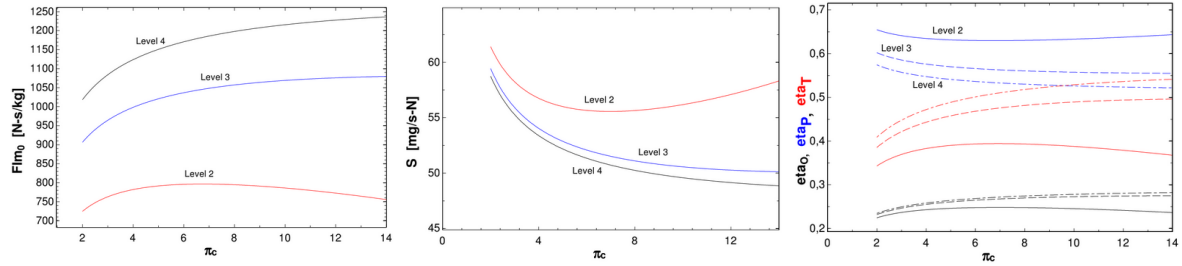


Figura 11: Performance

baixa razão de bypass. Esse é o caso de aeronaves de combate.

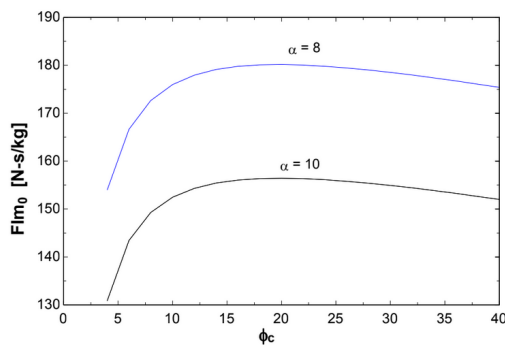


Figura 12: Tração específica

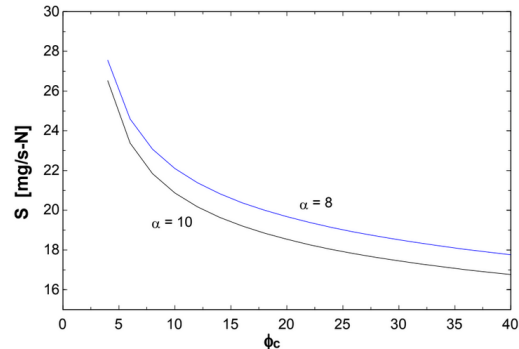


Figura 13: Consumo específico

- 16-Using PARA, compare the performance of turbofan engines with the basic data of Example 7-6 for the polytropic efficiencies of component technology levels 2, 3, and 4 in Table 6-2 (assume cooled. turbine, type A diffuser, and type D nozzle). Comment on the improvement in engine performance.

Utilizando os dados da tabela 6.2 e do exemplo 7-6 obtivemos os índices de performance conforma a figura (14). Nota-se que os níveis tecnológicos com maiores eficiencia no compressor, fan e turbina implicam em uma melhor eficiencia total.

	Level 2	Level 3	Level 4
nc	0,74848	0,81049	0,84173
nf	0,80609	0,84917	0,88148
nt	0,88348	0,90729	0,92003
np	0,77415	0,69367	0,65873
nT	0,30947	0,38226	0,41482
no	0,23957	0,26516	0,27325

Figura 14: Eficiências

- 17-Using PARA, find the range of compressor pressure ratios and fan pressure ratios that give optimum-bypass-ratio, separate-exhaust turbofan engines with specific thrust greater than $11 \text{ lbf}/(\text{lbm}/\text{sec})$ and thrust specific fuel consumption below $1.0 \text{ (lbm/hr)}/\text{lbf}$ at $M_0 = 0.9$, $T_0 = 390^\circ\text{R}$, and component performance of technology level 2 in Table 6-2 (assume type A diffuser, uncooled turbine, and type D nozzle). Assume $T/m = 0.99$, $\gamma = 1.4$, $C_{pe} = 0.24 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot \text{R})$, $\gamma_c = 1.3$, $C_{pf} = 0.296 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot \text{R})$, $h_{PR} = 18,400 \text{ Btu}/\text{lbm}$, and $P_0/P_g = 1$.

Para atender aos requisitos de performance de tração específica e consumo específico especificados a razão de compressão do compressor deve estar no intervalo $17.6 < \pi_c < 38.1$ e a razão de compressão do fan $1.55 < \pi_f < 1.8$.

- 18-Using the PARA computer program, find the range of compressor pressure ratios and fan pressure ratios that give optimum-bypass-ratio, separate-exhaust turbofan engines with specific thrust greater than 130 N/(kg/s) and thrust specific fuel consumption below 28 (mg/s)/N at $M_0 = 0.8$, $T_0 = 216.7$ K, and component performance of technology level 2 in Table 6.2 (assume type A diffuser, uncooled turbine, and type D nozzle). Assume $\eta_m = 0.99$, $\gamma_c = 1.4$, $C_{pc} = 1.004$ kJ/(kg·K), $\gamma_t = 1.3$, $C_{pt} = 1.239$ kJ/(kg·K), $h_{pr} = 42,800$ kJ/kg, and $P_0/P_9 = 1$.

Para atender aos requisitos de tração específica mínima a taxa de compressão no fan deve ser $\pi_f > 1.61$ para quaisquer taxa de compressão do compressor π_c . O requisitos de consumo de combustível no entendendo pode ser etendido com uma ampla faixa de taxas de compressão de compressor $16 < \pi_c < 40$ quando a taxa de compressão no fan for da ordem de $\pi_f = 1.61$. Quanto as taxas de compressão do compressor se aproximam de $\pi_f = 1.93$ o requisito de consumo de combustível é atendendi para uma faixa menor de taxas de compressão, nesse caso $25 < \pi_c < 28$. Para esse último caso as maiores trações específicas são otidas. Os resultados foram obtidos graficamente, ver figuras (15),(16).

