

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA**  
**“JÚLIO DE MESQUITA FILHO”**  
**CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA**

**LAURA DE OLIVEIRA ALMEIDA**

**ESTUDO DA PERFORMANCE DA FAMÍLIA DE MOTORES TURBOFAN ROLLS-ROYCE  
TRENT**

São João da Boa Vista

2022

**Laura de Oliveira Almeida**

**ESTUDO DA PERFORMANCE DA FAMÍLIA DE MOTORES TURBOFAN ROLLS-ROYCE  
TRENT**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Prof. Dr. Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo

São João da Boa Vista  
2022

A447e Almeida, Laura de Oliveira  
Estudo da performance da família de motores turbofan  
Rolls-Royce Trent / Laura de Oliveira Almeida. -- São  
João da Boa Vista, 2022  
68 p. : il., tabs., fotos

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado -  
Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista  
(Unesp), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista  
Orientador: Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo

1. Propulsão à jato. 2. Desempenho - Medição. 3.  
Aviões Motores. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da  
Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo  
autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”  
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA  
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**ESTUDO DA PERFORMANCE DA FAMÍLIA DE MOTORES TURBOFAN ROLLS-  
ROYCE TRENT**

Aluno: Laura de Oliveira Almeida

Orientador: Prof. Dr. Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo

Banca Examinadora:

- Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo (Orientador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinadora)
- Vagner Candido de Sousa (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 009/2022)

São João da Boa Vista, 15 de julho de 2022

## **AGRADECIMENTOS**

Gostaria de agradecer em primeiro lugar a minha família, principalmente meus pais que tornaram o sonho da graduação em engenharia aeronáutica possível e ao meu primo Angelo Montenegro na composição das imagens desse trabalho de conclusão de curso.

Também exponho meu eterno carinho e minha gratidão a todos os amigos que me acompanharam na graduação, principalmente aqueles que me apoiaram durante a elaboração deste trabalho, Luiz Guilherme Burato, Leonardo Terças, Wendel Alves, Guilherme Moia e Allan Branco.

Gostaria também de agradecer especialmente dois professores que tornaram a construção desse trabalho possível, meu orientador Prof. Dr. Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo responsável por estimular meu interesse em motores aeronáuticos e Prof. Dr Ahmed F. El-Sayed por compartilhar os conhecimentos desse assunto.

*“Aviation is proof that given the will, we have the capacity to achieve the impossible.”  
(Eddie Rickenbacker)*

## RESUMO

A ideia de propulsão a jato originou-se no início do século 20. Em 1950, a Rolls-Royce foi a primeira empresa a introduzir o conceito de motor turbofan com o motor Conway, além disso, com a família de motores turbofan Trent a Rolls-Royce estabeleceu novos padrões de desempenho para a aviação civil. O presente trabalho tem como objetivo o estudo histórico da família de motores Rolls-Royce Trent e a análise da performance desses motores. Para análise da família Trent foi utilizado um modelo do ciclo termodinâmico real para motores turbofan de 3 eixos. Como resultado foi obtido dados de eficiências propulsiva e térmica, o consumo específico de combustível e o empuxo específico dos motores para condições de voo em cruzeiro e decolagem. Em conjunto com as características técnicas, os resultados apontam para uma evolução na razão de compressão, um aumento da razão de bypass e do diâmetro do fan. Os resultados também mostram que uma melhora das eficiências e diminuição do consumo de combustível.

**PALAVRAS-CHAVE:** Propulsão à Jato, Performance, Desempenho, Aviação Motores.

## **ABSTRACT**

The jet propulsion idea originated in the early 20th century. In 1950, Rolls-Royce was the first company to introduce the turbofan engine with the Conway engine. Later, Rolls-Royce set new performance standards for civil aviation with the turbofan Trent family engines. The present work has as objective the historical study of the RR Trent family and the performance analysis of these engines. For the analysis of the Trent family, it was used a model of the real thermodynamic cycle for the 3 spool turbofan engine. As a result, the propulsive and thermal efficiencies, the specific fuel consumption, and the specific thrust of the engines for cruise and takeoff flight conditions are obtained. Together with the technical characteristics, the results point to an evolution in the compression ratio, an increase in the bypass ratio, and the fan diameter. The results also show an improvement in efficiencies and a decrease in fuel consumption.

**KEYWORDS:** Jet Propulsion, Performance. Aircraft Engines

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Ernst Heinkel e Hans von Ohain. . . . .	17
Figura 2	He-178 . . . . .	17
Figura 3	Frank Whittle. . . . .	17
Figura 4	E28/29. . . . .	18
Figura 5	Olympus 593. . . . .	18
Figura 6	Esquema de um motor Turbojato. . . . .	19
Figura 7	Esquema detalhado de um motor Turbojato. . . . .	19
Figura 8	Desenho 3D de motores turbojato e turbofan. . . . .	20
Figura 9	Boeing 707 equipado com motor RR Conway. . . . .	20
Figura 10	Família de Motores Rolls-Royce Trent. . . . .	21
Figura 11	Motor Rolls Royce Trent 1000. . . . .	22
Figura 12	Desenho 3D do Fan do Motor Rolls Royce Trent 1000. . . . .	23
Figura 13	Vista lateral do Fan do Motor Rolls Royce Trent 1000. . . . .	23
Figura 14	Compressor. . . . .	24
Figura 15	Compressor do Motor Rolls Royce Trent 1000. . . . .	24
Figura 16	High Pressure Compressor do Motor Rolls Royce Trent 1000. . . . .	25
Figura 17	Câmara de Combustão. . . . .	25
Figura 18	High Pressure Turbine do Motor Rolls Royce Trent 1000. . . . .	26
Figura 19	A330 com Motores Rolls Royce Trent 700. . . . .	30
Figura 20	BelugaXL equipado com motores Rolls-Royce Trent 700. . . . .	30
Figura 21	Motor Rolls Royce Trent 700. . . . .	31
Figura 22	Motor Rolls Royce Trent 800. . . . .	32
Figura 23	Motor Rolls Royce Trent 800. . . . .	33
Figura 24	Cutway Motor Rolls Royce Trent 500. . . . .	35
Figura 25	Motor Rolls Royce Trent 500. . . . .	36
Figura 26	Airbus A380 . . . . .	37
Figura 27	Motor Rolls Royce Trent 900. . . . .	38
Figura 28	Motor Rolls Royce Trent 900. . . . .	38
Figura 29	Boeing 787 Dreamliner equipado com Motor Rolls Royce Trent 1000. . . . .	39
Figura 30	Motor Rolls Royce Trent 1000. . . . .	40
Figura 31	Fan do Motor Rolls Royce Trent 1000. . . . .	40
Figura 32	Motor Rolls Royce Trent XWB. . . . .	41
Figura 33	Airbus A350. . . . .	42
Figura 34	Motor Rolls Royce Trent XWB. . . . .	43
Figura 35	Motor Rolls Royce Trent XWB. . . . .	43
Figura 36	Motor Rolls Royce Trent 7000. . . . .	44
Figura 37	Motor Rolls Royce Trent 7000. . . . .	44

Figura 38	Airbus A330neo equipado com motor Trent 7000. . . . .	45
Figura 39	Diagrama T-s Ciclo Ideal Bayton. . . . .	47
Figura 40	Diagrama $T - s$ e estações do motor turbofan de três eixos. . . . .	48
Figura 41	Estágios Motor Turbofan de 3 Eixos. . . . .	50
Figura 42	Comprimento em metros. . . . .	55
Figura 43	Peso. . . . .	55
Figura 44	Razão de Compressão. . . . .	56
Figura 45	Diâmetro do Fan. . . . .	56
Figura 46	Número de Pás do Fan. . . . .	57
Figura 47	Razão de Bypass. . . . .	57
Figura 48	Empuxo Máximo. . . . .	58
Figura 49	Diagrama de Missão. . . . .	60
Figura 50	Eficiência Propulsiva x Número de Mach. . . . .	60
Figura 51	Eficiência Térmica x Número de Mach. . . . .	61
Figura 52	Eficiência Total x Número de Mach. . . . .	61
Figura 53	Eficiências em Condição de Cruzeiro. . . . .	62
Figura 54	Eficiências em Condição de Decolagem. . . . .	63
Figura 55	Empuxo Específico x Número de Mach. . . . .	63
Figura 56	Empuxo Específico em Condição de Decolagem . . . . .	64
Figura 57	Empuxo Específico em Condição de Cruzeiro . . . . .	64
Figura 58	TSFC x Número de Mach. . . . .	65
Figura 59	TSFC em Condição de Takeoff . . . . .	65
Figura 60	TSFC em Condição de Cruzeiro . . . . .	65

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Dados Técnicos Trent 700. . . . .	32
Tabela 2 – Dados Técnicos Trent 800. . . . .	34
Tabela 3 – Dados Técnicos Trent 500. . . . .	35
Tabela 4 – Dados Técnicos Trent 900. . . . .	39
Tabela 5 – Dados Técnicos Trent 1000. . . . .	41
Tabela 6 – Dados Técnicos Trent XWB. . . . .	43
Tabela 7 – Dados Técnicos Trent 7000. . . . .	46
Tabela 8 – Parâmetros de entrada para modelagem do termodinâmica do motor turbofan de três eixos. . . . .	53
Tabela 9 – Parâmetros Técnicos dos Motores Rolls Royce Trent. . . . .	54
Tabela 10 – Parâmetros de Entrada para o Ciclo Termodinâmico. . . . .	59

## LISTA DE SÍMBOLOS

$A_{ec}$	Área de saída do fluxo de ar frio
$A_{eh}$	Área de saída do fluxo de ar quente
$C_{pc}$	Calor específico a pressão constante do gás frio
$C_{ph}$	Calor específico a pressão constante do gás quente
$f$	Fração ar-combustível
$\dot{m}_{ar}$	Vazão mássica de ar
$\dot{m}_f$	Vazão mássica de combustível
$P_{ec}$	Pressão de saída do fluxo de ar frio
$P_{eh}$	Pressão de saída do fluxo de ar quente
$P_0$	Pressão anterior ao bocal de admissão
$P_{02}$	Pressão total no bocal de admissão
$P_{04}$	Pressão total na câmara de combustão
$P_{05}$	Pressão total na turbina
$P_{06}$	Pressão total no bocal de exaustão da turbina
$P_{08}$	Pressão total no fan
$P_{09}$	Pressão total no bocal de exaustão externo
$Q_r$	Poder calorífico do combustível
$R$	Constante universal dos gases
$T$	Empuxo
$T_0$	Temperatura a nível do mar dada pela ISA
$T_{02}$	Temperatura total no bocal de entrada
$T_{04}$	Temperatura total na câmara de combustão
$T_{05}$	Temperatura total na turbina
$T_{06}$	Temperatura total no bocal de exaustão na turbina
$T_{08}$	Temperatura total no fan

$T_{09}$	Temperatura total no bocal de exaustão externo
$u$	Velocidade do fluxo de saída do bocal de exaustão
$u_e$	Velocidade do fluxo de saída da turbina
$u_{ec}$	Velocidade do fluxo de saída do fan
$u_{eh}$	Velocidade do fluxo de saída da turbina
$\beta$	Razão de bypass
$\gamma_c$	Coefficiente de expansão adiabático do gás frio
$\gamma_h$	Coefficiente de expansão adiabático do gás quente
$\Delta p_{cc}$	Queda de pressão na câmara de combustão
$\eta_b$	Eficiência do difusor
$\eta_c$	Eficiência do compressor
$\eta_f$	Eficiência do fan
$\eta_m$	Eficiência mecânica da turbina
$\eta_n$	Eficiência do bocal de saída
$\eta_p$	Eficiência propulsiva
$\eta_t$	Eficiência da turbina
$\eta_{th}$	Eficiência térmica

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>15</b>
1.1	MOTIVAÇÃO	15
1.2	OBJETIVO	15
1.3	DESENVOLVIMENTO DE MOTORES A JATO	16
1.4	DESENVOLVIMENTO DE MOTORES TURBOFAN	19
<b>2</b>	<b>DESENVOLVIMENTO</b>	<b>22</b>
2.1	ESTRUTURAS DOS MOTORES TURBOFAN	22
2.1.1	Fan	22
2.1.2	Caixa de Engrenagens	23
2.1.3	Compressor	24
2.1.4	Câmara de Combustão	25
2.1.5	Turbina	26
2.1.6	Nozzle	26
2.2	PARÂMETROS DE EFICIÊNCIA DOS MOTORES TURBOFAN	26
2.2.1	Eficiência Propulsiva	27
2.2.2	Eficiência térmica	28
2.2.3	Eficiência global	29
2.2.4	Empuxo de Decolagem	29
2.2.5	Consumo Específico de Combustível	29
2.3	MOTORES TURBOFAN ROLLS-ROYCE DA FAMÍLIA TRENT	29
2.3.1	Rolls Royce Trent 700	29
2.3.2	Rolls Royce Trent 800.	32
2.3.3	Rolls Royce Trent 500.	34
2.3.4	Rolls Royce Trent 900.	36
2.3.5	Rolls Royce Trent 1000	38
2.3.6	Rolls Royce Trent XWB	41
2.3.7	Rolls Royce Trent 7000.	42
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA E TÉCNICAS</b>	<b>47</b>
3.1	MODELAMENTO MATEMÁTICO	47
3.1.1	Ciclo Termodinâmico Ideal de Brayton	47
3.1.2	Ciclo Termodinâmico para Motores Turbofan	48
<b>4</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES</b>	<b>54</b>
4.1	ANÁLISE DOS PARÂMETROS TÉCNICOS DOS MOTORES	54
4.2	ANÁLISE DA PERFORMANCE DOS MOTORES	58

<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO</b> . . . . .	<b>66</b>
5.1	CONSIDERAÇÕES FINAIS . . . . .	66
5.2	RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS FUTUROS . . . . .	66
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>67</b>

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 MOTIVAÇÃO

O que antes era considerado ficção científica, atualmente vivenciamos. Isso significa que após mais de 100 anos desde o nascimento da aviação civil a inovação contínua impulsiona a aviação moderna e expande os limites do que é possível.

Em 1919, o motor Rolls-Royce Eagle impulsionou o primeiro voo transatlântico sem escalas. Em 1989, o RB211-524 equipou o Boeing 747-400 no primeiro voo sem escalas de Londres e Austrália, algo que na época era considerado impossível. (ROLLS-ROYCE, 2022a) Já em 2004, o Airbus A340-500 com motor Trent 500 realizou o voo comercial sem escalas mais longo do mundo. Mais recentemente, em 2014, o A380 com motor Trent 900 realizou o voo comercial mais longo. (ROLLS-ROYCE, 2022a) Todas essas conquistas aeronáuticas têm algo em comum, a melhoria do considerado coração de uma aeronave, o motor. Então, só é possível entender como a aviação saiu da ficção científica para a atual realidade por meio de um estudo do componente propulsor de uma aeronave, em especial da aviação comercial, dos motores turbofan.

Além de criar um “novo possível” quando um dos motores da fabricante impulsionou o voo comercial mais longo do mundo, a cada novo modelo, a Rolls-Royce estabeleceu novos padrões de desempenho para a aviação civil. (ROLLS-ROYCE, 2022d) Particularmente, a família de motores Trent, pois cada geração obteve sucesso, oferecendo aos clientes eficácia, versatilidade, eficiência e confiabilidade para operar em todo o mundo. Apesar do começo modesto da fabricante com a participação de mercado de 1 dígito, atualmente uma em cada duas aeronaves widebody são equipadas com motores Rolls-Royce. (ROLLS-ROYCE, 2022b)

A família Trent já acumulou mais de 145 milhões de horas de voo e transportou aproximadamente 3,5 bilhões de pessoas. (ROLLS-ROYCE, 2022e) Essa é composta pelo Trent 500, Trent 700, Trent 800, Trent 900, Trent 1000, Trent XWB e Trent 7000 e, equipam aeronaves como Airbus A330, A340, A350 e A380, A330neo, assim como Boeing 777 e 787 Dreamliner. Além disso, o Trent 700 atingiu um recorde mundial de tempo em asa no A330, foram 50.000 horas de voo do motor sem necessidade de revisão. (ROLLS-ROYCE, 2022e) Ademais, O Boeing 777 Classic pode ser equipado com motores de outras fabricantes, porém o motor RR Trent 800 é 8.000 libra mais leve que o GE90, 5.400 lb mais leve que o P4090 e 6.500 lb mais leve que o PW4098, que também equipam essa aeronave, assim, o torna o motor mais popula dessa família de aeronaves (ENTHUSIASTS, 2022). Não obstante, o RR Trent 7000 é o único motor certificado para equipar o Airbus A303neo.

Portanto, a busca pela compreensão do avanço da família de motores em eficiência, em economia de combustível, na diminuição da emissão de gases poluentes motiva o desenvolvimento desse trabalho.

## 1.2 OBJETIVO

O objetivo desse trabalho é entender a evolução da família de motores Rolls-Royce Trent por meio do estudo histórico das características técnicas dos motores e avaliar a performance a partir de um

modelo termodinâmico para motores turbofan de 3 eixos.

### 1.3 DESENVOLVIMENTO DE MOTORES A JATO

A ideia de propulsão a jato originou-se no início do século 20. Já no final da década de 30 e início da década de 40, os motores a jato começaram a existir. (MATTINGLY, 1996) A relação potência/peso desse novo modelo de motor era superior comparada aos motores utilizados na época como o a pistão, porém inicialmente a eficiência era muito menor. (MATTINGLY, 1996)

Várias patentes sobre motores a jato foram solicitadas por inventores de diferentes nacionalidades que trabalhavam independentemente uns dos outros. Em 1908, Lorin patenteou um motor a jato baseado em máquinas de pistão e em 1913, patenteou um motor a jato baseado na compressão ram em voo supersônico, o ramjet e em 1921, M. Guillaume patenteou um motor a jato baseado em turbomáquinas.(MATTINGLY, 1996)

Apesar dessas ideias descreverem muito bem o princípio do motor a jato não foram executadas na prática. Pois, o motor a jato tem, em comparação com o motor a hélice, uma alta velocidade de exaustão (por exemplo, 600 mi/h ou mais). No início da década de 1920, uma aeronave tinha uma capacidade de velocidade de voo que não podia exceder cerca de 200 mi/h.(MATTINGLY, 1996) Assim, naquela época, a chamada eficiência propulsiva do motor a jato era muito baixa (cerca de 30 a 40 por cento) em comparação com a hélice que poderia chegar a mais de 80 por cento. Assim, os primeiros conceitos de motores a jato foram esquecidos por um tempo.

Porém, em 1933, na Alemanha, Hans von Ohain, hoje considerado o inventor alemão dos motores a jato, começou o seu interesse por sistemas de propulsão de aeronaves, quando ele era estudante da Georgia Augusta University of Gottingen. Para o estudante era necessário um processo de fluxo termodinâmico estável, de modo que o processo não produzisse vibrações.(THEODORE., 1967) Além disso, Hans von Ohain acreditava que um motor baseado em tal processo provavelmente poderia ser mais leve e mais potente do que um motor alternativo com uma hélice.

