

**UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ**  
**DEPARTAMENTO ACADÊMICO DE MECÂNICA**  
**ENGENHARIA MECÂNICA**

**VICTOR CAMILO LEVARTOSKI MASCHIETTO**

**MODELAGEM DAS CURVAS DE RENDIMENTO DE TURBINAS**  
**AERONÁUTICAS TURBOFAN E TURBOJATO**

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**PONTA GROSSA**

**2014**

**VICTOR CAMILO LEVARTOSKI MASCHIETTO**

**MODELAGEM DAS CURVAS DE RENDIMENTO DE TURBINAS  
AERONÁUTICAS TURBOFAN E TURBOJATO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito parcial à obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica, do Departamento Acadêmico de Mecânica – DAMEC – da Universidade Tecnológica Federal do Paraná.

Orientador: Prof. Dr. Jhon Jairo Ramirez Behainne.

**PONTA GROSSA**

**2014**



Ministério da Educação  
**Universidade Tecnológica Federal do Paraná**  
Campus Ponta Grossa



Departamento Acadêmico de Mecânica

---

## **TERMO DE APROVAÇÃO**

### **MODELAGEM DAS CURVAS DE RENDIMENTO DE TURBINAS AERONÁUTICAS TURBOFAN E TURBOJATO**

por

**VICTOR CAMILO LEVARTOSKI MASCHIETTO**

Este Trabalho de Conclusão de Curso (TCC) foi apresentado em 09 de dezembro de 2014 como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica. O candidato foi arguido pela Banca Examinadora composta pelos professores abaixo assinados. Após deliberação, a Banca Examinadora considerou o trabalho aprovado.

**Prof. Dr. Jhon Jairo Ramirez Behainne**  
Orientador

**Prof. Dr. Thiago Antonini Alves**  
Membro Titular

**Prof. Dr. Gerson Henrique dos Santos**  
Membro Titular

**Prof. Dr. Luiz Eduardo Melo Lima**  
Responsável pelos Trabalhos  
de Conclusão de Curso

**Prof. Dr. Laercio Javarez Junior**  
Coordenador do Curso de  
Engenharia Mecânica

– O Termo de Aprovação assinado encontra-se na Coordenação do Curso –

## **AGRADECIMENTOS**

Muitas pessoas contribuíram para realização deste trabalho, as quais merecem ser lembradas e agradecidas.

Agradeço a Universidade Tecnológica Federal do Paraná (UTFPR), por proporcionar minha formação.

Agradeço ao meu orientador, Prof. Dr. Jhon Jairo Ramirez Behainne, que sempre me apoiou e ajudou, com muita sabedoria, paciência e dedicação.

Agradeço a meus pais e familiares, pela confiança e pelo constante apoio e motivação ao longo do curso.

Agradeço a todos os meus amigos, pela presença, apoio e os bons momentos compartilhados ao longo desta jornada.

Obrigado a todas as pessoas que de alguma forma participaram da minha vida acadêmica e da realização deste trabalho.

## RESUMO

MASCHIETTO, Victor. **Modelagem das curvas de rendimento de turbinas aeronáuticas turbofan e turbojato**. 2014. 78f. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado Engenharia Mecânica) - Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Ponta Grossa, 2014.

Turbinas a gás são máquinas térmicas amplamente usadas para a geração de energia elétrica e propulsão de aeronaves. Este trabalho teve como objetivo realizar simulações matemáticas para a obtenção das principais curvas dos parâmetros operacionais de turbinas aeronáuticas do tipo turbojato e turbofan a partir do ciclo termodinâmico ideal. As curvas foram modeladas usando o *software* EES<sup>®</sup>, visando a determinação do comportamento do empuxo, consumo específico de combustível, eficiência térmica, eficiência propulsiva e eficiência global em função da relação de compressão do ar, número de Mach e relação de *bypass*. Obtidas as curvas de rendimento dos motores ideais, foram realizadas comparações entre rendimentos dos dois tipos de motores, bem como, verificados os desvios da modelagem com relação a resultados experimentais disponíveis na literatura. Para o turbojato observaram-se diferenças próximas a 20% entre valores reais e da modelagem ideal, para empuxo específico e consumo específico de combustível, enquanto para o turbofan, a diferença entre a modelagem ideal e o valor real do empuxo específico ficou próxima de 10%. Os resultados alcançados sugerem que a modelagem destas turbinas com base no ciclo ideal permite obter informação de rendimento de motores aeronáuticos turbojato e turbofan relativamente próxima à obtida experimentalmente. A modelagem mostrou que motores turbojato se afastam mais das condições ideais em comparação com o motor turbofan, devido as maiores irreversibilidades geradas na conversão de energia térmica do combustível.

**Palavras-chave:** Turbinas aeronáuticas. Curvas de rendimento. Turbofan. Turbojato. Modelagem termodinâmica.

## ABSTRACT

MASCHIETTO, Victor. **Simulation of the performance curves of turbofan and turbojet aeronautical turbines.** 2014. 78p. Final paper (Bachelor of Mechanical Engineering) - Federal University of Technology - Parana. Ponta Grossa, 2014.

Gas turbines are heat engines widely used for electric power generation and aircraft propulsion. This work aimed to make mathematical simulations to obtain the main curves of the operational parameters of turbojet and turbofan aeronautical turbine types, based on the ideal thermodynamic cycle. The curves were modeled using the EES® software, in order to have the determination of the thrust behavior, specific fuel consumption, thermal efficiency, propulsive efficiency and overall efficiency in function of the air pressure ratio, Mach number and *bypass* ratio. Once the performance curves of the ideal engines were obtained, comparisons between the two types of engines were made and the deviations of the modeling concerning experimental results available on literature were verified. For the turbojet type, differences close to 20% between real values and the ideal modeling were observed, for the specific thrust and specific fuel consume, while for the turbofan type, the difference between the ideal modeling and the real value of the specific thrust was close to 10%. The results show that the modeling of these turbines based on the ideal cycle, allows to obtain information of performance of turbojet and turbofan aeronautical motors fairly close to the experimentally obtained. The modeling showed that turbofan type deviates more from optimal conditions when compared to the turbofan type, due to higher thermal irreversibilities generated in energy conversion of the fuel.

**Keywords:** Aeronautical turbines. Performance curves. Turbofan. Turbojet. Thermodynamics modeling.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Turbina de Frank Whittle.....	17
Figura 2 - Curva típica de consumo específico em função da razão de pressão..	19
Figura 3 - Variação de pressão e velocidade em compressor centrífugo.....	20
Figura 4 - Exemplo de compressor axial – <i>twinspool</i> . .....	21
Figura 5 -Fluxo de ar e estabilização da chama.....	22
Figura 6 - Divisão do fluxo de ar na câmara de combustão .....	23
Figura 7 - Bico injetor de combustível e rotor para mistura.....	23
Figura 8 - Câmara do tipo Whittle – fluxo oposto à direção de entrega do compressor.....	24
Figura 9 - Câmaras múltiplas – fluxo no mesmo sentido da entrega de ar pelo compressor.....	25
Figura 10 - Sistema de exaustão básico. ....	28
Figura 11 - Sistema de exaustão recomendado.....	29
Figura 12 -Diagrama do motor Turbojato..	30
Figura 13 - Diagrama do motor Turbofan. ....	33
Figura 14 - Diagrama esquemático de turbinas a gás.....	38
Figura 15 - Diagrama pressão - volume e Temperatura – entropia do ciclo Brayton. ....	39
Figura 16 - Empuxo específico em função da razão de pressão e número de Mach – Turbojato. ....	42
Figura 17 - Consumo específico de combustível em função da razão de pressão e número de Mach – Turbojato..	43
Figura 18 - Razão combustível/ar em função da razão de pressão e número de Mach – Turbojato. ....	44
Figura 19 - Eficiências em função da razão de pressão e número de Mach – Turbojato.....	45

Figura 20 - Empuxo específico em função da razão de pressão e razão de <i>bypass</i> – Turbofan.....	46
Figura 21 - Consumo específico em função da razão de pressão e razão de <i>bypass</i> – Turbofan.....	47
Figura 22 - Razão combustível/ar e eficiência térmica em função da razão de pressão e razão de <i>bypass</i> – Turbofan.....	48
Figura 23 - Eficiências propulsiva e global em função da razão de pressão e razão de <i>bypass</i> – Turbofan.....	49
Figura 24 - Razão de empuxo em função da razão de pressão e razão de <i>bypass</i> – Turbofan.....	50
Figura 25 - Empuxo específico em função da razão de pressão do compressor e razão de pressão do ventilador – Turbofan.....	51
Figura 26 - Consumo específico em função da razão de pressão do compressor e razão de pressão do ventilador – Turbofan.....	52
Figura 27 – Esquema de numeração - Turbojato.....	57
Figura 28 – Esquema superfície de controle - Turbojato.....	57
Figura 29 – Esquema de numeração - Turbofan.....	62
Figura 30 - Empuxos específicos em função da razão de pressão – Turbojato.....	67
Figura 31 - Consumo específico de combustível em função da razão de pressão – Mach 0 – Turbojato.. ..	69
Figura 32 - Eficiências térmica, propulsiva e global em função da razão de pressão e número de Mach – Turbojato. ....	70
Figura 33 - Empuxo específico em função da razão de pressão – Turbofan.. ..	72
Figura 34 - Eficiências térmica, propulsiva e global em função da razão de pressão e número de Mach – Turbofan.. ..	73
Figura 35 – Razão de empuxo (FR) - Turbofan.....	74
Figura 36 – Desvios entre testes reais e condições ideais –Turbojato e Turbofan.. ..	76



## LISTA DE SÍMBOLOS

$A$	Área [m <sup>2</sup> ]
$a$	Velocidade do som para gases ideais [m/s]
$f$	Relação combustível / ar [-]
$F$	Empuxo [N]
$F_F$	Empuxo gerado pelo ventilador [N]
$F_C$	Empuxo gerado pelo núcleo [N]
$FR$	Razão de empuxo [-]
$h$	Entalpia específica [kJ/kg]
$h_{pr}$	Calor específico inferior do combustível [kJ/kg]
$h_0$	Entalpia total ou de estagnação [kJ/kg]
$M$	Número de Mach [-]
$\dot{m}$	Vazão mássica de ar [kg/s]
$\dot{m}_f$	Vazão mássica de ar que passa pelo ventilador [kg/s]
$\dot{m}_c$	Vazão mássica de ar que passa pelo núcleo [kg/s]
$P$	Pressão [Pa]
$P_t$	Pressão total [Pa]
$R$	Constante específica do gás [kJ/kgK]
$S$	Consumo específico de combustível [mg/(N.s)]
$SFC$	Consumo específico de combustível [(lb/h)/lbf]
$T$	Temperatura [K]
$T_t$	Temperatura total [K]
$V$	Velocidade [m/s]
$W_c$	Trabalho do compressor [kJ/kg]
$W_f$	Trabalho do ventilador [kJ/kg]
$W_t$	Trabalho da turbina [kJ/kg]

## LETRAS GREGAS

$\alpha$	Razão de <i>bypass</i> [-]
$\alpha^*$	Razão de <i>bypass</i> ótima [-]
$\gamma$	Razão entre calores específicos [-]
$\delta$	Empuxo específico [N/(kg/s)]
$\pi_b$	Razão de pressão total nas pás das turbinas [-]
$\pi_c$	Razão de pressão, razão de pressão total no compressor [-]
$\pi_d$	Razão de pressão total no difusor [-]
$\pi_f$	Razão de pressão do ventilador [-]
$\pi_f^*$	Razão de pressão ótima do ventilador [-]
$\pi_n$	Razão de pressão total no bocal [-]
$\pi_r$	Razão de pressão total no rotor [-]
$\pi_t$	Razão de pressão total na turbina [-]
$\tau_b$	Razão de temperatura total para as pás da turbina [-]
$\tau_c$	Razão de temperatura total para o compressor [-]
$\tau_d$	Razão de temperatura total para o difusor [-]
$\tau_n$	Razão de temperatura total para o bocal [-]
$\tau_r$	Razão de temperatura total para o rotor [-]
$\tau_t$	Razão de temperatura total para a turbina [-]
$\tau_\lambda$	Razão de entalpia [-]
$\eta_0$	Eficiência global [-]
$\eta_p$	Eficiência propulsiva [-]
$\eta_T$	Eficiência térmica [-]

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>13</b>
1.1	PROBLEMA .....	14
1.2	OBJETIVOS.....	14
1.2.1	Objetivo Geral.....	14
1.2.2	Objetivos Específicos .....	15
1.3	JUSTIFICATIVA.....	15
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	<b>16</b>
2.1	TURBINAS A GÁS E APLICAÇÕES.....	16
2.2	DESENVOLVIMENTO DAS TURBINAS AERONÁUTICAS.....	16
2.3	COMPONENTES DAS TURBINAS AERONÁUTICAS .....	18
2.3.1	COMPRESSOR.....	19
2.3.1.1	COMPRESSORES CENTRÍFUGOS .....	20
2.3.1.2	COMPRESSORES AXIAIS.....	20
2.3.2	CAMÂMARA DE COMBUSTÃO .....	22
2.3.2.1	TIPOS DE CÂMARAS DE COMBUSTÃO.....	24
2.3.3	TURBINAS .....	25
2.3.4	SISTEMA DE EXAUSTÃO .....	27
2.4	MOTORES TURBOJATO .....	30
2.5	MOTORES TURBOFAN .....	33
2.6	ANÁLISE TERMODINÂMICA DA TURBINA A GÁS.....	38
2.7	PARÂMETROS OPERACIONAIS E CURVAS CARACTERÍSTICAS.....	41
2.7.1	Turbojato .....	41
2.7.2	Turbofan .....	45
2.8	TRABALHOS SOBRE SIMULAÇÃO DE TURBINAS AERONÁUTICAS.....	52
2.8.1	Motores Turbojato.....	52
2.8.2	Motores Turbofan .....	54
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA.....</b>	<b>56</b>
3.1	TURBOJATO .....	56
3.2	TURBOFAN .....	62
<b>4</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO .....</b>	<b>66</b>
4.1	TURBOJATO .....	66
4.1.1	Empuxo Específico .....	66
4.1.2	Consumo Específico de Combustível.....	68

4.1.3	Eficiências .....	69
4.2	TURBOFAN .....	70
4.2.1	Empuxo específico .....	72
4.2.2	Eficiências .....	73
4.3	COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS .....	75
<b>5</b>	<b>CONCLUSÕES .....</b>	<b>77</b>
	<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>78</b>
	<b>APÊNDICE A - Programas utilizados para a simulação no EES® .....</b>	<b>80</b>
	<b>APÊNDICE B - Resultados tabelados referente as simulações do EES® .....</b>	<b>87</b>

## 1 INTRODUÇÃO

As turbinas a gás são máquinas térmicas amplamente utilizadas na geração de energia elétrica ou potência mecânica, sendo aplicadas principalmente em termoelétricas e na aviação. No caso específico de aeronaves, utilizam-se turbinas a gás devido a sua alta relação potência/peso, o que traz a vantagem de minimizar o consumo de combustível.

As classificações das turbinas a gás são feitas com base no tipo de compressor utilizado, sendo estes, centrífugo, axial ou misto. Em geral, as turbinas a gás possuem basicamente uma entrada de ar, um compressor, uma câmara de combustão e a própria turbina. No caso específico de turbinas aeronáuticas, utiliza-se também um bocal no final da máquina, por onde saem os gases propulsores da aeronave.

O uso de turbinas para propulsão de aeronaves teve seu início no começo dos anos vinte, com o depósito de várias patentes. A construção do primeiro motor foi finalizada em 1929, sendo este um modelo de turbojato. Entretanto, somente em 1939 foi realizado o primeiro voo com motor deste tipo, imprimindo aproximadamente 1000 libras-força de empuxo ao avião HE-178. A partir desse momento, começaram a surgir novos tipos de turbinas para o uso na aviação comercial e militar.

Existem principalmente quatro tipos de turbinas aeronáuticas: turbofan, turbojato ou jato puro, turbohélice e turboeixo. O tipo de motor mais utilizado atualmente na aviação comercial é o turbofan, e na aviação militar, o turbojato. A grande diferença de se utilizar motores do tipo turbojato na aviação militar, é que nesse caso, pode-se optar por um turbojato com pós-queimadores, o que ajuda em momentos como a decolagem ou em manobras de combate, onde a aeronave necessita de um empuxo maior. Apesar de aumentar o empuxo, o uso dos pós-queimadores resulta em ruído elevado e consumo de combustível muito maior.

Na aviação comercial, o uso de motores turbofan torna-se vantajoso em relação ao motor turbojato, no sentido de consumir menos combustível e gerar menor impacto ao meio ambiente.

A configuração dos motores utilizados na aviação não mudou muito desde que eles surgiram na década de vinte, porém, suas eficiências mudaram bastante em função de melhorias constantes realizadas até hoje. Materiais com maior

resistência mecânica e resistência a altas temperaturas são atualmente utilizados, viabilizando o uso de taxas de compressão maiores e aproveitando melhor a energia contida nos combustíveis.

Devido à importância de minimizar o consumo de combustível e as emissões de poluentes mantendo altas potências dos motores, se faz necessária uma análise de rendimento dos motores aeronáuticos do ponto de vista de seus principais parâmetros. Uma primeira análise pode ser realizada mediante o estudo dos ciclos termodinâmicos ideais, os quais mostram as tendências das curvas reais que podem ser obtidas por um motor em funcionamento.

Tendo em vista a ampla utilização dos motores turbofan e turbojato no meio comercial e militar, este trabalho visa contribuir com a elaboração de um material complementar no estudo das máquinas térmicas e como ponto de partida para a realização de pesquisas futuras na temática.

## 1.1 PROBLEMA

Qual o procedimento de cálculo para simular o rendimento de turbinas turbofan e turbojato a partir de uma análise termodinâmica baseada em ciclos motores ideais?

## 1.2 OBJETIVOS

### 1.2.1 Objetivo Geral

O objetivo principal deste trabalho é elaborar um procedimento de cálculo que permita analisar as principais curvas de rendimento de turbinas aeronáuticas turbofan e turbojato em função de parâmetros operacionais, com base no ciclo termodinâmico ideal.

### 1.2.2 Objetivos Específicos

Constituem os objetivos específicos deste trabalho:

- Descrever o modelo de cálculo das curvas de rendimento dos motores aeronáuticos turbofan e turbojato com base no ciclo termodinâmico ideal.
- Analisar as diferentes curvas de rendimento em relação aos tipos de motores estudados.
- Comparar resultados experimentais de rendimento de turbinas aeronáuticas com as curvas ideais modeladas.

### 1.3 JUSTIFICATIVA

As curvas de rendimento de motores aeronáuticos, representadas principalmente pelo comportamento das relações existentes entre consumo de combustível, razão de pressão e empuxo, constitui, geralmente, informação restrita aos seus fabricantes. Assim, apesar da grande utilização comercial e de estudos dos diversos tipos das turbinas a gás como máquinas para propulsão de aeronaves, poucos trabalhos estão disponíveis na literatura que mostrem a análise e a comparação de tais motores quanto aos parâmetros operacionais e dados experimentais.

A modelagem das curvas de desempenho representa uma alternativa interessante na análise de turbinas aeronáuticas, visto que o levantamento de curvas com informações experimentais pode resultar numa tarefa com alta demanda de recursos técnicos e financeiros. Dessa forma, a modelagem das curvas permite analisar os parâmetros e propor mudanças, a um baixo custo, procurando as condições ótimas de operação do ponto de vista energético e ambiental.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo abordam-se aspectos teóricos e tecnológicos relacionados às turbinas a gás aeronáuticas turbofan e turbojato, das características dos seus ciclos termodinâmicos ideais e da relação entre seus principais parâmetros operacionais. Finalmente, inclui-se um breve estado da arte destacando alguns trabalhos já realizados sobre modelagem das curvas de rendimento de ambos motores.

### 2.1 TURBINAS A GÁS E APLICAÇÕES

Turbinas a gás são máquinas térmicas que pertencem ao grupo de motores de combustão, tendo ampla utilização no mundo moderno. As turbinas apresentam grande vantagem quando comparadas aos motores alternativos, pois envolvem movimento rotativo e não alternativo, resultando em menor atrito, menor vibração e menor necessidade de óleo lubrificante.

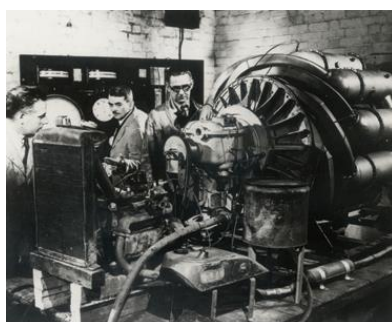
Atualmente, as aplicações mais comuns das turbinas a gás acontecem em usinas de geração de energia elétrica e na propulsão de aeronaves. Elas são as preferidas para equipar sistemas de propulsão aeronáuticos, devido à sua alta relação potência/peso, visando diminuir ao máximo o consumo de combustível da aeronave. Uma das vantagens que beneficia o uso das turbinas nas aplicações citadas é o fato delas serem capazes de atingir sua carga plena em um pequeno intervalo de tempo, que geralmente varia de 2 a 10 segundos.

### 2.2 DESENVOLVIMENTO DAS TURBINAS AERONÁUTICAS

O uso de turbinas a gás de propulsão direta (gases quentes) para aeronaves teve início na década de vinte. Na época, a eficiência propulsiva era baixa em comparação aos motores turbohélices utilizados, que alcançavam mais de 80% de eficiência propulsiva, contra 30 a 40% de eficiência propulsiva do turbojato. Nos primeiros estudos de turbinas a gás, a potência consumida pelo compressor era maior do que a potência gerada pela turbina, precisando de energia externa para o funcionamento do motor (MATTINGLY, 1996).



A primeira patente que realmente saiu do papel foi a de Frank Whittle, referente à turbina mostrada na Figura 1. Whittle era um cadete da *Royal Air Force*, que em 1929 idealizou um modelo de turbojato. Sua idéia foi apresentada para especialistas, que questionaram o projeto por motivos de elevado consumo e dificuldade de materiais que suportassem as altas tensões e temperaturas. Posteriormente, em 1935, dois formandos da *Royal Air Force* ressuscitaram o projeto e, em 1936, a companhia *Power Jets* foi criada para construir e testar o modelo de Whittle.



**Figura 1 – Turbina de Frank Whittle.**

**Fonte: [www.frankwhittle.co.uk](http://www.frankwhittle.co.uk)**

Em 1937 foi realizado o primeiro teste de bancada de um motor turbojato. Houveram algumas mudanças no projeto e, em Maio de 1941, voôu o avião Gloster E28/29, equipado com a turbina de Whittle. Até esse ano, ainda não era possível competir com os motores alternativos de combustão interna movidos a pistão, devido que o rendimento máximo do turbojato era de apenas 20%.

Um pouco antes, em 1933, Hans Von Ohain despertou seu interesse por propulsão aeronáutica. Ele elaborou um projeto de motor turbojato e com a ajuda de um mecânico, Max Hahn, conseguiu diminuir o custo do projeto com a modificação de algumas partes, para que pudesse construí-lo com seus próprios recursos. Com a ajuda de seu professor, Hans conheceu o pioneiro na fabricação de motores para aviões, Ernst Heinkel. Em 1939, Hans conseguiu construir um turbojato com 1000 libras de empuxo, exigido pelos engenheiros de Heinkel para ser testado em um avião. Tal avião, o HE-178, foi montado com o motor He.S2B e, em 1939, ocorreu o primeiro voo de um avião equipado com uma turbina do tipo turbojato. Seu desempenho era de duas a três vezes melhor do que os motores da época (MATTINGLY, 1996).

O sucesso dos aviões a jato foi enorme, de forma que nos anos sessenta aumentou-se consideravelmente o uso de turbinas nos aviões. Já, nos anos setenta, quase a totalidade dos grandes aviões utilizavam uma turbina para a propulsão.

Turbinas aeronáuticas são compostas basicamente pelos seguintes componentes: compressor, combustor, turbina, eixo e bocal. O funcionamento básico deste tipo de motor ocorre da seguinte maneira: ar atmosférico é succionado na frente do motor e entra para o compressor. O ar comprimido que sai do compressor vai para uma câmara de combustão, onde combustível é misturado ao ar, ocorrendo a combustão e a geração dos gases de combustão. Estes gases resultantes se expandem ao passar pela turbina, onde trabalho de eixo é gerado e, em seguida, os gases da combustão são descarregados novamente na atmosfera, de modo a impulsionar a aeronave pela ação do bocal.

A grande diferença entre as turbinas utilizadas para geração de energia elétrica e as usadas para propulsão está na quantidade de trabalho gerada pelo eixo da turbina. No caso das turbinas aeronáuticas, esse trabalho é apenas o suficiente para movimentar o compressor e gerar energia elétrica para manter o sistema de controle da aeronave, e o restante dos gases resultantes da combustão são direcionados para o bocal, para gerar empuxo. Já, nas turbinas para geração de energia elétrica, praticamente todo o gás que sai da câmara de combustão é utilizado para gerar trabalho de eixo através da turbina, sem a necessidade de usá-lo em um bocal.

### 2.3 COMPONENTES DAS TURBINAS AERONÁUTICAS

A seguir, descrevem-se os principais componentes presentes nas turbinas aeronáuticas, incluindo detalhes do funcionamento destes.