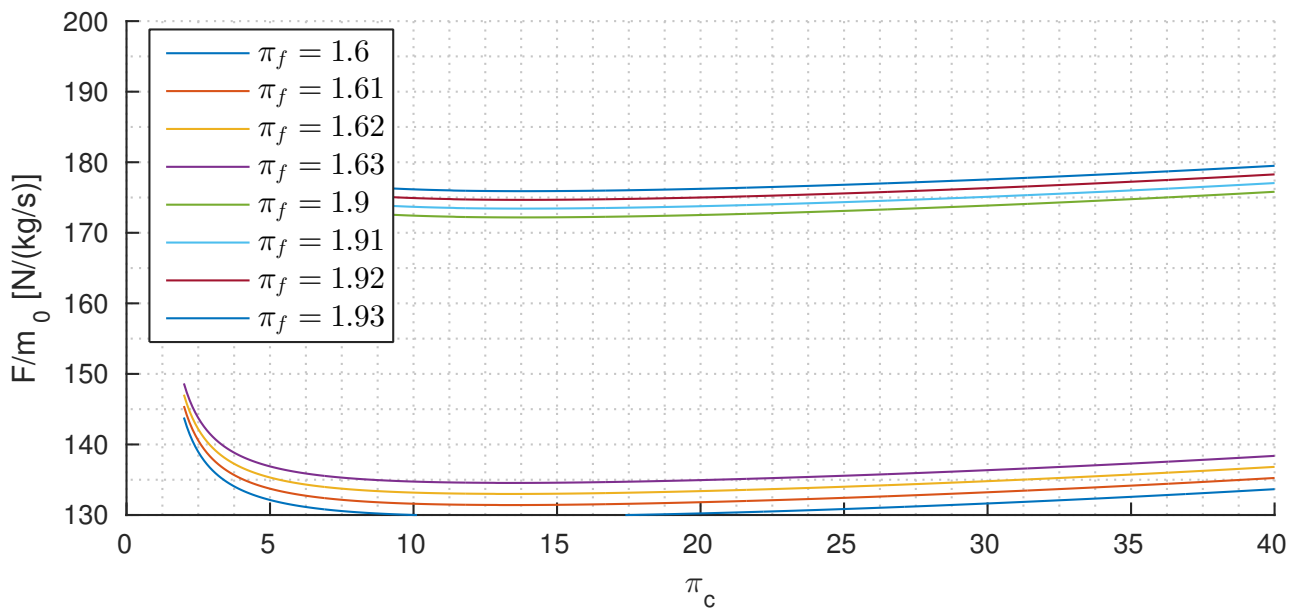


Figura 15: Tração específica em função de π_c para vários valores limitrofes de π_f

- 19-Using PARA, find the range of compressor pressure ratios and fan pressure ratios that give optimum-bypass-ratio, separate-exhaust turbofan engines with specific thrust greater than 130 (lbm/hr)/lbf at $M_0 = 0.9$, $T_0 = 390^\circ\text{R}$, and component performance of technology level 2 in Table 6-2 (assume type A diffuser, uncooled turbine, and type D nozzle). Assume $\eta_m = 0.99$, $\gamma_c = 1.4$, $C_{pc} = 0.24$ Btu/(lbm·R), $\gamma_t = 1.3$, $C_{pt} = 0.296$ Btu/(lbm·R), $h_{pr} = 18,400$ Btu/lbm, and $P_0/P_9 = 1$.

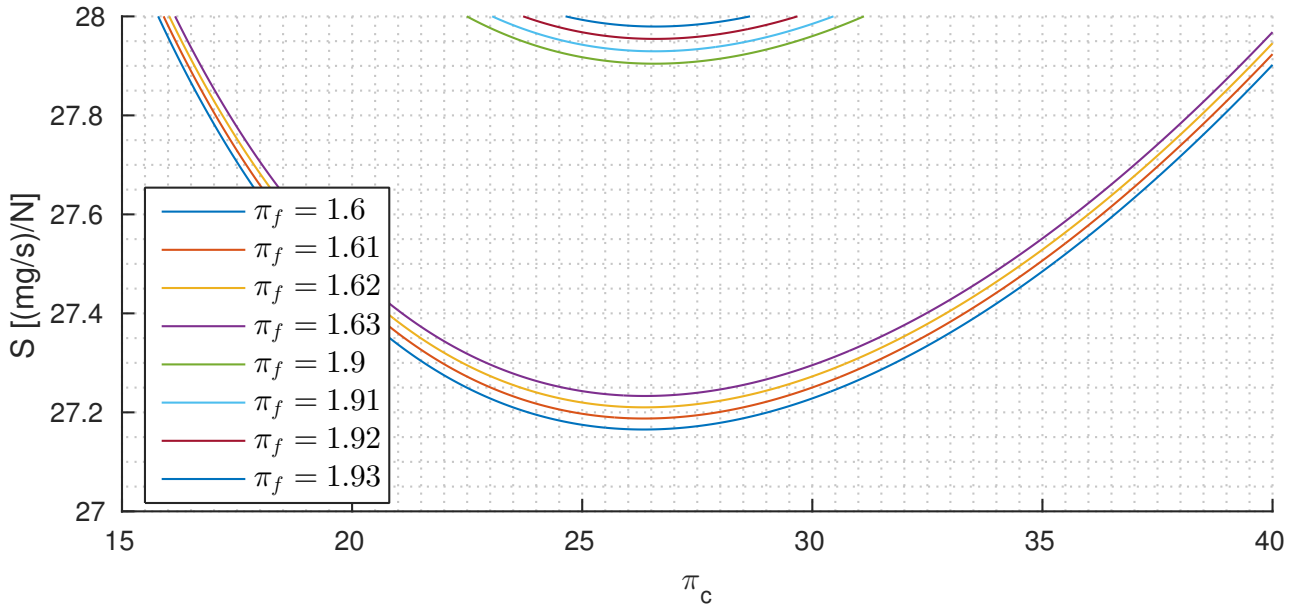


Figura 16: Consumo específico em função de π_c para vários valores limitrofes de π_f