Então, em 1935 iniciou seus trabalhos em turbinas a gás porém encontrou problemas de financiamento para os seus projetos.(THEODORE., 1967) Só quando conheceu Ernst Heinkel, obteve recursos para o desenvolvimento do projeto Figura 1.

O motor foi concluído no final de fevereiro de 1937, durante os últimos meses de 1937, Walter e Siegfried Guenther começaram com estudos de pré-projeto da primeira aeronave a jato (He-178) e empuxo estático especificado de 1100 lb para o motor de voo (He.S3).(THEODORE., 1967)

Em 1939, foi feito o primeiro voo do He-178 com motor a jato He.S3B, capaz de alcançar 1.000 libras de empuxo Figura 2. Este foi o primeiro voo de um avião turbojato no mundo.(THEODORE., 1967) Ele demonstrou não apenas a viabilidade da propulsão a jato, mas também várias características que foram questionadas por muitos oponentes da propulsão a jato.

Paralelamente, em 1928 na Inglaterra um cadete da Royal Air Force, interessou-se por turbinas a gás e por sistemas de propulsão de foguetes, Frank Whittle Figura 3.(HEISER; PRATT, 1994) Logo focou na ideia de aumentar a razão de compressão do fan e substituir uma turbina pelo motor alternativo, o que claramente constituía um motor turbojato compacto e leve. Então, solicitou uma

Figura 1 – Ernst Heinkel e Hans von Ohain.



Fonte: National Air ans Space Museum.

Figura 2 – He-178



Fonte: National Air ans Space Museum.

patente para o turbojato em janeiro de 1930. Infelizmente, não obteve apoio financeiro na indústria de turbinas.(HEISER; PRATT, 1994)

Figura 3 – Frank Whittle.



Fonte: MATTINGLY, J. D. Elements of Gas Turbine Propulsion

Só após 5 anos, com outros 2 oficiais da Royal Air Force uma pequena empresa foi formada para construir e testar o motor de Whittle, Power Jets Ltd. Foi em 15 de Maio de 1941 o primeiro voo do local Gloster/Whittle, equipado com o motor turbo jato Gloster E28/29 (Gloster/Whittle)

Figura 4.(BOYNE; LOPEZ, 1979)

Figura 4 – E28/29.



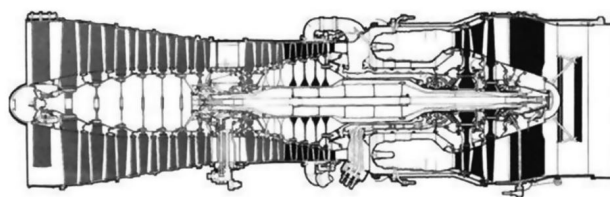
Fonte: National Air ans Space Museum.

Várias corporações britânicas de motores de aeronaves adaptaram o trabalho de Frank Whittle. Especificamente, a Rolls-Royce desenvolveu o primeiro motor operacional e de produção para o Gloster Meteor bimotor, o primeiro caça a jato da Grã-Bretanha.(SCHLAIFER; HERON, 1970 (reprint of 1950 ed.)) Em março de 1943, o protótipo Gloster Meteor fez seu primeiro voo, movido por dois motores a jato radiais de Havland (H-1). Em julho de 1944, o Meteor I, equipado com dois motores Rolls-Royce Welland, entrou em operação. Sua única ação de combate (na Segunda Guerra Mundial) foi em agosto de 1944, em um ataque bem-sucedido contra a bomba voadora alemã V1; era o único caça com velocidade suficiente para o propósito.(SCHLAIFER; HERON, 1970 (reprint of 1950 ed.)) A produção em massa começou com o Meteor III alimentado por dois Rolls-Royce Dervents em 1945.

Após a Segunda Guerra Mundial, a Pratt & Whitney decidiu entrar completamente no desenvolvimento de turbojatos usando turbomáquinas de fluxo axial. A empresa começou com a construção de uma gigantesca instalação de pesquisa e desenvolvimento. O governo deu à Pratt & Whitney um contrato para construir um grande número de motores Rolls-Royce Nene de 5.000 libras de empuxo com um compressor radial do projeto básico de Whittle.(MATTINGLY, 1996)

A Rolls-Royce adotou referências de designs de motores alemães para sua série Avon em 1953. O Comet, movido a Avon, foi o primeiro motor turbojato a entrar em serviço transatlântico. O turbojato Rolls-Royce/Snecma Olympus 593 representado na Figura 5 é único na aviação comercial como o único turbojato de pós-combustão a alimentar uma aeronave comercial, o Concorde. O projeto Olympus 593 foi iniciado em 1964, usando o Olympus 320 da Avro Vulcan como base para o desenvolvimento.(EL-SAYED, 2017)

Figura 5 – Olympus 593.

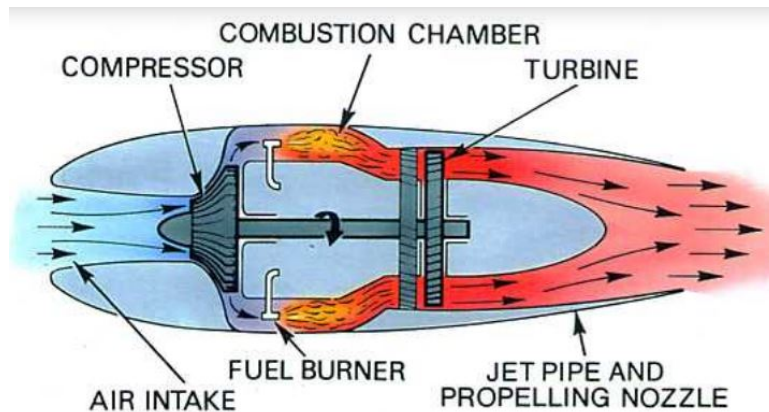


Fonte: National Air ans Space Museum.

#### 1.4 DESENVOLVIMENTO DE MOTORES TURBOFAN

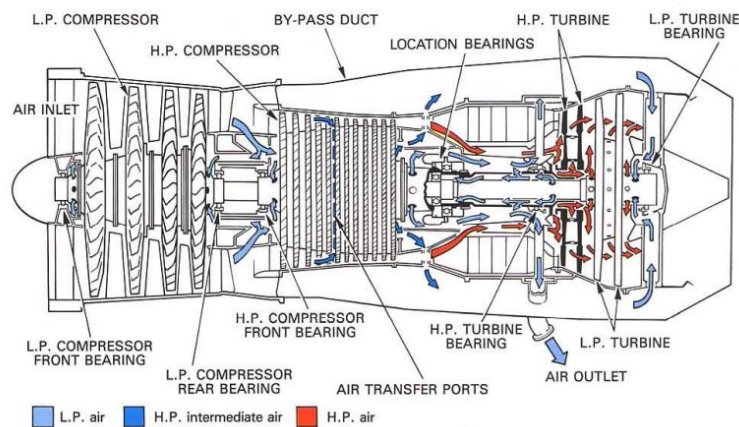
De maneira simplificada, um gerador a gás é composto por um compressor, uma câmara de combustão e uma turbina, o motor a jato nada mais é do que a adição de uma bocal de entrada e um de saída ao esquema do gerador a gás como apresentado de maneira esquemática em Figura 6. O empuxo de um turbojato é obtido da seguinte maneira, o ar admitido é comprimido através de um compressor, este ar é misturado ao combustível e queimando na câmara de combustão, adicionando energia ao sistema. Após a combustão ocorre a expansão dos gases resultantes da queima movimentando uma turbina, gerando energia na forma de trabalho para o acionamento do compressor como ilustrado na Figura 7. Após o acionamento da turbina o escoamento atravessa um bocal de exaustão.

Figura 6 – Esquema de um motor Turbojato.



Fonte: Royce, R., 2015. The jet engine. John Wiley & Sons.

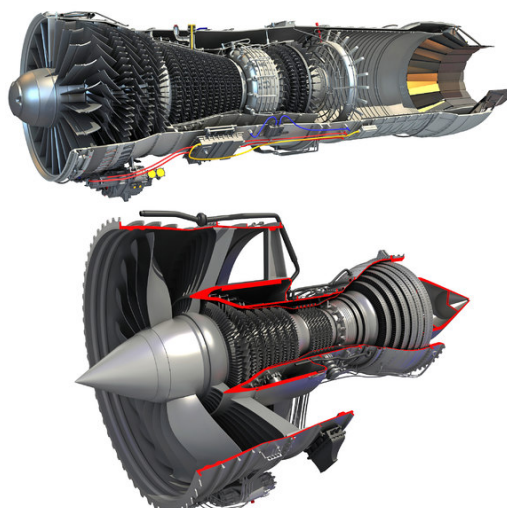
Figura 7 – Esquema detalhado de um motor Turbojato.



Fonte: Royce, R., 2015. The jet engine. John Wiley & Sons.

Os motores turbofan recebem esse nome porque além das partes do motor turbo a jato, possuem um fan (uma grande hélice interna) em sua configuração e dois fluxos de ar atravessando o motor. Uma parte do trabalho da turbina é usado para fornecer energia ao fan. Em função dessa configuração, a área frontal de um turbofan é bastante grande em comparação com a de um turbojato Figura 8 e, por esse motivo, pode gerar mais arrasto.

Figura 8 – Desenho 3D de motores turbojato e turbofan.

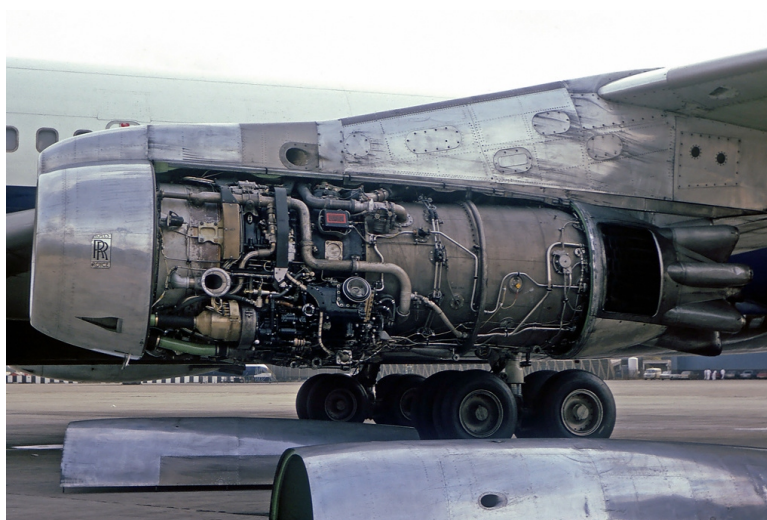


Fonte:RenderHub, 3D Horse.

Porém, geralmente o motor turbofan é mais econômico e eficiente do que o motor turbojato em um domínio limitado de voo, como em baixa potência, baixa velocidade e baixa altitude. A principal característica do turbofan é a aceleração de uma massa maior de ar a uma velocidade mais baixa do que um turbojato, podendo gerar então uma maior eficiência de propulsiva.

Em 1950, a Rolls-Royce foi a primeira empresa a introduzir o princípio “bypass” com o motor Conway Figura 9 que equipou aeronaves como Boeing 707 e DC-8.(EL-SAYED, 2017) Além do maior empuxo e da economia de combustível, outro importante fator dos motores turbofan é a operação mais silenciosa. Além de aeronaves civis, motores turbofan da Rolls-Royce também equipavam aviões militares.

Figura 9 – Boeing 707 equipado com motor RR Conway.

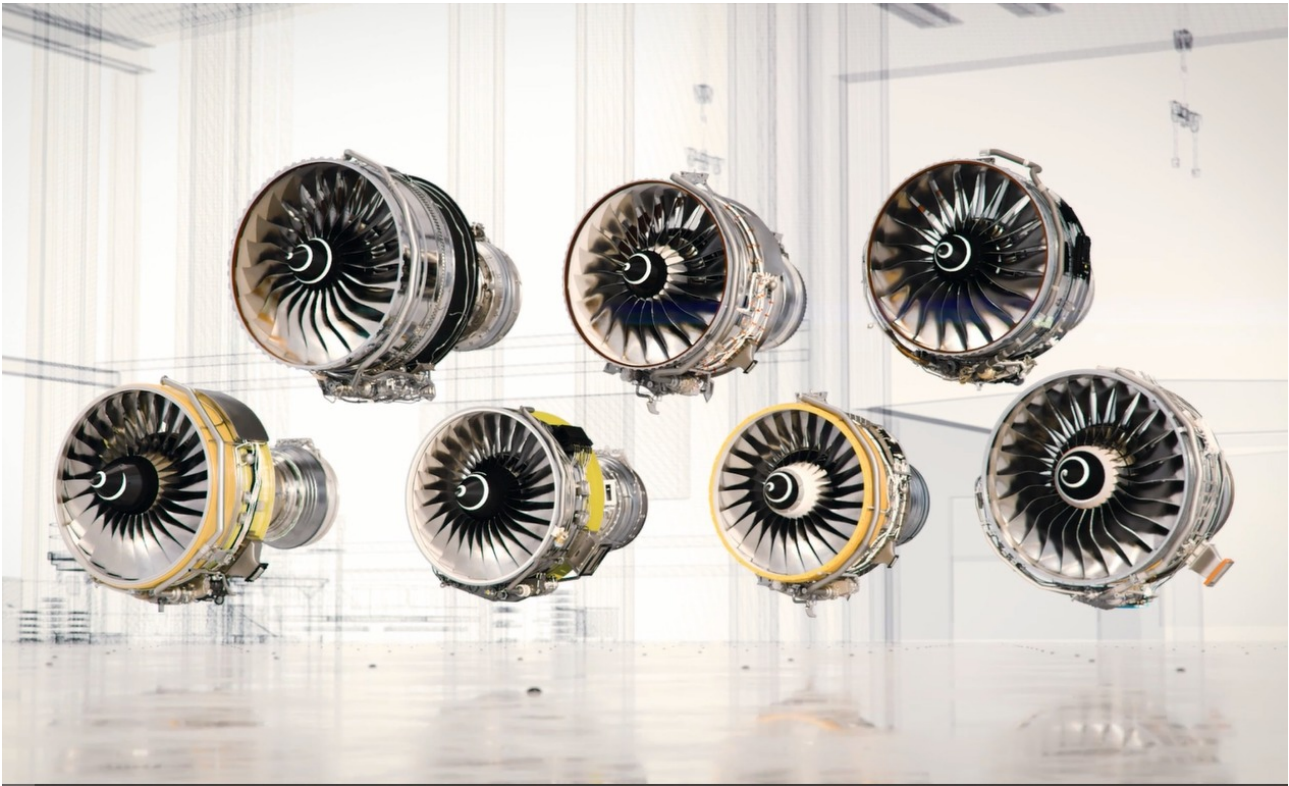


Fonte: Royce, R., 2015. The jet engine. John Wiley & Sons.

Com o surgimento de aviões de fuselagem larga no final da década de 1960, a Rolls-Royce lançou o motor turbofan de três eixos RB211, após alguns anos, esse motor se estabeleceu no coração da família RR equipando Boeings 747, 757 e 767 e o Tupolev Tu 204-120 (EL-SAYED, 2017). A Rolls-Royce

continuou construindo motores aeronáuticos de alta tecnologia com sua nova família de Trent 700, 800, 500, 900 e 1000, XWB e 7000 os quais equipam aviões de grandes empresas como a Boeing e a Airbus.

Figura 10 – Família de Motores Rolls-Royce Trent.



Fonte: Website Rolls-Royce.

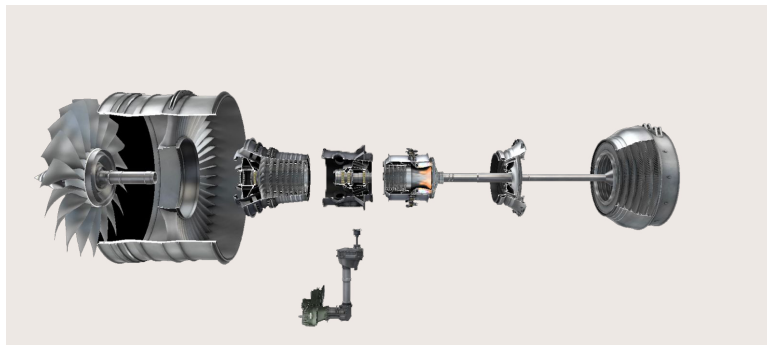
## 2 DESENVOLVIMENTO

### 2.1 ESTRUTURAS DOS MOTORES TURBOFAN

Um motor a jato do tipo turbofan pode ser dividido da seguinte maneira:

- Fan;
- Caixa de Engrenagens;
- Compressor;
- Câmara de Combustão;
- Turbina;
- Bocal de exaustão.

Figura 11 – Motor Rolls Royce Trent 1000.



fonte: Infografic Rolls Royce Trent 1000.

#### 2.1.1 Fan

O fan é o primeiro e maior rotor do compressor Figura 12, tem como principal objetivo acelerar uma grande quantidade de massa de ar e como consequência, gerar a maior parte do empuxo. Portanto, a otimização dessa relação de fluxo de ar é essencial para o desempenho mais eficiente do motor.(KURZKE; HALLIWELL, 2018) A massa de ar que atravessa o fan pode ser dividida em duas partes, uma direcionada para o interior do motor, a qual pode ser chamada de fluxo principal e outra para as laterais do motor, conhecida como “bypass”, a direção e intensidade dos fluxos estão expressos pelas setas na Figura 13. Desse modo, a “razão de bypass” é a relação entre a quantidade de ar que atravessa o interior do motor e a parcela desviada. O fan é acionado pela turbina de baixa pressão por meio do eixo que liga esses dois elementos. Atualmente, a configuração turbofan é normalmente usada em motores de aeronaves de transporte comercial subsônicas. O fan pode ser entendido como um disco com um conjunto de pás removíveis acopladas/fixadas. Porém, nos motores modernos, esse conjunto é fabricado como uma única peça que combina o disco e as pás em um chamado “blisk”.

Figura 12 – Desenho 3D do Fan do Motor Rolls Royce Trent 1000.



fonte: Website Rolls Royce.

Figura 13 – Vista lateral do Fan do Motor Rolls Royce Trent 1000.



fonte: Website Rolls Royce.

Normalmente, as pás dos motores com elevada razão de “bypass” são feitas de Titânio e compósitos de fibra de carbono e possuem um formato bastante complexo. (KURZKE; HALLIWELL, 2018)

A estrutura externa que envolve o fan é reforçada para contenção das pás em caso de falha devido a uma colisão de pássaros, por exemplo. A estrutura de contenção é geralmente feita de aço altamente dúctil, que pode defletir para absorver energia e é reforçada por um anel de fibras de Kevlar continuamente enroladas (KURZKE; HALLIWELL, 2018).