### 2.3.1 COMPRESSOR

Os compressores são máquinas de fluxo que possuem a função de admitir certo volume de ar, geralmente à pressão atmosférica, e aumentar a pressão desse volume de fluido até os níveis desejados, por meio do aporte de trabalho mecânico (TUMER e BAJWA, 1999).

Antes da combustão e da expansão dos gases através da turbina de uma aeronave, um volume considerável de ar precisa passar pelo compressor, que pode ser axial ou centrífugo.

O compressor centrífugo possui um ou dois estágios, sendo o primeiro estágio para acelerar o ar e o outro é um difusor, para produzir o aumento da pressão. Este tipo de compressor é utilizado em pequenos motores, devido a sua simplicidade. Já, o compressor axial, geralmente possui mais de dois estágios para acelerar e, posteriormente, aumentar a pressão do ar. Compressores axiais movimentam muito mais ar do que compressores centrífugos para uma mesma área frontal, podendo proporcionar maiores razões de pressão entre a entrada e a saída da máquina. Devido ao fato do compressor axial possuir alto empuxo para área frontal relativamente pequena, ele é preferido na aviação (ROLLS ROYCE, 1996).

A maior utilização de compressores axiais se deve também ao fato de que, ao permitir mais aumento na razão de pressão, diminui-se o consumo específico, conforme ilustrado na Figura 2.

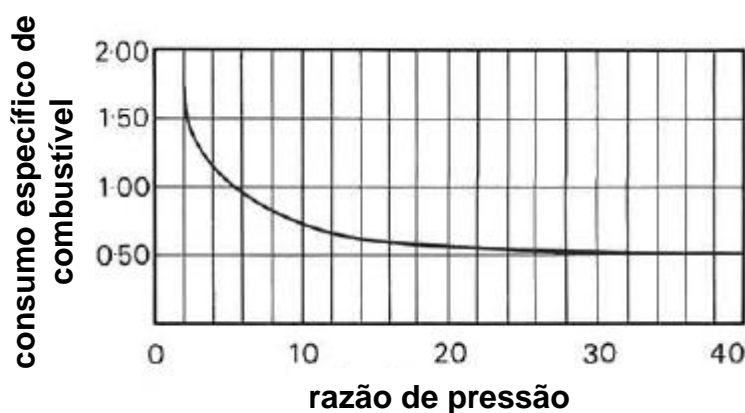


Figura 2 – Curva típica de consumo específico em função da razão de pressão.

Fonte: Adaptado de Rolls Royce (1996).

### 2.3.1.1 COMPRESSORES CENTRÍFUGOS

No compressor centrífugo, o rotor, movido pelo eixo da turbina, gira a alta velocidade succionando o ar pela ação centrífuga. O ar é forçado através das palhetas a sair na direção radial, conforme mostrado na Figura 3. O fluxo de ar passa por seções difusoras, onde a energia cinética do ar é convertida em energia de pressão. Geralmente, os compressores são projetados para que ocorra um aumento de pressão de 50 % no rotor e 50 % no difusor (ROLLS ROYCE, 1996).

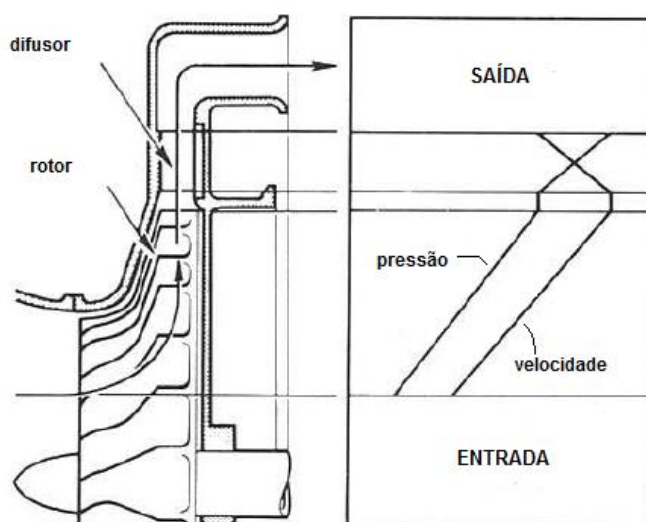


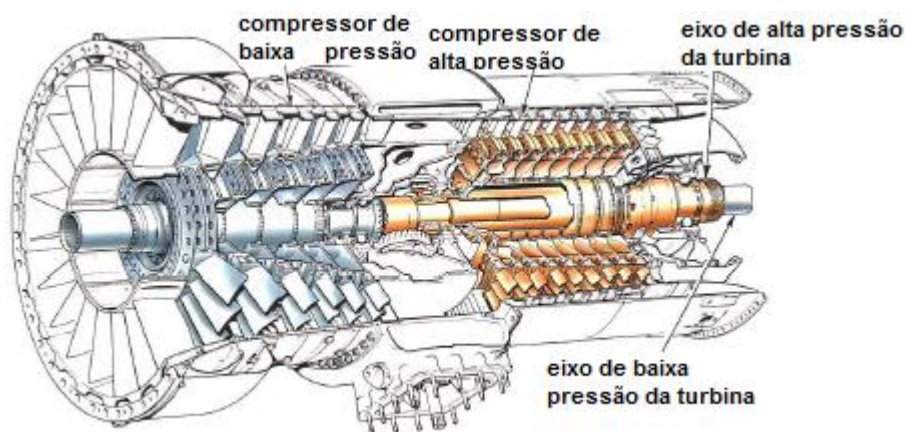
Figura 3 – Variação de pressão e velocidade em compressor centrífugo.

Fonte: Adaptado de Rolls Royce (1996).

### 2.3.1.2 COMPRESSORES AXIAIS

Este tipo de compressor possui múltiplos estágios para se conseguir a pressão desejada. O ar passa através das pás do compressor, e à medida que a pressão vai aumentando, a angulação das pás vai se alterando, para garantir que o fluxo de ar atinja apropriadamente as próximas pás. Como a massa específica do ar continua aumentando, uma redução na área é necessária para que se consiga manter um fluxo de ar a uma velocidade aproximadamente constante. O número de estágios pode variar entre 8 e 16, conforme a razão de pressão requerida (TUMER e BAJWA, 1999).

Segundo Rolls Royce (1996), compressores axiais são mais utilizados em motores a jato, pois proporcionam mais ar para o motor. Um modelo de compressor axial é o compressor *twin-spool*, que possui duas seções de compressão (baixa e alta pressão), como mostrado na Figura 4.



**Figura 4 – Exemplo de compressor axial – *twin-spool*.**

**Fonte: Adaptado de Rolls Royce (1996).**

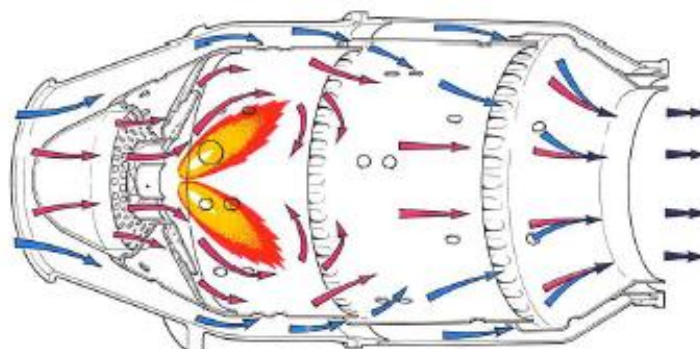
Este modelo é utilizado principalmente em motores do tipo turbofan. O compressor de baixa pressão (*l. p. compressor*) proporciona um maior fluxo de ar do que o compressor de alta pressão (*h.p. compressor*). Portanto, no caso do turbofan, a maioria deste fluxo de ar vindo do compressor de baixa pressão passa por fora do compressor de alta pressão (fluxo de *bypass*, que passa por fora do motor) e uma menor porcentagem passa através dele. Como a porcentagem de ar que passa pelo compressor de alta pressão é baixa, o consumo de combustível também será baixo, quando comparado ao motor turbojato, onde todo o fluxo de ar passa pelo compressor de alta pressão. No turbofan, o fluxo de ar proveniente do compressor de baixa pressão que passa por fora do compressor de alta pressão junta-se aos gases de combustão no sistema de exaustão, antes de passarem pelo bocal, onde ocorre a propulsão.

### 2.3.2 CAMÂRA DE COMBUSTÃO

Essa região dos motores a jato é a responsável por queimar o combustível vaporizado com ajuda de um bico pulverizador. Porém, isto é dificultado devido a vários fatores que devem ser levados em consideração, tais como o volume de ar que está entrando no combustor e a temperatura de saída dos gases, que é extremamente importante e deve respeitar as limitações dos materiais que constituem a turbina e o bocal (ROLLS ROYCE, 1996).

A câmara de combustão deve fornecer para a turbina um fluxo de gases na temperatura adequada e com o mínimo de perda de pressão, além de realizar uma combustão com o máximo de eficiência, evitando aumento de consumo e da poluição atmosférica. Segundo Tumer e Bajwa, (1999), a eficiência de combustão está em torno de 90 a 98%.

De acordo com Rolls Royce (1996), o ar proveniente do compressor alcança a câmara de combustão a velocidades acima de 150 m/s. Devido este valor ser bastante elevado para a estabilidade do processo de combustão, o ar é desacelerado para valores em torno de 25 m/s. Assim, uma região de baixa velocidade é criada na câmara, onde a chama da combustão permanecerá sempre acesa, conforme Figura 5.

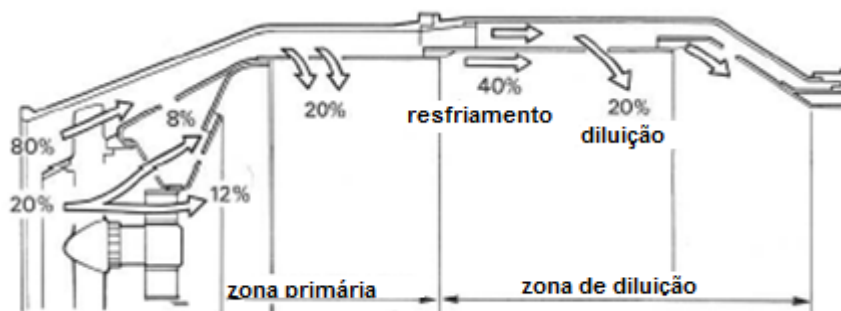


**Figura 5 – Fluxo de ar e estabilização da chama.**

**Fonte: Rolls Royce (1996).**

A razão ar/combustível pode variar de 45:1 até 130:1, em condições normais de operação. Porém, o querosene só é queimado com boa eficiência a uma razão de 15:1, ou seja, apenas uma parte do ar que entra na câmara é utilizada para a combustão. Isto é possível devido ao tubo de chama, que capta aproximadamente

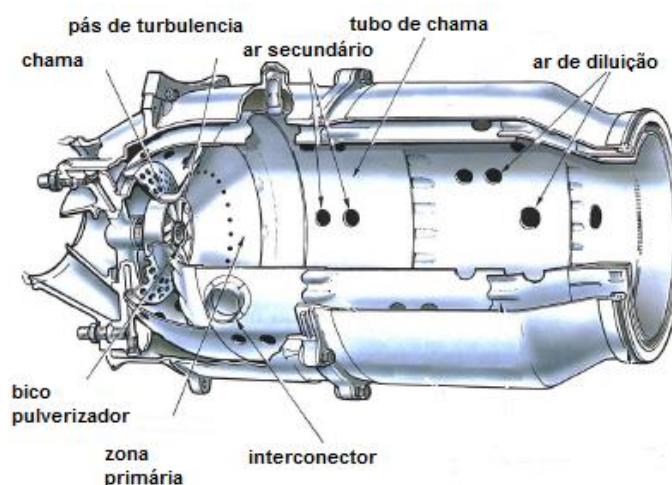
20% do fluxo de ar total e o direciona para a zona de combustão primária. Dos 80% restantes do fluxo de ar, mais 20% é direcionado para a região primária numa outra seção à jusante. O ar secundário e o ar da zona primária interagem e formam uma região de recirculação de baixa velocidade, que ajudam a estabilizar a chama, como pode ser visualizado na Figura 6.



**Figura 6 – Divisão do fluxo de ar na câmara de combustão.**

Fonte: Adaptado de Rolls Royce (1996).

Na entrada da zona primária existe um rotor, cuja função é facilitar a mistura ar/combustível. O bico injetor de combustível fica no centro deste rotor, como pode ser visto na Figura 7.



**Figura 7 – Bico injetor de combustível e rotor para mistura.**

Fonte: Adaptado de Rolls Royce (1996).

A temperatura dos gases resultante da combustão está em torno de 1800°C a 2000°C, um valor elevado para ser direcionado na turbina. Dessa forma, o

ar que não foi utilizado na combustão (aproximadamente 60%) é direcionado para dentro do tubo de chama, onde aproximadamente 20% é utilizado para baixar a temperatura do gás na região de diluição e 40% é utilizado para resfriar as paredes do tubo de chama, conforme Figura 6 (ROLLS ROYCE, 1996).

### 2.3.2.1 TIPOS DE CÂMARAS DE COMBUSTÃO

Rolls Royce (1996) relata que existem três tipos de câmaras de combustão utilizadas em turbinas a gás. São elas: câmara múltipla, câmara de tubo anular e câmara anular.

As câmaras múltiplas foram desenvolvidas a partir das câmaras usadas por Whittle, sendo utilizadas para compressores centrífugos e nos primeiros tipos de compressores axiais, pois as câmaras ficam ao redor do motor. Essa câmara possui um fluxo oposto em relação à câmara de Whittle, representada pela Figura 8. A câmara de Whittle possuía um fluxo contrário de ar, e gerava quedas de pressão.

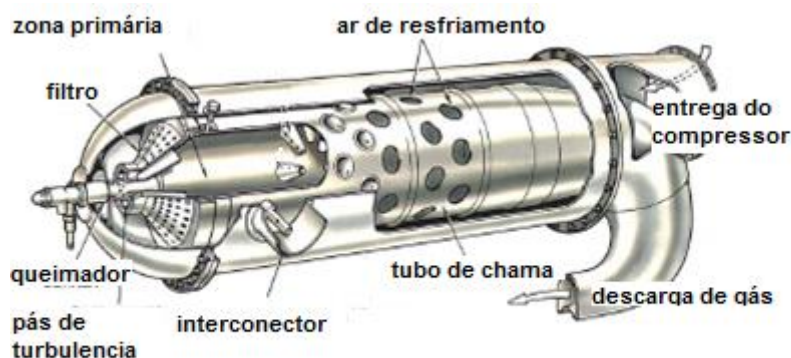
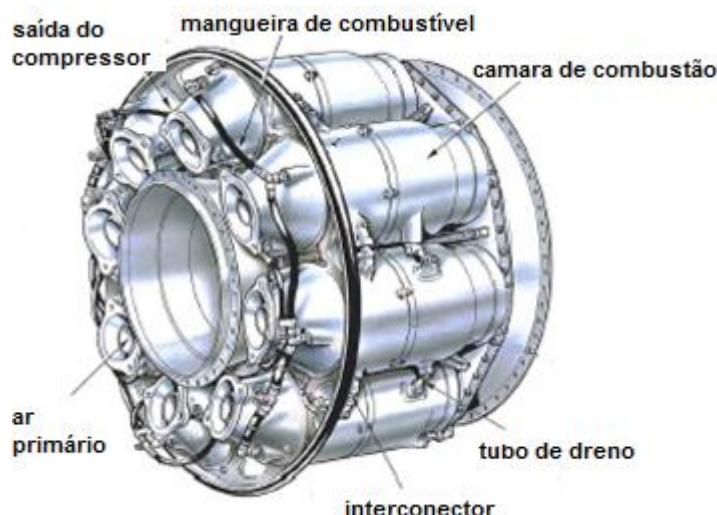


Figura 8 – Câmara do tipo Whittle – fluxo oposto à direção de entrega do compressor.

Fonte: Adaptado de Rolls Royce (1996).

Para tentar aliviar as quedas de pressão, a empresa *Joseph Lucas Limited* desenvolveu câmaras múltiplas que possuem o fluxo de ar no mesmo sentido fornecido pelo compressor, conforme ilustrado na Figura 9.





**Figura 9 – Câmaras múltiplas – fluxo no mesmo sentido da entrega de ar pelo compressor.**

**Fonte: Adaptado de Rolls Royce (1996).**

A câmara de tubo anular representa a configuração intermediária em relação à câmara múltipla e câmara anular. O fluxo de ar é o mesmo descrito para as câmaras múltiplas, e a configuração também (ao redor do motor). Ela une as características de facilidade de inspeção e teste do sistema múltiplo e a compactação do sistema anular.

A câmara anular é composta por um único tubo de chama anular, não mais ao redor do motor, e também com o fluxo de ar no mesmo sentido fornecido pelo compressor. Sua principal vantagem é a redução de tamanho e peso quando comparado ao sistema tubo anular, pois para a mesma potência de saída, seu comprimento é de 75% do comprimento do sistema tubo anular. Também necessita de menos ar de resfriamento da parede do tubo, o que aumenta a eficiência da câmara. Essa eficiência é ainda maior se forem usados bicos pulverizadores para injeção do combustível (ROLLS ROYCE, 1996).

### 2.3.3 TURBINAS

De acordo com Rolls Royce (1996), a turbina tem a função de fornecer trabalho de eixo para movimentar o compressor, com parte desse trabalho de eixo

sendo convertido em eletricidade para alimentação do sistema eletrônico de uma aeronave. Tudo isso é possível devido à extração de energia (mudança de entalpia) dos gases quentes provenientes da câmara de combustão.

Quando entram na turbina, os gases estão a alta temperatura (entre 800 e 1700°C) e altas pressões, sendo expandidos através do escoamento por ela até pressões menores. As pontas das pás da turbina podem se mover até uma velocidade de 455 m/s e os gases podem alcançar a velocidade de 760 m/s em algumas seções da turbina (ROLLS ROYCE, 1996).

A turbina pode possuir vários estágios, que variam de acordo com o trabalho de eixo requerido, com o diâmetro da turbina e a velocidade de rotação. Segundo Mattingly (1996), aproximadamente 75% de toda a energia extraída pela turbina, disponível dos produtos de combustão, são necessárias para movimentar o compressor.

O número de eixos da turbina varia de acordo com o tipo de motor. Motores com elevada razão de pressões possuem dois eixos, que movimentam o compressor de baixa pressão e o compressor de alta pressão.

O projeto final de uma turbina procura uma otimização na relação entre potência e peso. Motores que possuem elevadas temperaturas de entrada apresentam uma maior eficiência e uma melhor relação potência/peso. Motores turbofan possuem maior eficiência na propulsão e, por isso, podem utilizar uma turbina menor para obter o empuxo necessário.

Para obtenção de uma boa eficiência é importante considerar conceitos de aerodinâmica no desenho e projeto dos bocais e pás das turbinas. De acordo com Tumer e Bajwa (1999), a eficiência isentrópica das turbinas pode variar entre 78 e 92%.

Segundo Mattingly (1996), existem três tipos de turbinas do ponto de vista da transferência de energia: de impulso, de reação e a mista, chamada de impulso-reação. Nas turbinas de impulso ocorre a queda de pressão em cada estágio das palhetas fixas do corpo da turbina. Devido à forma convergente das palhetas fixas, aumenta-se a velocidade do gás e diminui-se a pressão. Os gases seguem para as pás das turbinas e, devido à energia cinética do fluxo, estas pás adquirem movimento rotacional.

Nas turbinas de reação, as palhetas fixas do corpo da turbina possuem a função de mudar a direção dos gases, sem alterar a pressão. Desta forma, as pás

giram pela sua própria geometria convergente, que promove uma reação à expansão dos gases. (ROLLS ROYCE, 1996).

Turbinas do tipo impulso-reação são as mais utilizadas em turbinas a gás. Geralmente elas são 50% impulso e 50% reação, dependendo em qual tipo de motor serão instaladas.

A energia dos gases é transferida para a turbina com aproximadamente 92% de eficiência, devido às irreversibilidades. Quando ocorre a combustão, os gases quentes são direcionados para um bocal convergente, onde a velocidade dos gases pode atingir ao redor de 760 m/s. Esses gases encontram as pás da turbina, que absorvem essa energia transformando-a em movimento de eixo, a fim de se obter potência (ROLLS ROYCE, 1996).

A potência da turbina é alterada pelo fluxo dos gases de combustão. Na saída da turbina, fluxos muito elevados podem reduzir a eficiência do sistema na exaustão e causar vibrações. As pás da turbina possuem uma determinada angulação, para que o fluxo realize o mesmo trabalho em todas as pás, e assim, os gases sigam para o sistema de exaustão com uma velocidade axial constante.

Os componentes básicos das turbinas são:

- Bocal de gases de exaustão.
- Guia das palhetas: direcionam o fluxo em uma angulação otimizada para as pás.
- Discos da turbina: onde são fixadas as pás da turbina.
- Pás da turbina: possuem a função de converter a energia do fluxo dos gases quentes em movimento de eixo, promovendo a rotação da turbina.

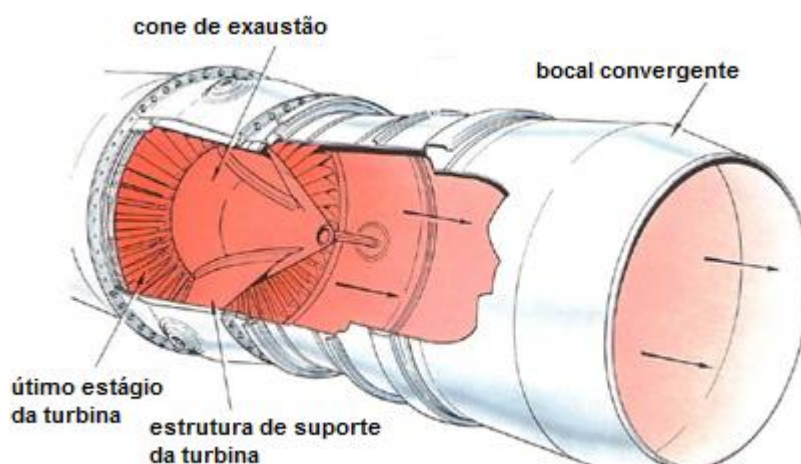
#### 2.3.4 SISTEMA DE EXAUSTÃO

O sistema de exaustão de turbinas utilizadas na aviação contribui para a geração do empuxo. No caso dos motores turbojato e turbofan, esse empuxo é significativo, devido aos níveis de velocidade e pressão atingidos pelo gás de combustão. Nos motores turbohélice, tal empuxo é reduzido, porque a maioria da

energia do gás foi previamente absorvida pela turbina para movimentar a hélice (ROLLS ROYCE, 1996).

A temperatura de entrada no sistema de exaustão varia entre 550 e 850°C, de acordo com o tipo do motor. No caso do motor que utilize pós-queimadores, a temperatura pode chegar a 1500°C ou mais. Por isso, uma atenção especial é destinada ao tipo de material utilizado neste sistema.

Os gases que saem da turbina atingem o sistema de exaustão a velocidades de até 360 m/s, porém, velocidades dessa magnitude geram muitas perdas por atrito e, por isso, a velocidade dos gases é reduzida por meio de difusão, aumentando-se a área de passagem do gás (do cone de exaustão para as paredes do tubo). Uma configuração básica do sistema de exaustão ilustra-se na Figura 10.



**Figura 10 – Sistema de exaustão básico.**

**Fonte: Adaptado de Rolls Royce (1996).**

Os gases saem para a atmosfera através de um bocal, que muda a velocidade dos gases e a pressão. O que controla essa expansão dos gases é justamente a razão de pressão através do bocal. O empuxo máximo pode ser obtido quando a pressão de saída do bocal se iguala com a pressão atmosférica (ROLLS ROYCE, 1996).

Segundo Mattingly (1996), existem basicamente dois tipos de bocais, os bocais convergentes e os bocais convergente-divergente. Bocais convergentes possuem a forma de um cone. Eles são usados para aeronaves de baixo empuxo, para voos subsônicos, quando a razão de pressão do bocal é menor do que dois. A

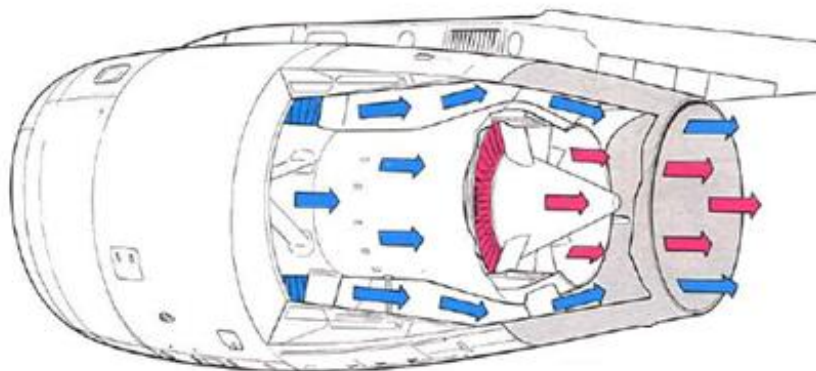
razão de pressão do bocal é determinada pela relação entre a pressão dos gases saindo da turbina e a pressão dos gases saindo do bocal.

Os bocais convergente-divergente são usados se a razão de pressão do bocal é elevada. Aeronaves supersônicas, que possuem elevado empuxo específico, utilizam este tipo de bocal, que possuem geometria variável para combinar as diferentes condições do fluxo e produzir o máximo empuxo.