Para $\pi_c = 30$ e $\pi_f = 1.7$:

Para $\pi_c = 24$ e $\pi_f = 2$:

$$\begin{cases} \eta_c = 0.8450 \\ \eta_t = 0.9417 \\ \eta_T = 0.7385 \\ \eta_P = 0.9767 \\ \eta_0 = 0.7212 \end{cases}$$

$$\begin{cases} \eta_c = 0.8490 \\ \eta_t = 0.9398 \\ \eta_T = 0.9438 \\ \eta_P = 0.8936 \\ \eta_0 = 0.8434 \end{cases}$$

- 20-Using PARA, compare the performance of optimum-bypass-ratio turbofan engines with the basic data of Example 7-8 for the polytropic efficiencies of component technology levels 2, 3, and 4 in Table 6-2 (assume cooled turbine, type A diffuser, and type D nozzle) .. Comment on the improvement in engine performance.

Utilizando os dados da tabela 6.2 foi possível comparar os dados de performance de tração específica e consumo específico para um motor turbofan com ótima razão de bypass para os níveis tecnológicos: 2,3 e 4, ver figura (17). Nota-se que os níveis 4 apresentam melhores índices de tração específica e consumo de combustível para qualquer valor de taxa de compressão do compressor π_c .

- 21-Calculate the performance of an afterburning mixed-flow turbofan engine with the basic data of Example 7°10 at $M_0 = 0.9$ for a compressor pressure ratio of 30 and a fan pressure ratio of 4. Compare your results to those of PARA.

$$\begin{aligned} F_{m0} &= 1094.00 \text{ N/kg} \cdot s \\ S &= 50.8588 \text{ mg/N} \cdot s \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} n_T &= 0.3529 \\ n_P &= 0.3458 \end{aligned}$$

$$n_0 = 0.1220$$

- 22-Using PARA, find the range of compressor pressure ratios and corresponding fan pressure

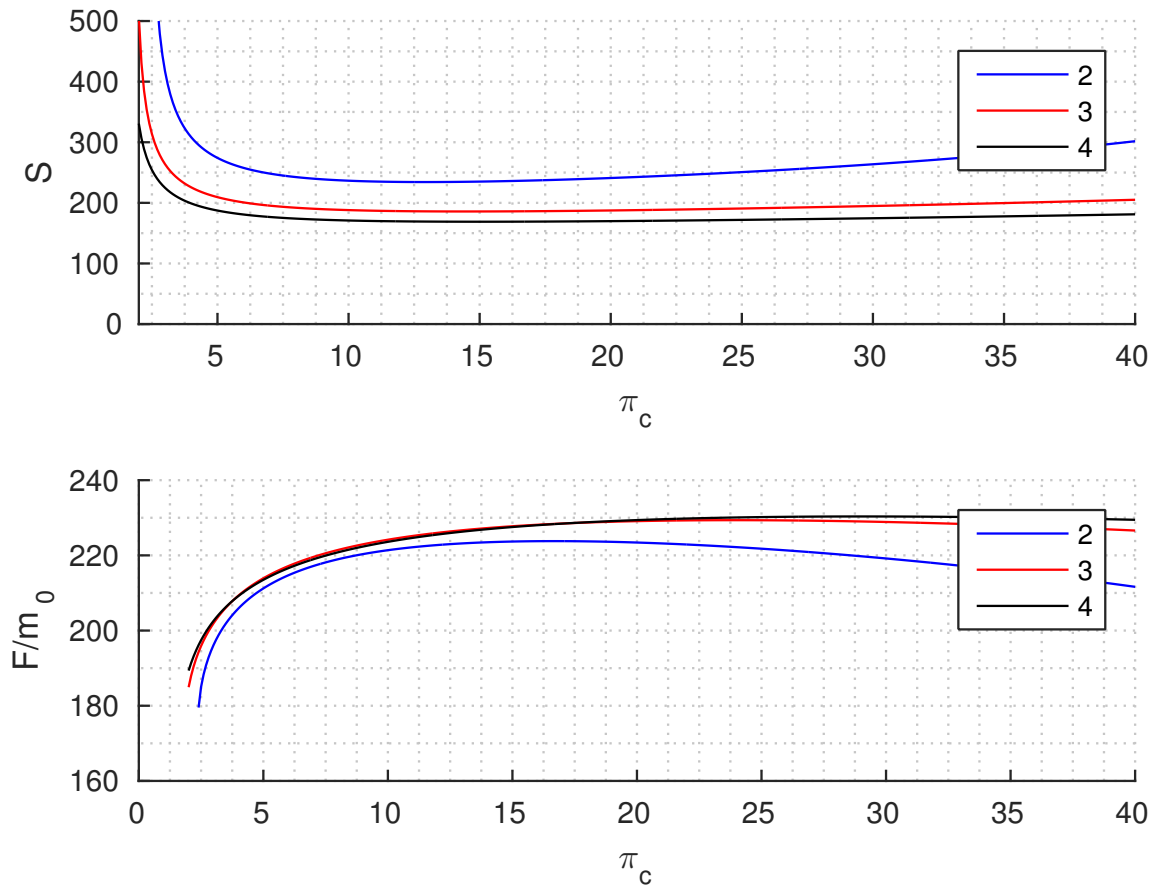


Figura 17: Tração específica e consumo específico

ratios that give mixed-flow turbofan engines of 0.5 bypass ratio a specific thrust greater than 55 lbf/(lbm/sec and thrust specific fuel consumption below 1.3 (lbm/hr)/lbf at $M_0 = 1.8$, $T_0 = 390^\circ R$ and component performance of technology level 3 in Table 6-2 (assume type C diffuser, cooled turbine, and type F nozzle). Assume $\gamma/m = 0.99$, $\gamma_{e0} = 1.4$, $C_{p0} = 0.24$ Btu/(lbm \cdot $^\circ R$), $\gamma_{e0} = 1.3$, $C_{p0} = 0.296$ Btu/(lbm \cdot $^\circ R$), $M_6 = 0.5$, $\gamma_{e0} : M_{max} = 0.95$, $h_{PR} = 18,400$ Btu/lbm, and $P_0/P_g = 1$.