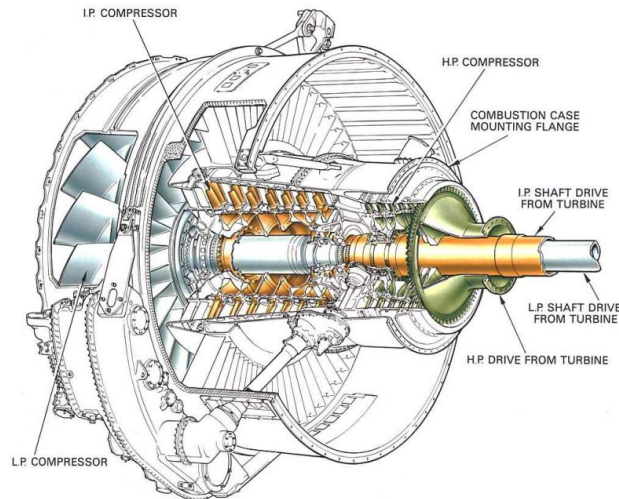
### 2.1.2 Caixa de Engrenagens

Em motores mais antigos, a turbina de baixa pressão e o fan são conectados por apenas um eixo, mas com a introdução de uma caixa de engrenagem é possível desacoplar esses dois componentes, com objetivo dos componentes executarem as respectivas rotações em velocidade ideal: fan de grande diâmetro mais lento e o compressor e a turbina de baixa pressão consideravelmente mais rápido.

### 2.1.3 Compressor

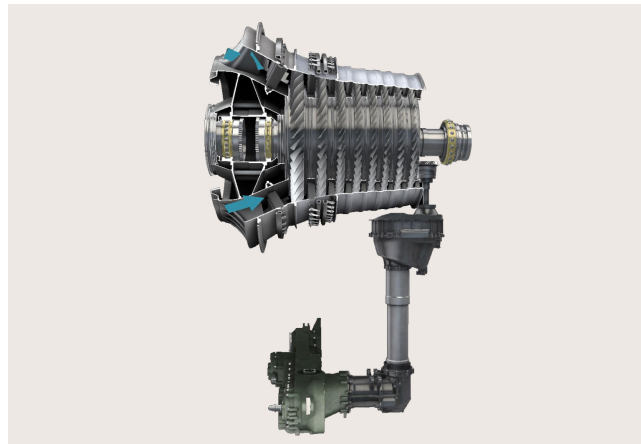
A função do compressor esquematizado em Figura 14 é aumentar a pressão do escoamento de ar admitido para que o processo de combustão na etapa subsequente possa ser realizado de forma mais eficiente, o desenho da estrutura desse componente do motor Rolls-Royce Trent é apresentado em Figura 15 . Para atingir esse objetivo o ar é comprimido, o que resulta em um volume menor da mistura de combustível e ar na câmara de combustão.

Figura 14 – Compressor.



Fonte: Royce, R., 2015. The jet engine. John Wiley & Sons.

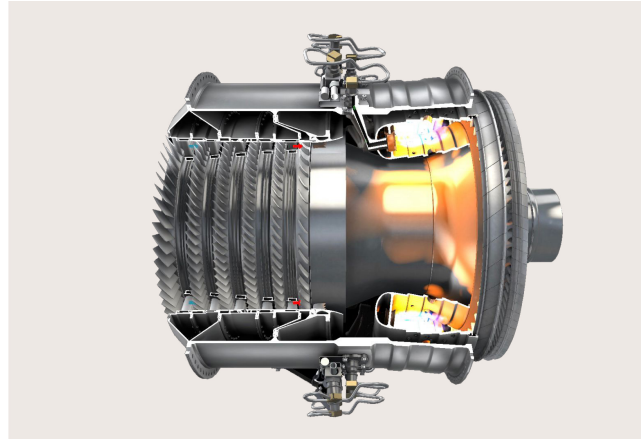
Figura 15 – Compressor do Motor Rolls Royce Trent 1000.



fonte: Website Rolls Royce.

O número de estágio do compressor, o número de rotações por minuto, a relação de pressão entre cada estágio e a eficiência do compressor são definidos durante a fase de projeto. Na configuração turbofan é comum a divisão da compressão em 3 estágios de acordo com a pressão; baixa, intermediária e alta, esses estágios são comumente denominados em inglês como Low Pressure Compressor, Intermediate Pressure Compressor, High Pressure Compressor respectivamente, a Figura 16 esquematiza o High Pressure Compressor do motor Trent 1000.

Figura 16 – High Pressure Compressor do Motor Rolls Royce Trent 1000.



fonte: Website Rolls Royce.

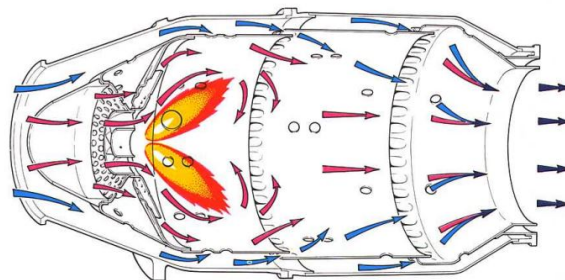
O Low Pressure Compressor (LPC) de muitos turbofans está localizado entre uma estrutura frontal e a estrutura principal do motor e as condições de decolagem impõem as demandas mais extremas, por isso, são normalmente selecionadas como o ponto de projeto mecânico para esse componente. Porém o projeto também precisa levar em consideração condições adversas como o contato com a água da chuva, com granizo e com gelo, além do possível choque com pássaros.

O High Pressure Compressor pode ser projetado como blisks, fabricados a partir de uma liga de titânio.(KURZKE; HALLIWELL, 2018) O nível de temperatura nos estágios traseiros do HPC requer o uso de liga de níquel ou aço inoxidável. (KURZKE; HALLIWELL, 2018)

#### 2.1.4 Câmara de Combustão

Na câmara de combustão ocorre a mistura e queima de combustível e ar, fornecendo para a turbina os gases resultantes a uma temperatura elevada. Portanto, a câmara conecta dois componentes: o compressor de alta pressão e a turbina de alta pressão. Então, a geometria de entrada é obtida do compressor e a geometria de saída da turbina. A diferença entre a pressão de entrada e de saída da câmara é essencial para determinar a espessura da parede. As ligas de níquel-cromo-ferro são usadas para revestimentos da câmara.(KURZKE; HALLIWELL, 2018)

Figura 17 – Câmara de Combustão.



Fonte: Royce, R., 2015. The jet engine. John Wiley & Sons.

### 2.1.5 Turbina

O fluxo de ar proveniente da expansão dos gases da câmara de combustão fornece energia cinética para a estrutura subsequente, a turbina. Então, a energia cinética é convertida em potência de eixo para acionar o compressor, quase 75 por cento da energia resultante da expansão é necessária para acionar o compressor. Assim como os compressores, a turbina possui estágios de acordo com o nível de pressão, High Pressure Turbine, Intermediate Turbine, Low Pressure Turbine. Porém na turbina o processo é inverso, ou seja, ocorre o processo de expansão.

Como o eixo da High Pressure Turbine, está ligado ao compressor tanto aerodinamicamente quanto mecanicamente. a saída da turbina HP define as dimensões da entrada da turbina LP.

Figura 18 – High Pressure Turbine do Motor Rolls Royce Trent 1000.



fonte: Website Rolls Royce.

Nas turbinas LP, as ligas de níquel-ferro-cromo são geralmente usadas. O material escolhido usualmente para a pá é o alumineto de titânio (TiAl) que possui propriedades mecânicas quase equivalentes às ligas de níquel em uso hoje, embora sua densidade seja muito menor. As pás da turbina em TiAl têm apenas cerca de metade do peso dos componentes de liga de níquel comparáveis.

### 2.1.6 Nozzle

Os objetivos do bocal de exaustão, em inglês nozzle, são canalizar o escoamento na saída da turbina e acelerá-lo. Os nozzles podem ser divididos em dois tipos, subsônicos e supersônicos.

Os bocais subsônicos geralmente possuem uma geometria fixa e são convergentes e cônicos, normalmente empregados no transporte comercial. Por sua vez, os bocais supersônicos são aplicados em voo de altas velocidades, têm geometria complexas e variáveis, então, são principalmente utilizados em aeronaves militares.

## 2.2 PARÂMETROS DE EFICIÊNCIA DOS MOTORES TURBOFAN

A eficiência dos motores turbofan podem ser avaliada através dos seguintes parâmetros:

- Eficiência propulsiva;

- Eficiência térmica;
- Eficiência global;
- Empuxo de decolagem;
- Consumo específico de combustível.

### 2.2.1 Eficiência Propulsiva

Denotada por  $\eta_p$ , é a eficiência relacionada com a conversão da energia cinética do fluxo de ar que passa pelo motor em potência propulsiva e, é influenciada pela quantidade de energia perdida no nozzle. De acordo com a referencia (EL-SAYED, 2016)

$$\eta_p = \frac{\text{Potência propulsiva}}{\text{Potência propulsiva} + \text{Energia perdida no exaustor}} \quad (1)$$

Assim como apresentado, o ar que entra no motor turbofan é dividido em dois fluxos, aquele que percorre o núcleo do motor é conhecido como fluxo de ar quente  $\dot{m}_h$ , enquanto aquele que percorre as laterais pode ser chamado de fluxo de ar frio  $\dot{m}_c$ , pois não passa pela câmara de combustão,

$$\eta_p = \frac{u(T_h + T_c)}{u(T_h + T_c) + W_h + W_c} \quad (2)$$

onde  $T_h$  e  $T_c$  são a força de empuxo gerada pelas correntes quente e fria respectivamente, enquanto  $W_h$  e  $W_c$  são as perdas dos fluxos quente e frio respectivamente. De acordo com (EL-SAYED, 2017) a força de empuxo e as perdas podem ser equacionadas como:

$$T_h = \dot{m}_h[(1 + f)u_{eh} - u] + A_{eh}(P_{eh} - P_a) \quad (3)$$

$$T_c = \dot{m}_c[u_{ec} - u] + A_{ec}(P_{ec} - P_a) \quad (4)$$

$$W_h = 1/2\dot{m}_h(1 + f)[(u_{eh} - u)]^2 = \frac{1}{2}\dot{m}_{eh}[(u_{eh} - u)]^2 \quad (5)$$

$$W_c = \frac{1}{2}\dot{m}_c[(u_{ec} - u)]^2 \quad (6)$$

onde

$$T = \dot{m}_a(u_e - u);$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_h};$$

$u$  = velocidade do fluxo de saída do bocal de exaustão;

$u_e$  = velocidade do fluxo de saída da turbina;

$u_{eh}$  = velocidade do fluxo de saída da turbina;

$u_{ec}$  = velocidade do fluxo de saída do fan;

$P_{eh}$  = Pressão de saída do fluxo de ar quente;

$P_{ec}$  = Pressão de saída do fluxo de ar frio;

$A_{eh}$  = Área de saída do fluxo de ar quente;

$A_{ec}$  = Área de saída do fluxo de ar frio;

então a eficiência propulsiva pode ser escrita como:

$$\eta_p = \frac{Tu}{Tu + \frac{1}{2}[\dot{m}_{eh}(u_{eh} - u)^2 + u_c(u_{ec} - u)^2]}, \quad (7)$$

$$\eta_p = \frac{2Tu}{\dot{m}_h[(1 + f)u_{eh}^2 + \beta u_{ec}^2 - (1 - \beta)u^2]}, \quad (8)$$

onde  $\dot{m}_{eh} = (1 + f)\dot{m}_h$  e  $\beta$  é a razão de bypass, definida como a razão entre o fluxo mássico desviado pelo fan,  $\dot{m}_c$ , e o fluxo mássico de ar não desviado,  $\dot{m}_h$ . Na notação o subscrito  $c$  faz referência aos gases frios, “cold”, enquanto que  $h$  faz referência aos gases quentes, “hot”, que atravessa a câmara de combustão, onde

$$\beta = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_h}. \quad (9)$$

Considerando o bocal de exaustão desobstruído para ambos os fluxos de ar e a relação ar/combustível  $f$  desprezível, conforme (EL-SAYED, 2016) a eficiência propulsiva para motores do tipo turbofan pode ser equacionada como:

$$\eta_p = \frac{2u[u_{eh} + \beta u_{ec} - (1 + \beta)u]}{u_{eh}^2 + \beta u + u_c^2 - (1 - \beta)u^2}. \quad (10)$$

### 2.2.2 Eficiência térmica

Denotada por  $\eta_{th}$ , é a eficiência conversão da energia adicionada no motor pelo processo de combustão em trabalho. Para motores do tipo turbofan pode ser definida como

$$\eta_{th} = \frac{Tu + \frac{1}{2}\dot{m}_a(1 + f)(u_e - u)^2}{\dot{m}_f Q_r}, \quad (11)$$

$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2}(\dot{m}_a + \dot{m}_f)u_e^2 - \dot{m}_a u^2}{\dot{m}_f Q_r}, \quad (12)$$

onde  $Q_r$  é o calor de reação do combustível utilizado, também definido como o poder calorífico do combustível. Assumindo um o bocal de exaustão desobstruído, ou seja, sem ondas de choque, para motores turbofan a seguinte expressão é utilizada:

$$\eta_{th} = \frac{Tu + \frac{1}{2}\dot{m}_h(1 + f)(u_{eh} - u)^2 + \frac{1}{2}\dot{m}_c(u_{eh} - u)^2}{\dot{m}_f Q_r}, \quad (13)$$

Da mesma forma, supondo o bocal de exaustão sem ondas de choque e reescrevendo em função da razão de bypass tem se:

$$\eta_{th} = \frac{u_{eh}^2 + \beta u_{ec}^2 - (1 - \beta)u^2}{2f Q_r}. \quad (14)$$

### 2.2.3 Eficiência global

O produto das eficiências propulsiva e térmica é chamado de eficiência global. Como a eficiência global depende da velocidade da aeronave,  $u$ , e do empuxo do motor,  $T$ , que equilibra o arrasto da aeronave, a eficiência geral não é realmente um parâmetro do motor sozinho, mas caracteriza a combinação motor/avião e seu estado de operação.

A eficiência global foi próxima de 0,2 na década de 1950, perto de 0,3 em média para aviões subsônicos na década de 1990, podendo chegar a 0,5 para motores de 2015 (EL-SAYED, 2016).

$$\eta_o = \eta_p \cdot \eta_{th} . \quad (15)$$

### 2.2.4 Empuxo de Decolagem

Um parâmetro importante que define a capacidade de um motor de fornecer um empuxo estático e a baixa velocidade que permite que a aeronave decole com seu próprio poder (EL-SAYED, 2016). O empuxo de decolagem de um motor turbojato com um é expresso pela relação:

$$T_{takeoff} = \frac{2\eta_{th}\dot{m}_f Q_r}{u_e} . \quad (16)$$

### 2.2.5 Consumo Específico de Combustível

Este parâmetro de desempenho do motor tem influência direta nos custos de viagem de avião e economia de voo. Para motores a reação o consumo específico de combustível, TSFC, é uma medida do fluxo mássico de combustível,  $\dot{m}_f$ , por unidade força de empuxo

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} , \quad (17)$$

onde a força de empuxo,  $T = \dot{m}_a(u_e - u)$  para o motor turbofan. Os valores de TSFC dependem fortemente da velocidade de voo, então seus valores típicos para turbojato e turbofan são definidos para condição estática. Também é possível utilizar formulação empírica

$$TSFC = \frac{a + bM_0}{\sqrt{\theta}} , \quad (18)$$

onde  $a$  e  $b$  são constantes ajustadas para o modelo de motor,  $M_0$  é o número de Mach de voo, e  $\theta$  é a razão entre a temperatura ambiente na altitude de voo e a nível do mar nível na atmosfera padrão,  $\theta = T_a/T_{ref}$ . Para motores turbofan com alta razão de bypass, pode se considerar os valores dessas constantes como  $a = 0,4$  e  $b = 0,45$ .(EL-SAYED, 2016).

## 2.3 MOTORES TURBOFAN ROLLS-ROYCE DA FAMÍLIA TRENT

### 2.3.1 Rolls Royce Trent 700

O motor Rolls Royce Trent 700 é o primeiro motor do segmento altamente bem sucedido da família e alimenta mais tipos de A330, mostrado na Figura 19, do que qualquer outro motor.(ROLLS-ROYCE,

2022h) De um começo desprezível como a última das três opções de motor a serem certificadas para alimentar a família Airbus A330, o Trent 700 avançou para ser o motor de maior sucesso dessas aeronaves (FIXER, 2022a). O Trent 700 apresenta vantagem sobre as outras duas opções de motores, pois foi construído com base na arquitetura exclusiva do motor Rolls-Royce de três eixos e foi projetado e otimizado especificamente para essa aeronave (ROLLS-ROYCE, 2022h).

Figura 19 – A330 com Motores Rolls Royce Trent 700.



Fonte: Website Rolls Royce.

O modelo 700 se estabeleceu como o motor de escolha no A330 com mais de 57% de participação de mercado, pois oferece o maior desempenho para diferentes condições de voo. De acordo com a Rolls Royce o motor apresenta flexibilidade de operar em todo o mundo e mais de 60 operadores confiam em mais de 1400 Trent 700 (ROLLS-ROYCE, 2022h). Com números expressivos de 250.000 horas de serviço por mês, os A330s com motor Trent 700 já voaram uma distância equivalente a 20.000 voos para a lua (ROLLS-ROYCE, 2022h).

Ao longo dos anos, a Airbus desenvolveu a família A330 para cumprir diversas funções: uma opção menor de maior alcance, uma cargueiro, uma regional, uma militar e uma de reabastecimento, o Beluga Figura 20. Cada variação exige demandas muito diferentes do motor que as alimenta, apenas o Trent 700 é capaz de equipar todas essas opções, mostrando assim, capacidade e versatilidade (ROLLS-ROYCE, 2022h).

Figura 20 – BelugaXL equipado com motores Rolls-Royce Trent 700.



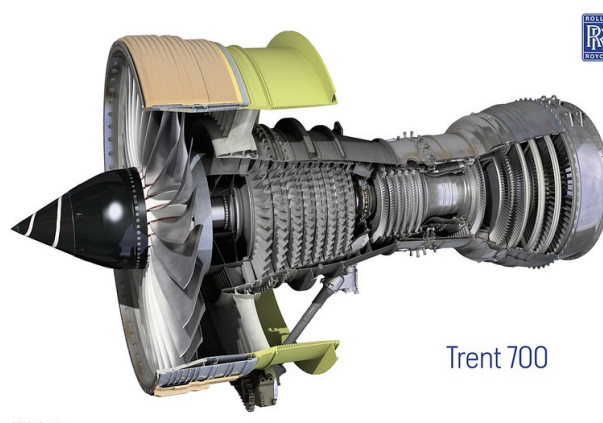
Fonte: Website Rolls Royce.