Dependendo do tipo da aeronave e do motor utilizado, deve-se escolher um bocal adequado. Nem sempre bocais convergentes são adequados, pois às vezes os gases não se expandem rapidamente para atingir a pressão atmosférica, e assim, energia é desperdiçada. Bocais convergente-divergente podem ser utilizados para recuperar parte da energia perdida. Este bocal utiliza a energia de pressão para conseguir um aumento da velocidade do gás e conseqüentemente um aumento de empuxo.

De acordo com Rolls Royce (1996), o tamanho do bocal é extremamente importante e determina a quantidade de empuxo gerada. O ideal é utilizar bocais com área variável, que mantem um equilíbrio entre a pressão e temperatura dos gases. Este tipo de bocal é pouco utilizado, porém, é necessário quando pós queimadores estão presentes.

Em motores turbofan, os fluxos quente e frio podem passar pelo mesmo bocal, quando misturados, o que ocorre para baixa razão de *bypass*; ou cada fluxo passa por um bocal diferente, o que é feito para se obter uma eficiência máxima, que é o caso para alta razão de *bypass*. Porém, a eficiência pode ser melhorada quando o fluxo é unificado, conforme Figura 11, para que a expansão ocorra por apenas um bocal, mesmo em alta razão de *bypass* (ROLLS ROYCE, 1996).

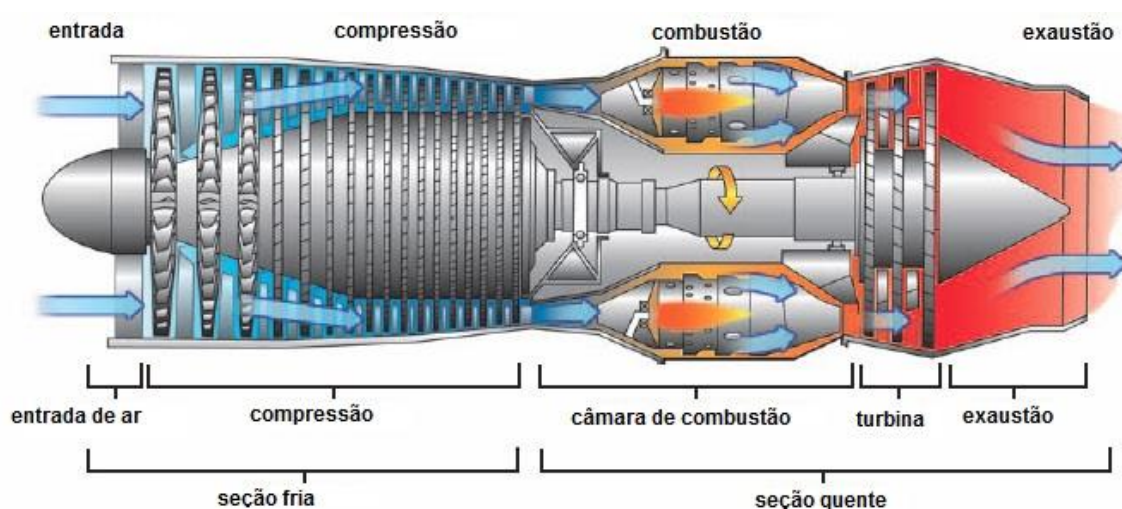


**Figura 11 – Sistema de exaustão recomendado.**

**Fonte: Rolls Royce (1996).**

## 2.4 MOTORES TURBOJATO

Esta configuração de motores aeronáuticos é utilizada principalmente na aviação militar, devido ao seu alto desempenho, capacidade de mover aeronaves a velocidades de duas vezes a velocidade do som e por possuir respostas rápidas de aceleração. Porém, como a potência é maior, seu consumo também tende a ser maior (MATTINGLY, 1996). Um diagrama deste motor pode ser visto na Figura 12.



**Figura 12 – Diagrama do motor Turbojato.**

**Fonte: Adaptado de Rolls Royce (1996).**

Segundo Mattingly (1996), os turbojato possuem elevadas razões de pressão, utilizando geralmente um compressor axial. Neste caso, todo o ar aspirado pelo compressor vai para a câmara de combustão e, em seguida, é expandido pela turbina, sendo direcionado para o bocal propulsor. Em velocidades supersônicas, os turbojato se tornam mais econômicos em comparação a voos em velocidades subsônicas, devido ao fato de que a temperatura total de estagnação aumenta em função do maior choque do ar com a fuselagem do avião em altas velocidades, e assim, a temperatura de entrada também aumenta, elevando a eficiência.

De acordo com Mattingly (1996), existem também modelos de turbojato que utilizam pós-queimadores, que consistem em câmaras de combustão adicionais localizadas após a turbina. Porém, neste caso, os gases que saem dos pós-queimadores não passam por outra turbina, e assim, não existe uma limitação tão

severa de temperatura quanto à limitação de temperatura dos materiais da turbina. Liu e Sirignano (2001), afirmam que como consequência do uso deste equipamento, a velocidade de saída dos gases pelo bocal é maior, resultando em maior empuxo, porém, redução da eficiência térmica e propulsiva. Segundo Hall e Wilcox (1948) outra forma de aumentar o empuxo é por meio de injeção de água na entrada do compressor.

Comparando-se um turbojato convencional com um turbojato equipado com pós-queimadores, ambos considerados ideais e utilizando a mesma razão de pressão, percebe-se que o empuxo aumenta de 20 a 25%. O turbojato com pós-queimadores continua a gerar empuxo em altos números de Mach, na faixa de 3,5 – 4, enquanto o turbojato convencional não consegue mais gerar empuxo. O consumo de combustível acima de Mach 2 se torna de 20 a 30 % maior com o uso de pós-queimadores (MATTINGLY, 1996).

Os turbojatos possuem vantagem no uso militar devido ao seu menor tamanho e peso quando comparados com um motor turbofan para a mesma faixa de geração de empuxo. Também têm vantagem devido à sua simplicidade de montagem, funcionamento e manutenção em relação ao turbofan.

Motores turbojato movimentam uma pequena massa de ar a elevadas velocidades, enquanto motores turbofan aceleram uma grande massa de ar a velocidades menores do que aquelas alcançadas pelo turbojato (MATTINGLY, 1996).

A Tabela 1 mostra alguns modelos de turbojato utilizados na aviação militar e seus respectivos dados técnicos, tais como empuxo máximo, consumo específico máximo de combustível, razão de pressão e peso.

Tabela 1 – Modelos, dados técnicos e parâmetros operacionais de motores turbojato.

Modelo	Tipo	Máx. Empuxo	SFC no Máx. Empuxo [(lb/h)/lbf]	Fluxo de ar (lb/s)	Razão de pressão (estágios)	Temp. entrada na turbina(K)
J57 – P -23	turbojato	16000 lb	2,10	165	11,5 (16)	1144,26
J57 – P – 43 WB	turbojato	11200 lb	0,775	180	12 (16)	1144,26
J58 – P	turbojato	32500 lb	-	450	6 (9)	-
J60 – P – 3	turbojato	3000 lb	0,96	50	7 (9)	1144,26
J69 – T – 25	turbojato	1025 lb	1,14	20,5	3,9 (1)	1102,6
J75 – P – 17	turbojato	24500 lb	2,15	252	12 (15)	1149,8
J79 – GE – 17	turbojato	17820 lb	1,965	170	13,5 (17)	927,6
J85 – GE – 5H	turbojato	3850 lb	2,20	44	7 (8)	1166,5
J85 – GE – 17	turbojato	2850 lb	0,99	44	7 (8)	1166,5
J85 – GE -21	turbojato	5000lb	2,13	51,9	8 (8)	1249,8
PT6A – 42	turbohélice	850 eshp	0,601	8,0	8 (3,1)	-
PT6A – 45R	turbohélice	1197 eshp	0,553	8,6	8,7 (3,1)	-
T400 – CP – 400	turboeixo	1800 shp	0,606	6,51	7 (3,1)	1322
T406 – AD – 400	turboeixo	6150 shp	0,424	-	(14)	1045,4
T53 – L – 13	turboeixo	1400 shp	0,58	12,2	7 (5,1)	1210,9
T55 – L – 11	turboeixo	3750 shp	0,52	-	8 (6,1)	-
T56 – A – 7	turbohélice	3775 eshp	0,528	32,5	9,45 (14)	1244,3
T56 – A – 15	turbohélice	4591 eshp	0,54	32,5	9,55 (14)	1349,8
T58 – GE - 100	turboeixo	1500 shp	0,606	14	8,4 (10)	1017,6
T64 – GE - 100	turboeixo	4330 shp	0,487	29,3	14 (14)	1099,8
T700 – GE – 700	turboeixo	1622 shp	0,46	-	15 (5,1)	1123,7
T76 – G – 10	turboeixo	715 shp	0,60	6,16	8,6 (2)	1265,4

Fonte: Adaptado de Mattingly (1996).



## 2.5 MOTORES TURBOFAN

Segundo Mattingly (1996), o princípio de funcionamento dos motores turbofan é basicamente o mesmo dos turbojato. A diferença está na sua configuração, que altera a forma operacional. O turbofan, além de todos os itens já descritos para o turbojato, possui um ventilador na frente do compressor. Este ventilador, gira com velocidade diferente em relação às pás do compressor; por isso, ele é guiado por um segundo eixo, que passa geralmente por dentro do eixo que guia o compressor. Todos os eixos são movimentados pelas turbinas de alta e baixa pressão, de acordo com a necessidade de cada motor. Um turbofan típico está representado na Figura 13.

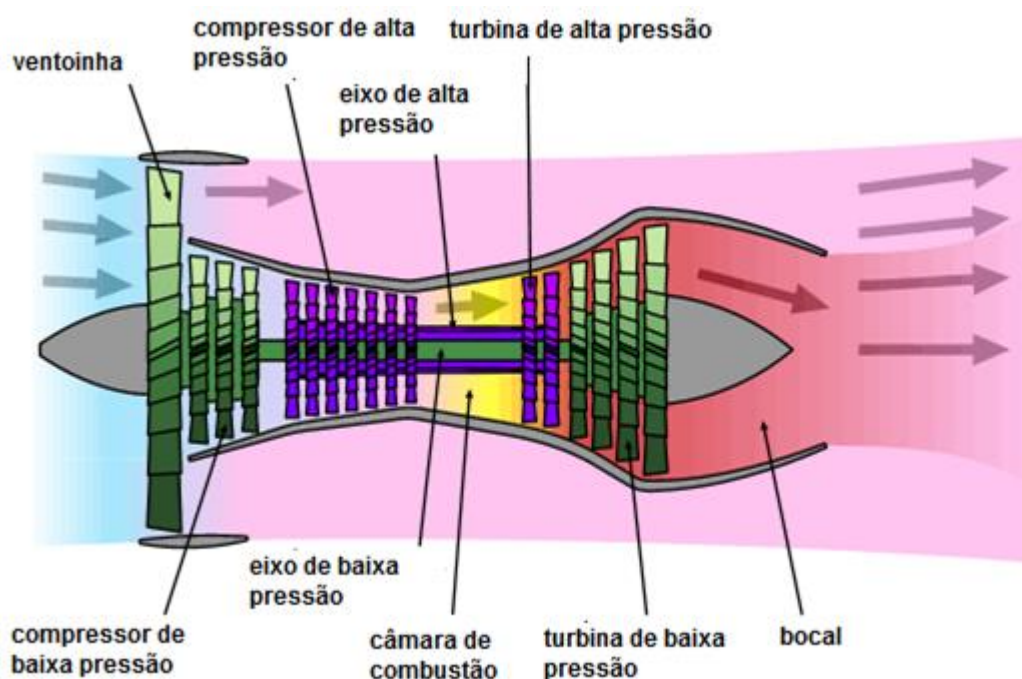


Figura 13 – Diagrama do motor Turbofan.

Fonte: Adaptado de Mattingly (1996).

Outra diferença é que, neste tipo de motor, somente uma parcela do ar aspirado pelo compressor vai para a câmara de combustão. Ainda uma parte desse ar que passa pelo compressor, que pode alcançar até 75%, é direcionado para passar por fora da câmara de combustão. A razão entre a vazão mássica de ar que passa por fora da câmara de combustão e a vazão mássica de ar que passa pela

câmara de combustão é denominada razão de *bypass* –  $\alpha$ . Segundo Mattingly (1996), a razão de *bypass* ótima para o menor consumo específico de combustível é de 0,5.

Portanto, menos ar e menos combustível entram na câmara de combustão e, assim, o consumo de combustível é menor em relação aos turbojato. Este motor é o mais utilizado para voos a velocidades subsônicas, pois neste caso, eles consomem ainda menos combustível. Por consumir menos combustível, esse motor é o mais comumente utilizado na aviação comercial (CONIGLIO, SERGIO 2010). A Tabela 2 mostra vários modelos de turbofan e seus respectivos dados técnicos.

Na década de noventa, passou-se a utilizar também motores turbofan equipados com pós-queimadores na aviação militar (MATTINGLY, 1996). Ainda assim, os turbojato são dominantes nesta aplicação, devido à sua menor área frontal e menor peso. Alguns modelos de turbofan usados na aviação militar estão descritos na Tabela 3.

A Tabela 4 complementa as tabelas anteriores. Ela mostra valores mais detalhados para as diversas pressões totais e temperaturas totais em cada componente das turbinas, para alguns modelos dos motores turbojato e turbofan.

Tabela 2 – Modelos, dados técnicos e parâmetros operacionais de motores turbofan.

-----DECOLAGEM-----									
-----CRUZEIRO-----									
Modelo	Fabricante	Empuxo (lb)	Razão de bypass ( $\alpha$ )	Razão de pressão	Fluxo de ar (lb/s)	Altitude (kft)	Mach <sub>0</sub>	Empuxo (lb)	SFC [(lbm/hr)/lbf]
CF6 – 50C2	General Electric	52500	4,31	30,4	1,476	35	0,80	11555	0,630
CF6 – 80C2	General Electric	52500	5,31	27,4	1,650	35	0,80	12000	0,576
GE90 – B4	General Electric	87400	8,40	39,3	3037	35	0,80	17500	-
JT8D – 15 <sup>a</sup>	Pratt & Whitney	15500	1,04	16,6	327	30	0,80	4920	0,779
JT9D – 59 <sup>a</sup>	Pratt & Whitney	53000	4,90	24,5	1,639	35		11950	0,646
PW2037	Pratt & Whitney	38250	6,00	27,6	1,210	35	0,85	6500	0,582
PW4052	Pratt & Whitney	52000	5,00	27,5	1700	35			
PW4084	Pratt & Whitney	87900	6,41	34,4	2550	35	0,83		-
CFM56 – 3	CFM International	23500	5,00	22,6	655	35	0,85	4890	0,667
CFM56 – 5C	CFM International	31200	6,60	31,5	1,027	35	0,80	6600	0,545
RB211 – 524B	Rolls Royce	50000	4,50	28,4	1,515	35	0,85	11000	0,643
RB211 – 535E	Rolls Royce	40100	4,30	25,8	1,151	35	0,80	8495	0,607
RB211 – 882	Rolls Royce	84700	6,01	39,0	2,640	35	0,83	16200	0,557
V2528 – D5	International Aero Engines	28000	4,70	30,5	825	35	0,80	5773	0,574
ALF502R -5	Textron Lycoming	6970	5,70	12,2		25	0,7	2250	0,720
TFE731 – 5	Garrett	4500	3,34	14,4	140	40	0,80	986	0,771
PW300	Pratt & Whitney Canada	4750	4,50	23,0	180	40	0,80	1113	0,675
FJ44	Williams Rolls	1900	3,28	12,8	63,3	30	0,7	600	0,750
Olympus 593	Rolls Royce / SNECMA	38000	0	11,3	410	53	2	10030	1,190

Fonte: Adaptado de Mattingly (1996).

Tabela 3 – Modelos, dados técnicos e parâmetros operacionais de motores turbofan utilizados na aviação militar.

Modelo	Máx Empuxo (lbf)	SFC no Máx. Empuxo [(lb/hr)/lbf]	Fluxo de ar (lb/s)	Razão de pressão	Temp. entrada turbina (K)	Razão de pressão no ventilador	Razão de bypass ( $\alpha$ )
F100 – PW – 229	29000/17800	2,05/0,74	248	23,0	1755,4	3,8	0,4
F101 – GE – 102	30780/17390	2,460/0,562	356	26,8	1672,0	2,31	1,91
F103 – GE – 101	51711	0,399	1476	30,2	1638,7	-	4,31
F107 – WR – 101	635	0,685	13,6	13,8	-	2,1	1,0
F108 – CF – 100	21634	0,363	785	23,7	1493,2	1,5	6,0
F110 – GE – 100	28620/18330	2,08/1,47	254	30,4	-	2,98	0,80
F117 – PW – 100	41700	0,33	-	31,8	-	-	5,8
F118 – GE – 100	19000	-	-	-	-	-	-
F404 – GE – FID	10000	-	-	25	-	-	-
F404 – GE – 400	16000	-	-	25	-	-	0,34
JT3D – 3B	18000	0,535	458	13,6	1144,3	1,74	1,37
JT8D – 7B	14500	0,585	318	16,9	853,15	-	1,03
TF30 – P – 111	25100/14560	2,450/0,686	260	21,8	1397,0	2,43	0,73
TF33 – P – 3	17000	0,52	450	13,0	1144,3	1,7	1,55
TF33 – P – 7	21000	0,56	498	16,0	1227,6	1,9	1,21
TF34 – GE – 100	9065	0,37	333	20,0	1496,5	1,5	6,42
TF39 – GE – 1	40805	0,315	1549	26,0	1560,9	1,56	8,0
TF41 – A – 1B	14500	0,647	260	20,0	1458,2	2,45	0,76
TFE731 - 2	3500	0,504	113	17,7	-	1,54	2,67

Fonte: Adaptado de Mattingly (1996).

Tabela 4 – Dados de Pressão e Temperatura total para alguns motores turbojato.

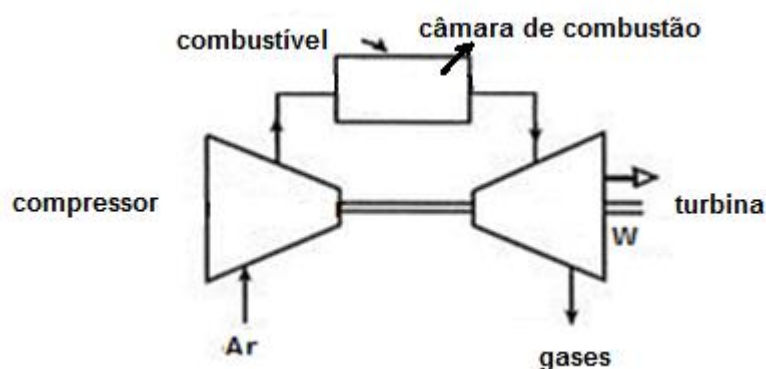
Motor	Pegasus Turbofan	J57	JT3D	JT8D	JT9D	F100-PW-100
Exaustão:	Separado	Turbojato	Turbofan separado	Turbofan misto	Turbofan separado	Turbofan misto pós-queimador
$P_{t2}$ (psia)	14,7	14,7	14,7	14,7	14,7	13,1
$T_{t2}$ (°F)	59	59	59	59	59	59
$P_{t2,5}$ (psia)	36,1	54	63	60	32,1	
$T_{t2,5}$ (°F)	242	330	360	355	210	
$P_{t13}$ (psia)	36,5		26	28	22,6	39,3
$T_{t13}$ (°F)	257		170	190	130	297
$P_{t3}$ (psia)	216,9	167	200	233	316	316
$T_{t3}$ (°F)	708	660	715	800	880	1014
$P_{t4}$ (psia)		158	190	220	302	304
$T_{t4}$ (°F)	1028	1570	1600	1720	1970	2566
$P_{t5}/P_{t6}$ (psia)	29,3	36			20,9	38,0
$T_{t5}/T_{t6}$ (°F)	510	1013			850	1368
$P_{t16}$ (psia)						36,8
$T_{t16}$ (°F)						303
$P_{t6A}$ (psia)				29		37,5
$T_{t6A}$ (°F)				890		960
$P_{t7}$ (psia)		31,9	28	29	20,9	33,8
$T_{t7}$ (°F)		2540	890	890	850	3204
$P_{t17}$ (psia)	36,5		26		22,4	
$T_{t17}$ (°F)	257		170		130	
$\alpha$	1,4	-	1,36	1,1	5,0	0,69
Empuxo (lb)	21500	16000	18000	14000	43500	23700
Vazão mássica de ar (lb/s)	444	167	460	315	1495	224

Fonte: Adaptado de Mattingly (1996).

## 2.6 ANÁLISE TERMODINÂMICA DA TURBINA A GÁS

A análise termodinâmica de uma turbina a gás aeronáutica pode ser realizada a partir do ciclo operacional simplificado, chamado de ciclo de ar - padrão ideal Brayton ou apenas ciclo Brayton. Neste modelo, assume-se que ar é o fluido de trabalho e que o aumento de temperatura ocorre através de uma fonte externa fornecedora de calor, desconsiderando-se as reações de combustão. Todos os processos são considerados internamente reversíveis (MORAN e SHAPIRO, 2006).

Um diagrama esquemático de uma turbina a gás simples pode ser visto na Figura 14. O ar disponível na atmosfera entra pelo compressor, é encaminhado para a câmara de combustão, onde combustível é adicionado, ocorrendo a combustão. Os gases resultantes da combustão são direcionados para a turbina e na sequência, saem pelo bocal, sendo liberados ao ambiente com uma temperatura superior à temperatura de entrada no compressor.



**Figura 14 – Diagrama esquemático de turbinas a gás.**  
Fonte: Adaptado de Moran e Shapiro (2006).

Após sair da turbina, assume-se que o ar interage com a vizinhança e retorna ao estado inicial, como ingressado no compressor. Considera-se que o resfriamento dos gases de combustão é realizado por um trocador de calor fictício posicionado entre a saída dos gases pela turbina e a entrada no compressor.

Segundo Moran e Shapiro (2006), admite-se que não ocorre perda de pressão durante os processos de transferência de calor do ciclo. Os diagramas Pressão-Volume e Temperatura-Entropia do ciclo são apresentados na Figura 15.

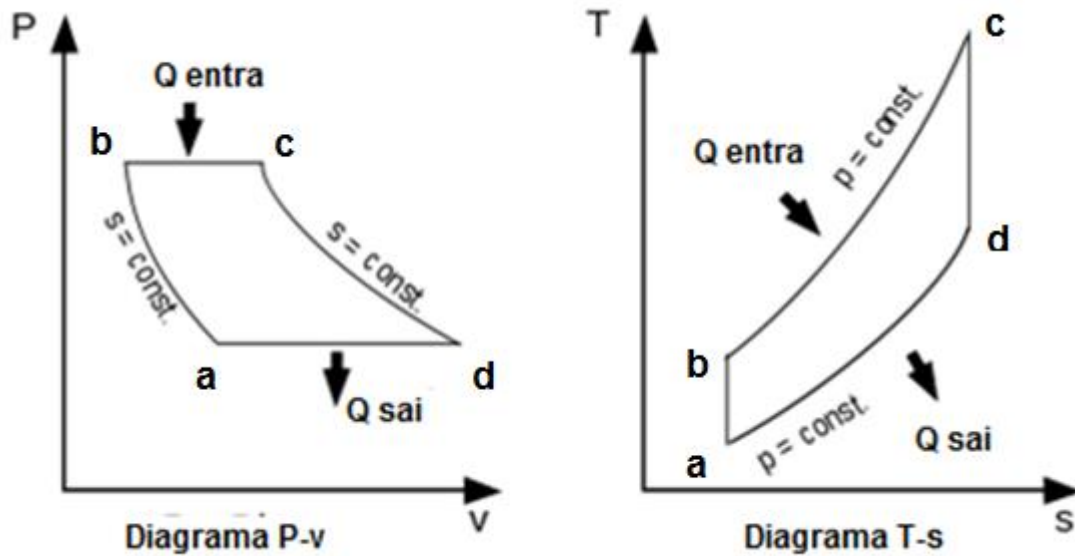


Figura 15 – Diagrama pressão - volume e Temperatura – entropia do ciclo Brayton.  
Fonte: Adaptado de Moran e Shapiro (2006).