Observando a figura (18) é possível ver que os requisitos de tração e consumo são sempre atendidos para quaisquer valores de π_c possíveis de serem praticados, nesse exemplo considerou-se $2 < \pi_c < 50$.

- 23-Using PARA, find the range of compressor pressure ratios and corresponding fan pressure ratios that give mixed-flow turbofan engines of 0.4 bypass ratio a specific thrust greater than 550 N/(kg/sec) and thrust specific fuel consumption below 39 (mg/sec)/N at $M_0 = 2.0$, $T_0 = 216.7$ K, and component performance of technology level 3 in Table 6-2 (assume type C diffuser, cooled turbine, and type F nozzle). Assume $\gamma/m = 0.99$, $\gamma_{e0} = 1.4$, $C_{p0} = 1.004$ kJ/(kg \cdot K), $\gamma_{e0} = 1.3$, $C_{p0} = 1.239$ kJ/(kg \cdot K), $M_6 = 0.5$, $\gamma_{e0} : M_{max} = 0.95$, $h_{PR} = 42,800$ kJ/kg, and $P_0/P_g = 1$.

Para razões de compressão realizáveis $2 < \pi_c < 50$ os requisitos de tração e consumo são sempre atendidos, ver figura (19)

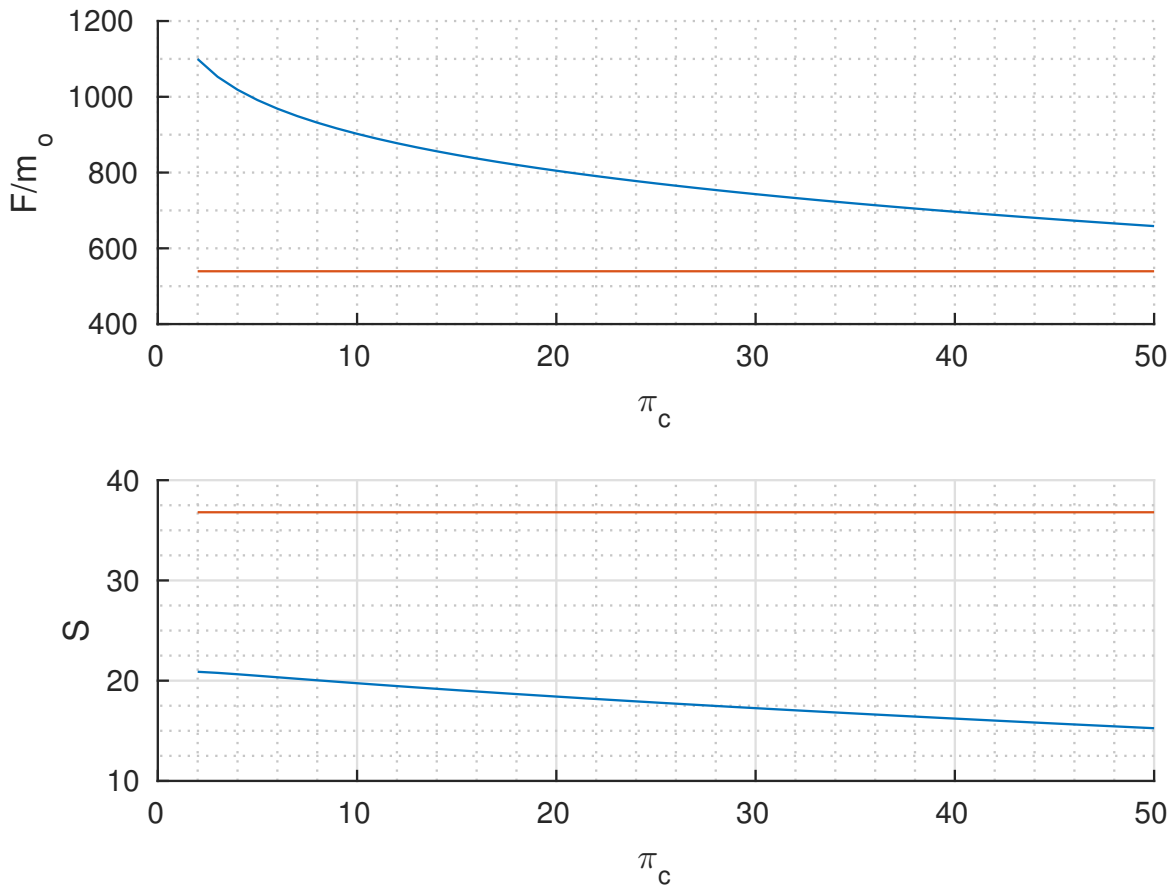


Figura 18: Tração específica e consumo específico

- 24-Using PARA, find the range of compressor pressure ratios and corresponding fan pressure ratios that give afterburning mixed-flow turbofan engines of 0.5 bypass ratio a specific thrust greater than 105 lbf/(lbm/sec) and thrust specific fuel consumption below 1.845 (lbm/hr)/lbf at $M_0 = 1.8$, $T_0 = 390^\circ\text{R}$, and component performance of technology level 3 in Table 6-2 (assume type C diffuser, cooled turbine, and type F / nozzle). Assume $1/m = 0.99$, $\gamma_e = 1.4$, $c_{pc} = 0.24 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot \text{R})$, $\gamma = 1.3$, $c_p = 0.296 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot \text{R})$, $\gamma_{AB} = 1.3$, $c_{pAB} = 0.296 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot \text{R})$, $M_6 = 0.5$, $7r:M_{\max} = 0.95$, $h_{PR} = 18,400 \text{ Btu}/\text{lbm}$, and $P_0/P_g = 1$.