Desde que a Cathay Pacific o lançou em março de 1995, o Trent 700 registrou mais de 60 milhões de horas em serviço (FIXER, 2022a). Além dos modelos mais conhecidos da família A330, esse motor também equipa o transportador aéreo Beluga XL, aeronave projetada para realizar a entrega de peças para as linhas de montagem da Airbus em toda a Europa, permitindo que a empresa cumpra seus compromissos de produção e de entrega.

Essa aeronave de dimensões gigantescas pode acomodar até duas asas de A350, a versão antiga da aeronave, o BelugaST tinha capacidade de transportar apenas 1 asa do modelo (AIRBUS, 2022e). Ainda, com uma carga útil máxima de 51 toneladas, o BelugaXL tem um alcance de 4.000 km (AIRBUS, 2022e).

O Rolls Royce Trent 700, mostrado em detalhes na Figura 21, é um turbofan de três eixos coaxiais com alta razão de bypass, que mantém a arquitetura característica de 3 eixos do RB211 (AGENCY, 2019c). O fan com 26 longas pás é acionado pela turbina de baixa pressão de 4 estágios (AGENCY, 2019c). Com objetivo de minimizar o peso, as pás do fan são ocas e fabricadas de titânio para baixo ruído, alta resistência e alta eficiência. O arranjo do fan também conta com uma carcaça com nervuras leves com sistema de contenção Kevlar, outra interessante característica é a caixa de engrenagens montada acoplada ao fan para auxiliar um ambiente de baixa temperatura e melhorar o acesso de manutenção.

Figura 21 – Motor Rolls Royce Trent 700.



Fonte: Infografic Rolls Royce Trent 700.

Ainda, os compressores de baixa pressão, pressão intermediária com 8 estágios e alta pressão com 6 estágios são acionados por turbinas separadas através de eixos coaxiais, dessa forma giram independentemente (AGENCY, 2019c). O sistema de combustão consiste em uma única câmara de combustão anular, com 24 bicos de pulverização de combustível.

Em 2009, a Rolls-Royce apresentou uma versão atualizada do motor apelidada de Trent 700EP, que incorporou um pacote de melhorias. Os aprimoramentos proporcionaram um decréscimo de 1,2 por cento para o consumo específico de combustível do Trent 700 (ROLLS-ROYCE, 2022i). Desde que entrou em serviço, o Trent 700 passou por uma série de modificações inspiradas em membros posteriores da família de motores Trent. Essas modificações entregaram uma redução maior de 2,3% no consumo de combustível, isto é, baseado em uma frota típica de dez aeronaves, uma economia anual de 4.8 milhões de dólares para os operadores (ROLLS-ROYCE, 2022h).

Mais de 2.000 Trent 700s foram entregues, tornando-o o motor mais vendido da Rolls-Royce e ajudando a empresa a aumentar sua participação de mercado de fuselagem larga (FIXER, 2022a). A Rolls-Royce aproveitou sua experiência no Trent 700 para ajudar a criar o motor Trent 7000 que alimenta a aeronave Airbus A330neo. Em junho de 2019, um Aeroflot Trent 700 que entrou em serviço em 2008 completou mais de 50.000 horas sem exigir uma revisão - um recorde para um motor de aeronave widebody (ROLLS-ROYCE, 2019). De acordo com o fabricante (ROLLS-ROYCE, 2022h) e os dados do certificado de tipo (AGENCY, 2019c) tem se os dados técnicos na tabela 1.

Tabela 1 – Dados Técnicos Trent 700.

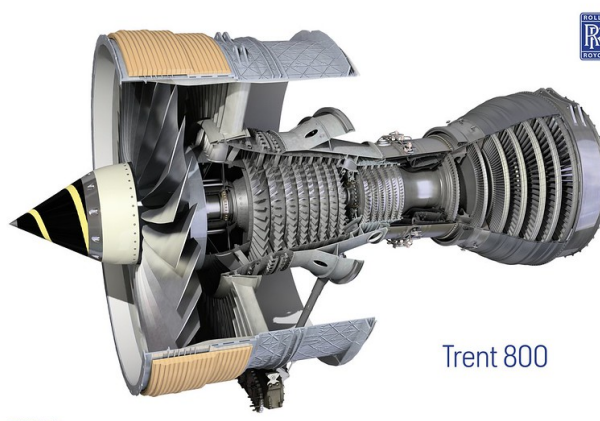
Elemento	Valor
Número de Eixos	3
Bypass	5.0
Razão de Compressão	36
Comprimento em metros	5.639
Peso em kg	6160
Diâmetro do Fan	2.47
Número de pás do Fan	26
Número de Estágios do Compressor Intermediário	8
Número de Estágios do Compressor de Alta Pressão	6
Número de Estágios da Turbina de Alta Pressão	1
Número de Estágios da Turbina de Intermediária	1
Número de Estágios da Turbina de Baixa Pressão	4

fonte: Elaborada pelo Autor.

### 2.3.2 Rolls Royce Trent 800.

O Rolls-Royce Trent 800, Figura 22 é um motor turbofan high-bypass, desenvolvido a partir do RB211 e construído sobre a base sólida da experiência do Trent 700. Foi lançado em setembro de 1991 e entrou em serviço no Boeing 777 em 1996 Figura 23.

Figura 22 – Motor Rolls Royce Trent 800.



Fonte: Infografic Rolls Royce Trent 800.

Assim que entrou em serviço estabeleceu uma reputação de confiança no setor e representa o renascimento da Rolls-Royce após sua privatização em 1987(ENTHUSIASTS, 2022). O sucesso do Trent fez da Rolls-Royce o segundo fabricante de motores de aeronaves comerciais do mundo.

Em julho de 1999, a RR ganhou 45 % de todos os pedidos de motores para o 777. A partir de 2014, a Rolls-Royce oferece uma versão atualizada do motor, conhecido como Trent 800EP (FIXER, 2022b). Essa nova versão incorpora tecnologia dos motores Trent 1000 e Trent XWB , incluindo bordos de ataque elípticos nas pás do compressor de pressão intermediária e alta(ROLLS-ROYCE, 2022k).

O motor de escolha do Boeing 777 Classic tem um excelente valor de carga útil e é 8.000 lb mais leve que o GE90, 5.400 lb mais leve que o PW4090 e 6.500 lb mais leve que o PW4098, que também equipam essa família de aeronave, assim, o torna o motor mais popular do Boeing 777, segundo (ENTHUSIASTS, 2022).

Figura 23 – Motor Rolls Royce Trent 800.



Fonte: Website Rolls Royce.

O motor possui um fan de 280 cm, com razão de bypass de 6,4: 1 e uma taxa de pressão geral alcançando 40,7: 1, ele gera até 413,4 kN (92.940 lbf) de empuxo (AGENCY, 2019d) .

Cada pequena pá da turbina de alta pressão do Trent 800 se move em um disco girando a 10.000 rpm em um ambiente 204°C mais quente que o ponto de fusão do titânio que compõe as pás da turbina HP(ROLLS-ROYCE, 2022k). Cada pá, com apenas alguns centímetros de comprimento, gera a potência de um carro de corrida de Fórmula 1 operando em potência máxima(ROLLS-ROYCE, 2022k). As pás possuem um revestimento cerâmico avançado e furos perfurados a laser, que são feitos para ajudar no resfriamento. Apesar desse ambiente hostil, cada pá da turbina de alta pressão pode operar por 10 milhões de milhas antes de precisar ser substituída.

O fan de 280 cm e com 26 pás de titânio é acionado pela turbina de baixa pressão de 5 estágios, já o compressor IP de 8 estágios e o compressor HP de 6 estágios são acionados pelas turbinas de alta e média pressão, respectivamente. (AGENCY, 2019d). Possui uma câmara de combustão anular com 24

bicos de combustível e é controlado por uma CEE. O motor apresenta uma razão de bypass igual a 6,4:1, uma razão de compressão global de 33,9-40,7: 1 e, elevados valores de empuxo variando de 76,580 a 92,940 lbf (ENTHUSIASTS, 2022). A tabela 2 organiza esses e outros parâmetros técnicos desse modelo.

Tabela 2 – Dados Técnicos Trent 800.

Elemento	Valor
Número de Eixos	3
Bypass	6.4
Razão de Compressão	40.7
Comprimento em metros	4.568
Peso em kg	6078
Diâmetro do Fan em metros	2.79
Número de pás do Fan	26
Número de Estágios do Compressor Intermediário	8
Número de Estágios do Compressor de Alta Pressão	6
Número de Estágios da Turbina de Alta Pressão	1
Número de Estágios da Turbina de Intermediária	1
Número de Estágios da Turbina de Baixa Pressão	5

fonte: Elaborada pelo Autor.

Em 2008, após dois motores Trent 800 perderam potência durante a aproximação final da aeronave do Boeing 777-236ER da British Airways, a investigação descobriu que o gelo liberado do sistema de combustível havia se acumulado no trocador de calor do óleo combustível, levando a uma restrição do fluxo de combustível para os motores. (FIXER, 2022b) Isso resultou em Diretivas de Aeronavegabilidade que obrigam a substituição do trocador de calor (ENTHUSIASTS, 2022). A Rolls-Royce desenvolveu uma modificação para evitar a recorrência do problema que envolvia a substituição de uma placa frontal que tinha muitos tubos pequenos protuberantes por uma plana. Atualmente, os motores Trent 800 somam 25 milhões de horas de voo e 5 milhões de voo (FIXER, 2022b).

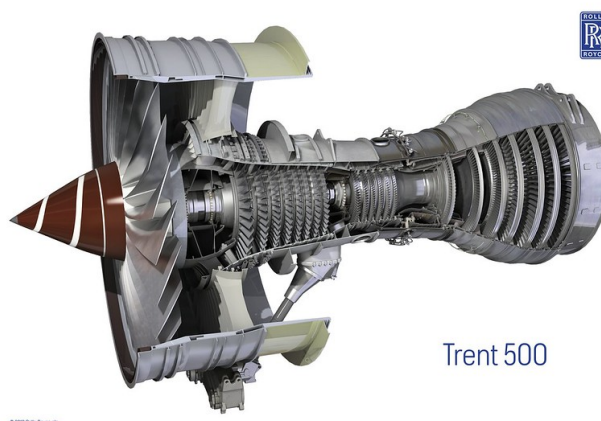
### 2.3.3 Rolls Royce Trent 500.

Como o terceiro membro da família Trent, o motor Trent 500 mostrado na Figura 24 combina o design do modelo RB211 e a tecnologia dos motores Trent anteriores. O layout avançado do Trent 500 oferece peso mais leve, melhor razão entre carga útil e alcance. Ainda, o motor é o primeiro membro da família Trent a ter um combustor que requer baixas quantidades de ar de refrigeração para obter um desempenho de emissões eficiente (ROLLS-ROYCE, 2022g).

A combinação do tamanho do fan com um core devidamente dimensionado permite que o motor com alta razão de bypass se adequar a longo alcance com uma excelente eficiência e operações silenciosas(ROLLS-ROYCE, 2022g). Em vista do projeto da câmara de combustão para produzir os níveis mais baixos de poluição e de ruído, o motor atende a todos os requisitos de ruído e emissões (ROLLS-ROYCE, 2022g).

Além disso, a fabricação desse motor inclui pás do fan com ligas leves e ocas de titânio para reduzir o ruído e aumentar a eficiência. Um compressor intermediário com 8 estágios e um de alta pressão

Figura 24 – Cutway Motor Rolls Royce Trent 500.



Fonte: Infografic Rolls Royce Trent 500.

com 6 estágios e, pás da turbina de alta pressão fabricadas com um revestimento térmico permitindo reduções no resfriamento do ar (ROLLS-ROYCE, 2022g).

Algumas das características técnicas desse motor encontradas (AGENCY, 2021) são compiladas na Tabela 3.

Tabela 3 – Dados Técnicos Trent 500.

Elemento	Valor
Número de Eixos	3
Bypass	8.5
Razão de Compressão	35
Comprimento em metros	4.689
Peso em kg	4990
Diâmetro do Fan	2.47
Número de pás do Fan	26
Número de Estágios do Compressor Intermediário	8
Número de Estágios do Compressor de Alta Pressão	6
Número de Estágios da Turbina de Alta Pressão	1
Número de Estágios da Turbina de Intermediária	1
Número de Estágios da Turbina de Baixa Pressão	5

fonte: Elaborada pelo Autor.

Projetado especificamente para o A340, o motor Rolls Royce Trent 500 fornece energia confiável e econômica, com excelentes margens em serviço, levando a um maior tempo de voo e custos de manutenção competitivos.

O Trent 500 equipa as aeronaves A340-500 e A340-600. O A340, é o primeiro jato comercial quadrimotor da Airbus e foi produzido entre 1991 e 2011, o avião tem capacidade de 260 a 380 passageiros e nunca registrou um acidente fatal até o presente momento (TÉCNICO, 2022).

Em dezembro de 1997, a Airbus lançou oficialmente duas variantes do A340: o A340-500 e o A340-600 (TÉCNICO, 2022). O A340-500 é uma versão de ultra-longo alcance, já o A340-600 é a aeronave mais longa de passageiros do mundo. Ambas têm maior capacidade de combustível e motores mais potentes, os Rolls-Royce Trent 500, em vez de CFM56-5C que equipava as versões anteriores.

O A340-500 opera algumas das rotas sem escalas mais longas do mundo, capaz de voar 9.000 milhas com uma carga máxima de passageiros, é o jato de maior alcance da Airbus (AIRBUS, 2022a). O A340-600 é o membro de maior capacidade da família A340 e é o avião a jato mais comprido da Airbus em operação até o presente momento (AIRBUS, 2022b). Essas condições só são possíveis devido à integração da aeronave com os quatro motores Trent 500, como na Figura 25.

Figura 25 – Motor Rolls Royce Trent 500.



Fonte: Website Rolls Royce.

Um dos destaques da utilidade do motor Trent 500, é o fato de aeronaves A340 terem sido muito utilizadas no início da pandemia SARS COVID19 em voos de repatriação de estrangeiros na China (VINHOLES, 2020). O longo alcance da aeronave permitiu voar sem escalas (ou com poucas paradas) de diferentes partes do mundo até o foco do surto e retornar rapidamente. Além disso, aqueles com interior adaptado também foram escalados para voos de carga e atender a alta demanda de transporte aéreo de suprimentos médicos durante a pandemia (VINHOLES, 2020).

Além disso, as aeronaves da família A340, conseqüentemente os motores, acumularam alguns números impressionantes: mais de 600 milhões de passageiros voaram mais de 20 milhões de horas de voo e 2,5 milhões de ciclos de voo (AIRBUS, 2022a). Porém, o berço do A340, o mercado europeu hoje tem poucos aparelhos em serviço.

Mas o primeiro avião comercial da Airbus com quatro motores ainda tem fôlego para continuar voando por mais 20 ou 30 anos – os últimos aparelhos foram entregues em 2012, isto é, os motores Trent 500 ainda tem fôlego para longos anos de operação. Por fim, pode ser considerado o gerador de lucro a longo prazo, pois desse modelo derivam outros excelentes motores da família Trent.

#### 2.3.4 Rolls Royce Trent 900.

O motor Rolls Royce Trent é o escolhido para equipar o Airbus A380, Figura 26, e entrou em serviço regular pela Singapore Airlines em 2007, equipando esse modelo (AIRBUS, 2022f). O A380 estabeleceu um novo padrão para a indústria de aviação global, a única aeronave de passageiros de dois andares completa já construída e com mais assentos do que qualquer outra, o A380 é tão grande que poderia, em teoria, transportar um máximo de 853 passageiros se todos os assentos fossem da classe econômica (AIRBUS, 2022f). Somente em conjunto com o motor RR Trent 900 a aeronave

A380 elevou os padrões ambientais com seu baixo consumo de combustível e baixos níveis de ruído, assim como, emissões reduzidas de CO<sub>2</sub> e NO<sub>x</sub> (AIRBUS, 2022f).

Figura 26 – Airbus A380



Fonte: Website Rolls Royce.

O tamanho da aeronave junto aos 4 Trent 900 que a equipam, Figura 26, geram uma esteira turbulenta que afeta a operação de aviões menores. Em vista disso foi necessário adotar novas diretrizes de operação onde aeronaves leves devem esperar quatro minutos antes de decolar ou pousar na mesma pista que acabou de ser usada por um A380 (AEROMAGAZINE, 2022b). A Emirates opera o voo regular de passageiros mais longo do A380 de 14.162 quilômetros e mais de 17 horas no ar. Mas, em 2019, registrou-se um voo mais longo de 18 horas e cerca de 16.093 quilômetros de volta de manutenção de Dresden, Alemanha para Sydney.

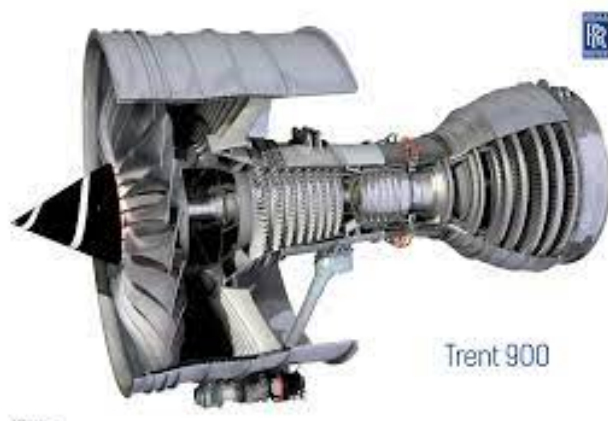
Os Trent 900 Figura 27 combinado com um design avançado de asa e trem de pouso torna o A380 significativamente mais silencioso do que outros aviões de grande porte, permite que essa aeronave muito grande atenda aos rigorosos regulamentos locais nos aeroportos de todo o mundo (AIRBUS, 2022f). Os quatro motores do avião são um de seus fatores mais distintos e podem levar o peso máximo de decolagem do avião de 650 toneladas até a altitude de cruzeiro em 15 minutos.

O Trent 900, Figura 27, é o quarto membro da família de motores Trent apresenta fan com 24 pás e oferece baixo consumo de combustível. Considerado o motor mais amigo do ambiente e mais rentável do Airbus A380, apresenta também uma fácil e rápida manutenção com acessórios montados na caixa do fan, assim como introduzido no Trent 700 (ROLLS-ROYCE, 2021).

O sistema de contenção do fan é o primeiro a ser fabricado em titânio e não precisa do envoltório adicional de Kevlar, tornando-o mais leve e menor.