Para determinação dos trabalhos no compressor e na turbina, bem como, da transferência de energia térmica nos trocadores de calor, um balanço de massa e energia é requerido. Assim, com uma entrada e saída de massa do fluido de trabalho, em regime estacionário, tem-se para o compressor:

$$0 = \dot{Q}_{VC} - \dot{W}_{VC} + \dot{m} \left[ (h_1 - h_2) + \left( \frac{V_1^2 - V_2^2}{2} \right) + g(z_1 - z_2) \right] \quad (1)$$

Com a variação da energia potencial sendo desprezível, a equação (1) se reduz a:

$$0 = \dot{Q}_{VC} - \dot{W}_{VC} + \dot{m}(h_{01} - h_{02}) \quad (2)$$

Desprezando-se também a transferência de calor, o trabalho do compressor pode ser representado conforme equação (3), adequando-se à nomenclatura apresentada na Figura 15:

$$\dot{W}_{VC} = \dot{m}(h_b - h_a) \quad (3)$$

Para a turbina, com as mesmas considerações realizadas para o compressor, a equação do trabalho pode ser expressa por:

$$\dot{W}_{VC} = \dot{m}(h_c - h_d) \quad (4)$$

Nos trocadores de calor pode existir mais de uma entrada e saída de massa. O termo  $W$  desaparece por não haver trabalho de fronteira. Desprezando as variações de energia cinética e energia potencial, tem-se:

$$0 = \dot{Q}_{VC} + \sum_e \dot{m}_e h_e - \sum_s \dot{m}_s h_s \quad (5)$$

A eficiência isentrópica envolve uma comparação entre o desempenho real e o desempenho em condições ideais de uma turbina ou de um compressor (MORAN e SHAPIRO, 2006). A eficiência isentrópica do compressor pode ser representada por:

$$\eta_c = \frac{(\dot{W}_{VC}/\dot{m})_s}{\dot{W}_{VC}/\dot{m}} = \frac{|h_{bs} - h_a|}{|h_b - h_a|} \quad (6)$$

Para as turbinas, a eficiência isentrópica é representada de acordo com a equação (7):

$$\eta_t = \frac{\dot{W}_{VC}/\dot{m}}{(\dot{W}_{VC}/\dot{m})_s} = \frac{h_c - h_d}{h_c - h_{ds}} \quad (7)$$

Por fim, a eficiência térmica do ciclo pode ser obtida através da relação entre o trabalho líquido produzido pelo ciclo e a quantidade de calor que é transferida para ele. A equação (8) mostra a expressão para o cálculo da eficiência térmica do ciclo:

$$\eta = \frac{\dot{W}_t/\dot{m} - \dot{W}_c/\dot{m}}{Q_{entra}/\dot{m}} = \frac{(h_c - h_d) - |(h_b - h_a)|}{h_c - h_b} \quad (8)$$



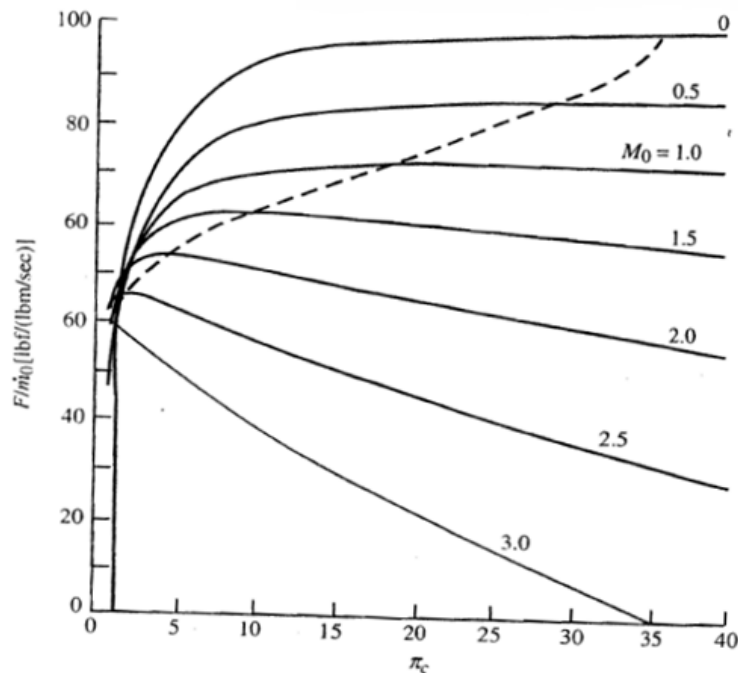
## 2.7 PARÂMETROS OPERACIONAIS E CURVAS CARACTERÍSTICAS

Segundo Mattingly (1996), as características operacionais das turbinas aeronáuticas turbofan e turbojato são determinadas por:

- Parâmetros de rendimento: empuxo específico e consumo específico de combustível;
- Escolhas de projeto: razão de pressão do compressor, razão de *bypass* e razão de pressão do ventilador;
- Limitações do projeto: temperatura de saída da câmara de combustão e pressão de saída do compressor;
- Condições de voo e ambientais: número de Mach, temperatura e pressão atmosférica;

### 2.7.1 Turbojato

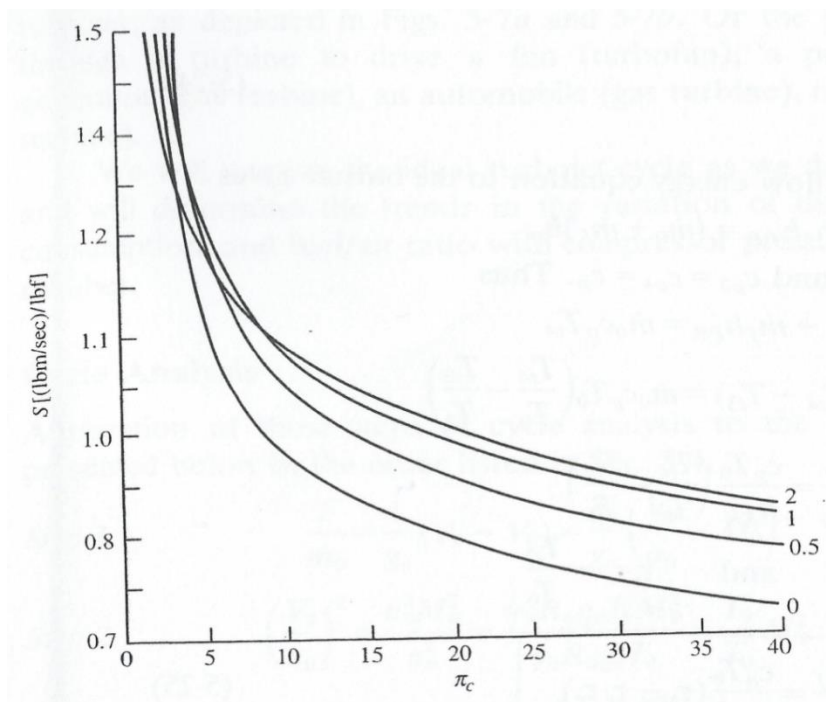
Um dos parâmetros de maior interesse é o empuxo específico, que representa a quantidade de força de propulsão gerada por massa de ar que passa pelo motor em um intervalo de tempo. Na Figura 16 pode-se visualizar a tendência de uma curva característica de motores turbojato, onde estão apresentados o empuxo específico em função da razão de pressão ( $\pi_c$ ) e do número de Mach ( $M_0$ ). O número de Mach se relaciona com a velocidade da aeronave, enquanto que a razão de pressão está relacionada com a capacidade de compressão do compressor.



**Figura 16 – Empuxo específico em função da razão de pressão e número de Mach – Turbojato.**  
**Fonte: Mattingly (1996).**

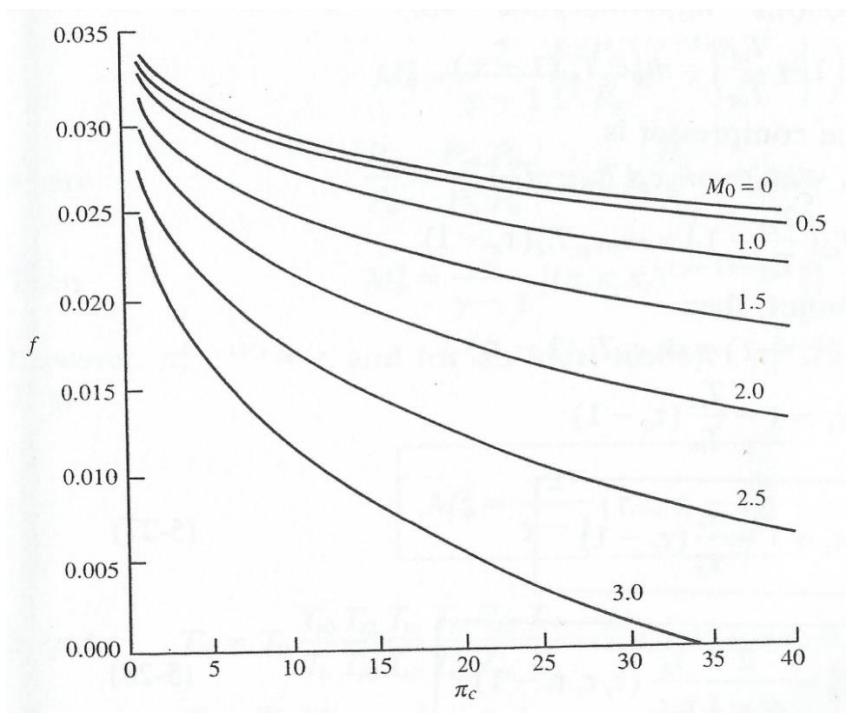
Na Figura 16 percebe-se que, conforme o número de Mach aumenta, menores razões de pressão são necessárias para obter um elevado empuxo específico. Isso explica o fato de que, em motores turbojato, voos subsônicos necessitam de maiores razões de pressão para atingirem um bom empuxo, enquanto que voos supersônicos precisam de menores razões de pressão para conseguir empuxo satisfatório.

A razão de pressão possui forte influência também sobre o consumo específico de combustível, outro parâmetro operacional relevante. Esta relação é mostrada na Figura 17. Conforme aumenta a razão de pressão, registra-se uma considerável redução no consumo específico de combustível, o que também explica o fato de maiores razões de pressão serem usadas em voos subsônicos.



**Figura 17 - Consumo específico de combustível em função da razão de pressão e número de Mach – Turbojato.**  
**Fonte: Mattingly (1996).**

Além de afetar diretamente o consumo específico de combustível, a razão de pressão também está intimamente ligada com a relação combustível/ar. Da mesma forma que ocorre com o consumo específico, se a razão de pressão for aumentada, haverá um decréscimo na razão combustível/ar, conforme ilustra a Figura 18. Isso ocorre porque a temperatura total aumenta, devido ao aumento da razão de pressão e da maior velocidade do ar entrando no compressor, ou seja, de maior número de Mach.



**Figura 18 - Razão combustível/ar em função de razão de pressão e número de Mach – Turbojato.**

**Fonte: Mattingly (1996).**

Com a razão de pressão pode-se determinar o comportamento das eficiências das turbinas aeronáuticas. A Figura 19 mostra o comportamento das eficiências propulsiva, térmica e global, que representa a eficiência geral do motor. A eficiência propulsiva é a que mais sofre influência do número de Mach, aumentando conforme a velocidade do voo.

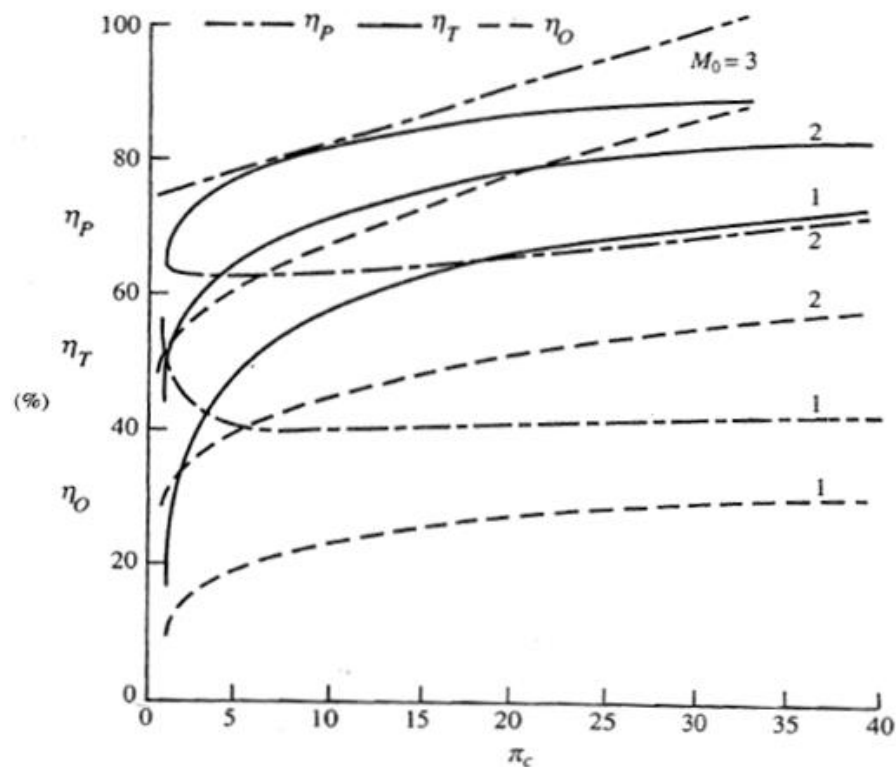


Figura 19 - Eficiências em função da razão de pressão e número de Mach – Turbojato.

Fonte: Mattingly (1996).

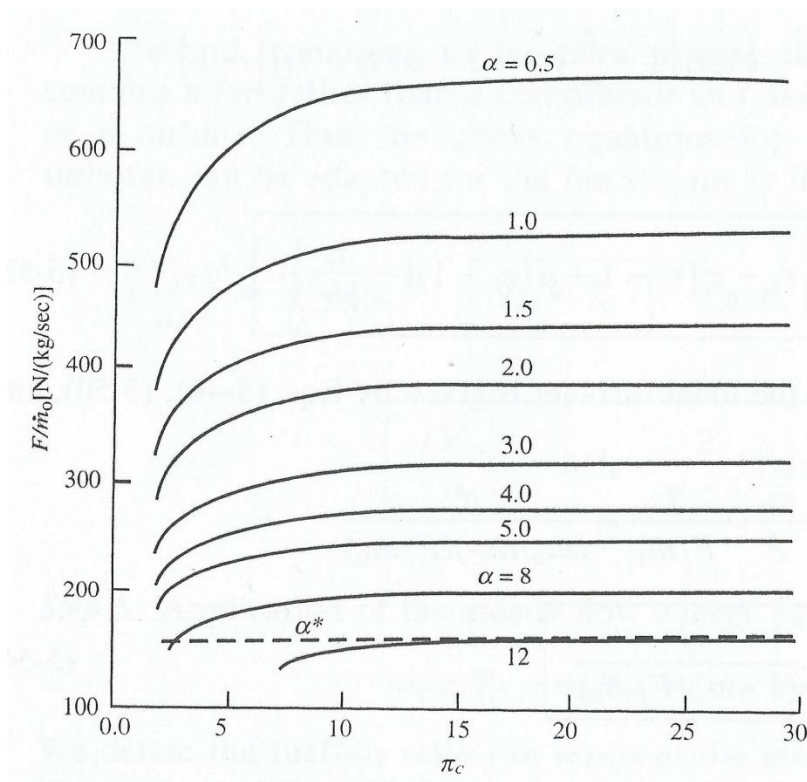
### 2.7.2 Turbofan

Além de todos os parâmetros operacionais já citados referentes ao motor turbojato, os motores tipo turbofan possuem ainda a razão de *bypass*, a razão de compressão do ventilador e a razão de empuxo (MATTINGLY, 1996).

Como descrito anteriormente, a razão de *bypass* ( $\alpha$ ) é a razão entre a massa de ar que passa pelo duto externo do motor, ou massa que passa pelo ventilador -  $\dot{m}_f$  e a massa de ar que passa por dentro da turbina, também conhecida como massa que passa pelo núcleo (*core*) -  $\dot{m}_c$ . A razão de pressão do ventilador corresponde à relação entre a pressão do ar na saída do ventilador e a pressão de entrada do ar (pressão atmosférica).

A razão de empuxo é a razão entre o empuxo específico gerado pela massa de ar atravessando o motor e o empuxo específico gerado pela massa de ar passando pelo ventilador.

A Figura 20 apresenta o empuxo específico em função da razão de pressão do compressor e razão de *bypass*.



**Figura 20 – Empuxo específico em função da razão de pressão e razão de *bypass* – Turbofan.  
Fonte: Mattingly (1996).**

A Figura 20 mostra que, para razões de compressão entre 15 e 30, o empuxo específico se mantém aproximadamente constante. O aumento da razão de *bypass* resulta em diminuição do empuxo específico. Neste gráfico os valores de número de Mach e razão de pressão do ventilador foram mantidos constantes (MATTINGLY, 1996).

Na Figura 21 tem-se o comportamento do consumo específico de combustível. O consumo específico diminui com o aumento da razão de compressão, como também ocorre nos turbojato, e também diminui com o aumento da razão de *bypass*. Porém, não é bom sempre aumentar a razão de *bypass*, porque ela também possui um limite ótimo. Segundo Mattingly (1996), quando se escolhe a razão de *bypass* para que o motor opere com o mínimo consumo específico de combustível, o empuxo específico do núcleo deverá ser metade do empuxo gerado pela massa de ar passando pelo ventilador. Como mencionado na seção 2.5, a razão de empuxo ótima para um turbofan ideal é igual a 0,5, conforme equação (9).

$$FR = \frac{V_9/a_0}{V_{19}/a_0} = \frac{1}{2} \quad (9)$$

Onde  $V_9$  e  $V_{19}$  representam respectivamente a velocidade saindo pelo bocal do núcleo, e a velocidade saindo pelo ventilador.

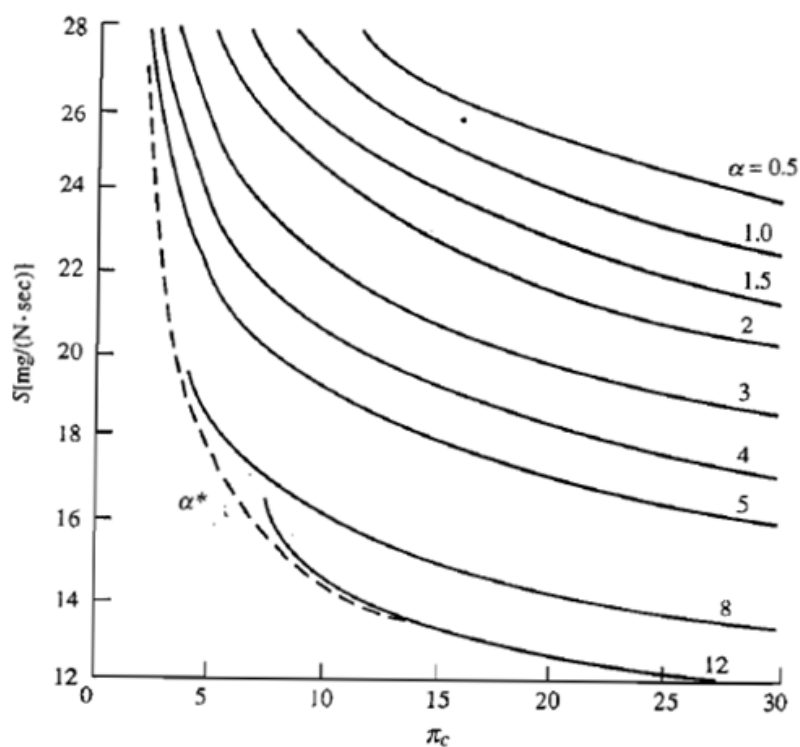
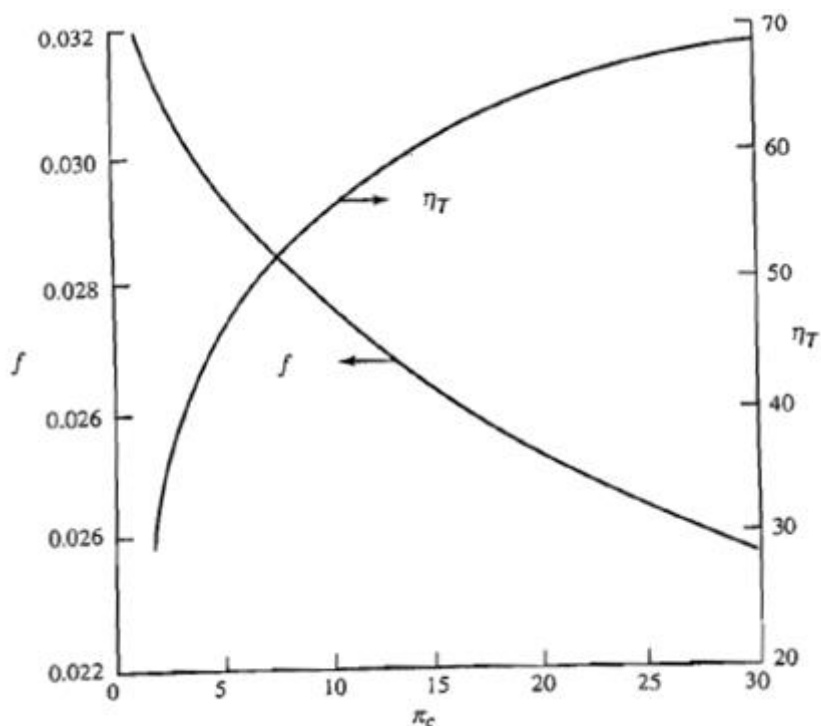


Figura 21 – Consumo específico em função da razão de pressão e razão de *bypass* –Turbofan.

Fonte: Mattingly (1996).

Em relação à razão combustível/ar, a Figura 22 mostra que tal razão diminui com o aumento da razão de pressão (curva para a direita), e mostra também que a eficiência térmica (curva para a esquerda) aumenta com o aumento da razão de pressão. Ambas as curvas são independentes da razão de *bypass*.



**Figura 22 – Razão combustível/ar e eficiência térmica em função da razão de pressão e razão de *bypass* – Turbofan.**

**Fonte: Mattingly (1996).**

As eficiências propulsiva e global estão representadas na Figura 23. Conforme se aumenta a razão de *bypass*, há um aumento da eficiência propulsiva, e esta se mantém aproximadamente constante para valores de razão de compressão entre 10 e 30. A eficiência global aumenta quando a razão de compressão e a razão de *bypass* são incrementadas.



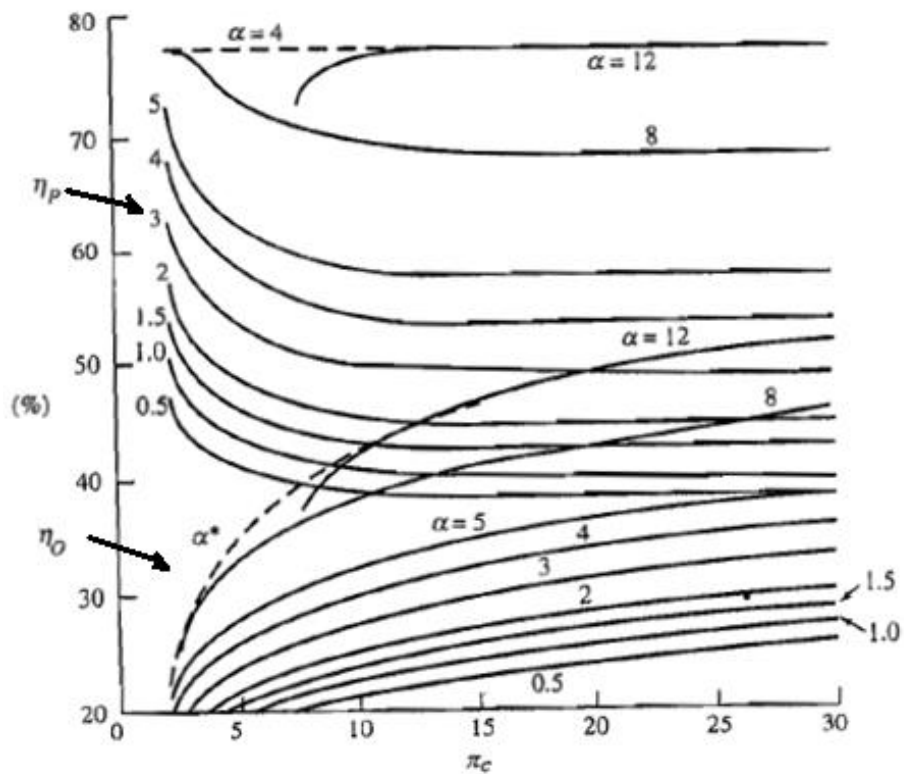


Figura 23 - Eficiências propulsiva e global em função da razão de pressão e razão de *bypass* – Turbofan.

Fonte: Mattingly (1996).