Os resultados mostram o incremento de performance em termos da tração específica e consumo específico de combustível.

- 25-Using PARA, find the range of compressor pressure ratios and corresponding fan pressure ratios that give afterburning mixed-flow turbofan engines of 0.4 bypass ratio a specific thrust greater than 1000 N/(kg/sec) and thrust specific fuel consumption below 52.25 (mg/sec)/N at $M_0 = 2.0$, $T_0 = 216.7 \text{ K}$, and component performance of technology level 3 in Table 6-2 (assume type C diffuser, cooled turbine; and type F nozzle). Assume $1/m = 0.99$, $\gamma_e = 1.4$, $C_{pc} = 1.004 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, $\gamma = 1.3$, $c_p = 1.239 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, $\gamma_{AB} = 1.3$, $c_{pAB} = 1.239 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, $M_6 = 0.5$, $7r:M_{\max} = 0.95$, $h_{PR} = 42,800 \text{ kJ}/\text{kg}$, $M_6 = 0.5$, and $P_0/P_g = 1$.

As figuras (??) representam os dados de performance para o problema 25.

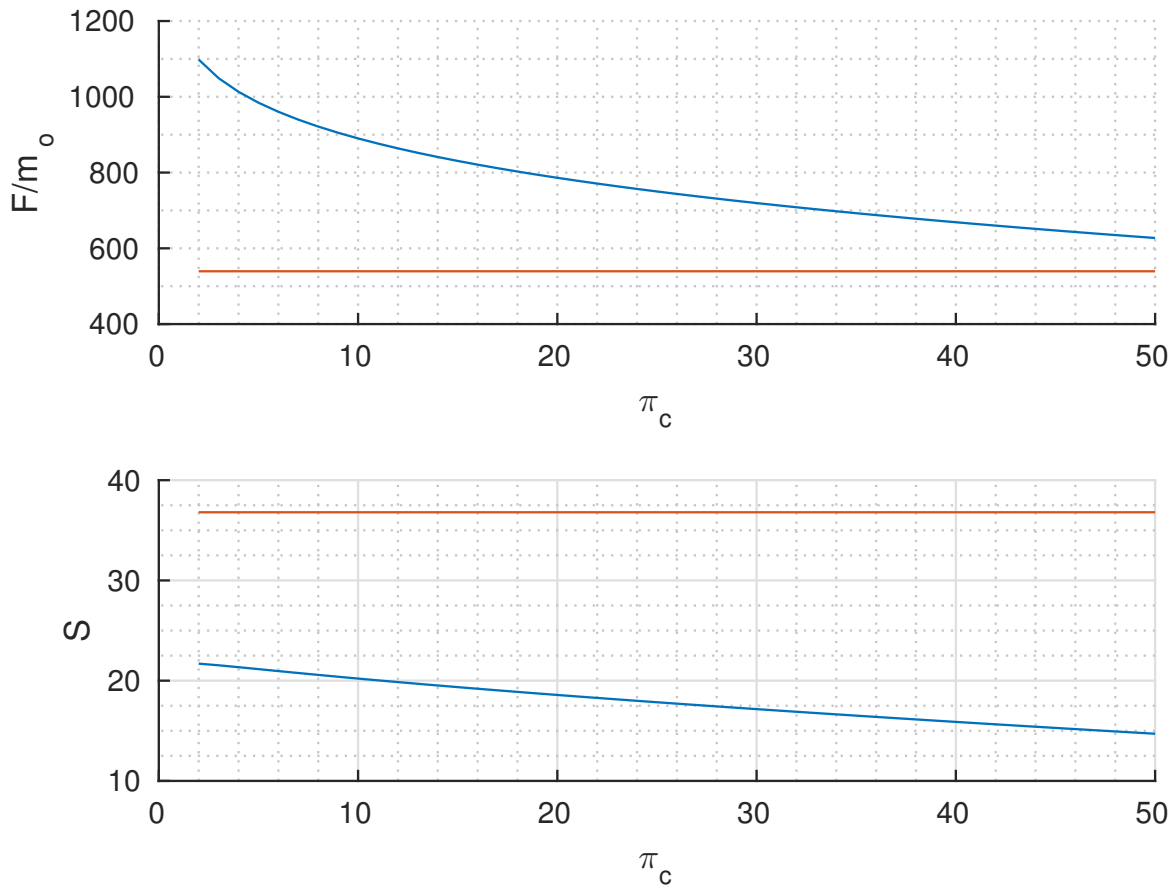


Figura 19: Tração específica e consumo específico

- 26-Using PARA, compare the performance of afterburning mixed-flow turbofan engines with the basic data of Example 7-10 at $M_0 = 0.9$, $n_c = 24$, and $n: 1 = 3.5$ for the different combustion temperatures and component technologies of levels 2, 3, and 4 in Table 6-2 (assume cooled turbine, type C diffuser, and type F nozzle). Also assume the same y 's, c/s , $7/m$, and $7r:Mma$. Comment on the improvement in engine performance.

Com os resultados obtidos é possível notar o incremento de tração específica devido ao avanço tecnológico, figura (22).

- 28-Calculate the performance of a turboprop engine with the basic data of Example 7-12 at a compressor pressure ratio of 20 and turbine temperature ratio of 0.5. Compare your results to those of Example 7-12 and the PARA computer program.