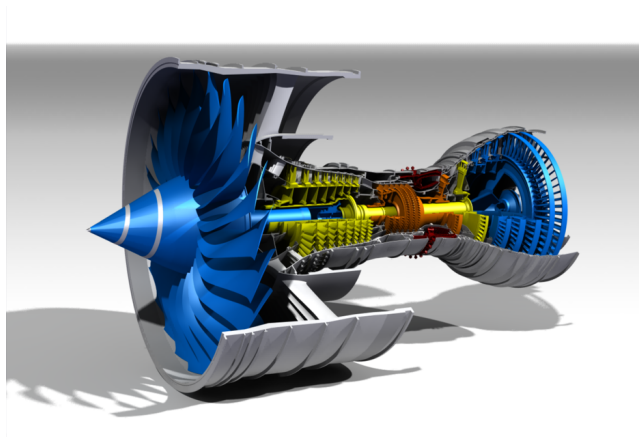
O projeto do compressor implementou um novo conceito na aviação com um sistema contra-rotativo. No núcleo do motor, o eixo de alta pressão gira na direção oposta aos outros dois eixos aumentando a eficiência do compressor. O esquema interno de eixos desse motor pode ser visualizado na Figura 28. O aumento da eficiência do compressor torna o motor mais eficiente reduzindo o consumo de combustível. Em vista da filosofia de melhoria contínua da fabricante, o Trent 900, Figura 28, se beneficia de outros motores da família Trent. As características técnicas desse motor estão organizadas na tabela 4 de acordo com (AGENCY, 2019a)

Figura 27 – Motor Rolls Royce Trent 900.



Fonte: Infographic Rolls Royce Trent 900.

Figura 28 – Motor Rolls Royce Trent 900.



Fonte: Infographic Rolls Royce Trent 900.

De acordo com a Rolls-Royce, o motor atingiu a marca de três milhões de horas de serviço. Visando manter a competitividade do motor, o Trent 900 EP2 oferece uma melhoria no consumo de combustível de até 0,8 por cento. As melhorias do EP2 incluem: otimização da folga da ponta das pás das hélices e do compressor de pressão intermediária; aperfeiçoamento da caixa de refrigeração das turbinas; aprimoramento da vedação da turbina de baixa pressão; e avanços no sistema de circulação de ar.

### 2.3.5 Rolls Royce Trent 1000

Baseado na arquitetura e nas tecnologias das gerações anteriores dos motores Trent, o Rolls Royce Trent 1000 foi projetado e otimizado para alimentar a família de aeronaves Boeing 787 Dreamliner Figura 29. Esse modelo de aeronave tem capacidade para até 250 passageiros em rotas de 14.200 a 15.200 km. Em função do Trent 1000, o 787 oferece uma economia de combustível, resultando num desempenho ambiental (BOEING, 2022). As aeronaves equipadas com esse motor consomem 20 por cento menos combustível do que as mesmas equipadas com outro motor.

Os Boeing 787 Dreamliner equipados com o Trent 1000 são na decolagem pelo menos 3 dB mais silenciosos do que a geração anterior, essa redução do ruído equivale a reduzir pela metade a energia

Tabela 4 – Dados Técnicos Trent 900.

Elemento	Valor
Número de Eixos	3
Bypass	-
Razão de Compressão	39
Comprimento em metros	5.447
Peso em kg	6246
Diâmetro do Fan em metros	2.95
Número de pás do Fan	24
Número de Estágios do Compressor Intermediário	8
Número de Estágios do Compressor de Alta Pressão	6
Número de Estágios da Turbina de Alta Pressão	1
Número de Estágios da Turbina de Intermediária	1
Número de Estágios da Turbina de Baixa Pressão	5

fonte: Elaborada pelo Autor.

sonora produzida. O Rolls Royce Trent 1000 funcionou pela primeira vez em 2006, impulsionando o primeiro voo do Boeing 787 Dreamliner em dezembro de 2009(AEROMAGAZINE, 2022a).

Figura 29 – Boeing 787 Dreamliner equipado com Motor Rolls Royce Trent 1000.



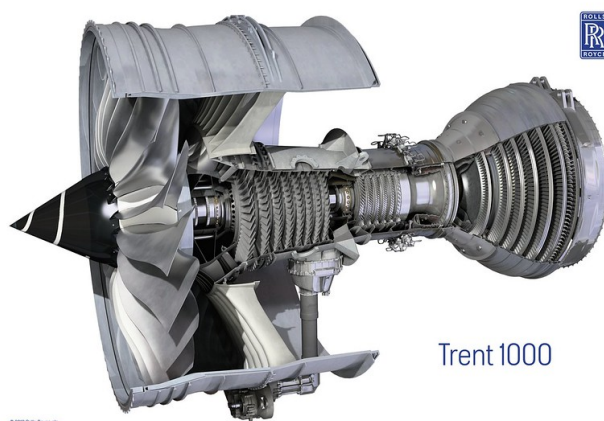
Fonte: Website Rolls Royce.

O Trent 1000 tem um empuxo acima de 74.000 libras na decolagem um sistema ESS (Engine Section Stator) que oferece proteção avançada contra gelo (ROLLS-ROYCE, 2022f). Esse sistema é uma solução inteligente da Rolls Royce que permite que os pilotos taxiem ou aguardem um slot de decolagem em aeroportos com possíveis condições de congelamento sem precisar realizar operações de degelo para o motor, desse modo, o recurso oferece maior flexibilidade às operações terrestres.

O Trent 1000 é um motor turbofan de 3 eixos coaxiais, que apresenta a maior razão de bypass da família, 10:1 e suga acima de 1,25 toneladas de ar a cada segundo na decolagem Figura 30. Mais de 85 por cento do empuxo do motor é gerado pelo fan de 2,8 m de diâmetro, o mesmo diâmetro da fuselagem do jato supersônico Concorde (DEFESANET, 2022). Tem uma relação hub:tip muito baixa, isso maximiza o fluxo de ar em um determinado diâmetro do fan e melhora a proteção contra danos por ingestão de objetos estranhos (ROLLS-ROYCE, 2022f).

Ainda, o fan é composto por 20 pás que giram a 27.000 rpm, aproximadamente 900 mph Figura 31. Na decolagem, cada pá carrega uma carga de 90 toneladas, o que equivale a nove ônibus de Londres

Figura 30 – Motor Rolls Royce Trent 1000.



Fonte: Infographic Rolls Royce Trent 1000.

pendurados na ponta de cada pá.

Figura 31 – Fan do Motor Rolls Royce Trent 1000.



Fonte: Website Rolls Royce.

A câmara de combustão queima uma mistura de ar e combustível em temperaturas que atingem 2000 °C. Para combater essas temperaturas extremas, a superfície do combustor tem um revestimento cerâmico e é aplicado ar no resfriamento. Como resultado, fornece queima de combustível e emissões extremamente baixas.

As pá da turbina de alta pressão no interior do motor giram 13.500 rpm, com as pontas atingindo 1.200 mph - duas vezes a velocidade do som, os dados técnicos da turbina e dos outros componentes do motor estão compilados na tabela 5 com base nos dados da (AGENCY, 2019b). Na decolagem, cada uma das 66 pás da turbina de alta pressão gera aproximadamente a mesma potência produzida por um carro de Fórmula 1, isto é, 800 hp por pá (ROLLS-ROYCE, 2022f). As temperaturas alcançadas no interior dessa peça do motor são cerca de metade da superfície do sol.

As turbinas de alta pressão possuem um sistema de refrigeração adaptável que ajuda a reduzir o consumo de combustível melhorando a eficiência do motor. Assim como no Trent 900 o motor também possui um sistema de eixos contra-rotativo que proporciona uma eficiência de núcleo do motor. A velocidade do fluxo de ar expelido pelo bocal de exaustão da turbina atinge quase 900 mph. Atualmente

os motores Trent 1000 completam mais de 250 mil horas de voo em serviço, com confiabilidade de despacho superior aos 99,9 por cento(ROLLS-ROYCE, 2022c).

Tabela 5 – Dados Técnicos Trent 1000.

Elemento	Valor
Número de Eixos	3
Bypass	10 : 1
Razão de Compressão	50
Comprimento em metros	4.775
Peso em kg	6400
Diâmetro do Fan em metros	2.85
Número de pás do Fan	20
Número de Estágios do Compressor Intermediário	8
Número de Estágios do Compressor de Alta Pressão	6
Número de Estágios da Turbina de Alta Pressão	1
Número de Estágios da Turbina de Intermediária	1
Número de Estágios da Turbina de Baixa Pressão	6

fonte: Elaborada pelo Autor.

### 2.3.6 Rolls Royce Trent XWB

O motor Rolls-Royce Trent XWB Figura 32 é o sexto membro da família Trent possui um design com três eixos e é o único motor a equipar a família de aeronaves Airbus A350 Figura 33, se tornando um dos motores mais vendidos da Rolls Royce. A combinação do design e da tecnologia que a Airbus

Figura 32 – Motor Rolls Royce Trent XWB.



Fonte: Website Airbus.

colocou na construção do A350 com a eficiência do Trent XWB, resulta na atual aeronave de longa distância mais silenciosa e eficiente dos céus (AIRBUS, 2022d). O motor Trent XWB-84 entrou em serviço ao lado do Airbus A350-900 em 2015(BOON, 2022). Desde então, se tornou o melhor motor da Rolls-Royce, o Trent XWB-84 contribuiu para evitar a emissão de mais de 10 milhões de toneladas de CO2 desde seu lançamento(BOON, 2022). O A350-1000 Figura 33 voa com eficiência de operações de curto a ultra longo alcance. Com um diâmetro maior do que a fuselagem do antigo avião Concorde, o fan gera 80% do empuxo do motor. Na configuração de decolagem o motor possui um fluxo mássico

Figura 33 – Airbus A350.



Fonte: Website Airbus

de admissão de  $\dot{m} = 1300\text{kg/s}$ . Ainda, na decolagem, cada motor suga até 1,3 toneladas de ar a cada segundo e cada pá do fan é capaz de sustentar 90 toneladas (ROLLS-ROYCE, 2022m).

O projeto inovador da câmara de combustão Trent XWB incorpora carcaça de camada única reduzindo o peso do motor e simplificando a manutenção do motor. A câmara de combustão possui um revestimento cerâmico que permite que uma mistura de ar e combustível seja aquecida a temperaturas superiores a 2.000 °C (ROLLS-ROYCE, 2022m).

Além disso, o projeto do sistema de compressores e de turbina reduz 10% no consumo de combustível, (ROLLS-ROYCE, 2022m), equivale a uma economia de cerca de 2,9 milhões de dólares por ano de aeronaves apenas no custo de combustível para os operadores (ROLLS-ROYCE, 2022m). A avançada configuração do compressor proporciona economia de peso de 15% através da tecnologia blisk, na qual as pás (blades) e o disco (disk) são fabricados como uma única peça, blisk. Por sua vez, o moderno design da turbina permite que as pás girem a 12.500 rpm e as pontas atinjam até 1.200 mph (ROLLS-ROYCE, 2022m), além da turbina toda configuração interna do motor é ilustrada na Figura 34. Uma única pá da HP turbina gera 800 cavalos de potência, a turbina do XWB tem 68 pás, ou seja, gera mais de 50.000 cavalos de potência. A Turbina IP de 2 estágios oferece eficiência aprimorada, maior capacidade de empuxo e redução na queima de combustível, sendo assim, o sistema de turbina de maior eficiência de qualquer motor Trent (ROLLS-ROYCE, 2022m). Os parâmetros técnicos desse modelo está organizado na tabela 6

Por fim, devido principalmente pelas melhorias do fan e da câmara de combustão, há uma expressiva diminuição da emissão de ruído. Para ilustrar o quão silencioso é o A350 equipado com o Trent XWB, o mapa abaixo Figura 35 mostra a área de onde de uma aeronave decolando e o ruído emitido por essa no solo é percebido como superior a 85 decibéis (ATLANTIC, 2022). A pegada do A350 é 52% menor que a do 747-400 (ATLANTIC, 2022).

### 2.3.7 Rolls Royce Trent 7000.

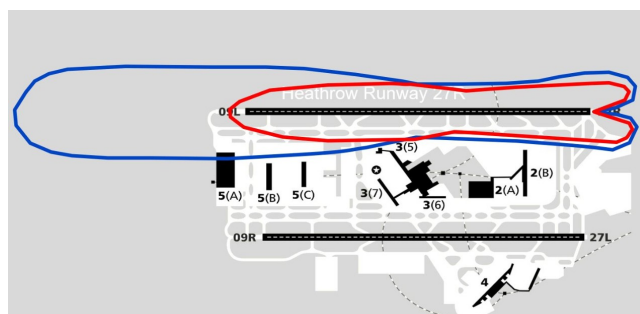
O motor Rolls Royce Trent 7000 com empuxo de 72000 libras mostrado na Figura 36 é capaz de operar em ambientes frios e de alta umidade devido à proteção avançada contra gelo é o sétimo

Figura 34 – Motor Rolls Royce Trent XWB.



Fonte: Infografic Rolls Royce Trent XWB.

Figura 35 – Motor Rolls Royce Trent XWB.



Fonte: Website Airbus.

Tabela 6 – Dados Técnicos Trent XWB.

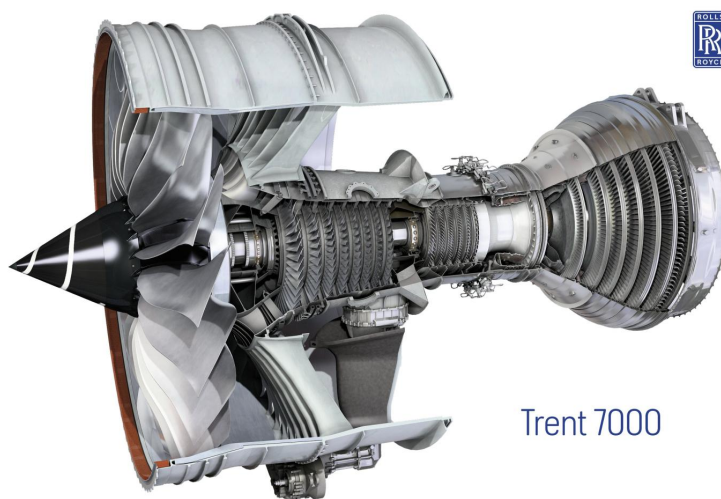
Elemento	Valor
Número de Eixos	3
Bypass	10 : 1
Razão de Compressão	50
Comprimento em metros	4.483
Peso em kg	7277
Diâmetro do Fan em metros	3.00
Número de pás do Fan	22
Número de Estágios do Compressor Intermediário	8
Número de Estágios do Compressor de Alta Pressão	6
Número de Estágios da Turbina de Alta Pressão	1
Número de Estágios da Turbina de Intermediária	2
Número de Estágios da Turbina de Baixa Pressão	6

fonte: Elaborada pelo Autor.

membro da família Trent (ROLLS-ROYCE, 2022j). Esse motor integra tanto a mais recente tecnologia quanto a experiência da família. Isto é, esse modelo incorpora a arquitetura Trent 1000 e a tecnologia do XWB, até o presente momento é considerado o motor civil de grande porte mais eficiente do mundo e equipa uma das mais novas aeronaves da Airbus, o A330neo, Figura 38.

Apesar do projeto do motor 7000 basear-se na experiência de serviço dos modelos 700 e 1000, o

Figura 36 – Motor Rolls Royce Trent 7000.



Fonte: Infographic Rolls Royce Trent 7000.

Trent 7000 apresenta o dobro da razão de bypass do 700, em valores, a razão de bypass do 7000 é 10:1 contra 5:1 do modelo 700. Outros parâmetros técnicos são dispostos na tabela 7.

Não apenas uma razão de bypass mais alta reduz a queima de combustível e as emissões de CO<sub>2</sub>, mas o fan do Trent 7000, com um diâmetro de 112 polegadas, move maiores volumes de ar, porém não precisa girar tão rápido quanto o fan menor de 97 polegadas do Trent 700, conseqüentemente, é mais silencioso em 6 dB, não somente como também apresenta, uma margem de ruído abaixo dos limites do padrão de ruído do Capítulo 4 da ICAO (ROLLS-ROYCE, 2022j). A dimensão de um diâmetro de 112 polegadas em comparação com uma pessoa em pé pode ser compreendida pela Figura 37

Figura 37 – Motor Rolls Royce Trent 7000.



Fonte: Webite Rolls Royce.

É importante ressaltar que a menor emissão de CO<sub>2</sub> dos novos motores do A330neo ajuda a posicionar esta aeronave em uma nova classe quando se trata de conformidade com os mais recentes regulamentos ambientais e de sustentabilidade. O A330-900 tornou-se o primeiro grande avião a ser

certificado pela EASA para o novo padrão de emissões de CO<sub>2</sub> da ICAO (AIRBUS, 2022c). Além disso, com este marco, a Airbus tornou-se o primeiro fabricante a receber tal certificação para qualquer aeronave comercial em todo o mundo.

Em vista disso, o A330neo está liderando o caminho em termos de operações sustentáveis, pois o motor não apenas produz menos CO<sub>2</sub> com o consumo reduzido de combustível, mas também é totalmente pré-conforme com combustíveis de aviação sustentáveis (SAF), para reduzir ainda mais o impacto ambiental da aeronave (AIRBUS, 2022c).

O Trent 7000 não é apenas 6 dB mais silencioso do que o modelo 700, mas também apresenta uma melhoria de 10% no consumo específico de combustível (ROLLS-ROYCE, 2022j) e comparação com as outras aeronaves da Airbus oferece uma queima de combustível 14% melhor. Isso como consequência do conjunto dos seguintes fatores, do núcleo pequeno, da alta relação de compressão que maximiza a eficiência termodinâmica devido às temperaturas e pressões de operação mais altas e da recente tecnologia de fabricação do fan. Também, mantém as emissões de NO<sub>x</sub> em conformidade com o padrão da ICAO e uma margem de 27% de NO<sub>x</sub> abaixo do dos padrões mais antigos (AIRBUS, 2022c). Portanto, proporciona uma redução não somente no consumo de combustível, dessa forma, nos custos operacionais mas também, diminui significativa nas emissões.

O baixo consumo de combustível e o alto empuxo do motor são fundamentais para facilitar uma nova capacidade de peso de decolagem, permite que o A330-900 alcance 7.200 milhas náuticas com até 300 passageiros (AIRBUS, 2022c). Além de atender a voos longos de cerca de 14 horas, o motor do A330neo é igualmente adequado para lidar com eficiência e confiabilidade em setores mais curtos e operações regionais. Além disso, em 2019, a EASA concedeu ao A330-900 operações de aeronaves bimotores de alcance estendido devido ao excelente desempenho demonstrado pelo Trent 7000. Essa conquista significa que os operadores do A330neo podem se beneficiar das rotas de longo alcance mais eficientes, confiáveis e diretas.

Figura 38 – Airbus A330neo equipado com motor Trent 7000.



Fonte: Webite Rolls Royce.