Das relações com razão de *bypass* e razão de pressão, tem-se a razão de empuxo, como mostrado na Figura 24. Pode-se notar que tal razão aumenta com o aumento da razão de pressão e que ela diminui com o aumento da razão de *bypass*, pois quando se aumenta a razão de *bypass*,  $F_F$  aumenta e a razão de empuxo irá reduzir, conforme a equação (10).

$$FR = \frac{F_C/\dot{m}_C}{F_F/\dot{m}_F} \quad (10)$$

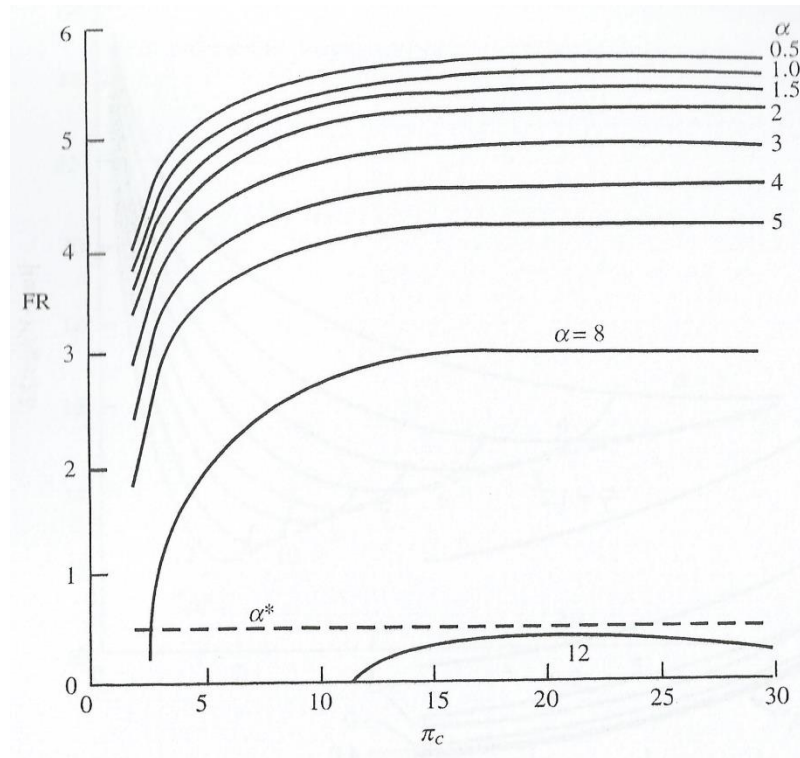
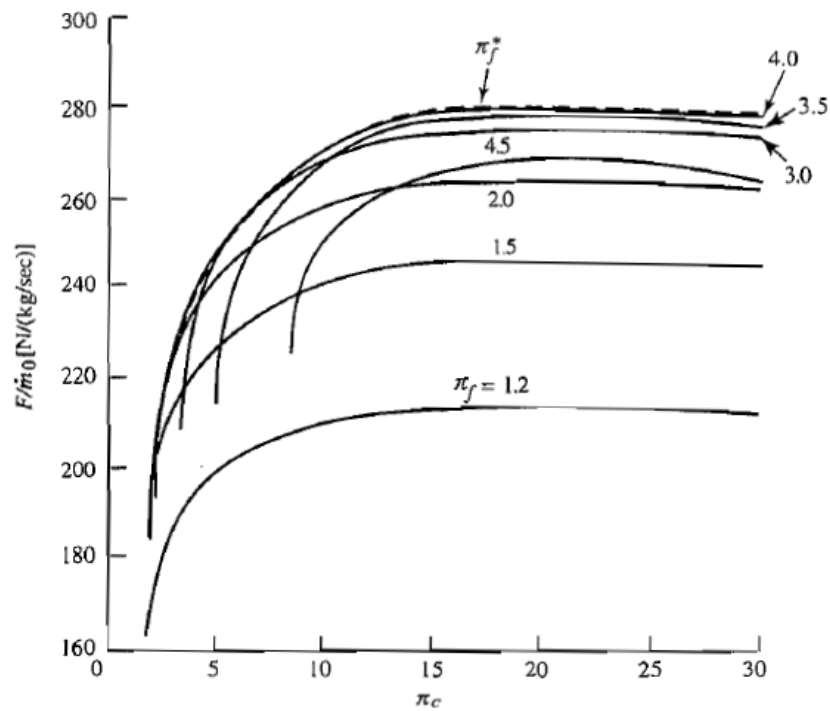


Figura 24 – Razão de empuxo em função da razão de pressão e razão de *bypass* – Turbofan.

Fonte: Mattingly (1996).

Analisando-se agora as curvas de rendimento em função da razão de pressão e da razão de pressão do ventilador, pode-se perceber a influência da razão de pressão do ventilador para a turbina. Observa-se que o desempenho do turbofan aumenta com a razão de pressão do ventilador. Nestes gráficos, foram mantidas constantes a razão de *bypass* igual a 5 e número de Mach de 0,9.

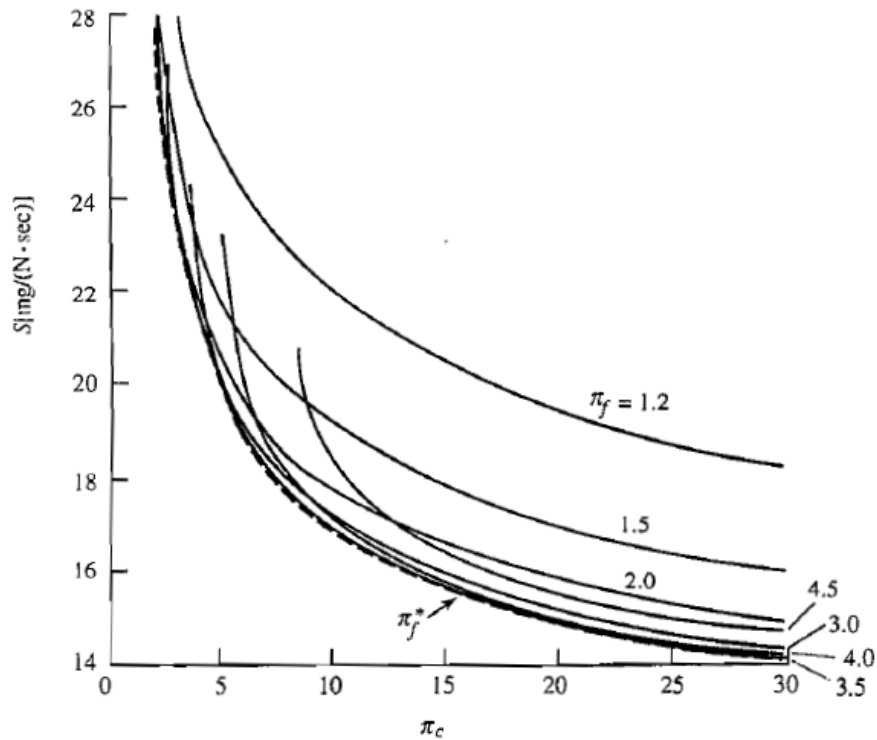
De acordo com a Figura 25, o empuxo específico atinge um valor máximo com a razão de pressão do ventilador em um valor de aproximadamente 4, e para valores maiores que esse, o empuxo específico começa a cair. A partir dessa condição, o empuxo se mantém basicamente constante com a variação da razão de pressão.



**Figura 25 – Empuxo específico em função da razão de pressão do compressor e razão de pressão do ventilador – Turbofan.**

**Fonte: Mattingly (1996).**

Quando comparada com o consumo específico de combustível, o aumento da razão de pressão do ventilador também se mostra favorável, até certo ponto, visto que o menor valor de consumo específico é encontrada para uma razão do ventilador de 3,5. A partir desse valor, começa a aumentar o consumo, conforme representado na Figura 26. Isso sugere que as eficiências propulsiva e global tem um valor ótimo na razão de compressão de ventilador de aproximadamente 3,5.



**Figura 26 – Consumo específico em função da razão de pressão do compressor e razão de pressão do ventilador – Turbofan.**  
**Fonte: Mattingly (1996).**

Segundo Mattingly (1996), motores turbofan de alta razão de *bypass* se limitam a voos com baixo número de Mach, ou seja, de baixas velocidades. Assim, para uma aeronave voar a elevadas velocidades (alto número de Mach), seu propulsor turbofan deve possuir uma pequena razão de *bypass*.

## 2.8 TRABALHOS SOBRE SIMULAÇÃO DE TURBINAS AERONÁUTICAS

### 2.8.1 Motores Turbojato

Godin *et al.* (1998) estudaram a dissociação dos gases que saem da turbina de um motor turbojato devido às altas temperaturas. Nesse trabalho, um modelo matemático foi utilizado para analisar a reatividade química das emissões de poluentes, além dos parâmetros de rendimento do turbojato, como eficiência global e empuxo específico. Foram considerados três casos de estudo, nos quais foram

escolhidas diferentes altitudes e velocidades de voo, sendo as curvas elaboradas em função da temperatura de entrada da turbina e da razão de pressão. As emissões de poluentes foram consideráveis no caso dos turbojato em velocidades subsônicas. A simulação foi feita através do *software* CHEMKIN-II.

Kong e Chung (1999) propuseram um modelo de simulação em tempo real dos parâmetros de rendimento de uma aeronave movida por um motor turbojato. Os pesquisadores simularam curvas de rendimento em função da rotação e da temperatura de entrada na turbina. Um estudo do fluxo de ar em função da razão de pressão e da eficiência do compressor também foi realizado. O *software* utilizado foi o DYNGEN.

Posteriormente, Quintilla *et al.* (2002), pesquisaram sobre a re-ignição do turbojato após o apagamento da chama em voo. O objetivo era de desenvolver um modelo que descrevesse a ignição após o apagamento da chama. Um modelo foi desenvolvido, em função das equações da massa e energia, temperatura de entrada na turbina, pressão de saída do compressor, levando-se em conta também fenômenos químicos e físicos que ocorrem durante a ignição. Os resultados obtidos pelo modelo foram próximos aos medidos experimentalmente.

Benini e Giacometti (2007) apresentaram um trabalho de projeto de uma turbina turbojato com finalidades didáticas e de pesquisa. Foi especificado que o motor deveria desenvolver 200N de empuxo e ser de baixo custo. Um simulador do ciclo Brayton foi utilizado para prever o rendimento da turbina. O compressor foi projetado e simulado em CFD – Ansys, e os pesquisadores analisaram o rendimento do compressor mediante curvas de razão de pressão em função da vazão mássica. A câmara de combustão, a turbina e o bocal também foram projetados. Um protótipo foi construído e testado experimentalmente, sendo analisados o empuxo, a razão de pressão e o consumo de combustível.

Mais recentemente, Turan (2012) analisou os parâmetros operacionais de um turbojato para aeronaves não tripuladas, do ponto de vista energético e exergético. Os parâmetros operacionais do motor foram estudados em função da razão de pressão e da temperatura de entrada na turbina. Variando-se estes dois últimos parâmetros, obteve-se um empuxo na faixa de 894-907N e concluiu-se que aumentando a temperatura de entrada na turbina, a eficiência exergética do turbojato diminui. Além disso, foi observado que ao aumentar a razão de pressão e o número de Mach, incrementa-se a eficiência exergética. As simulações foram

realizadas por meio do *software* MATLAB, considerando uma altitude de 9000 metros e números de Mach de 0,8 e 0,9.

### 2.8.2 Motores Turbofan

Em relação aos motores turbofan, Svoboda (2000) pesquisou sobre possíveis motores para a re-motorização do avião 747-400. Em vista da não existência de motores com o empuxo requerido, o pesquisador examinou os parâmetros dos motores já fabricados, a fim de analisar a possibilidade do uso de algum deles. Simulações foram feitas basicamente em função do empuxo necessário para a decolagem, analisando-se a razão de pressão, o consumo específico de combustível e a razão de *bypass*. Uma base de dados foi elaborada para a rápida análise de possibilidade de uso de vários modelos de turbinas que conseguissem a finalidade desejada.

Curnock *et al.* (2001) trabalharam com modelos de desempenho de turbinas a gás mediante análise termodinâmica. Nestes modelos era feita a representação da eficiência dos componentes do motor utilizando mapas de rendimento, descrevendo a relação entre as variáveis termodinâmicas. A pesquisa mostra, por exemplo, como o rendimento de um motor turbofan pode ser avaliado a partir dos mapas de rendimento dos perfis radiais do ventilador. Os resultados obtidos diferiram um pouco daqueles obtidos pelo mapa de rendimento de cada componente do motor. A comparação foi realizada para consumo específico de combustível, empuxo, razão de pressão do ventilador, razão de *bypass* e vazão mássica.

Posteriormente, Naeem (2008) elaborou um estudo sobre a deterioração dos motores turbofan em uso militar. O autor notou que a deterioração dos motores gera uma alteração no empuxo, e qualquer modificação no empuxo modifica consequentemente o rendimento da aeronave. O motor escolhido para a análise foi o F404-GE-400, pelo fato deste ser um motor mais moderno. Utilizando-se o *software Aircraft & Engine Performance - Simulation Program* para simular um dano no compressor, foi possível prever o momento necessário para efetuar a manutenção nos componentes do motor, ou prever a capacidade atual do motor

naquelas condições. Nas simulações foram também obtidos o consumo específico de combustível e a vida útil do motor.

Tona *et al.* (2010) focaram em desenvolver um modelo para avaliar o desempenho do processo de conversão de energia dentro do turbofan através de uma análise termoeconômica e exergética, avaliando as taxas de entrada e saída de exergia. Eles utilizaram o software Gas Turbine Simulation Program para calcular o empuxo, consumo de combustível e entrada de ar. Dois modelos foram considerados no estudo: modelo global, onde o motor é considerado um sistema aberto, e a taxa de destruição de exergia é avaliada; e modelo local, onde o motor é estudado analisando-se cada equipamento. Pelo modelo global, notou-se uma eficiência exergética de 26% durante o voo de cruzeiro, 10% durante a decolagem e 6% durante a aterrissagem. Pelo modelo local, concluiu-se que os componentes que mais destroem exergia são o combustor e o misturador; a exergia perdida é diretamente proporcional ao empuxo, quanto maior o empuxo, maior a exergia perdida; o ventilador e o compressor destroem mais exergia do que as turbinas.

### 3 METODOLOGIA

Neste capítulo apresenta-se o modelo matemático que descreve o rendimento dos motores turbofan e turbojato do ponto de vista de condições ideais, isto é, desconsiderando as irreversibilidades no ciclo termodinâmico. Este modelo foi elaborado conforme informações da literatura, permitindo a obtenção dos parâmetros: empuxo específico, consumo específico de combustível, eficiência propulsiva, eficiência térmica e eficiência global. Estes parâmetros são apresentados em função das variáveis: razão de pressão do compressor e número de Mach.

No caso dos motores turbofan, além dos parâmetros citados para o turbojato, considera-se também a razão de empuxo. Para esta turbina, os parâmetros são apresentados em função da razão de pressão do compressor, a razão de *bypass* e a razão de pressão do ventilador.

Conhecidos os parâmetros operacionais de cada tipo de turbina, as equações fornecidas por Mattingly (1996) foram utilizadas para gerar as curvas de rendimento do ciclo ideal. Essas equações foram inseridas no *software* EES<sup>®</sup> - *Engineering Equation Solver* - para a resolução do sistema de equações e elaboração dos gráficos com o comportamento das variáveis envolvidas. As curvas obtidas foram também analisadas e comparadas com dados experimentais disponíveis na literatura, a fim de verificar as diferenças de rendimento dos motores reais em relação aos resultados obtidos para motores ideais, através das simulações realizadas com o *software* EES<sup>®</sup>.

#### 3.1 TURBOJATO

Para o turbojato, foi possível calcular o empuxo específico, o consumo específico e as eficiências térmica, propulsiva e global. Para tal, foram utilizadas as equações apresentadas a seguir. A numeração das equações referem-se às Figuras 27 e 28.



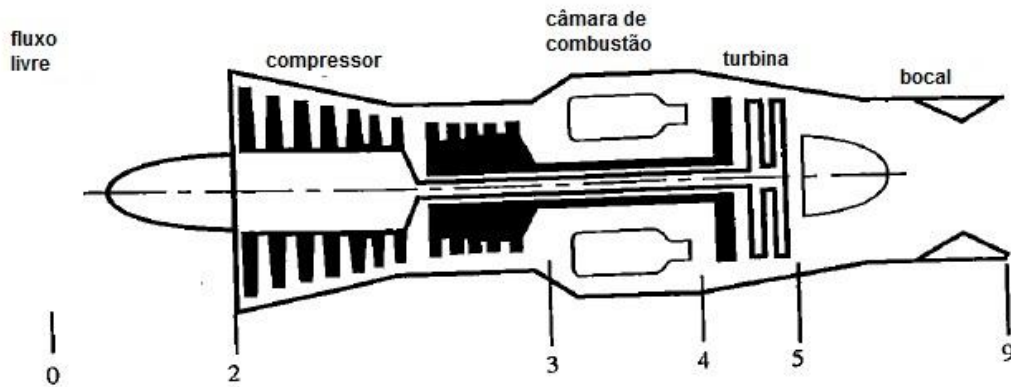


Figura 27 – Esquema de numeração - Turbojato.  
Fonte: Mattingly (1996).

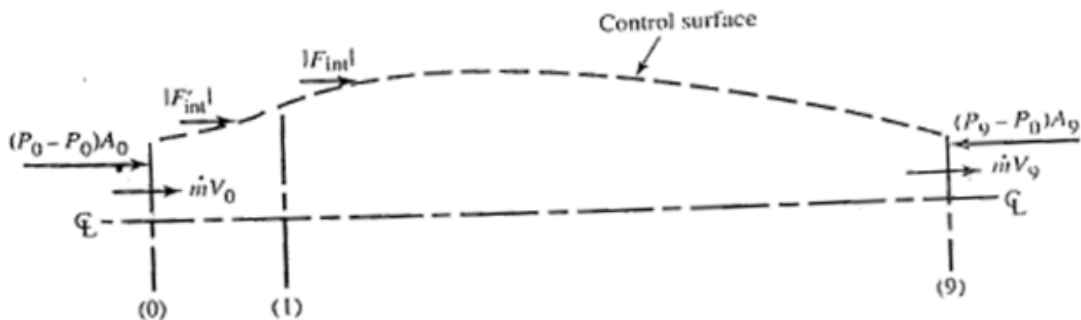


Figura 28 – Esquema superfície de controle – Turbojato.  
Fonte: Mattingly (1996).

Para o cálculo do empuxo específico ( $F/m_0$ ), denotado aqui como  $(\delta)$ , parte-se da equação (11), representada pelo balanço de forças:

$$F + (P_0 - P_0)A_0 - (P_9 - P_0)A_9 = \dot{m}_9V_9 - \dot{m}_0V_0 \quad (11)$$

Onde  $P_0$  e  $P_9$  representam, respectivamente, a pressão na entrada e na saída do motor, da mesma forma que a área  $A_0$  e  $A_9$ , e a velocidade  $V_0$  e  $V_9$ .

Daqui:

$$F + (P_9 - P_0)A_9 = (\dot{m}_9V_9 - \dot{m}_0V_0) \quad (12)$$

Onde  $\dot{m}_0$  e  $\dot{m}_9$  representam a vazão mássica de ar na entrada e saída do motor, respectivamente. Consequentemente, tem-se:

$$F = (\dot{m}_9V_9 - \dot{m}_0V_0) + A_9(P_9 - P_0) \quad (13)$$

A partir da equação (13), obtém-se a equação do empuxo específico para o turbojato. Tendo que  $P_0 = P_9$ , e dividindo-se o empuxo pela vazão mássica de ar de entrada, obtém-se:

$$\delta = \frac{F}{m_0} = (V_9 - V_0) = a_0 \left( \frac{V_9}{a_0} - M_0 \right) \quad (14)$$

Onde  $a_0$ , segundo Moran e Shapiro (2006), representa a velocidade do som para gases ideais:  $a_0 = \sqrt{\gamma R T_0}$ , e R é definido como a constante específica do gás:  $R = (\gamma - 1)/\gamma$ .

Lembrando que  $M^2 = V^2/a^2$ , tem-se também que:

$$\left( \frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{a^2_9 M^2_9}{a^2_0} = \frac{\gamma_9 R_9 T_9 M_9}{\gamma_0 R_0 T_0} = \frac{T_9}{T_0} M^2_9 \quad (15)$$

Para determinar a equação do empuxo específico, é preciso antes obter o termo  $M^2_9$  da equação (15). O valor de Mach é calculado a partir da equação (16):

$$P_{t9} = P_9 \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2_9 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (16)$$

Onde  $P_{t9}$  representa a pressão total no ponto 9. Pode-se também expressar  $P_{t9}$  de acordo com a equação (17), na forma:

$$P_{t9} = P_0 \frac{P_{t0} P_{t2} P_{t3} P_{t4} P_{t5} P_{t9}}{P_0 P_{t0} P_{t2} P_{t3} P_{t4} P_{t5}} = P_0 \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad (17)$$

Sendo que  $\pi_r$  representa a razão de pressão total no rotor,  $\pi_c$  para o compressor e  $\pi_t$  para a turbina. Como as razões de pressão total no difusor (entrada -  $\pi_d$ ), nas palhetas (direcionadoras) das turbinas ( $\pi_b$ ) e no bocal ( $\pi_n$ ) são iguais a 1,0:  $\pi_d = \pi_b = \pi_n = 1,0$ , devido a ausência de trabalho nestes componentes;

$$P_{t9} = P_0 \pi_r \pi_c \pi_t \quad (18)$$

Portanto:

$$M^2_9 = \frac{2}{\gamma-1} \left[ \left( \frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (19)$$

Agora, considerando que:

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_{t9} P_0}{P_0 P_9} = \pi_r \pi_c \pi_t \frac{P_0}{P_9} = \pi_r \pi_c \pi_t \quad (20)$$

Determina-se o termo  $M^2_9$ , conforme equação (21):

$$M^2_9 = \frac{2}{\gamma-1} \left[ (\pi_r \pi_c \pi_t)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1 \right] \quad (21)$$

A partir das relações entre razão de pressão total e razão de temperatura total para um turbojato ideal, representadas pela equações (22), tem-se:

$$\pi_r^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} = \tau_r \quad ; \quad \pi_c^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} = \tau_c \quad ; \quad \pi_t^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} = \tau_t \quad (22a; 22b; 22c)$$

Onde  $\tau_t$  representa a razão de temperatura total para a turbina,  $\tau_c$  a mesma razão para o compressor e  $\tau_r$  para o rotor. Pode-se reescrever o termo  $M^2_9$  na forma indicada pela equação (23):

$$M^2_9 = \frac{2}{\gamma-1} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1) \quad (23)$$

Com o valor de  $M^2_9$  determinado, ainda é preciso encontrar uma expressão para a relação de temperaturas  $\frac{T_9}{T_0}$ . Logo, sabendo-se que:

$$T_9 = T_0 \frac{T_{t0} T_{t2} T_{t3} T_{t4} T_{t5} T_{t9}}{T_0 T_{t0} T_{t2} T_{t3} T_{t4} T_{t5}} = T_0 \tau_r \tau_d \tau_c \tau_b \tau_t \tau_n = T_0 \tau_r \tau_c \tau_b \tau_t \quad (24)$$

tem-se:

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{T_{t9}/T_9} = \frac{\tau_r \tau_c \tau_b \tau_t}{(P_{t9}/P_9)^{(\gamma-1)/\gamma}} = \frac{\tau_r \tau_c \tau_b \tau_t}{-(\pi_r \pi_c \pi_t)^{(\gamma-1)/\gamma}} = \frac{\tau_r \tau_c \tau_b \tau_t}{\tau_r \tau_c \tau_t} \quad (25)$$

e com isso:

$$\frac{T_9}{T_0} = \tau_b = \frac{T_{t4}}{T_{t3}} = \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} \quad (26)$$

Para envolver a relação combustível/ar ( $f$ ), aplica-se a primeira lei da termodinâmica à câmara de combustão, na forma:

$$\dot{m}_0 h_{t3} + \dot{m}_f h_{pr} = (\dot{m}_0 + \dot{m}_f) h_{t4} \quad (27)$$

onde  $h_t$  representa a entalpia total específica ( $c_p T_t$ ), e  $h_{pr}$  o calor específico inferior do combustível.

Para um ciclo ideal, tem-se que:

$$\dot{m}_0 + \dot{m}_f \cong \dot{m}_0 \quad ; \quad c_{p3} = c_{p4} = c_p \quad (28)$$

portanto:

$$\dot{m}_0 c_p T_{t3} + \dot{m}_f h_{pr} = \dot{m}_0 c_p T_{t4} \quad (29)$$

Rearranjando a equação (29), tem-se:

$$\dot{m}_0 h_{pr} = \dot{m}_0 c_p (T_{t4} - T_{t3}) = \dot{m}_0 c_p T_0 \left( \frac{T_{t4}}{T_0} - \frac{T_{t3}}{T_0} \right) \quad (30)$$

É importante ressaltar que um valor médio de  $c_p$ , constante, foi utilizado. Isolando-se a razão combustível/ar  $f$ , obtém-se:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0} = \frac{c_p T_0}{h_{pr}} \left( \frac{T_{t4}}{T_0} - \frac{T_{t3}}{T_0} \right) \quad (31)$$

Por outro lado, sabendo-se que:

$$\tau_\lambda = \frac{T_{t4}}{T_0} \quad ; \quad \tau_r \tau_c = \frac{T_{t3}}{T_0} \quad (32a ; 32b)$$

Finalmente obtém-se que:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0} = \frac{c_p T_0}{h_{pr}} (\tau_\lambda - \tau_r \tau_c) \quad (33)$$

O procedimento de cálculo continua com a determinação da razão de temperatura total na turbina, para poder substituí-la na equação (21) e, assim, completar as equações (14) e (15).