Utilizando o programa Turboprop, os dados do exemplo 2 e mantendo a razão de pressão no compressor em 20, temos

Onde C_{prop} é o coeficiente de trabalho propulsivo, C_c é o coeficiente de trabalho do núcleo, e C_{tot} é o coeficiente de trabalho total.

- 29-Using PARA, find the range of compressor pressure ratios that give turboprop engines with optimum turbine temperature ratio r a specific thrust greater than 120 lbf/(lbm/sec) and thrust

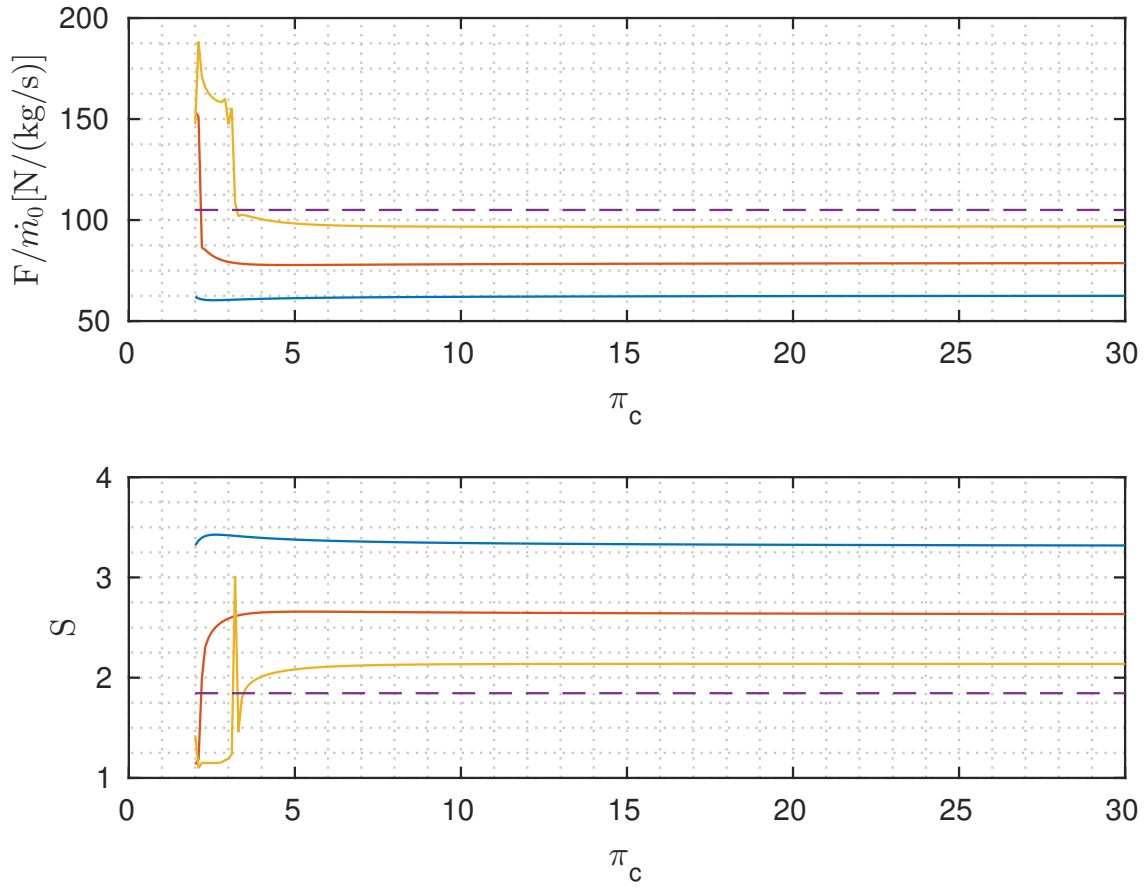


Figura 20: Tração específica e consumo específico

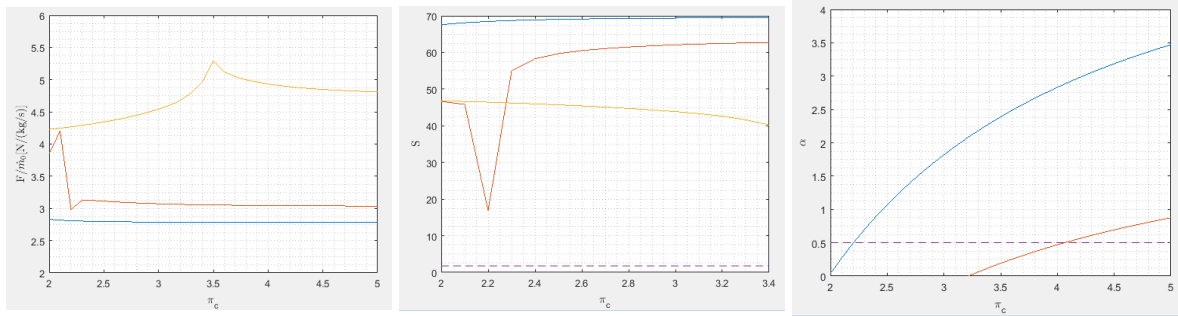


Figura 21: Performance

specific fuel consumption below 0.8 (lbm/hr)/lbf at $M_0 = 0.7$, $T_0 = 447^\circ\text{R}$, and component performance of technology level 2 in Table 6-2 (assume type A diffuser, uncooled turbine, and type D nozzle). Assume $T/\text{prop} = 0.83$, $T_{\text{t}} = 0.99$, $T/\text{mH} = 0.99$, $T/\text{mL} = 0.99$, $Y_e = 1.4$, $C_{pe} = 0.24 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot \text{R})$, $\gamma = 1.35$, $c_p = 0.265 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot \text{R})$, and $h_{PR} = 18,400 \text{ Btu}/\text{lbm}$.