Além dos avanços na eficiência e da diminuição de gases poluentes e de ruído, o motor também traz benefícios com o Monitoramento da Saúde do Motor (EHM) em tempo real da Rolls-Royce. O EHM mostra os principais parâmetros do motor e os transmite para o solo usando o sistema ACARS integrado. Isso ajuda a prever quaisquer problemas antes que eles ocorram e, assim, evitar atrasos

operacionais e tempo de inatividade não planejado. A Rolls-Royce também implementou o que chama de “Lifing Insight”, um serviço que usa modelagem paramétrica avançada e dados dos próprios motores para calcular a vida útil ideal dos principais componentes (AIRBUS, 2022c). Como resultado desses novos sistemas, é possível manter os motores instalados na asa por mais tempo e possibilitar custos mais baixos as companhias aéreas. Por fim, as características técnicas do motor pode ser vista de forma compilada na tabela 7.

Tabela 7 – Dados Técnicos Trent 7000.

Elemento	Valor
Número de Eixos	3
Bypass	10:1
Razão de Compressão	50:1
Comprimento em metros	4.775
Peso em kg	6445
Diâmetro do Fan em metros	2.85
Número de pás do Fan	20
Número de Estágios do Compressor Intermediário	8
Número de Estágios do Compressor de Alta Pressão	6
Número de Estágios da Turbina de Alta Pressão	1
Número de Estágios da Turbina de Intermediária	1
Número de Estágios da Turbina de Baixa Pressão	6

fonte: Elaborada pelo Autor.

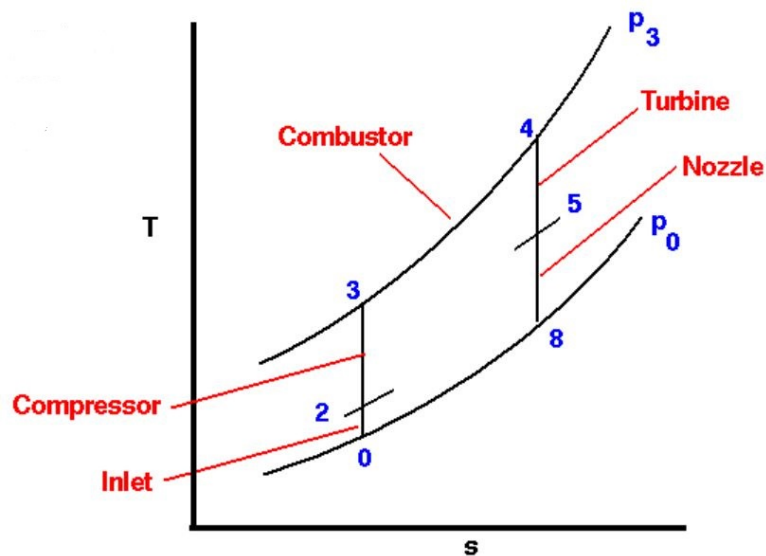
### 3 METODOLOGIA E TÉCNICAS

#### 3.1 MODELAMENTO MATEMÁTICO

##### 3.1.1 Ciclo Termodinâmico Ideal de Brayton

Para entender o funcionamento de um motor turbofan é importante primeiramente entender o ciclo termodinâmico Bryton. O ciclo Bryton é um ciclo termodinâmico utilizado no estudo de turbinas a gás. No ciclo ideal o processo de adição de calor no sistema, a combustão, ocorre a pressão constante. O ciclo trata-se de uma aproximação para descrever as mudanças de estado termodinâmico que ocorrem nos gases em um ciclo real. O ciclo ideal, conforme ilustrado na Figura 39 pelo diagrama temperatura entropia,  $T - s$ , é composto por 4 etapas. Os processos de 2 para 3 e de 4 para 5 são processos de compressão e expansão que ocorrem de forma isentrópica, ou seja, de maneira reversível e adiabática. No ciclo ideal a adição de calor no sistema ocorre a pressão constante, processo 2 para 3, enquanto que a rejeição de calor ocorre na mudança de estado 4 para 1, também a pressão constante.

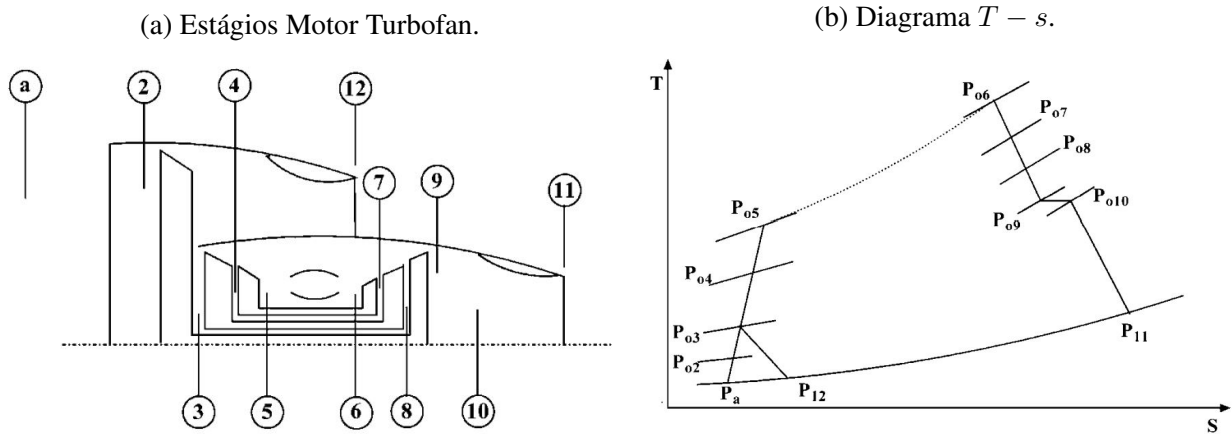
Figura 39 – Diagrama T-s Ciclo Ideal Bayton.



fonte: NASA.

Podemos correlacionar o ciclo Bryton ideal com o funcionamento de um motor a reação aeronáutico. Na estação 0 tem-se o fluxo livre de ar, em voo de cruzeiro, é desacelerado a medida que atravessa o duto de admissão e chega na entrada compressor, na estação 2. À medida que o escoamento desacelera a energia cinética do escoamento diminui gerando um aumento de pressão estática. Idealmente, a compressão é isentrópica e a temperatura estática também é aumentada conforme mostrado no gráfico.

O compressor realiza trabalho sobre o gás e aumenta a pressão e a temperatura isentropicamente até a estação 3 na saída do compressor. Como a compressão é idealmente isentrópica, uma linha vertical no diagrama  $T - s$  descreve o processo. Na realidade, a compressão não é isentrópica e a linha de processo de compressão se inclina para a direita devido ao aumento da entropia do escoamento.

Figura 40 – Diagrama  $T - s$  e estações do motor turbofan de três eixos.

fonte: El-Sayed.

No processo de combustão ocorre a pressão constante da estação 3 para a estação 4. O aumento da temperatura depende do tipo de combustível utilizado e da relação combustível-ar. Os gases provenientes da exaustão atravessam a turbina na qual o trabalho é realizado pelo fluxo da estação 4 para a estação 5. Como a turbina e o compressor estão no mesmo eixo, o trabalho realizado na turbina é exatamente igual ao trabalho realizado pelo compressor e, idealmente, a mudança de temperatura é a mesma.

O bocal de exaustão retorna o escoamento de ar admitido ao ambiente em alta velocidade da estação 5 para a estação 8. Externamente, as condições do escoamento retornam às condições de escoamento livre, o que completa o ciclo. A área sob o diagrama  $T - s$  é proporcional ao trabalho útil e ao empuxo gerado pelo motor. Dessa maneira, a análise do ciclo de Brayton é usada para prever o desempenho termodinâmico de motores baseados em turbina a gás.

### 3.1.2 Ciclo Termodinâmico para Motores Turbofan

Os motores turbofan podem ser classificados de acordo com o número de eixos, com a mistura dos fluxos de ar do core e do fan, e com a presença de pós queimadores.

A modelagem dos motores analisados neste trabalho considerará motores com alta razão de bypass, com 3 eixos, sem pós queimadores e sem mistura do fluxo desviado pelo fan na exaustão. O desacoplamento em três eixos permite que cada eixo gire nas respectivas velocidades ótimas. Além disso, eixos mais curtos resultam em um motor mais curto, possibilitando a construção de um motor mais leve. Entretanto, tanto o projeto quanto a manutenção desses motores é mais complexa. Normalmente, o fan ou o compressor de baixa pressão (LPC) é acionado pela turbina de baixa pressão, o compressor intermediário compõe outro eixo com a turbina de pressão intermediária e o compressor de alta pressão conectado ao estágio de alta pressão da turbina. Para a análise termodinâmica, é interessante dividir o motor e relacionar cada seção com uma etapa do diagrama de temperatura por entropia conforme ilustrado nas Figura 40.

Dessa maneira, a seguinte divisão é possível: admissão, fan, compressor, câmara de combustão, turbina, duto de saída da turbina, bocal de exaustão e bocal de exaustão do fan.

A etapa de admissão está relacionada com a curva de  $P_a$  para  $P_{02}$  do diagrama, é equacionada da seguinte forma

$$P_{02} = P_a \left( 1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}, \quad (1)$$

$$T_{02} = T_a \left( 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right), \quad (2)$$

onde  $\gamma_c$  refere-se a razão entre calores específicos para os gases frios,  $M_a$  é o número de Mach do escoamento livre,  $\eta_d$  é a eficiência isentrópica do processo de admissão. As variáveis  $P_{02}$  e  $T_{02}$  são a pressão e temperatura totais na saída do tudo de admissão, o subscrito 0 denota propriedades totais ou de estagnação, enquanto o segundo número subscrito indica a estação do motor, de acordo com a Figura 40. As propriedades através do fan, 2 para 3 são modeladas da seguinte forma

$$P_{03} = P_{02} \pi_f, \quad (3)$$

$$T_{03} = T_{02} \left( 1 + \frac{\pi_f^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\eta_f} \right). \quad (4)$$

Nas equações anteriores  $\pi_f$  se refere a razão de pressão através do fan e  $\eta_f$  é a eficiência isentrópica ao atravessar o fan. O compressor intermediário, de 3 para 4 é equacionado de forma análoga ao fan

$$P_{04} = P_{03} \pi_{IPC}, \quad (5)$$

$$T_{04} = T_{03} \left( 1 + \frac{\pi_{IPC}^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\eta_{IPC}} \right). \quad (6)$$

sendo  $\pi_{IPC}$  se refere a razão de pressão no compressor intermediário e  $\eta_{IPC}$  é a eficiência isentrópica do compressor intermediário. Conforme ilustrado na Figura 41 parte do ar comprimido gerado pelo compressor de alta pressão é sangrado para ser utilizado no resfriamento das turbinas de alta e pressão intermediária. A pressão e temperatura do ar sangrado do compressor são dados por

$$P_{04b} = P_{04} \times \sqrt{\pi_{HPC}}, \quad (7)$$

$$T_{04b} = T_{04} \left( 1 + \frac{\pi_{HPC}^{\frac{\gamma_c - 1}{2\gamma_c}} - 1}{\eta_{HPC}} \right), \quad (8)$$

$\pi_{HPC}$  e  $\eta_{HPC}$  são, respectivamente, a razão de pressão e a eficiência isentrópica do compressor de alta pressão. A pressão e a temperatura na saída do compressor de alta pressão, região 5, são expressos por

$$P_{05} = P_{04b} \times \sqrt{\pi_{HPC}}, \quad (9)$$

$$T_{05} = T_{04b} \left( 1 + \frac{\pi^{\frac{\gamma_c - 1}{2\gamma_c}}}{\eta_{HPC}} - 1 \right) . \quad (10)$$

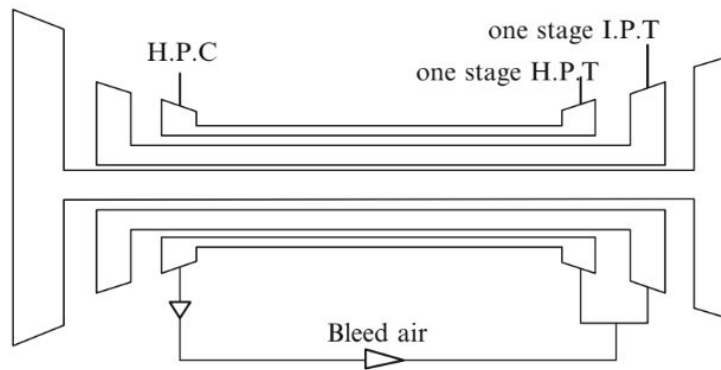
A pressão na saída da câmara de combustão, região 6, e a fração combustível ar são descritos por

$$T_{06} = TIT , \quad (11)$$

$$P_{06} = P_{05} \times (1 - \Delta p_{c.c}) , \quad (12)$$

$$f = (1 - b) \left( \frac{C_{ph} \times T_{06} - C_{pc} \times T_{05}}{\eta_b \times Q_R - C_{ph} \times T_{06}} \right) . \quad (13)$$

Figura 41 – Estágios Motor Turbofan de 3 Eixos.



fonte: El-Sayed

A modelagem dos conjuntos de turbinas necessita de uma análise do balanço de energia ao longo de cada eixo. Na modelagem a energia necessária para acionamento dos compressores e o fan deve ser igual a uma parcela do trabalho gerado pela turbina menos as perdas mecânicas por transmissão. Para o primeiro eixo podemos escrever o seguinte balanço de energia:

$$(1 + \beta)\dot{m}_a C_{pc}(T_{03} - T_{02}) = \eta_{m1} \lambda_1 \dot{m}_a (1 + f - b) C_{ph}(T_{08} - T_{09}) . \quad (14)$$

Na equação anterior,  $\beta$  é a razão de bypass,  $\dot{m}_a$  é o fluxo mássico que atravessa o motor,  $C_{pc}$  e  $C_{ph}$  são os calores específicos a pressão constante para as regiões de gases frio e quente. A variável  $b$  é a porcentagem de ar sangrado do compressor utilizado para resfriamento das turbinas e  $\eta_m$  é a eficiência na transmissão de energia pelo eixo primário. Utilizando o balanço de energia para o eixo primário do motor podemos definir as seguintes funções para modelar a turbina de alta pressão, de  $P_{06}$  para  $P_{07}$

$$T_{07} = T_{06} - \left[ \left( \frac{C_{pc}}{\eta_{m1} \times \lambda_1 \times (1 + f - b) \times C_{ph}} \right) \times [(T_{04b} - T_{04}) + (1 - b) \times (T_{05} - T_{04b})] \right] , \quad (15)$$

$$P_{07} = P_{06} \left( 1 - \frac{(T_{06} - T_{07})}{\eta_{HPT} \times T_{06}} \right)^{\frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h}} . \quad (16)$$

Realizando o mesmo balanço de energia para o eixo intermediário obtemos na seguinte relação

$$\dot{m}_a C_{pc} (T_{04} - T_{03}) = \eta_{m2} \lambda_2 \dot{m}_a (1 + f - b) C_{ph} (T_{07} - T_{08}) , \quad (17)$$

utilizando o balanço de energia podemos encontrar a pressão e a temperatura na saída da turbina de pressão intermediária, região 8

$$T_{08} = T_{07} - \left( \frac{C_{pc} \times [T_{04} - T_{03}]}{\lambda_2 \times \eta_{m2} \times (1 + f - \frac{b}{2}) \times C_{ph}} \right) , \quad (18)$$

$$P_{08} = P_{07} \left( 1 - \frac{[T_{07} - T_{08}]}{\eta_{IPT} \times T_{07}} \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} . \quad (19)$$

Por fim, repetindo o balanço de energia para o eixo de alta pressão chegamos em

$$\dot{m}_a C_{pc} (T_{04b} - T_{04}) + (1 - b) \dot{m}_a C_{pc} (T_{05} - T_{04b}) = \eta_{m3} \lambda_3 \dot{m}_a (1 + f - b) C_{ph} (T_{06} - T_{07}) , \quad (20)$$

onde pressão e a temperatura na saída da turbina de alta pressão são dados por

$$T_{09} = T_{08} - \left( \frac{(1 + \beta) \times C_{pc} \times [T_{03} - T_{02}]}{\lambda_{m3} \times \eta_{m3} \times (1 + f) \times C_{ph}} \right) , \quad (21)$$

$$P_{09} = P_{08} \left( 1 - \frac{[T_{08} - T_{09}]}{\eta_{LPT} \times T_{08}} \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} . \quad (22)$$

Na modelagem das turbinas os termos  $\eta_{LPT}$ ,  $\eta_{IPT}$  e  $\eta_{HPT}$  são respectivamente as eficiências isentrópicas para as turbinas de baixa pressão, pressão intermediária e alta pressão. Após a saída da turbina de baixa pressão ocorre uma leve perda de pressão no escoamento até a entrada no bocal de exaustão, de  $P_{10}$  para  $P_{11}$

$$P_{10} = P_{09} (1 - \Delta p_{duct}) . \quad (23)$$

No bocal de exaustão calcula-se a a pressão crítica,  $P_c$ , para checar se o escoamento é sônico na saída

$$P_c = P_{10} \left( 1 - \frac{1}{\eta_n} \left[ \frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h + 1} \right] \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} , \quad (24)$$

caso a pressão obtida seja maior que a pressão crítica temos que a pressão na saída é dada por

$$P_{11} = P_c , \quad (25)$$

$$T_{11} = T_{10} \left( \frac{2}{\gamma_h + 1} \right) , \quad (26)$$

$$V_{11} = \sqrt{\gamma_h R T_{11}}, \quad (27)$$

Bocal de exaustão do fan  $P_{03}$  para  $P_{12}$  temos

$$P_c = P_{03} \left( 1 - \frac{1}{\eta_m} \left[ \frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h + 1} \right] \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}}, \quad (28)$$

considerando a pressão de exaustão menor que a pressão crítica, temos que a pressão da exaustão dos gases será igual a pressão atmosférica

$$P_{12} = P_a, \quad (29)$$

$$T_{12} = T_{03} \left[ 1 - \eta_m \left( 1 - \left( \frac{P_a}{P_{03}} \right)^{\frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h}} \right) \right], \quad (30)$$

$$V_{12} = \sqrt{2C_{ph}(T_{03} - T_{12})}. \quad (31)$$

As equações anteriores necessitam dos parâmetros de entrada descritos na tabela 8 para cálculo do ciclo termodinâmico. Por fim, com todos os valores de pressão ao longo do motor e a velocidade de exaustão do escoamento é possível obter o empuxo gerado e as eficiências do motor.

Tabela 8 – Parâmetros de entrada para modelagem do termodinâmica do motor turbofan de três eixos.