Também, o trabalho da turbina é representado por:

$$\begin{aligned} \dot{W}_t &= (\dot{m}_0 + \dot{m}_f)(h_{t4} - h_{t5}) \cong \dot{m}_0 c_p (T_{t4} - T_{t5}) \cong \\ &\dot{m}_0 c_p T_{t4} \left( 1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right) = \dot{m}_0 c_p T_{t4} (1 - \tau_t) \end{aligned} \quad (34)$$

Já, o trabalho do compressor é representado por:

$$\begin{aligned} \dot{W}_c &= \dot{m}_0 (h_{t3} - h_{t2}) = \dot{m}_0 c_p (T_{t3} - T_{t2}) = \\ &\dot{m}_0 c_p T_{t2} \left( \frac{T_{t3}}{T_{t2}} - 1 \right) = \dot{m}_0 c_p T_{t2} (\tau_c - 1) \end{aligned} \quad (35)$$

Como  $\dot{W}_c = \dot{W}_t$  para um turbojato ideal:

$$\dot{m}_0 c_p T_{t2} (\tau_c - 1) = \dot{m}_0 c_p T_{t4} (1 - \tau_t) \quad (36)$$

Agora, isolando-se  $\tau_t$ , tem-se:

$$\tau_t = 1 - \frac{T_{t2}}{T_{t4}} (\tau_c - 1) \quad (37)$$

ou,

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_t}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1) \quad (38)$$

Substituindo as equações (23), (32) e (38) em (15), encontra-se:

$$\left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 = \frac{T_9}{T_0} M^2_9 = \frac{2}{\gamma-1} \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1) \quad (39)$$

Por fim, substituindo a equação (39) na equação (14), chega-se na expressão para o empuxo específico no motor turbojato, representada por:

$$\delta = \frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left[ \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1)} - M_0 \right] \quad (40)$$

O consumo específico de combustível pode ser obtido dividindo-se a razão combustível/ar ( $f$ ) pelo empuxo específico, como representado pela equação (41):

$$S = \frac{f}{F/\dot{m}_0} \quad (41)$$

Substituindo a equação (40) na (41), obtém-se:

$$S = \frac{c_p T_0 (\tau_\lambda - \tau_r \tau_c)}{a_0 h_{pr} \left[ \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1)} - M_0 \right]} \quad (42)$$

As expressões para o cálculo das eficiências térmica, propulsiva e global estão representadas, respectivamente, pelas equações (43) a (45).

$$\eta_T = 1 - \frac{1}{\tau_r \tau_c} \quad (43)$$

$$\eta_P = \frac{2M_0}{V_9/a_0 + M_0} \quad (44)$$

$$\eta_O = \eta_P \eta_T \quad (45)$$

### 3.2 TURBOFAN

No caso do turbofan, foi possível calcular o empuxo específico para a decolagem, e as eficiências térmica, propulsiva e global. O consumo específico não pôde ser calculado por falta de dados referentes ao consumo na decolagem e ausência da razão de compressão do ventilador. Para os cálculos, foi utilizado o modelo descrito a seguir, baseado na nomenclatura da Figura 29.

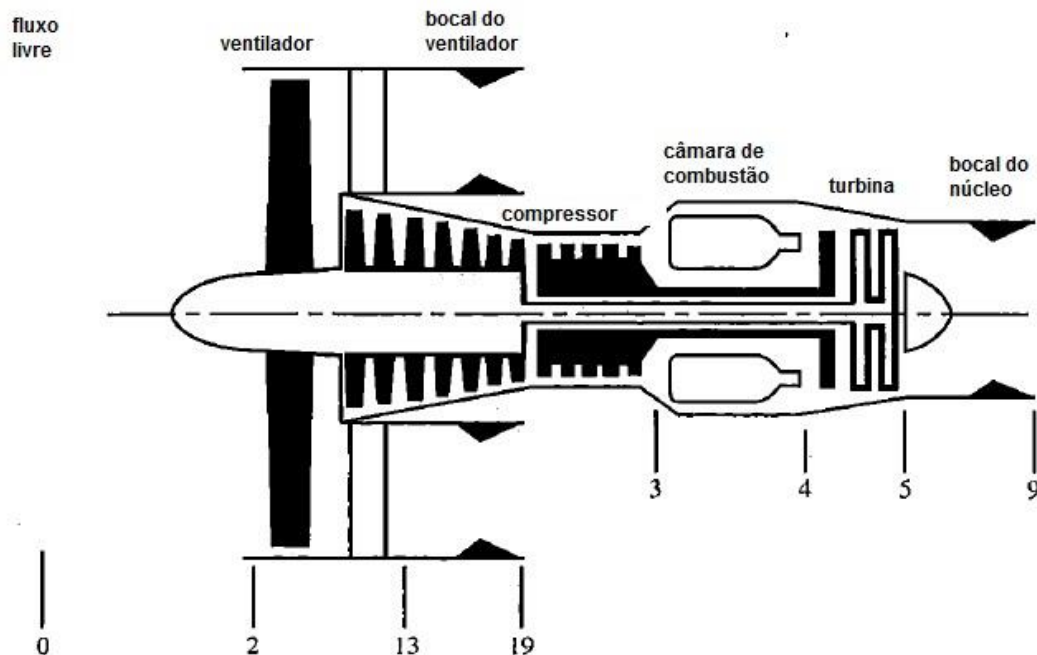


Figura 29 – Esquema de numeração - Turbofan.  
Fonte: Mattingly (1996).

Para o empuxo específico do turbofan, de forma semelhante à equação (14), tem-se:

$$F = \dot{m}_c(V_9 - V_0) + \dot{m}_F(V_{19} - V_0) \quad (46)$$

Sendo que  $\dot{m}_c$  é a massa de ar passando pelo núcleo e  $\dot{m}_F$  é a massa de ar atravessando o ventilador. Após manipulação e utilizando-se a razão de *bypass* ( $\alpha$ ), chega-se a:

$$\delta = \frac{F_c}{\dot{m}_0} = a_0 \frac{1}{1+\alpha} \left[ \frac{V_9}{a_0} - M_0 + \alpha \left( \frac{V_{19}}{a_0} - M_0 \right) \right] \quad (47)$$

Como pode ser observado na Figura 29,  $V_9$  é referente à velocidade de saída dos gases pelo bocal do núcleo. Portanto, têm-se as mesmas equações utilizadas no turbojato, sendo elas representadas pelas equações (15), (23), (26) e (39).

O item  $V_{19}$  refere-se à velocidade de saída do bocal do ventilador, e de forma semelhante ao fluxo de gás no núcleo, as equações para o fluxo do ventilador tornam-se:

$$\left( \frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 = \frac{T_{19}}{T_0} M_{19}^2 \quad (48)$$

$$T_{19} = T_0 \quad (49)$$

$$M_{19}^2 = \frac{2}{\gamma-1} (\tau_r \tau_f - 1) \quad (50)$$

Desta maneira, para o fluxo do ventilador, obtém-se:

$$\left( \frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 = M_{19}^2 = \frac{2}{\gamma-1} (\tau_r \tau_f - 1) \quad (51)$$

Similarmente ao caso do motor turbojato, a razão combustível/ar ( $f$ ) é aqui representada por:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} = \frac{c_p T_0}{h_{pr}} (\tau_\lambda - \tau_r \tau_c) \quad (52)$$

Para obter a razão de temperatura total para o turbofan, parte-se das equações de trabalho da turbina e trabalho do compressor, respectivamente.

$$\dot{W}_t = (\dot{m}_c + \dot{m}_f)c_p(T_{t4} - T_{t5})\dot{W}_t \cong \dot{m}_c c_p T_{t4}(1 - \tau_t) \quad (53)$$

$$\dot{W}_c = \dot{m}_c c_p (T_{t3} - T_{t2}) = \dot{m}_c c_p T_{t2}(\tau_c - 1) \quad (54)$$

Também, o trabalho requerido pelo ventilador é:

$$\dot{W}_f = \dot{m}_f c_p (T_{t13} - T_{t2}) = \dot{m}_f c_p T_{t2}(\tau_f - 1) \quad (55)$$

Devido que  $\dot{W}_t = \dot{W}_c + \dot{W}_f$  para o turbofan ideal:

$$T_{t4}(1 - \tau_t) = T_{t2}(\tau_c - 1) + \alpha T_{t2}(\tau_f - 1) \quad (56)$$

e, portanto:

$$\tau_t = 1 - \frac{T_{t2}}{T_{t4}} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] \quad (57)$$

Combinando as equações (15) e (57), obtém-se:

$$\left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 = \frac{2}{\gamma-1} \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} \left( \tau_r \tau_c \left\{ 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] \right\} - 1 \right) \quad (58)$$

A expressão anterior pode ser simplificada para:

$$\left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left\{ \tau_\lambda - \tau_r [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} \right\} \quad (59)$$

De forma semelhante àquela efetuada para o turbojato, o consumo específico de combustível para o turbofan pode ser expresso por:

$$S = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{f}{F/\dot{m}_c} = \frac{f}{(\dot{m}_0/\dot{m}_c)(F/\dot{m}_0)} \quad (60)$$

Substituindo pela razão de *bypass*, o termo fica:

$$S = \frac{f}{(1 + \alpha)(F/\dot{m}_0)} \quad (61)$$



Para o cálculo das eficiências, tem-se que a eficiência térmica é a mesma do turbojato, sendo esta:

$$\eta_T = 1 - \frac{1}{\tau_r \tau_c} \quad (62)$$

A eficiência propulsiva é expressa por:

$$\eta_P = 2 \frac{V_9/V_0 - 1 + \alpha(V_{19}/V_0 - 1)}{V_9^2/V_0^2 - 1 + \alpha(V_{19}^2/V_0^2 - 1)} \quad (63)$$

A eficiência global também pode ser obtida pela mesma equação (45) utilizada no caso do motor turbojato:

$$\eta_O = \eta_P \eta_T \quad (45)$$

Como já foi representado pela equação (9), a razão de empuxo para o turbofan pode ser obtida, alternativamente, mediante a expressão:

$$FR = \frac{V_9/a_0 - M_0}{V_{19}/a_0 - M_0} \quad (64)$$

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Neste item são apresentadas as curvas simuladas com o modelo matemático anteriormente descrito, com o propósito de comparar posteriormente o desvio em relação aos parâmetros operacionais reais de motores aeronáuticos tipo turbojato e turbofan. No entanto, devido a limitações na disponibilidade das informações técnicas necessárias para a avaliação de todos os parâmetros operacionais de interesse, somente algumas variáveis modeladas puderam ser analisadas com dados da literatura. Especificamente, foi possível realizar comparações em relação às curvas ideais para o empuxo específico nos dois tipos de motores, e em relação à curva ideal para consumo específico de combustível no caso do motor turbojato.

Além das curvas já citadas, foi obtida a curva de eficiência ideal para os dois tipos de motores. Porém, pela indisponibilidade de dados da literatura estudada, não foi possível realizar comparações diretas com a eficiência real dos mesmos.

### 4.1 TURBOJATO

Utilizando-se os dados referentes à Tabela 1 apresentados por Mattingly (1996), foi possível simular o desempenho ideal de um motor turbojato modelo J57-P-43WB. Este modelo de motor foi o escolhido pela maior quantidade de informações disponíveis através da Tabela 4. Entretanto, o valor utilizado para  $(T_{t4})$  foi o da Tabela 1, por ser maior.

#### 4.1.1 Empuxo Específico

Dados da Tabelas 1 foram utilizados para gerar a curva de empuxo específico. No caso do cálculo do empuxo específico máximo, foram utilizadas as seguintes informações de entrada, já convertidas para as unidades do Sistema Internacional (SI):

Tabela 5 – Dados de entrada para a simulação na condição ideal - Turbojato.

Parâmetros de entrada	Valor
Temperatura de entrada $T_0$	288,15 K
Temperatura de entrada na turbina $T_{t4}$	1144,26 K
Razão de compressão máxima ( $\pi_c$ )	12
Razão de calores específicos, gama ( $\gamma$ )	1,4
Calor específico	1004 [J/(kg.K)]
Número de Mach na entrada do compressor ( $M_0$ )	0

Fonte: adaptado de Mattingly (1996).

Com auxílio do *software* EES® e a sua função de tabelas paramétricas, variando-se o valor de Mach entre 0 e 2, e variando-se a razão de compressão de 1 até 12, com uso da equação (40), foi obtido o perfil do empuxo específico do turbojato (Figura 30).

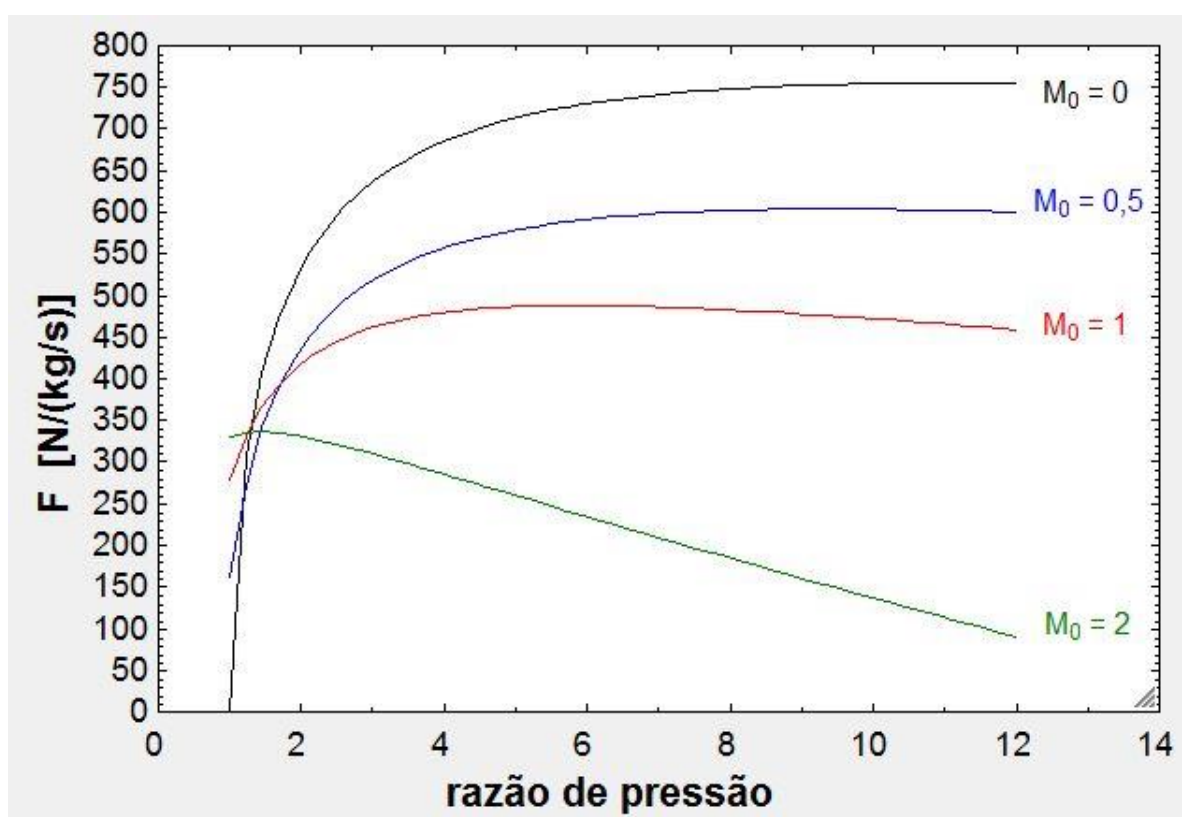


Figura 30 – Empuxos específicos em função da razão de pressão – Turbojato.  
Fonte: Autoria própria.

Do perfil obtido nota-se que o valor máximo do empuxo específico ocorre na máxima razão de compressão a número de Mach nulo, sendo este valor de 750 [N/(kg/s)] para uma razão de compressão de 12. Para baixos números de Mach, os motores turbojato precisam ainda de altas razões de compressão para obter um bom empuxo específico, enquanto que com elevados números de Mach ( $>1$ ), consegue-se obter um bom empuxo específico com razões de compressão relativamente baixas. Para altos números de Mach, o empuxo específico diminui devido a mudança de comportamento do fluido. Os programas referentes a simulação e os valores simulados, que resultaram nas curvas de rendimento, estão disponíveis respectivamente nos Apêndices A e B deste trabalho.

#### 4.1.2 Consumo Específico de Combustível

O máximo consumo específico de combustível também foi simulado para o caso ideal do turbojato. Além dos dados extraídos da Tabela 1, para este caso também foi utilizado o valor do calor específico inferior do combustível ( $h_{pr}$ ), sendo aqui considerado no valor de 42.798,4 [kJ/kg]] (querosene).

Como o máximo empuxo específico foi obtido para a curva com valor de Mach 0, o esperado é que o menor valor para o consumo específico (S) aconteça também nesse mesmo perfil. Isto porque “S” representa a quantidade de combustível sendo injetada (mantida aqui constante), dividido pelo empuxo específico. Portanto, fixando Mach no valor nulo, e variando-se a razão de compressão, por meio da equação (41) obtém-se a curva para o consumo específico, conforme Figura 31.

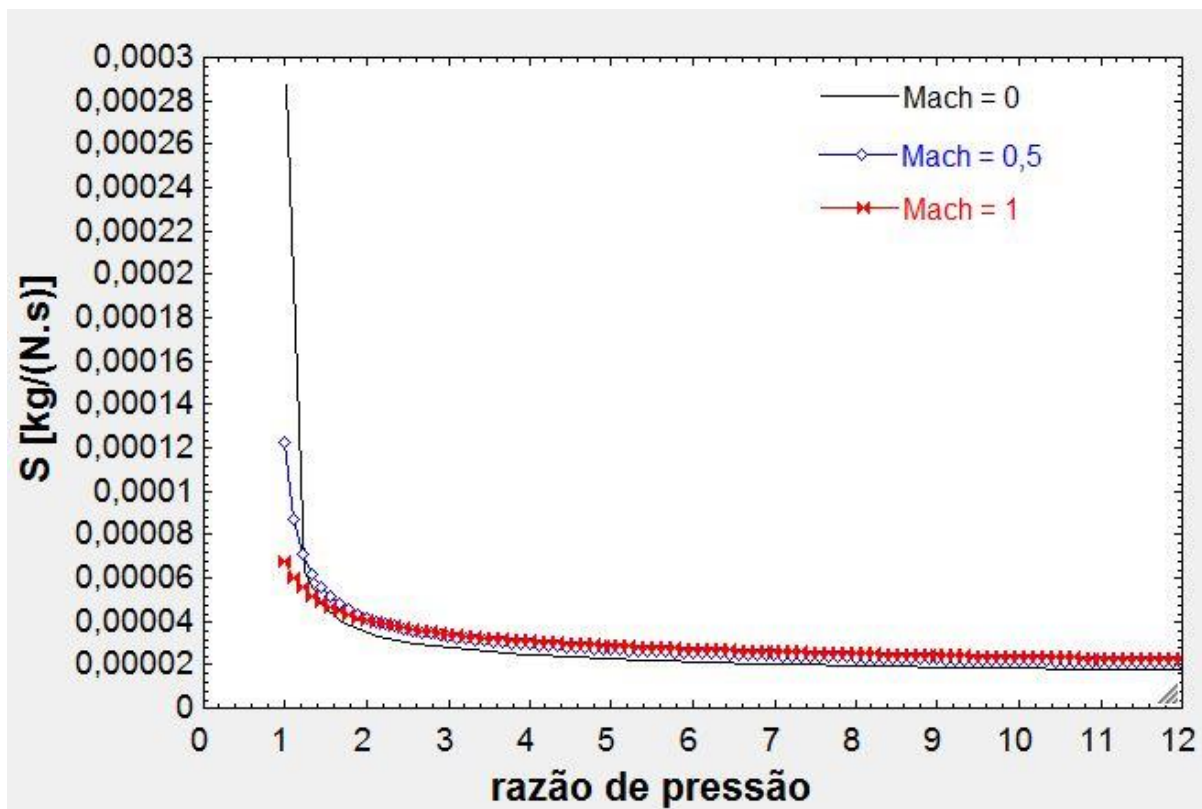


Figura 31 – Consumo específico de combustível em função da razão de pressão – Mach 0 - Turbojato.

Fonte: Autoria própria.

Este resultado verifica o comportamento oposto em relação ao empuxo específico, tendo-se assim a queda do consumo específico de combustível com o aumento na razão de pressão. Para o caso ideal, o consumo específico encontrado para razão de compressão de 12 foi de 0,000019 [kg/(N.s)], ou seja, 19 [mg/(N.s)], que é referente ao consumo de combustível necessário para se obter o empuxo específico da Figura 30. Como esperado, obteve-se a presença de uma rápida queda no consumo específico até uma razão de compressão igual a 2, faixa na qual, o empuxo incrementa rapidamente.

#### 4.1.3 Eficiências

As eficiências térmica, propulsiva e global também foram calculadas para o caso ideal. Neste caso, as curvas das eficiências foram elaboradas utilizando as equações (43) a (45). Os perfis obtidos, correspondente a cada eficiência, são apresentados na Figura 32.

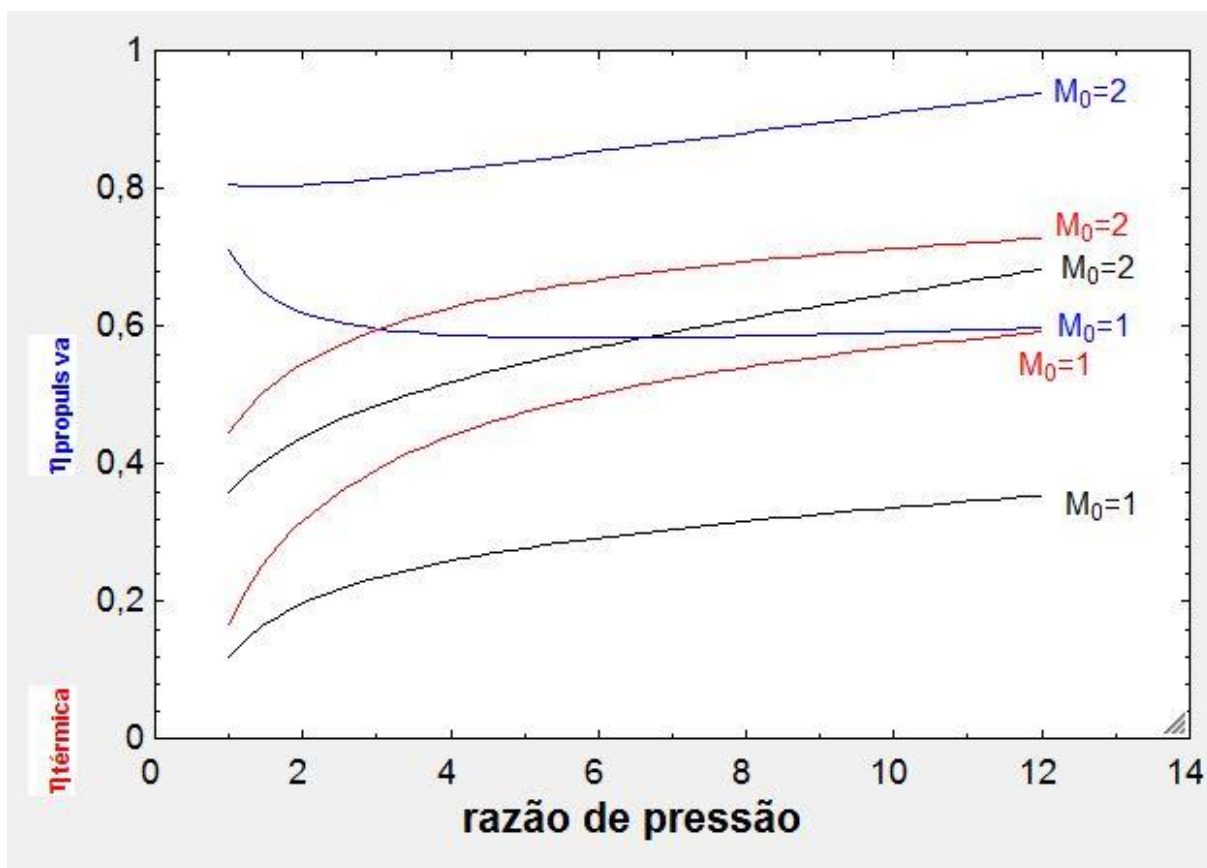


Figura 32 – Eficiências térmica, propulsiva e global em função da razão de pressão e número de Mach – Turbojato.  
Fonte: Autoria própria.

Infelizmente não estão disponíveis dados para a comparação das eficiências obtidos no gráfico anterior. Porém, nota-se que as três eficiências seguem a tendência esperada, havendo um aumento com o incremento da razão de pressão do compressor e do número de Mach. As eficiências propulsiva e global atingem valores máximos, quando a velocidade é Mach 3.

## 4.2 TURBOFAN

Para o caso do motor turbofan, o modelo JT9D – 59A foi o escolhido (MATTINGLY, 1996). Este é também um dos poucos motores que fornecem dados da temperatura de entrada, conforme indicado na Tabela 4.

Das Tabelas 2 e 4, foram selecionados os dados utilizados para o teste em condição real do motor. A Tabela 2 fornece dados para a decolagem e para voo

de cruzeiro. Assume-se que o máximo empuxo ocorre na decolagem. Portanto, para o teste do empuxo específico máximo, foram utilizados os seguintes dados de entrada, já convertidos para as unidades do SI.

**Tabela 6 – Dados de entrada para a simulação na condição ideal - Turbofan.**

<b>Parâmetros de entrada</b>	<b>Valor</b>
Temperatura de entrada $T_0$	288,15 K
Temperatura de entrada na turbina $T_{t4}$	1349,82 K
Razão de pressão máxima ( $\pi_c$ )	24,5
Razão de calores específicos, gama ( $\gamma$ )	1,4
Calor específico = 1004	1004 [J/(kg.K)]
Razão de <i>bypass</i> ( $\alpha$ )	4,9
Número de Mach na entrada do compressor ( $M_0$ )	0

**Fonte: adaptado de Mattingly (1996).**

O procedimento de simulação foi basicamente o mesmo efetuado no motor turbojato: utilizaram-se as tabelas paramétricas do EES<sup>®</sup>, foi fixado o número de Mach no valor de 0 para obter o empuxo específico máximo e a razão de compressão foi variada de 1 até 24,5. Devido que o valor da razão de compressão do ventilador ( $\pi_f$ ) não estava disponível para este tipo de motor, foi utilizada a informação de um modelo semelhante da fabricante Pratt & Whitney, que apresentava os seguintes dados:

**Tabela 7 – Dados de um motor real – JT9D - Pratt & Whitney - Turbofan.**

<b>Parâmetros do motor</b>	<b>Valor</b>
Empuxo na decolagem	213500 – 249000 N
Razão de <i>bypass</i>	4,9
Razão de pressão ( $\pi_c$ )	23,4 – 26,7
Razão de pressão do ventilador	1,67

**Fonte: adaptado de Mattingly (1996).**

#### 4.2.1 Empuxo específico

Adotando-se uma razão de compressão do ventilador de 1,67, e fixando-se a razão de *bypass* em 4,9, obteve-se a curva para o empuxo específico do motor turbofan, representada pela Figura 33.