A especificação de tração convertida para unidades do SI equivale a 1176.77 $\text{N}/(\text{kg/s})$, esse valor não pode ser obtido uma vez que o máximo de tração específica ocorre próximo a $\pi_c = 8$ e vale 1171 $\text{N}/(\text{kg/s})$. Porém a especificação de consumo de combustível, que em

F _{m0}	S
596.74	0.083737

F _{m0}	S
693.59	0.084355

F _{m0}	S
756.31	0.084836

Figura 22: Tração específica e consumo específico para os níveis 2,3 e 4

```
Cprop =
    1.141184171964722
Cc =
    0.139102431695210
Ctot =
    1.280286603659932
```

Figura 23: Coeficientes de trabalho

unidades do SI é de 22.66 mg/s.N pode ser obtida aproximadamente entre $8 < \pi_c < 40$ para uma razão de temperatura da turbina ótima, figura (24).

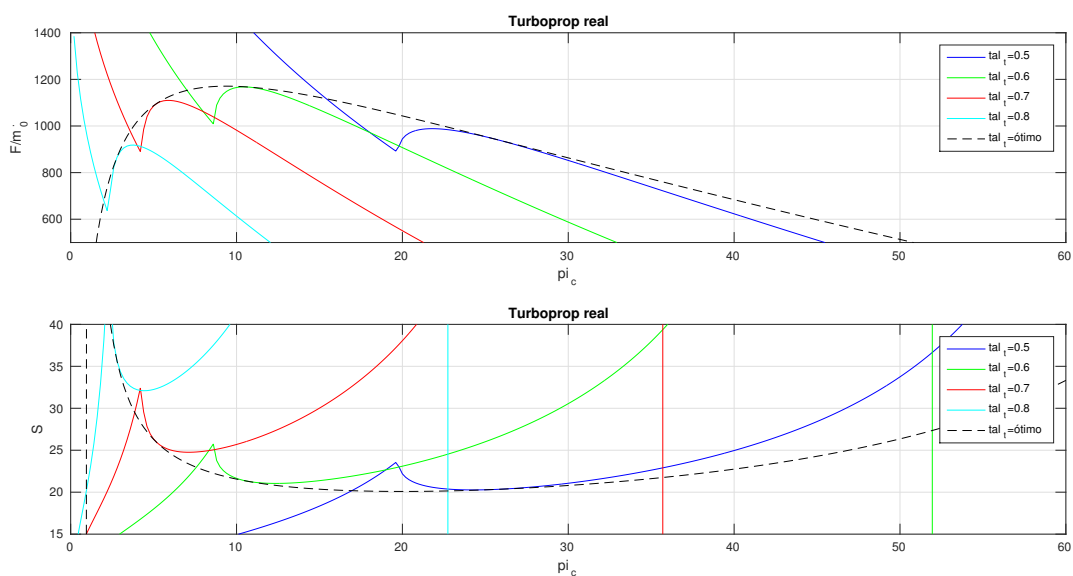


Figura 24: Tração específica e consumo específico

- 30-Using PARA, find the range of compressor pressure ratios that give turboprop engines with optimum turbine temperature ratio r_t^* a specific thrust greater than 1300 N/(kg/sec) and thrust specific fuel consumption below 18 (mg/sec)/N at $M_0 = 0.6$, $T_0 = 250$ K, and component performance of technology level 2 in Table 6-2 (assume type A diffuser, uncooled turbine, and type D nozzle). Assume $T_{prop} = 0.83$, $T/g = 0.99$, $T/mH = 0.995$, $T/mL = 0.995$, $Ye = 1.4$, $C_{pc} = 1.004$ kJ/(kg · K), $\gamma_t = 1.35$, $c_{pt} = 1.108$ kJ/(kg · K), and $h_{PR} = 42,800$ kJ/kg.

Em uma análise gráfica, figura (25), é possível notar que o requisito de tração específica pode ser obtido para uma estreita faixa de π_c entre aproximadamente $7 < \pi_c < 12.5$. Enquanto que para o requisito de consumo específico de combustível o requisito pode ser atendido para $13 < \pi_c < 35$ aproximadamente. Esses valores consideram uma razão de temperatura na turbina τ_t ótima.