Elemento	Símbolo
Coeficiente de expansão adiabática para fluxo frio	$\gamma_c$
Coeficiente de expansão adiabática para fluxo quente	$\gamma_h$
Constante dos gases	$R$
Razão de sangramento do motor	$b$
Varição de Pressão na Câmara de Combustão	$\Delta_{Pcc}$
Varição de Pressão no Duto de Saída do Fan	$\Delta_{Pfan}$
Calor específico dos gases para fluxo frio	$C_{Pc}$
Calor específico dos gases para fluxo quente	$C_{Ph}$
Poder Calorífico do Combustível	<b>LHV</b>
Eficiência do Bocal de Admissão	$\eta_d$
Eficiência do Fan	$\eta_f$
Eficiência do Compressor	$\eta_c$
Eficiência da Câmara de Combustão	$\eta_b$
Eficiência da Turbina	$\eta_t$
Eficiência do Bocal de Exaustão	$\eta_n$
Eficiência Mecânica da Turbina	$\eta_m$
Razão de Energia extraída pelo HPC daquela fornecida pelo HPT	$\lambda_1$
Razão de Energia extraída pelo IPC daquela fornecida pelo IPT	$\lambda_2$
Razão de Energia extraída pelo LPC daquela fornecida pelo LPT	$\lambda_3$
Razão de Compressão do Fan	$\pi_f$
Razão de Compressão do Compressor Intermediário	$\pi_{IPC}$
Razão de Compressão do Compressor de Alta Pressão	$\pi_{HPC}$
Razão de Compressão Total(Overall Pressure Ratio)	<b>OPR</b>
Razão de Bypass	$\beta$
Temperatura de entrada na Turbina	<b>TIT</b>
Mach de Voo	$M_a$

fonte: Elaborada pelo Autor.

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

### 4.1 ANÁLISE DOS PARÂMETROS TÉCNICOS DOS MOTORES

Os motores da família Trent foram apresentados de forma cronológica na elaboração desse trabalho, isto é, seguiu-se a ordem na qual os modelos foram homologados e consequentemente, realizaram o primeiro voo. Porém, os projetos do modelos 700, 800 e 500 tiveram inícios muito próximos, entretanto em virtude de possíveis dificuldades encontradas durante o desenvolvimento dos motores, o Trent 500 realizou o primeiro voo após os modelos 700 e 800. Isto posto, as análises técnicas e de performance seguem a ordem numérica dos motores, ou seja, inicia com Trent 500, em seguida o 700, 800, 900, 1000, XWB e 7000. A tabela 9 apresenta alguns parâmetros técnicos importantes para compreensão da evolução histórica dos motores selecionados para análise como o diâmetro do fan, a razão da bypass, a razão de compressão, o peso e o comprimento dos motores.

Tabela 9 – Parâmetros Técnicos dos Motores Rolls Royce Trent.

Elemento	Trent 500	Trent 800	Trent 700	Trent 900	Trent 1000	Trent XWB	Trent 7000
Número de Eixos	3	3	3	3	3	3	3
Razão de Compressão	35	36	40.7	39	50	50	50
Razão de Bypass	8.5:1	5:1	6.4:1	8.5:1	10:1	9.6:1	10:1
Comprimento em metros	4.689	5.639	4.568	5.447	4.775	4.483	4.775
Peso em kg	4990	6160	6078	6246	6400	7277	6445
Diâmetro do Fan em metros	2.47	2.47	2.79	2.95	2.85	3	2.85
Número de pás do Fan	26	26	26	24	20	22	20
N. de Estágios LPC	1LP	1LP	1LP	1LP	1LP	1LP	1LP
N. de Estágios IPC	8IP	8IP	8IP	8IP	8IP	8IP	8IP
N. de Estágios do HPC	6HP	6HP	6HP	6HP	6HP	6HP	6HP
N. de Estágios da HPT	1HP	1HP	1HP	1HP	1HP	1HP	1HP
N. de Estágios da IPT	1IP	1IP	1IP	1IP	1IP	2IP	1IP
N. de Estágios da LPT	5LP	4LP	5LP	5LP	6LP	6LP	6LP

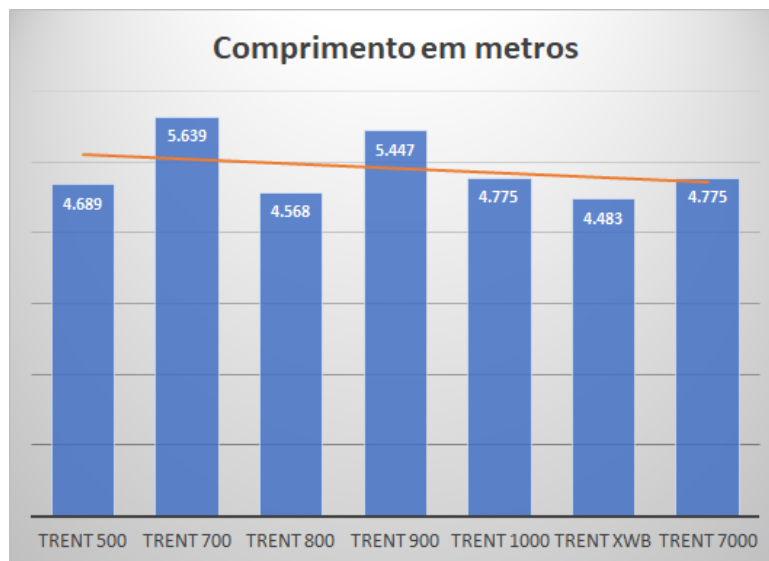
fonte: Elaborada pelo Autor.

Ainda, é interessante notar o número de estágios tanto do compressor quanto das turbinas, o low pressure compressor se refere ao fan e se mantém constante em todos os modelos, assim como os

estágios de compressão intermediária e de alta pressão dos compressores. Porém, as seções da turbina não seguem o mesmo padrão, o primeiro membro da família possui apenas 4 estágios na turbina de baixa pressão, a qual se liga por um eixo coaxial ao fan, nos 3 modelos seguintes são 5 e a partir do Trent 1000 existe um aumento para 6 seções.

De maneira intrigante, apesar do aumento do número de seções da turbina de baixa pressão dos últimos 3 modelos, esses não são os membros com maiores comprimentos da família, o que mostra uma evolução construtiva interna dos motores tornando os mais compactos/íntegros e conseqüentemente, mais densos dado que também são os mais pesados da família.

Figura 42 – Comprimento em metros.



fonte: Elaborada pelo Autor.

Figura 43 – Peso.

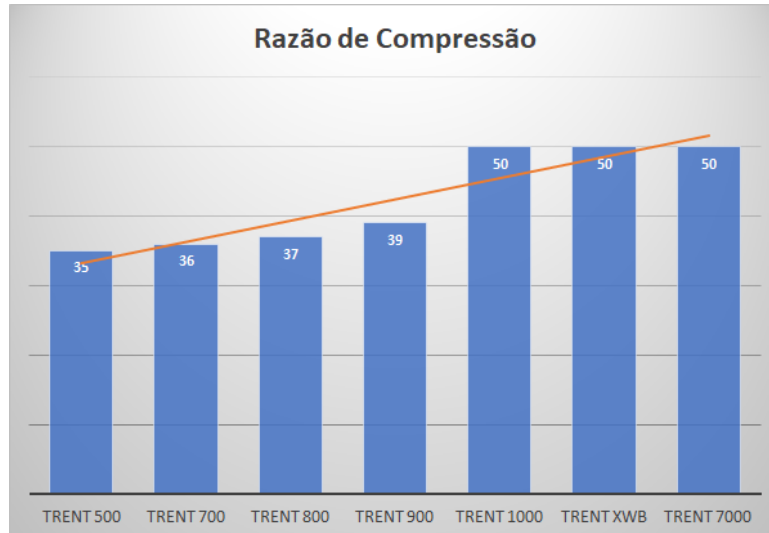


fonte: Elaborada pelo Autor.

O aumento significativo da eficiência dos motores está estreitamente ligado ao aumento da razão de compressão, pois uma melhor compressão dos gases para a mistura com combustível e queima na etapa subsequente evita desperdício. A menor razão da família é 35 e a maior 50, então durante os

anos vemos uma evolução de mais de 40 %. De modo especial, o Trent 800 apresenta modelos com diferentes razões de compressão, de acordo com o certificado de tipo da série os valores variam de 33.9 para Trent 875-17 até 40.7 do Trent 895-17, então para comparação foi utilizado o valor médio entre os modelos.

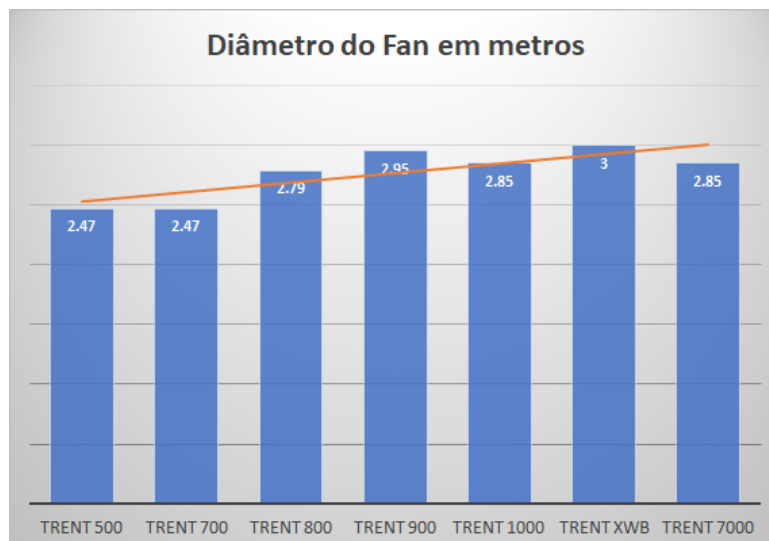
Figura 44 – Razão de Compressão.



fonte: Elaborada pelo Autor.

Ademais, o conjunto de motores Trent apresentam grande fan com diâmetros entre 2,47 a 3,00 metros e houve uma tendência de aumento desse parâmetro ao longo das gerações, sendo o diâmetro do fan Trent XWB comparável ao diâmetro da fuselagem do Condorde.

Figura 45 – Diâmetro do Fan.

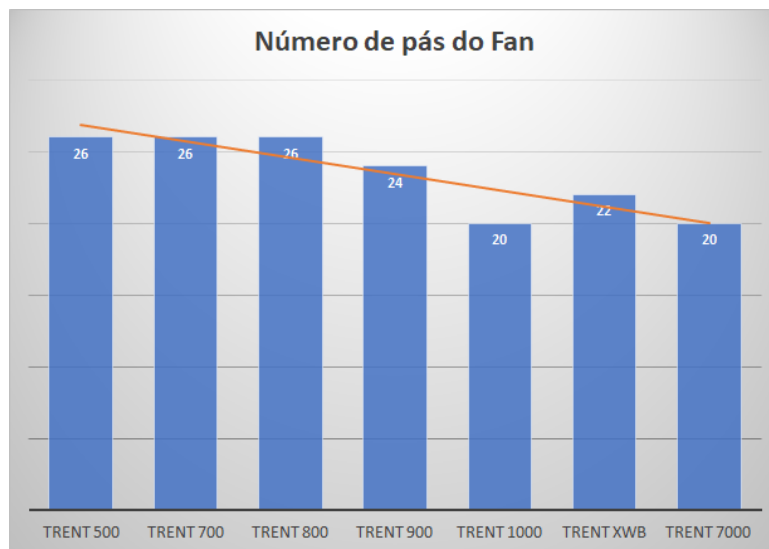


fonte: Elaborada pelo Autor.

Apesar de ambos os parâmetros estarem relacionados com o fan, se apresentam de modo inverso no desenvolvimento do grupo, isto é, o número de pás diminuiu enquanto a razão de bypass aumenta. Dado o desenvolvimento tecnológico, o material utilizado e a maneira construtiva empregados na fabricação das pás do fan é possível gerar maior empuxo com número menor de pás, tal alteração

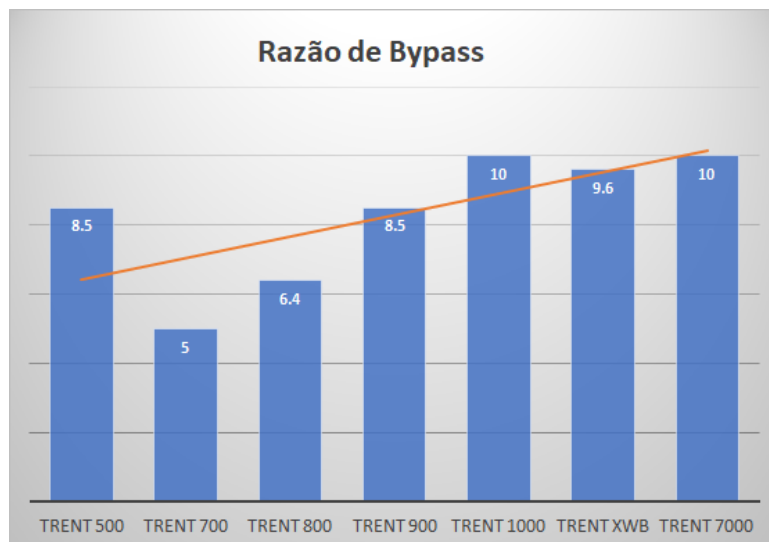
influencia diretamente na diminuição da emissão de ruído dos motores. É importante ressaltar que desde o primeiro membro até o sétimo a razão de bypass dobrou, entretanto o diâmetro do fan não segue a mesma relação, visto que o Trent 700 apresenta um fan de 2.47 metros e o Trent 7000 2.85, ou seja, apesar da relação de fluxo de ar que passa pelo fan e pelo core do motor dobrar, isso não se deve exclusivamente ao aumento do diâmetro, é também reflexo da evolução construtiva de todas as partes que compõem o motor.

Figura 46 – Número de Pás do Fan.



fonte: Elaborada pelo Autor.

Figura 47 – Razão de Bypass.

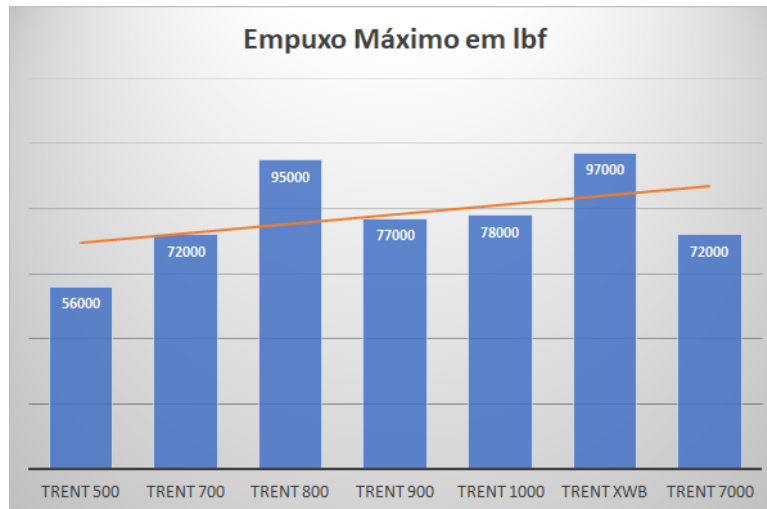


fonte: Elaborada pelo Autor.

O empuxo máximo dos motores é um parâmetro interessante a ser estudado, porém é importante entender que cada motor é projetado para equipar um modelo de aeronave, além disso, como apresentado algumas aeronaves operam não só com 2 motores, mas sim 4. De acordo com o fabricante, os motores Trent 700 e Trent 7000 podem gerar até 72000 lbf, porém sabe-se que o consumo de combustível do 7000 é menor que o do 700. Outro exemplo interessante é o aumento do já elevado valor de 95000 lbf

do Trent 800 para 97000 lbf do Trent XWB com diminuição de consumo de combustível e de emissão de ruídos.

Figura 48 – Empuxo Máximo.



fonte: Elaborada pelo Autor.

Então, é possível observar a partir dos dados técnicos projetos focados na evolução construtiva do motor de maneira geral, não apenas baseado em um componente.

## 4.2 ANÁLISE DA PERFORMANCE DOS MOTORES

Para a análise da performance dos motores, o modelo descrito na seção ciclo termodinâmico para motores turbofan foi implementado utilizando python como linguagem de programação. Uma vez estabelecida a formulação matemática, é necessário definir os parâmetros de entrada do modelo como os valores de compressão total do motor e dos respectivos fatores de compressão de cada segmento, assim como a razão de bypass, as eficiências de cada seção do motor. Além das propriedades dos gases e do combustível.

A razão de bypass e a razão de compressão dos motores são disponibilizados pelo fabricante, além disso, as demais propriedades dos modelos 700 e 1000 foram obtidas das referências (EL-SAYED, 2016) e (ASOLIMAN et al., 2018), respectivamente, do modelo 900 com base (AMER; BOZKURT; AKGUL, ) Porém, apesar da intensa pesquisa não são todos os parâmetros disponíveis na literatura. Desse modo, as demais medidas para os outros modelo foram arbitrados com base nos dados dos certificados de tipo, nas características técnicas fornecidas pelo fabricante, no ano de fabricação e nos valores dos Trent 700, 900 e 1000.

Para uma melhor compreensão da missão das aeronaves equipadas por esses motores, um diagrama pode ser visualizado a seguir Figura 49. No qual, a etapa 1 corresponde a decolagem, a número 2 subida até a altitude de operação. Em contrapartida, a etapa mais longa corresponde a navegação, indicada pelo número 3, relacionada ao maior consumo de combustível. Por fim, as seções 4 e 5 representam descida e pouso, respectivamente.

Dado que o número de Mach varia para cada etapa da missão, no desenvolvimento deste trabalho, todos os dados de eficiência são analisados em relação a esse parâmetro. Ainda, na etapa 1 considera-se

Tabela 10 – Parâmetros de Entrada para o Ciclo Termodinâmico.

Elemento	Trent 700	Trent 800	Trent 500	Trent 900	Trent 1000	Trent XWB	Trent 7000
$\gamma_c$	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4
$\gamma_h$	1.3	1.3	1.3	1.3	1.3	1.3	1.3
$R[J/Kg.K]$	287	287	287	287	287	287	287
$C_{Pc}[J/Kg.K]$	1005	1005	1005	1005	1005	1005	1005
$C_{Ph}[J/Kg.K]$	1148	1148	1148	1148	1148	1148	1148
$\Delta_{Pcc}[\%]$	3	3	3	3	3	3	3
$\Delta_{Pfan}[\%]$	0	0	0	0	0	0	0
LHV [ $kJ/kg$ ]	44652	44652	44652	44652	44652	44652	44652
$b$	0.8	0.8	0.8	0.87	0.7	0.7	0.7
$\eta_d$	0,88	0,88	0,88	0,88	0.98	0.99	0.99
$\eta_f$	0.90	0.90	0.90	0.90	0.93	0.94	0.94
$\eta_c$	0.89	0.89	0.89	0.89	0.91	0.92	0.92
$\eta_b$	0.98	0.98	0.98	0.98	0.99	0.99	0.99
$\eta_t$	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.94	0.94
$\eta_n$	0.98	0.98	0.95	0.98	0.95	0.96	0.96
$\eta_m$	0.99	0.99	0.93	0.99	0.93	0.94	0.94
$\lambda_1$	0.84	0.84	0.84	0.84	1,00	1,00	1,00
$\lambda_2$	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
$\lambda_3$	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
$\pi_f$	1.45	1.48	1.37	1.51	1.54	1.54	1.54
$\pi_{IPC}$	4,28	3,01	3,65	3,00	3,38	3,38	3,38
$\pi_{HPC}$	5,80	8,33	7,00	8,61	9,61	9,61	9,61
OPR	36	37	35	39	50	50	50
$\beta$	5 : 1	6.4 : 1	8.5 : 1	8.7 : 1	10 : 1	9.6 : 1	10 : 1
TIT[K]	1543	1.612	1.612	1.800	2.000	2.000	2.000

fonte: Elaborada pelo Autor.