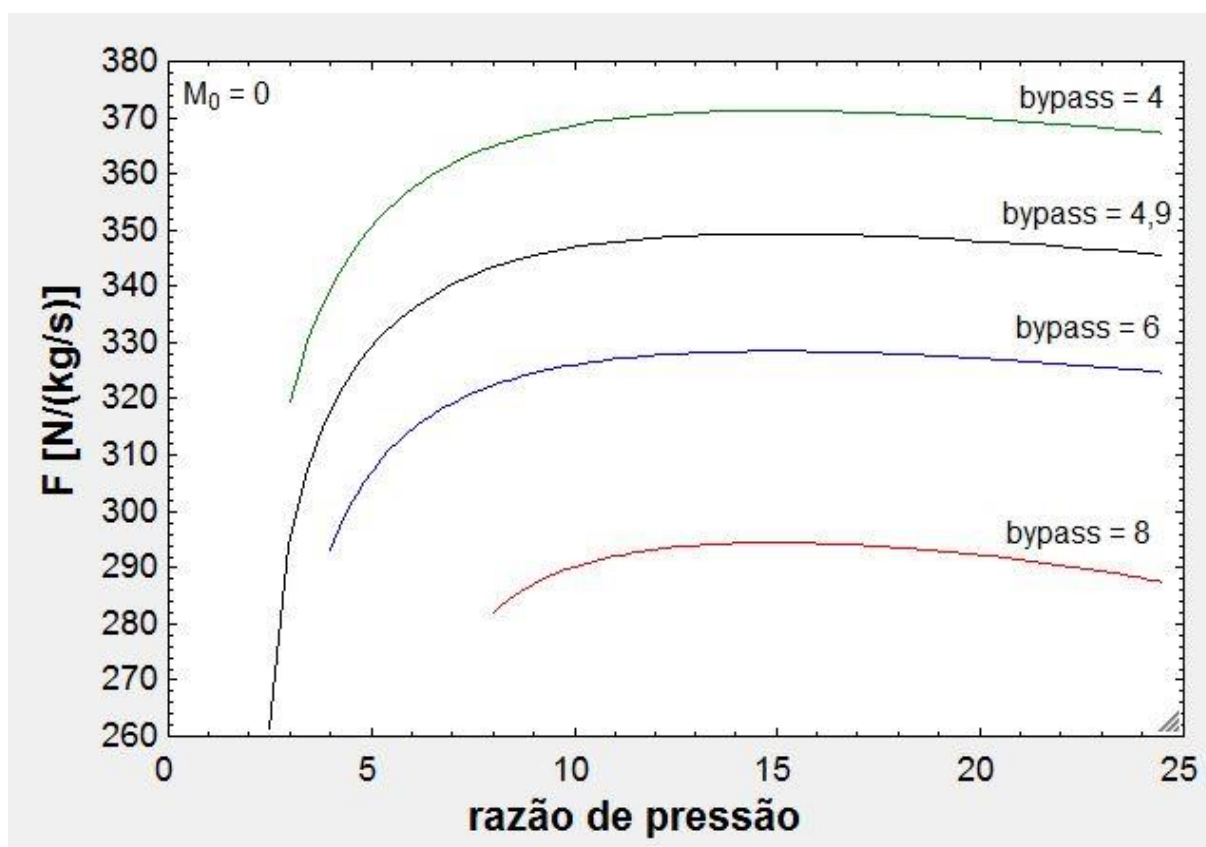


Figura 33 – Empuxo específico em função da razão de pressão – Turbofan.  
Fonte: Autoria própria.

O resultado mostra que a curva do empuxo específico segue a tendência esperada e anteriormente explicada, existindo neste caso um valor de empuxo específico máximo de 349 [N/(kg/s)]. Vale lembrar que, caso o motor estudado tivesse uma razão de *bypass* menor, seu empuxo específico seria maior, pois uma massa maior de ar estaria passando pelo núcleo, gerando maior empuxo. Como já citado anteriormente, a programação e os valores simulados, que resultaram nas curvas de rendimento, são apresentados respectivamente nos Apêndices A e B deste trabalho.



#### 4.2.2 Eficiências

As curvas de eficiência para o turbofan também foram construídas, porém, não podendo ser comparadas com valores reais, devido à indisponibilidade de informações para tal. Neste caso, as curvas de eficiência térmica, propulsiva e global foram elaboradas com as equações (45), (62) e (63), respectivamente, para o valor de número de Mach de cruzeiro, sendo este de 0,85. (Figura 34).

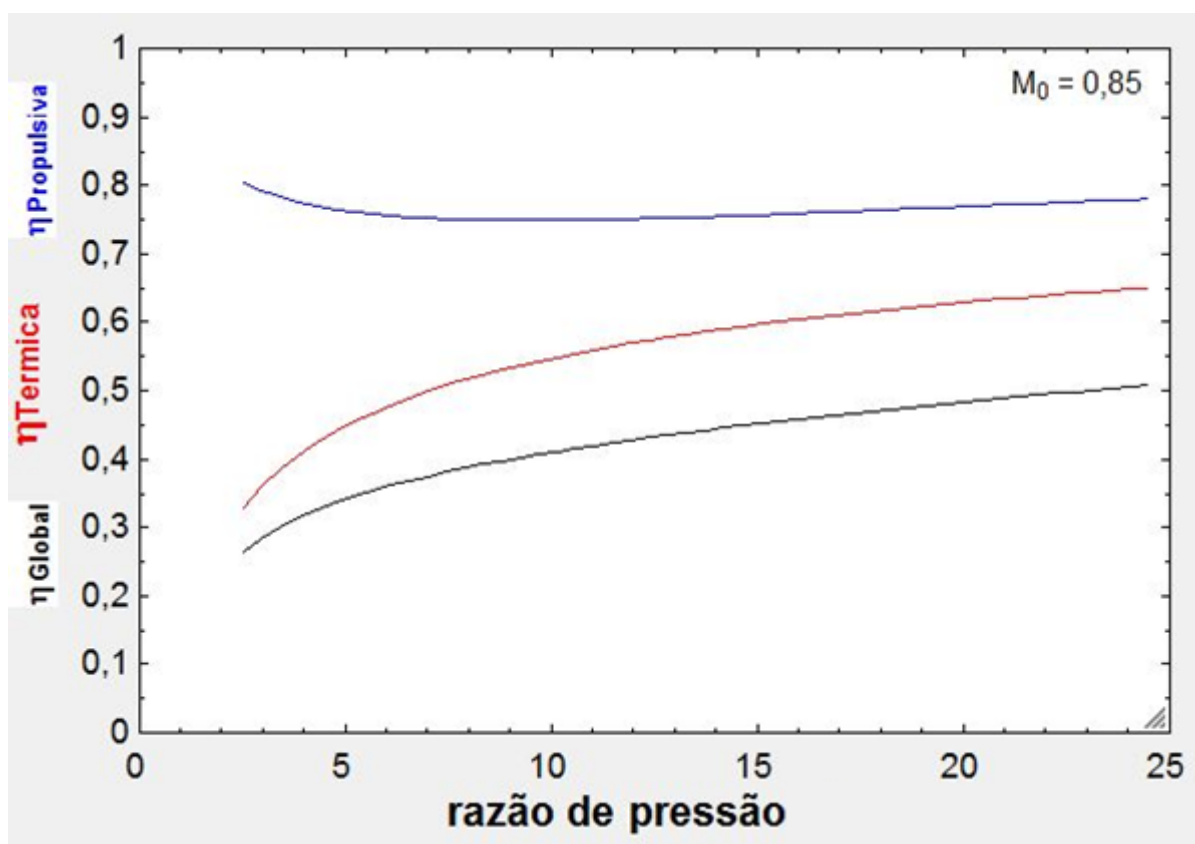


Figura 34 – Eficiências térmica, propulsiva e global em função da razão de pressão e número de Mach – Turbofan.  
Fonte: Autoria própria.

Como esperado, as três eficiências mostraram tendência ao incremento com maiores razões de pressão. Nota-se que, na condição testada, a eficiência global é a mais homogênea, mostrando pouca variação com a razão de compressão.

Finalmente, foi obtida a razão de empuxo (FR), que representa a razão entre o empuxo específico gerado pela massa de ar atravessando o motor, e o empuxo específico gerado pela massa de ar passando pelo ventilador. FR está representada pela Figura 35 e é apenas ilustrada, sem possibilidade de comparações por falta de dados experimentais.

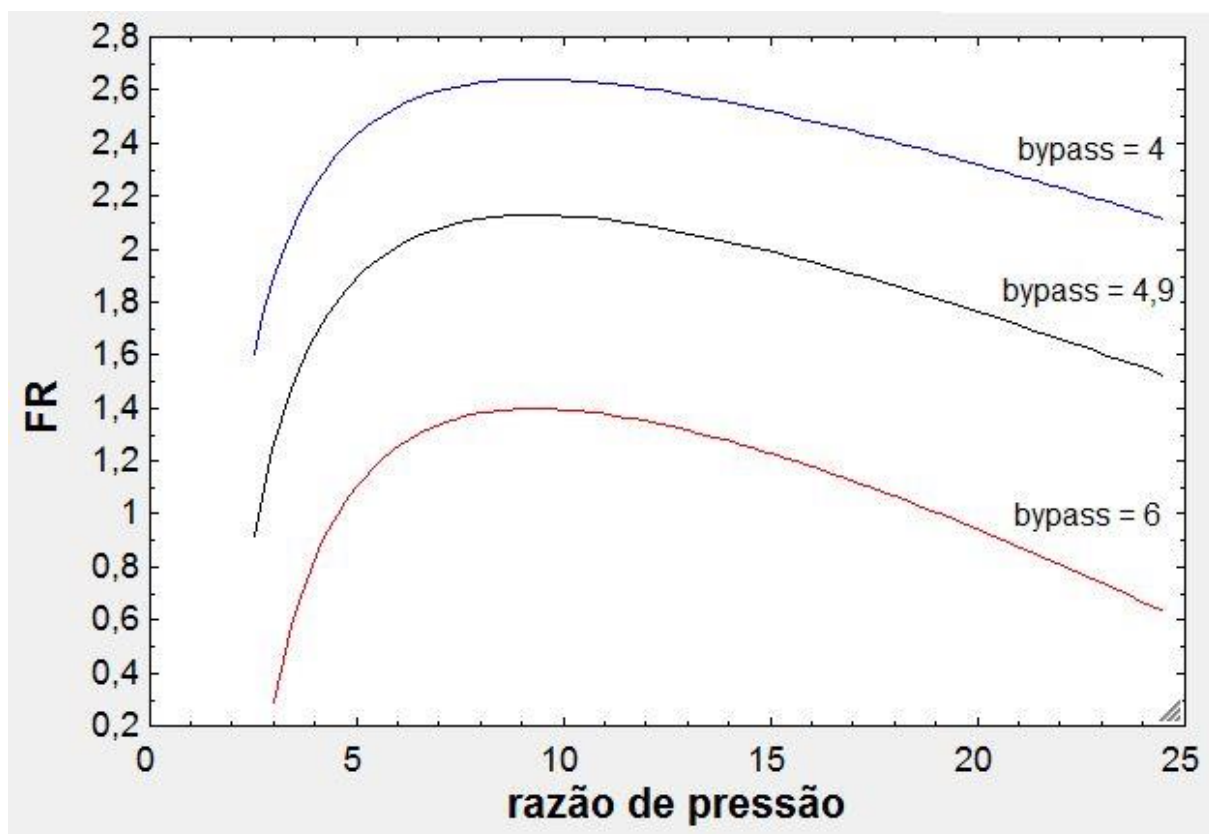


Figura 35 – Razão de empuxo (FR) – Turbofan.  
Fonte: Autoria própria.

Como Mattingly(1996) descreve, a tendência é que, para motores com as mesmas características, mas com razões de *bypass* maiores, o valor de FR decresce.

### 4.3 COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS

Neste item são comparados os resultados referentes aos motores turbojato e turbofan, quanto aos desvios entre testes reais do motor, e a simulação ideal.

Para o turbojato, obteve-se um valor ideal para o empuxo específico de 755,1 [N/(kg/s)], enquanto pela Tabela 1, tem-se um valor de 11200 lbf para empuxo, que no SI equivale a 49817,6 N. Este valor é referente ao empuxo puro. Ainda pela Tabela 1, obtém-se um valor de 180 lb/s para a vazão mássica ( $\dot{m}_0$ ).

Portanto, convertendo-se o empuxo puro para empuxo específico, chega-se ao valor de  $\delta = 610,54$  [N/(kg/s)].

Como esperado, o valor para o empuxo específico ideal é maior do que o valor real, obtido em testes práticos. Para o turbojato, a diferença entre tais valores foi de 19,14 %.

Ainda para o turbojato, foi possível também analisar o desvio entre o consumo específico de combustível real e ideal. O consumo específico na máxima potência, ou seja, quando a razão de pressão é a maior, foi obtido através do EES<sup>®</sup> como sendo de 0,00001735 [kg/(N.s)], que equivale a 17,35 [mg/(N.s)]. Pela Tabela 1, tem-se o valor de 0,775 [lbm/(lbf.h)] para o consumo específico de combustível, que equivale a 0,00002195 [kg/(N.s)], ou seja 21,95 [mg/(N.s)]. Portanto, o desvio entre motor real e ideal, para o consumo específico de combustível foi de 20,95 %.

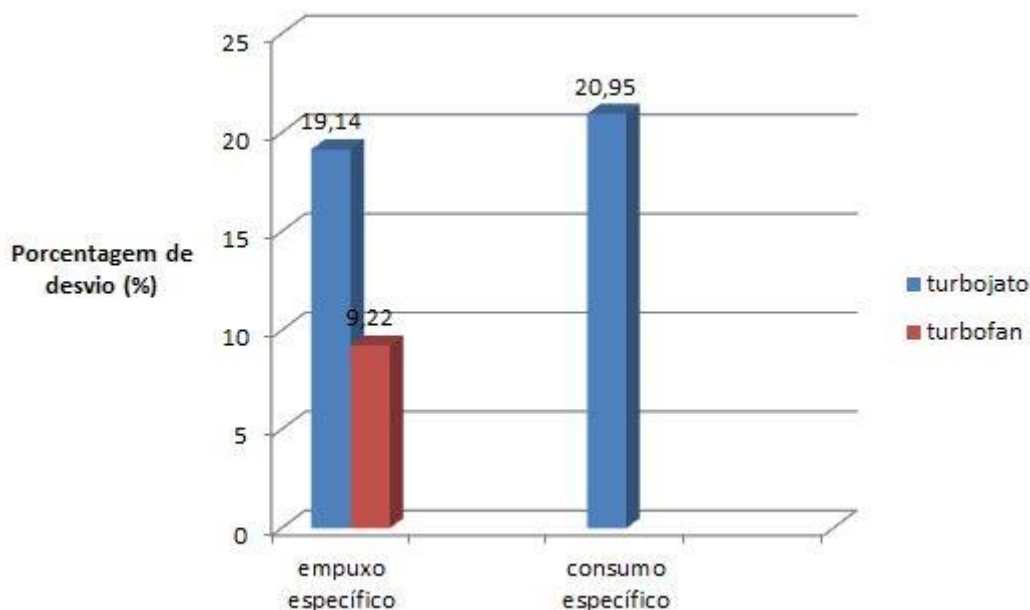
Para o turbofan, só foi possível analisar o desvio para o empuxo específico, pois para comparar os valores entre consumo específico, seria necessário o valor real de consumo específico de combustível na decolagem, dado inexistente na Tabela 2. Uma comparação entre o consumo específico durante o voo de cruzeiro também fica impossibilitada devido à falta do fluxo de ar durante o voo de cruzeiro, que é diferente daquele presente na decolagem.

Portanto, o valor obtido através da simulação ideal para o empuxo específico para o turbofan foi de 349,3 [N/(kg/s)], enquanto que na Tabela 2, o valor referente ao empuxo puro é de 53000 lbf para a decolagem, que equivale a 317,09 [N/(kg/s)].

Para converter este valor, precisou-se utilizar o valor da vazão mássica de ar na entrada, dado que aparece incorreto na Tabela 2. Através da Meier (2005), que complementa a Tabela 2, pode-se notar que o valor correto para a vazão

mássica é de 1639 e não 1,639 como está mostrado na Tabela 2. Logo, o desvio encontrado entre teste real e simulação ideal para o turbofan foi de 9,22 %.

A partir dos resultados dos desvios encontrados, nota-se que o turbofan opera mais próximo das condições ideais. Seu desvio da condição ideal, em relação ao empuxo específico, é menos da metade do desvio do turbojato. A Figura 36 ilustra melhor esta comparação.



**Figura 36 – Desvios entre testes reais e condições ideais – Turbojato e Turbofan.**  
Fonte: Autoria própria.

Acredita-se que o maior desvio encontrado no motor turbojato deva-se à sua mais elevada conversão de energia na câmara de combustão para a geração de potência ou empuxo, acarretando na presença de maiores irreversibilidades quando comparado com o motor turbofan.

## 5 CONCLUSÕES

Este estudo mostrou que o comportamento das curvas de rendimento dos motores aeronáuticos turbojato e turbofan pode ser determinado facilmente com base numa análise de ciclo ideal. A partir de uma análise termodinâmica dos ciclos e com o auxílio do *software* EES<sup>®</sup> foi possível realizar comparações com dados de operação reais encontrados na literatura, sendo estes bastante limitados.

Com as simulações realizadas foi verificado que os motores turbofan consomem proporcionalmente menos combustível por utilizarem a razão de *bypass*, porém, operam também a velocidades mais baixas do que os turbojato.

A partir de dados operacionais de motores comerciais, foi encontrado que o ciclo ideal de motores turbofan pode proporcionar um desvio de aproximadamente 10% no cálculo de alguns parâmetros de rendimento. No caso de motores turbojato, este desvio pode alcançar o dobro do obtido com motores turbofan, devido à maior intensidade na conversão de energia química do combustível em energia térmica no fenômeno da combustão para maior geração de empuxo. Mesmo assim, ambos os desvios são menores do que os obtidos em outras máquinas térmicas, como no caso do motor de combustão interna alternativo, onde o desvio em relação ao ciclo ideal pode atingir 50%. Dessa forma, comprova-se o melhor rendimento dos motores turbofan em relação aos turbojato. A sua maior eficiência, aliada à geração de boa quantidade de empuxo, um consumo menor de combustível e, conseqüentemente, menor poluição do meio ambiente, justificam seu uso em quase a totalidade dos aviões comerciais existentes na atualidade.

## REFERÊNCIAS

BENINI, E.; GIACOMETTI, S. **Design, manufacturing and operation of a small turbojet-engine for research purposes**. *Applied Energy* v.84 p.1102–1116, 2007.

CONIGLIO, SERGIO. **Military Aircraft Propulsion:Jets vs. Props**. *Military Technology – MILTECH* • 2/2D10, p.77-84, 2010.

CURNOCK, B.;YIN, J.; HALES, R.;PILIDIS, P. **High-bypass turbofan model using a fan radial-profile performance map**. *Aircraft Design* v.4 p.115–126, 2001.

GODIN, T.; HARVEY, S.; STOUFFS, P. **Theoretical analysis of environmental and energetic performance of very high temperature turbo-jet engines**. *International Journal of Thermal Sciences*, v.38, p. 442-451, 1998.

Hall E. W.; Wilcox, E. C. **THEORETICAL COMPARISON OF SEVERAL METHODS OF THRUST AUGMENTATION FOR TURBOJET ENGINES**. NACA RM, E8H11, 1948.

KONG, C. D.; CHUNGT, S. C. **Real Time Linear Simulation and Control for Small Aircraft Turbojet Engine**. *KSME International Journal*, v. 13, p. 656- 666, 1999.

LIU, F.; SIRIGNANO, W. A. **Turbojet and Turbofan Engine Performance Increases Through Turbine Burners**. *JOURNAL OF PROPULSION AND POWER*, v. 17, p. 695-705, 2001.

MATTINGLY, J. D. **Elements of Gas Turbine Propulsion**. United States: McGraw-Hill, Inc, 1996.

MEIER, NATHAN. **Civil Turbojet/Turbofan Specifications; 2005**. Disponível em <<http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>>. Acesso em 26 de abril de 2014.

MORAN, Michael J.; SHAPIRO, Howard N. **Princípios de termodinâmica para engenharia**. 6. ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos, 2011.

NAEEM, M. **Impacts of low-pressure (LP) compressors' fouling of a turbofan upon operational-effectiveness of a military aircraft.** Applied Energy v.85 p. 243–270, 2008.

NAJJAR, Y. S.H.; AL-SHARIF, S. F. **Thermodynamic optimization of the turbofan cycle.** Aircraft Engineering and Aerospace Technology, v. 78, p. 467–480, 2006.

QUINTILLA, V.;GÉRARD, R. L. ;LAVERGNE, G. **Development of a model to predict the ignition performance of a turbojet engine at high altitude.** C. R. Mecanique v.330 p.811–818, 2002.

PRATT & WHITNEY. **JT9D ENGINE**, products/comercial engines. Disponível em <[http://www.pw.utc.com/JT9D\\_Engine](http://www.pw.utc.com/JT9D_Engine)>. Acesso em 26 de abril de 2014.

ROLLS-ROYCE Plc. **The Jet Engine**, 5<sup>a</sup> ed. England: Renault Printing Co Ltd, 1996.

SVOBODA, C. **Turbofan engine database as a preliminary design tool.** Aircraft Design v.3, p. 17-31, 2000.

TONA, C.; RAVIOLO, P.A.; PELLEGRINI, L.F.;OLIVEIRA, S.; **Exergy and thermoeconomic analysis of a turbofan engine during a typical commercial flight.** Journal of Energy v.35 p.952-959, 2010.

TUMER, I.; BAJWA, A. **Learning about How Aircraft Engines Work and Fail.** AIAA, Paper 99-2850. In 35<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Los Angeles, Junho 1999.

TURAN, O. **Exergetic effects of some design parameters on the small turbojet engine for unmanned air vehicle applications.** Jornal of energy v.46 p. 51-61, 2012.

## **APÊNDICE A - Programas utilizados para a simulação no EES®**



## SIMULAÇÃO

As figuras a seguir mostram os programas utilizados para a simulação ideal através do *software* EES®.

Turbojato – Empuxo Específico:

$$T_0 = 288,15 \text{ [K]}$$

$$\gamma = 1,4$$

$$c_p = 1004 \text{ [J/(kg*K)]}$$

$$h_{pr} = 4,27984 \times 10^7 \text{ [J/kg]}$$

$$T_{t4} = 1144,26 \text{ [K]}$$

$$R = \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right] \cdot c_p$$

$$a_0 = (\gamma \cdot R \cdot T_0)^{1/2}$$

$$\tau_k = \frac{T_{t4}}{T_0}$$

$$\tau_c = \text{pi}_c \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right]$$

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_k} \cdot (\tau_c - 1)$$

$$\tau_r = 1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right] \cdot \text{Mach}_0^2$$

$$F = a_0 \cdot \left[ \left( \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \right] \cdot \frac{\tau_k}{\tau_r \cdot \tau_c} \cdot (\tau_r \cdot \tau_c \cdot \tau_t - 1) \right)^{0,5} - \text{Mach}_0 \right]$$

Figura A1 – Programa para a simulação do empuxo específico – Turbojato.

Turbojato – Consumo Específico de Combustível:

$$T_0 = 288,15$$

$$\gamma = 1,4$$

$$c_p = 1004,832$$

$$h_{pr} = 4,27984 \times 10^7$$

$$T_{t4} = 1144,26$$

$$R = \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right] \cdot c_p$$

$$a_0 = (\gamma \cdot R \cdot T_0)^{(1/2)}$$

$$\tau_\lambda = \frac{T_{t4}}{T_0}$$

$$\tau_c = \rho_{i0} \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right]$$

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} \cdot (\tau_c - 1)$$

$$\tau_r = 1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right] \cdot \text{Mach}_0^2$$

$$F_{\text{especifico}} = a_0 \cdot \left[ \left( \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \right] \cdot \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \cdot \tau_c} \cdot (\tau_r \cdot \tau_c \cdot \tau_t - 1) \right)^{0,5} - \text{Mach}_0 \right]$$

$$f = \frac{c_p \cdot T_0}{h_{pr}} \cdot (\tau_\lambda - \tau_r \cdot \tau_c)$$

$$S = \frac{f}{F_{\text{especifico}}}$$

Figura A2 – Programa para a simulação do consumo específico de combustível – Turbojato.