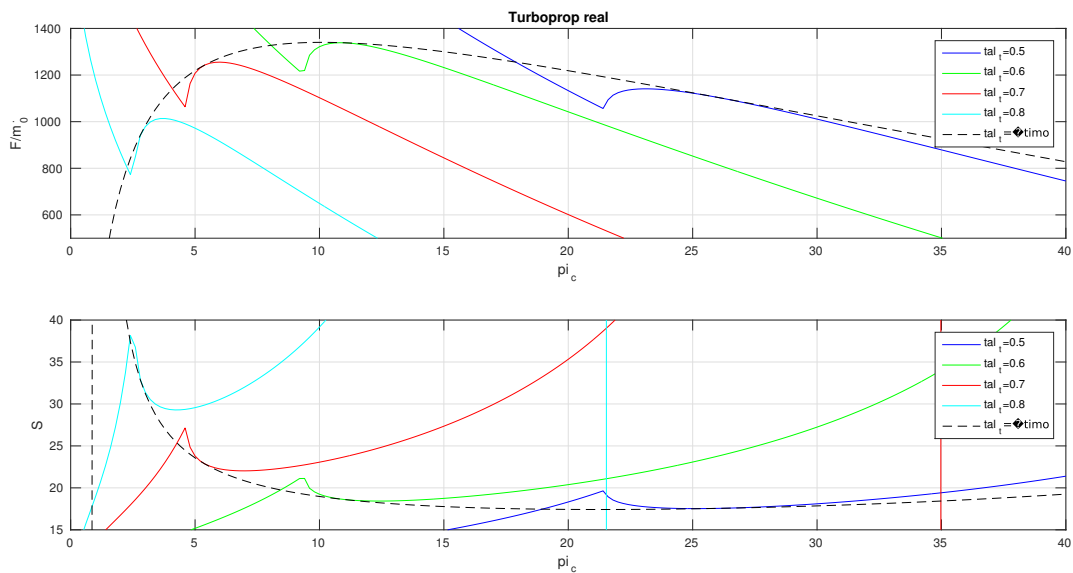


Figura 25: Tração específica e consumo específico

- 31-Using PARA, compare the performance of turboprop engines with the basic data of Example 7-12 with component technologies of levels 1, 2, 3, and 4 in Table 6-2. Comment on the improvement in engine performance. Data from example 7-2: $M_0 = 0.8$, $T_0 = 240$ K, $\gamma_c = 1.4$, $C_{pc} = 1.004$ kJ/(kgK), $\gamma_t = 1.35$, $c_{pt} = 1.108$ kJ/(kgK), $h_{PR} = 42,800$ kJ/kg, $e_c = 0.90$, $e_{tH} = 0.89$, $e_{tL} = 0.91$, $pi_d = 0.98$, $\pi_b = 0.96$, $\pi_n = 0.99$, $\eta_{mH} = 0.99$, $\eta_{mL} = 0.99$, $\eta_{prop} = 0.83$, $\eta_g = 0.99$, $T_{t4} = 1370$ K.

Os coeficientes de trabalho e a tração específica são comparados entre motores turboprop para os diferentes níveis de tecnologia e para o caso do exemplo 7-12, figura (26). Nota-se um aumento geral das eficiências bem como para o valor bruto de empuxo específico. Dos gráficos também é possível notar que conforme a razão de temperatura da turbina aumenta é necessário um incremento da taxa de compressão do compressor π_c .

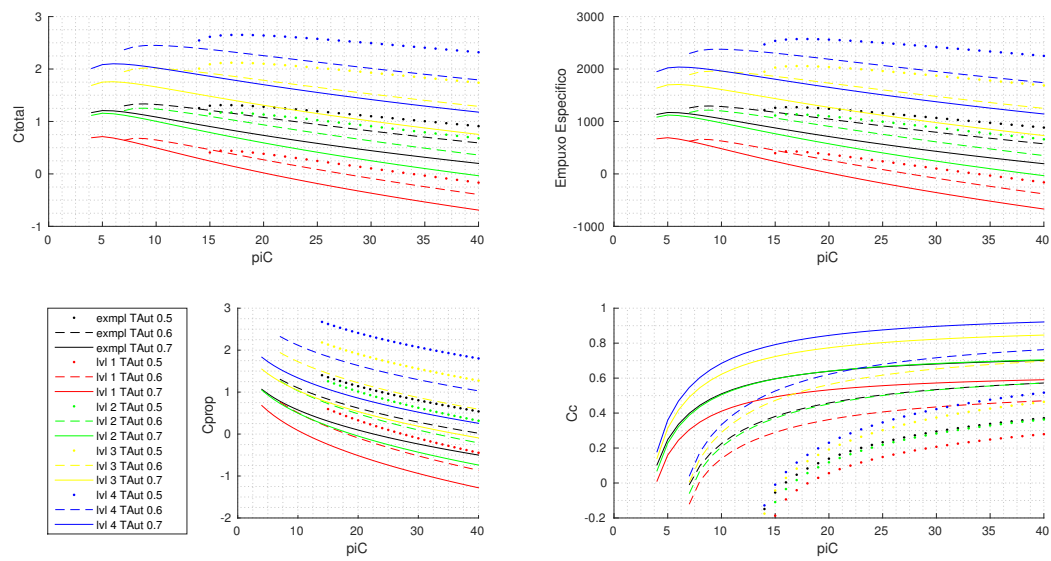


Figura 26: Tração específica e consumo específico

Referências

1. MATTINGLY, J. D.: **Elements of Gas Turbine Propulsion**. McGraw-Hill, 1995, McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering (URL: <http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=e5d2e0a46252c06796e5ac3f98d2b287>), ISBN 0079121969 9780079121967

A Tabelas

A.1 Tabela de níveis tecnológicos

Table 6.2 Component efficiencies, total pressure ratios, and temperature limits

Component	Figure of merit	Type ^a	Level of technology ^b			
			1	2	3	4
Diffuser	$\pi_{d\max}$	A	0.90	0.95	0.98	0.995
		B	0.88	0.93	0.96	0.98
		C	0.85	0.90	0.94	0.96
Compressor	e_c		0.80	0.84	0.88	0.90
Fan	e_f		0.78	0.82	0.86	0.89
Burner	π_b		0.90	0.92	0.94	0.95
	η_b		0.88	0.94	0.99	0.999
Turbine	e_t	Uncooled	0.80	0.85	0.89	0.90
		Cooled		0.83	0.87	0.89
Afterburner	π_{AB}		0.90	0.92	0.94	0.95
	η_{AB}		0.85	0.91	0.96	0.99
Nozzle	π_n	D	0.95	0.97	0.98	0.995
		E	0.93	0.96	0.97	0.98
		F	0.90	0.93	0.95	0.97
Mechanical shaft	η_m	Shaft only	0.95	0.97	0.99	0.995
		With power takeoff	0.90	0.92	0.95	0.97
Maximum T_{t4}		(K)	1110	1390	1780	2000
		(R)	2000	2500	3200	3600
Maximum T_{t7}		(K)	1390	1670	2000	2220
		(R)	2500	3000	3600	4000

^aA = subsonic aircraft with engines in nacelles D = fixed-area convergent nozzle
 B = subsonic aircraft with engine(s) in airframe E = variable-area convergent nozzle
 C = supersonic aircraft with engine(s) in airframe F = variable-area convergent-divergent nozzle
^bNotes: Stealth may reduce $\pi_{d\max}$, π_{AB} , and π_n . The levels of technology can be thought of as representing the technical capability for 20-yr increments in time beginning in 1945. Thus level 3 of technology presents typical component design values for the time period 1985–2005.

Figura 27: Tabela de níveis tecnológicos