Turbojato – Eficiências térmica, propulsiva e global:

$$T_0 = 288,15 \text{ [K]}$$

$$\gamma = 1,4$$

$$c_p = 1,004832 \text{ [kJ/(kg*K)]}$$

$$T_{t4} = 1144,26 \text{ [K]}$$

$$R = \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right] \cdot c_p$$

$$a_0 = (\gamma \cdot R \cdot T_0)^{(1/2)}$$

$$\tau_\lambda = \frac{T_{t4}}{T_0}$$

$$\tau_c = \rho_{i_c} \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right]$$

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} \cdot (\tau_c - 1)$$

$$\tau_r = 1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right] \cdot \text{Mach}_0^2$$

$$\left[ \frac{V_g}{a_0} \right]^2 = \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \right] \cdot \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \cdot \tau_c} \cdot (\tau_r \cdot \tau_c \cdot \tau_t - 1)$$

$$\eta_{\text{termica}} = 1 - \frac{1}{\tau_r \cdot \tau_c}$$

$$\eta_{\text{propulsiva}} = \frac{2 \cdot \text{Mach}_0}{\frac{V_g}{a_0} + \text{Mach}_0}$$

$$\eta_{\text{global}} = \eta_{\text{termica}} \cdot \eta_{\text{propulsiva}}$$

Figura A3 – Programa para a simulação das eficiências térmica, propulsiva e global – Turbojato.

Turbofan – Empuxo Específico:

$$T_0 = 288,15 \text{ [K]}$$

$$\gamma = 1,4$$

$$c_p = 1004 \text{ [J/(kg*K)]}$$

$$h_{pr} = 4,28 \times 10^7 \text{ [J/kg]}$$

$$T_{t4} = 1349,82 \text{ [K]}$$

$$\text{Mach}_0 = 0$$

$$pi_f = 1,67$$

$$R = \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right] \cdot c_p$$

$$a_0 = (\gamma \cdot R \cdot T_0)^{(1/2)}$$

$$\tau_\lambda = \frac{T_{t4}}{T_0}$$

$$\tau_c = pi_c \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right]$$

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} \cdot (\tau_c - 1 + \alpha \cdot (\tau_f - 1))$$

$$\tau_r = 1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right] \cdot \text{Mach}_0^2$$

$$\tau_f = pi_f \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right]$$

$$\left[ \frac{V_9}{a_0} \right]^2 = \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \right] \cdot \left[ \tau_\lambda - \tau_r \cdot (\tau_c - 1 + \alpha \cdot (\tau_f - 1)) - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \cdot \tau_c} \right]$$

$$\left[ \frac{V_{19}}{a_0} \right]^2 = \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \right] \cdot (\tau_r \cdot \tau_f - 1)$$

$$F = a_0 \cdot \left[ \frac{1}{1 + \alpha} \right] \cdot \left[ \frac{V_9}{a_0} - \text{Mach}_0 + \alpha \cdot \left( \frac{V_{19}}{a_0} - \text{Mach}_0 \right) \right]$$

Figura A4 – Programa para a simulação do empuxo específico – Turbofan.

Turbofan – Eficiências térmica, propulsiva e global:

$$T_0 = 288,15 \text{ [K]}$$

$$\gamma = 1,4$$

$$c_p = 1004 \text{ [J/(kg*K)]}$$

$$h_{pr} = 4,28 \times 10^7 \text{ [J/kg]}$$

$$T_{t4} = 1349,82 \text{ [K]}$$

$$\text{Mach}_0 = 0,85 \text{ Mach de cruzeiro}$$

$$pi_f = 1,67 \text{ supondo 1,67 do site da P\&W}$$

$$R = \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right] \cdot c_p$$

$$a_0 = (\gamma \cdot R \cdot T_0)^{(1/2)}$$

$$\tau_\lambda = \frac{T_{t4}}{T_0}$$

$$\tau_c = pi_c \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right]$$

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} \cdot (\tau_c - 1 + \alpha \cdot (\tau_f - 1))$$

$$\tau_r = 1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right] \cdot \text{Mach}_0^2$$

$$\tau_f = pi_f \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right]$$

$$\left[ \frac{V_9}{a_0} \right]^2 = \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \right] \cdot \left[ \tau_\lambda - \tau_r \cdot (\tau_c - 1 + \alpha \cdot (\tau_f - 1)) - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \cdot \tau_c} \right]$$

$$\left[ \frac{V_{19}}{a_0} \right]^2 = \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \right] \cdot (\tau_r \cdot \tau_f - 1)$$

$$\eta_{\text{Propulsiva}} = 2 \cdot \left[ \frac{\frac{V_9}{V_0} - 1 + \alpha \cdot \left( \frac{V_{19}}{V_0} - 1 \right)}{\frac{V_9^2}{V_0^2} - 1 + \alpha \cdot \left( \frac{V_{19}^2}{V_0^2} - 1 \right)} \right]$$

$$V_0 = \text{Mach}_0 \cdot a_0$$

$$\eta_{\text{Térmica}} = 1 - \frac{1}{\tau_r \cdot \tau_c}$$

$$\eta_{\text{global}} = \eta_{\text{Propulsiva}} \cdot \eta_{\text{Térmica}}$$

Figura A5 – Programa para a simulação das eficiências térmica, propulsiva e global – Turbofan.

## Turbofan – Razão de Empuxo:

$$T_0 = 288,15 \text{ [K]}$$

$$\gamma = 1,4$$

$$c_p = 1004 \text{ [J/(kg*K)]}$$

$$h_{pr} = 4,28 \times 10^7 \text{ [J/kg]}$$

$$T_{t4} = 1349,82 \text{ [K]}$$

$$\text{Mach}_0 = 0,85$$

$$pi_f = 1,67$$

$$R = \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right] \cdot c_p$$

$$a_0 = (\gamma \cdot R \cdot T_0)^{(1/2)}$$

$$\tau_\lambda = \frac{T_{t4}}{T_0}$$

$$\tau_c = pi_c \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right]$$

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} \cdot (\tau_c - 1 + \alpha \cdot (\tau_f - 1))$$

$$\tau_r = 1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right] \cdot \text{Mach}_0^2$$

$$\tau_f = pi_f \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right]$$

$$\left[ \frac{V_9}{a_0} \right]^2 = \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \right] \cdot \left[ \tau_\lambda - \tau_r \cdot (\tau_c - 1 + \alpha \cdot (\tau_f - 1)) - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \cdot \tau_c} \right]$$

$$\left[ \frac{V_{19}}{a_0} \right]^2 = \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \right] \cdot (\tau_r \cdot \tau_f - 1)$$

$$\text{FR} = \frac{\frac{V_9}{a_0} - \text{Mach}_0}{\frac{V_{19}}{a_0} - \text{Mach}_0}$$

Figura A6 – Programa para a simulação razão de empuxo – Turbofan.

**APÊNDICE B - Resultados tabelados referente as simulações do EES®**

### Turbojato – Empuxo específico de combustível:

1.20	1 F [N/(kg.s)]	2 Mach <sub>0</sub>	3 p <sub>iC</sub>
Run 1	0	0	1
Run 2	447,7	0	1,579
Run 3	557,8	0	2,158
Run 4	617,7	0	2,737
Run 5	655,7	0	3,316
Run 6	681,9	0	3,895
Run 7	700,7	0	4,474
Run 8	714,7	0	5,053
Run 9	725,2	0	5,632
Run 10	733,3	0	6,211
Run 11	739,5	0	6,789
Run 12	744,3	0	7,368
Run 13	747,9	0	7,947
Run 14	750,6	0	8,526
Run 15	752,5	0	9,105
Run 16	753,9	0	9,684
Run 17	754,7	0	10,26
Run 18	755,1	0	10,84
Run 19	755,1	0	11,42
Run 20	754,8	0	12

Figura B1 - Empuxo específico com Mach = 0 – Turbojato.

1.20	1 F [N/(kg.s)]	2 Mach <sub>0</sub>	3 p <sub>iC</sub>
Run 1	160,7	0,5	1
Run 2	370,7	0,5	1,579
Run 3	455,9	0,5	2,158
Run 4	503,7	0,5	2,737
Run 5	534,1	0,5	3,316
Run 6	554,8	0,5	3,895
Run 7	569,4	0,5	4,474
Run 8	580	0,5	5,053
Run 9	587,7	0,5	5,632
Run 10	593,4	0,5	6,211
Run 11	597,4	0,5	6,789
Run 12	600,3	0,5	7,368
Run 13	602,2	0,5	7,947
Run 14	603,4	0,5	8,526
Run 15	603,9	0,5	9,105
Run 16	603,9	0,5	9,684
Run 17	603,5	0,5	10,26
Run 18	602,8	0,5	10,84
Run 19	601,7	0,5	11,42
Run 20	600,4	0,5	12

Figura B2 - Empuxo específico com Mach = 0,5 – Turbojato.



1.20	1 F [N/(kg.s)]	2 Mach <sub>0</sub>	3 p <sub>i_c</sub>
Run 1	278,6	1	1
Run 2	381,2	1	1,579
Run 3	428	1	2,158
Run 4	453,7	1	2,737
Run 5	468,9	1	3,316
Run 6	478,2	1	3,895
Run 7	483,7	1	4,474
Run 8	486,7	1	5,053
Run 9	487,9	1	5,632
Run 10	487,9	1	6,211
Run 11	486,9	1	6,789
Run 12	485,2	1	7,368
Run 13	483	1	7,947
Run 14	480,3	1	8,526
Run 15	477,3	1	9,105
Run 16	474	1	9,684
Run 17	470,4	1	10,26
Run 18	466,7	1	10,84
Run 19	462,8	1	11,42
Run 20	458,8	1	12

Figura B3 - Empuxo específico com Mach = 1 – Turbojato.

1.20	1 F [N/(kg.s)]	2 Mach <sub>0</sub>	3 p <sub>i_c</sub>
Run 1	330,2	2	1
Run 2	335,6	2	1,579
Run 3	328,1	2	2,158
Run 4	316,2	2	2,737
Run 5	302,5	2	3,316
Run 6	288	2	3,895
Run 7	273,2	2	4,474
Run 8	258,3	2	5,053
Run 9	243,5	2	5,632
Run 10	228,9	2	6,211
Run 11	214,3	2	6,789
Run 12	200	2	7,368
Run 13	185,7	2	7,947
Run 14	171,7	2	8,526
Run 15	157,7	2	9,105
Run 16	143,9	2	9,684
Run 17	130,3	2	10,26
Run 18	116,7	2	10,84
Run 19	103,2	2	11,42
Run 20	89,87	2	12

Figura B4 - Empuxo específico com Mach = 2 – Turbojato.

**Turbojato – Consumo específico de combustível:**

1.20	1 Mach <sub>0</sub>	2 p <sub>i,c</sub>	3 S
Run 1	0	1,1	0,00009306
Run 2	0	1,674	0,00004031
Run 3	0	2,247	0,00003221
Run 4	0	2,821	0,00002845
Run 5	0	3,395	0,00002616
Run 6	0	3,968	0,00002458
Run 7	0	4,542	0,00002339
Run 8	0	5,116	0,00002245
Run 9	0	5,689	0,00002168
Run 10	0	6,263	0,00002103
Run 11	0	6,837	0,00002046
Run 12	0	7,411	0,00001997
Run 13	0	7,984	0,00001953
Run 14	0	8,558	0,00001914
Run 15	0	9,132	0,00001878
Run 16	0	9,705	0,00001845
Run 17	0	10,28	0,00001815
Run 18	0	10,85	0,00001786
Run 19	0	11,43	0,0000176
Run 20	0	12	0,00001735

**Figura B5 - Consumo específico de combustível com Mach = 0 – Turbojato.**

1.20	1 Mach <sub>0</sub>	2 p <sub>i,c</sub>	3 S
Run 1	0,5	1,1	0,00008928
Run 2	0,5	1,674	0,00004789
Run 3	0,5	2,247	0,00003851
Run 4	0,5	2,821	0,000034
Run 5	0,5	3,395	0,00003124
Run 6	0,5	3,968	0,00002932
Run 7	0,5	4,542	0,00002788
Run 8	0,5	5,116	0,00002674
Run 9	0,5	5,689	0,00002581
Run 10	0,5	6,263	0,00002503
Run 11	0,5	6,837	0,00002435
Run 12	0,5	7,411	0,00002376
Run 13	0,5	7,984	0,00002324
Run 14	0,5	8,558	0,00002277
Run 15	0,5	9,132	0,00002235
Run 16	0,5	9,705	0,00002196
Run 17	0,5	10,28	0,0000216
Run 18	0,5	10,85	0,00002127
Run 19	0,5	11,43	0,00002096
Run 20	0,5	12	0,00002067

**Figura B6 - Consumo específico de combustível com Mach = 0,5 – Turbojato.**

1.20	1 Mach <sub>0</sub>	2 p <sub>iC</sub>	3 S
Run 1	1	1,1	0,00006087
Run 2	1	1,674	0,00004462
Run 3	1	2,247	0,00003841
Run 4	1	2,821	0,00003493
Run 5	1	3,395	0,00003262
Run 6	1	3,968	0,00003094
Run 7	1	4,542	0,00002964
Run 8	1	5,116	0,00002858
Run 9	1	5,689	0,0000277
Run 10	1	6,263	0,00002695
Run 11	1	6,837	0,00002629
Run 12	1	7,411	0,00002571
Run 13	1	7,984	0,00002519
Run 14	1	8,558	0,00002472
Run 15	1	9,132	0,00002429
Run 16	1	9,705	0,00002389
Run 17	1	10,28	0,00002352
Run 18	1	10,85	0,00002318
Run 19	1	11,43	0,00002286
Run 20	1	12	0,00002256

Figura B7 - Consumo específico de combustível com Mach = 1 – Turbojato.

## Turbojato – Eficiências:

1.20	1 Mach <sub>0</sub>	2 p <sub>i,c</sub>	3 η <sub>termica</sub>
Run 1	1	1	0,1667
Run 2	1	1,579	0,2686
Run 3	1	2,158	0,3311
Run 4	1	2,737	0,375
Run 5	1	3,316	0,4083
Run 6	1	3,895	0,4349
Run 7	1	4,474	0,4569
Run 8	1	5,053	0,4754
Run 9	1	5,632	0,4914
Run 10	1	6,211	0,5054
Run 11	1	6,789	0,5179
Run 12	1	7,368	0,529
Run 13	1	7,947	0,5391
Run 14	1	8,526	0,5483
Run 15	1	9,105	0,5567
Run 16	1	9,684	0,5644
Run 17	1	10,26	0,5716
Run 18	1	10,84	0,5782
Run 19	1	11,42	0,5845
Run 20	1	12	0,5903

Figura B8 - Eficiência térmica com Mach = 1 – Turbojato.

1.20	1 Mach <sub>0</sub>	2 p <sub>i,c</sub>	3 η <sub>propulsiva</sub>
Run 1	1	1	0,7128
Run 2	1	1,579	0,6447
Run 3	1	2,158	0,6179
Run 4	1	2,737	0,6042
Run 5	1	3,316	0,5964
Run 6	1	3,895	0,5918
Run 7	1	4,474	0,5892
Run 8	1	5,053	0,5879
Run 9	1	5,632	0,5874
Run 10	1	6,211	0,5875
Run 11	1	6,789	0,5882
Run 12	1	7,368	0,5892
Run 13	1	7,947	0,5904
Run 14	1	8,526	0,5919
Run 15	1	9,105	0,5936
Run 16	1	9,684	0,5954
Run 17	1	10,26	0,5974
Run 18	1	10,84	0,5994
Run 19	1	11,42	0,6016
Run 20	1	12	0,6038

Figura B9 - Eficiência propulsiva com Mach = 1 – Turbojato.

1.20	1 $\eta_{\text{global}}$	2 $\text{Mach}_0$	3 $p_{i_c}$
Run 1	0,1188	1	1
Run 2	0,1732	1	1,579
Run 3	0,2046	1	2,158
Run 4	0,2266	1	2,737
Run 5	0,2435	1	3,316
Run 6	0,2574	1	3,895
Run 7	0,2692	1	4,474
Run 8	0,2795	1	5,053
Run 9	0,2887	1	5,632
Run 10	0,297	1	6,211
Run 11	0,3046	1	6,789
Run 12	0,3117	1	7,368
Run 13	0,3183	1	7,947
Run 14	0,3245	1	8,526
Run 15	0,3304	1	9,105
Run 16	0,3361	1	9,684
Run 17	0,3414	1	10,26
Run 18	0,3466	1	10,84
Run 19	0,3516	1	11,42
Run 20	0,3564	1	12

Figura B10 - Eficiência global com Mach = 1 – Turbojato.

**Turbofan – Empuxo específico de combustível:**

1.20	1 $\alpha$	2 F	3 $pi_c$
Run 1	4	300,4	2,5
Run 2	4	334,4	3,658
Run 3	4	349	4,816
Run 4	4	357,2	5,974
Run 5	4	362,3	7,132
Run 6	4	365,6	8,289
Run 7	4	367,9	9,447
Run 8	4	369,4	10,61
Run 9	4	370,3	11,76
Run 10	4	370,9	12,92
Run 11	4	371,2	14,08
Run 12	4	371,2	15,24
Run 13	4	371,1	16,39
Run 14	4	370,8	17,55
Run 15	4	370,4	18,71
Run 16	4	369,9	19,87
Run 17	4	369,3	21,03
Run 18	4	368,7	22,18
Run 19	4	368	23,34
Run 20	4	367,3	24,5

**Figura B11 - Empuxo específico de combustível com by-pass = 4 – Turbofan.**

1.20	1 $\alpha$	2 F	3 $pi_c$
Run 1	4,9	261,3	2,5
Run 2	4,9	312,6	3,658
Run 3	4,9	327,7	4,816
Run 4	4,9	335,9	5,974
Run 5	4,9	340,8	7,132
Run 6	4,9	344	8,289
Run 7	4,9	346,2	9,447
Run 8	4,9	347,6	10,61
Run 9	4,9	348,5	11,76
Run 10	4,9	349	12,92
Run 11	4,9	349,3	14,08
Run 12	4,9	349,3	15,24
Run 13	4,9	349,2	16,39
Run 14	4,9	349	17,55
Run 15	4,9	348,6	18,71
Run 16	4,9	348,1	19,87
Run 17	4,9	347,6	21,03
Run 18	4,9	347	22,18
Run 19	4,9	346,3	23,34
Run 20	4,9	345,6	24,5

**Figura B12 - Empuxo específico de combustível com by-pass = 4,9 – Turbofan.**

1.20	1 $\alpha$	2 F	3 $pi_c$
Run 1	6	293,2	4
Run 2	6	307,9	5,079
Run 3	6	315,5	6,158
Run 4	6	320,1	7,237
Run 5	6	323,1	8,316
Run 6	6	325,2	9,395
Run 7	6	326,6	10,47
Run 8	6	327,5	11,55
Run 9	6	328,1	12,63
Run 10	6	328,4	13,71
Run 11	6	328,5	14,79
Run 12	6	328,4	15,87
Run 13	6	328,2	16,95
Run 14	6	327,9	18,03
Run 15	6	327,6	19,11
Run 16	6	327,1	20,18
Run 17	6	326,6	21,26
Run 18	6	326	22,34
Run 19	6	325,4	23,42
Run 20	6	324,7	24,5

Figura B13 - Empuxo específico de combustível com by-pass = 6 – Turbofan.

1.20	1 $\alpha$	2 F	3 $pi_c$
Run 1	8	281,8	8
Run 2	8	286,6	8,868
Run 3	8	289,5	9,737
Run 4	8	291,4	10,61
Run 5	8	292,7	11,47
Run 6	8	293,5	12,34
Run 7	8	294	13,21
Run 8	8	294,3	14,08
Run 9	8	294,4	14,95
Run 10	8	294,3	15,82
Run 11	8	294,1	16,68
Run 12	8	293,8	17,55
Run 13	8	293,3	18,42
Run 14	8	292,7	19,29
Run 15	8	292,1	20,16
Run 16	8	291,3	21,03
Run 17	8	290,5	21,89
Run 18	8	289,6	22,76
Run 19	8	288,6	23,63
Run 20	8	287,4	24,5

Figura B14 - Empuxo específico de combustível com by-pass = 8 – Turbofan.

## Turbofan – Eficiências:

1.20	1 $\alpha$	2 $\eta_{\text{Térmica}}$	3 $p_{i_c}$
Run 1	4,9	0,3275	2,5
Run 2	4,9	0,3968	3,658
Run 3	4,9	0,4424	4,816
Run 4	4,9	0,4757	5,974
Run 5	4,9	0,5016	7,132
Run 6	4,9	0,5225	8,289
Run 7	4,9	0,54	9,447
Run 8	4,9	0,555	10,61
Run 9	4,9	0,568	11,76
Run 10	4,9	0,5794	12,92
Run 11	4,9	0,5896	14,08
Run 12	4,9	0,5988	15,24
Run 13	4,9	0,6071	16,39
Run 14	4,9	0,6146	17,55
Run 15	4,9	0,6216	18,71
Run 16	4,9	0,6281	19,87
Run 17	4,9	0,634	21,03
Run 18	4,9	0,6396	22,18
Run 19	4,9	0,6448	23,34
Run 20	4,9	0,6497	24,5

Figura B15 - Eficiência térmica com by-pass = 4,9 – Turbofan.

1.20	1 $\alpha$	2 $\eta_{\text{Propulsiva}}$	3 $p_{i_c}$
Run 1	4,9	0,8022	2,5
Run 2	4,9	0,7785	3,658
Run 3	4,9	0,7638	4,816
Run 4	4,9	0,7557	5,974
Run 5	4,9	0,7513	7,132
Run 6	4,9	0,7494	8,289
Run 7	4,9	0,7489	9,447
Run 8	4,9	0,7495	10,61
Run 9	4,9	0,7508	11,76
Run 10	4,9	0,7526	12,92
Run 11	4,9	0,7548	14,08
Run 12	4,9	0,7573	15,24
Run 13	4,9	0,76	16,39
Run 14	4,9	0,7628	17,55
Run 15	4,9	0,7657	18,71
Run 16	4,9	0,7687	19,87
Run 17	4,9	0,7717	21,03
Run 18	4,9	0,7747	22,18
Run 19	4,9	0,7777	23,34
Run 20	4,9	0,7806	24,5

Figura B16 - Eficiência propulsiva com by-pass = 4,9 – Turbofan.



1.20	1 $\alpha$	2 $\eta_{\text{global}}$	3 $pi_c$
Run 1	4,9	0,2627	2,5
Run 2	4,9	0,3089	3,658
Run 3	4,9	0,3379	4,816
Run 4	4,9	0,3595	5,974
Run 5	4,9	0,3768	7,132
Run 6	4,9	0,3916	8,289
Run 7	4,9	0,4044	9,447
Run 8	4,9	0,416	10,61
Run 9	4,9	0,4264	11,76
Run 10	4,9	0,4361	12,92
Run 11	4,9	0,445	14,08
Run 12	4,9	0,4534	15,24
Run 13	4,9	0,4614	16,39
Run 14	4,9	0,4688	17,55
Run 15	4,9	0,476	18,71
Run 16	4,9	0,4828	19,87
Run 17	4,9	0,4893	21,03
Run 18	4,9	0,4955	22,18
Run 19	4,9	0,5014	23,34
Run 20	4,9	0,5072	24,5

Figura B17 - Eficiência global com by-pass = 4,9 – Turbofan.

### Turbofan – Razão de empuxo:

1.20	1 $\alpha$	2 FR	3 $pi_c$
Run 1	4	1,604	2,5
Run 2	4	2,153	3,658
Run 3	4	2,406	4,816
Run 4	4	2,536	5,974
Run 5	4	2,603	7,132
Run 6	4	2,633	8,289
Run 7	4	2,64	9,447
Run 8	4	2,631	10,61
Run 9	4	2,611	11,76
Run 10	4	2,583	12,92
Run 11	4	2,549	14,08
Run 12	4	2,51	15,24
Run 13	4	2,467	16,39
Run 14	4	2,422	17,55
Run 15	4	2,374	18,71
Run 16	4	2,325	19,87
Run 17	4	2,274	21,03
Run 18	4	2,221	22,18
Run 19	4	2,167	23,34
Run 20	4	2,113	24,5

Figura B18 - Razão de empuxo com by-pass = 4 – Turbofan.

1.20	1 $\alpha$	2 FR	3 $pi_c$
Run 1	4,9	0,914	2,5
Run 2	4,9	1,571	3,658
Run 3	4,9	1,861	4,816
Run 4	4,9	2,009	5,974
Run 5	4,9	2,085	7,132
Run 6	4,9	2,119	8,289
Run 7	4,9	2,127	9,447
Run 8	4,9	2,117	10,61
Run 9	4,9	2,094	11,76
Run 10	4,9	2,063	12,92
Run 11	4,9	2,024	14,08
Run 12	4,9	1,98	15,24
Run 13	4,9	1,932	16,39
Run 14	4,9	1,88	17,55
Run 15	4,9	1,826	18,71
Run 16	4,9	1,769	19,87
Run 17	4,9	1,71	21,03
Run 18	4,9	1,649	22,18
Run 19	4,9	1,587	23,34
Run 20	4,9	1,523	24,5

Figura B19 - Razão de empuxo com by-pass = 4,9 – Turbofan.

1.20	1 $\alpha$	2 FR	3 $pi_c$
Run 1	6	0,8345	4
Run 2	6	1,121	5,079
Run 3	6	1,271	6,158
Run 4	6	1,35	7,237
Run 5	6	1,387	8,316
Run 6	6	1,396	9,395
Run 7	6	1,386	10,47
Run 8	6	1,362	11,55
Run 9	6	1,328	12,63
Run 10	6	1,286	13,71
Run 11	6	1,237	14,79
Run 12	6	1,183	15,87
Run 13	6	1,125	16,95
Run 14	6	1,063	18,03
Run 15	6	0,9982	19,11
Run 16	6	0,93	20,18
Run 17	6	0,8589	21,26
Run 18	6	0,7851	22,34
Run 19	6	0,7086	23,42
Run 20	6	0,6296	24,5

Figura B20 - Razão de empuxo com by-pass = 6 – Turbofan.