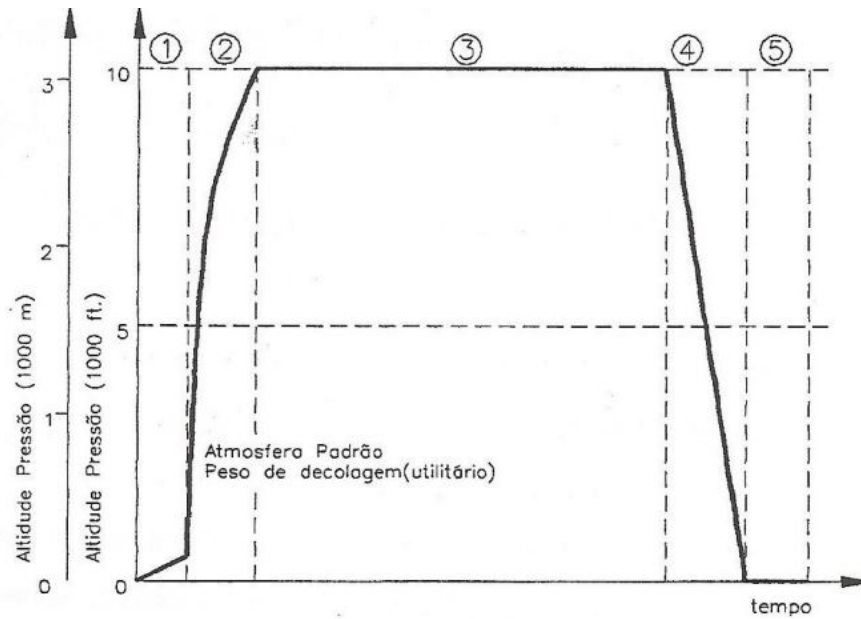
uma variação de 0 à 2, na etapa 3 um valor fixo de 0.85 para todas as aeronaves. Isto posto, a variação do número de Mach para as análises gráficas é de 0 até 1.5, pois é suficiente para englobar com margem todas as velocidades de operações.

O primeiro indicador de performance a ser estudado é a eficiência propulsiva em função das fases da missão da aeronave, dado que as etapas estão relacionadas com o número de Mach, o gráfico Figura 50 apresenta variação da eficiência propulsiva em relação ao Mach. É claro o aumento dessa eficiência para todos os motores com o aumento da velocidade de voo. Ademais, as maiores eficiências são atingidas para Mach próximos de 0.85, o esperado, pois dado que o etapa 3 é a mais longa e as aeronaves operam com Mach próximos de 0.85 nesse estágio, espera-se que os projetos desse motores maximizem a eficiência nesse intervalo, principalmente porque essa fase está relacionada ao maior consumo de combustível.

Além disso, essa eficiência depende não somente da velocidade, mas também da razão de bypass, da razão de combustível/ar e do empuxo específico dos motores. Para os 4 primeiros membros da família essa eficiência reduz expressivamente para Mach próximo de 1, em contrapartida para os 3 Trents mais modernos, as eficiências só começam a diminuir para valores acima de 1.

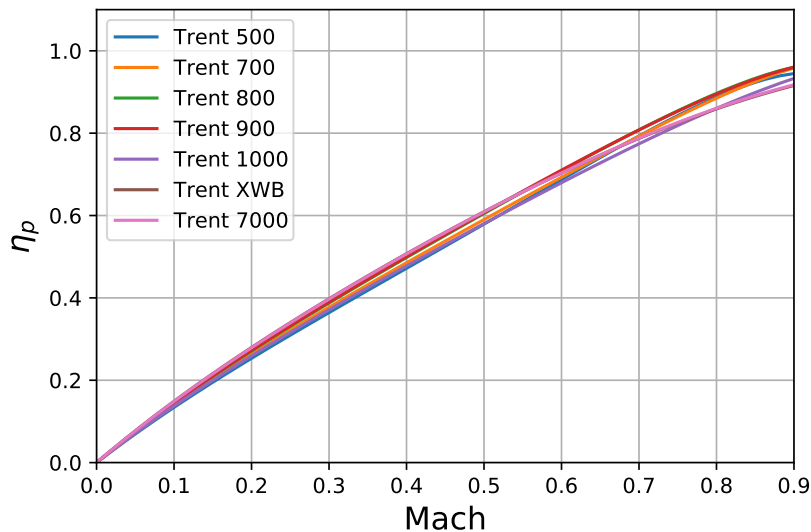
Para o Mach de cruzeiro igual a 0,85, os modelos que apresentam as maiores eficiências propulsivas

Figura 49 – Diagrama de Missão.



fonte: Elaborada pelo Autor.

Figura 50 – Eficiência Propulsiva x Número de Mach.

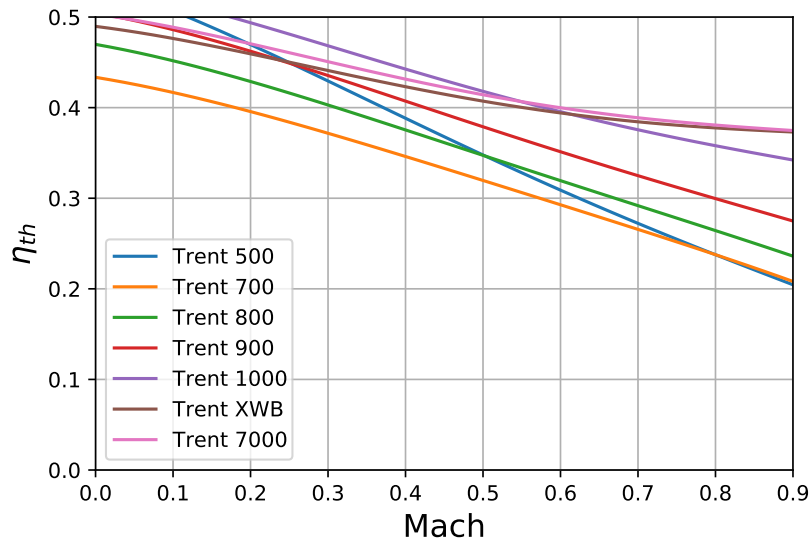


fonte: Elaborada pelo Autor.

são Trent 800 e 900. Mas isso não significa necessariamente que são os mais eficientes da família, pois também é necessário avaliar a eficiência térmica.

De maneira contrária à propulsão, a eficiência térmica decai com o aumento do número de Mach Figura 51. Uma vez que, de maneira sintética essa eficiência pode ser explicada como a razão entre o trabalho realizado pela energia dissipada em forma de calor, também depende da razão de bypass, da razão de combustível/ar e do empuxo específico. De modo contrário a característica propulsiva, na qual os valores são muito próximos de Mach zero até Mach 0.6, desde  $M = 0.0$  os valores já são distintos para eficiência térmica. De acordo com o gráfico Figura 51, as maiores eficiências térmicas para qualquer valor de Mach pertencem aos 3 membros mais modernos do grupo, o que mostra

Figura 51 – Eficiência Térmica x Número de Mach.

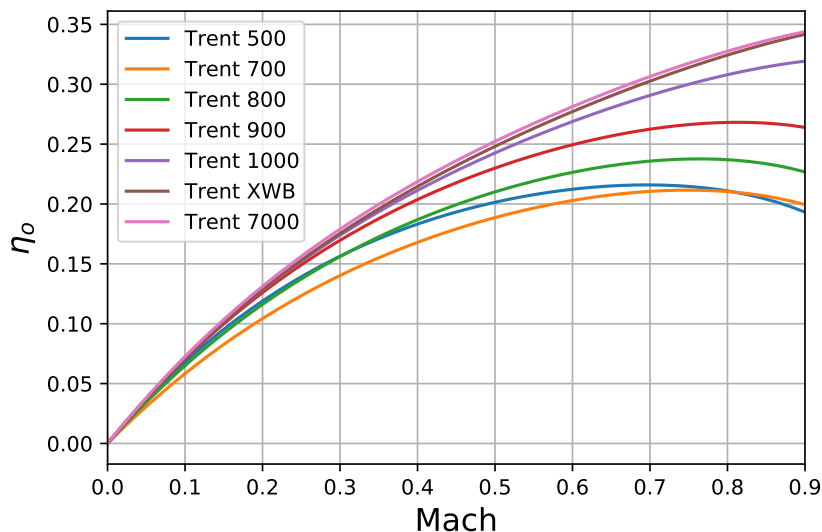


fonte: Elaborada pelo Autor.

uma melhoria de projeto focada neste parâmetro ao longo da história da família, essas melhorias são o resultado de avanços tecnológicos, construtivo, de materiais e de sistema mais modernos de refrigeração do motor. A evolução dos valores dessa eficiência é não só bastante expressiva, chegando ao dobro comparando os modelos 700 e 800 ao Trent XWB e 7000 na região de Mach próximo a 0.85, como muito importante pois impacta diretamente na etapa mais longa da missão das aeronaves.

Então, uma vez implementadas as 2 eficiências é possível calcular a eficiência global,  $\eta_o$ , dos motores como sendo a multiplicação das eficiências apresentadas. O resultado é mostrado no gráfico Figura 52.

Figura 52 – Eficiência Total x Número de Mach.



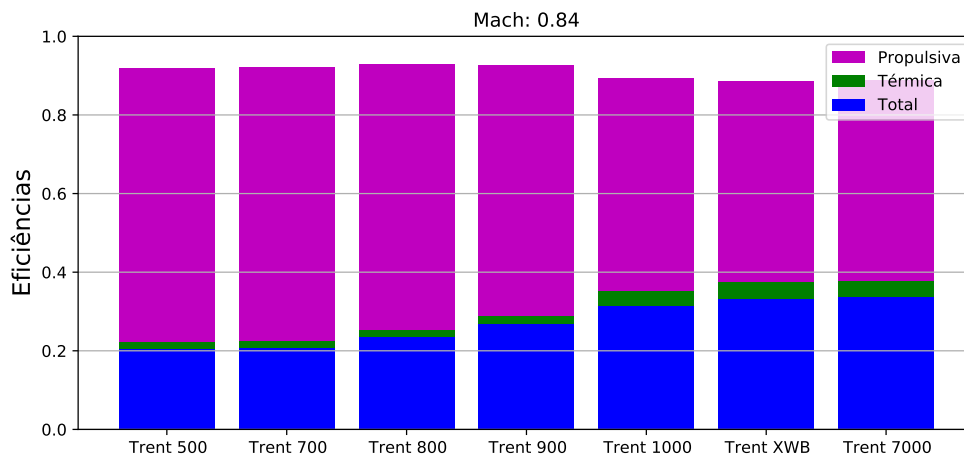
fonte: Elaborada pelo Autor.

De acordo com os valores escolhidos para o estudo e assim como na descrição da literatura, o

modelamento matemático também resulta em uma evolução da eficiência global dos motores. Ademais, observa-se em Figura 52 que as eficiências para valores de Mach correspondentes ao estágio de decolagem são semelhantes. Mas a partir da fase de subida para a altitude de operações as curvas começam a se distanciar e na etapa de navegação, essa diferença é intensificada.

Ainda, devido a importância do processo de decolagem, o qual interfere nas decisões de projetos pois é a etapa que requer maior empuxo do motor e da fase 3, a mais extensa da missão, as eficiências são plotadas de forma gráfica para essas duas condições, com Mach = 0.21 Figura 54 e 0.85 Figura 53 respectivamente.

Figura 53 – Eficiências em Condição de Cruzeiro.



fonte: Elaborada pelo Autor.

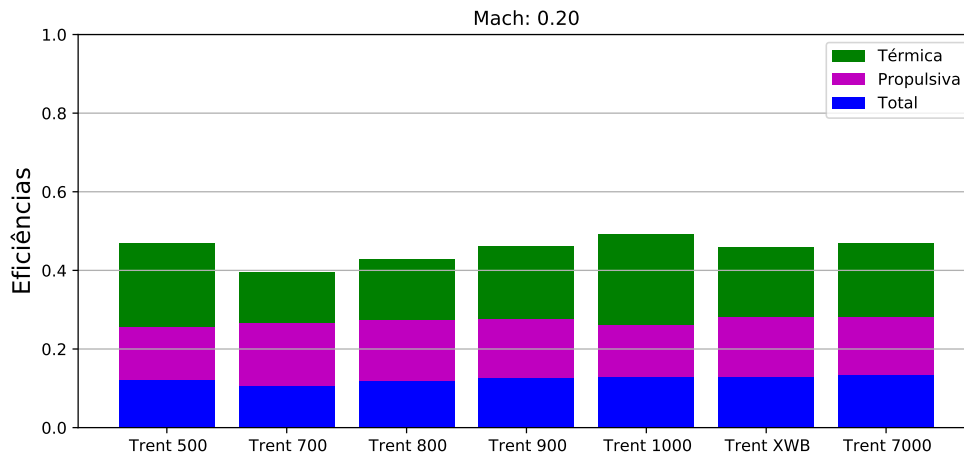
É possível observar que na condição de cruzeiro, a elevada eficiência térmica dos modelos 1000, XWB e 7000 contribuem significativamente para aumentar a eficiência global. De maneira interessante, tem-se como resultado 3 motores com um eficiência propulsiva menor porém com aproximadamente o dobro da eficiência global. Todavia, para a condição de takeoff como já analisado, os valores são mais próximos, tanto para  $\eta_p$  quanto para  $\eta_{th}$ , apresentando como consequências, eficiências globais semelhantes nessa etapa da missão.

Porém só as eficiências não são suficientes para o estudo da performance, é importante avaliar o empuxo e o consumo específico de combustível dos modelos. Em vista disso, o empuxo específico em função do número de Mach é exposto na Figura 55, isto é, o gráfico apresenta o empuxo dividido pela vazão mássica de ar em função de cada estágio da missão. Assim como esperado, os maiores valores de empuxo específico aparecem no momento de decolagem e estão de acordo com os dados do fabricante e com o apresentado na Figura 48 de empuxo máximo.

Apesar de ser o terceiro membro da família e possuir uma razão de bypass 8.5:1, o Trent 500 fornece um empuxo máximo 56000 lbf (AGENCY, 2021), além disso tem a menor razão de compressão do grupo. O resultado dessa combinação fica bem evidente na curva verde referente ao motor, assim como a combinação dos dados técnicos do Trent XWB com maior empuxo chegando a 96000 lbf e razão de bypass 9.6.

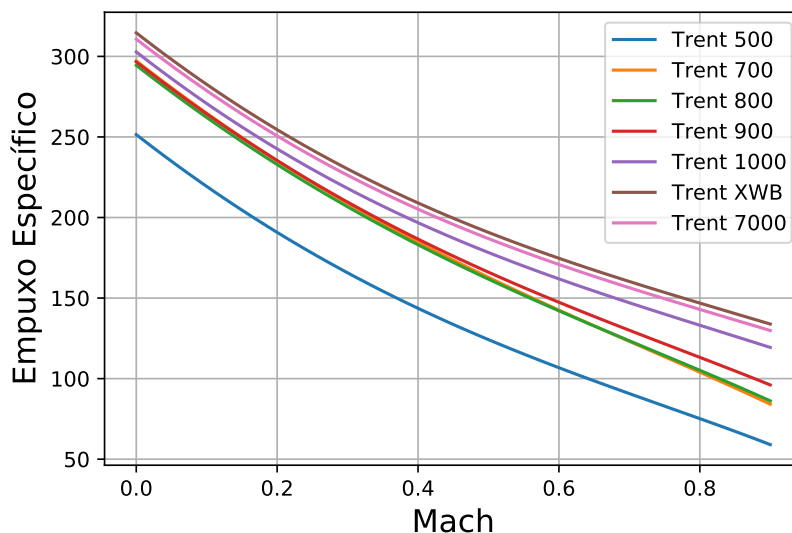
Com base no gráfico Figura 56 nota-se os maiores valores de empuxo específico no momento de

Figura 54 – Eficiências em Condição de Decolagem.



fonte: Elaborada pelo Autor.

Figura 55 – Empuxo Específico x Número de Mach.



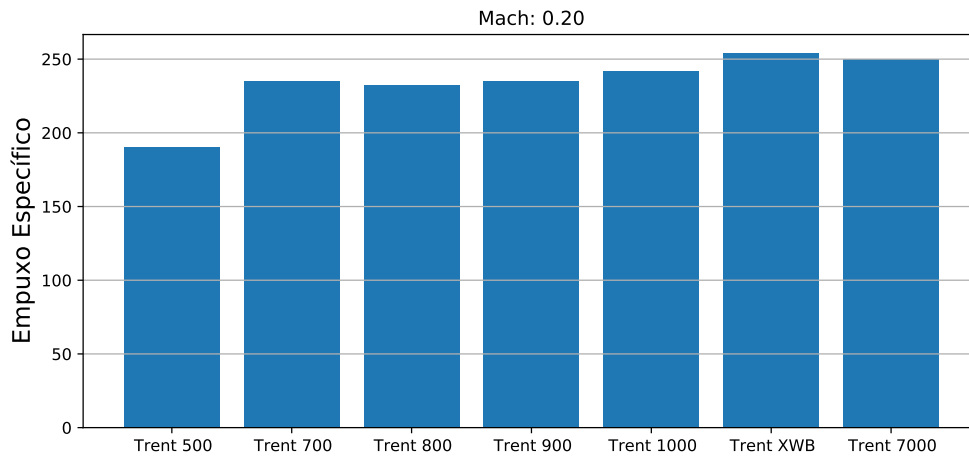
fonte: Elaborada pelo Autor.

decolagem para o Trent XWB e 7000, e de maneira destoante o valor do Trent 500. Embora haja essa diferença, os dados batem com as características técnicas descritas pelo fabricante não só para esse modelo como para os demais também.

Ainda avaliando esse parâmetro de eficiência, quando plotado em função de Mach = 0.86 tem se o seguinte resultado Figura 57. Dado que a condição de cruzeiro não exige o mesmo esforço propulsivo que o momento de takeoff, em vista disso espera-se que os valores do empuxo específico para Mach equivalente à 0.86 sejam menores do que os Figura 56. Então, observando essas duas figuras, novamente é notável que o modelo implementado condiz com o esperado fisicamente.

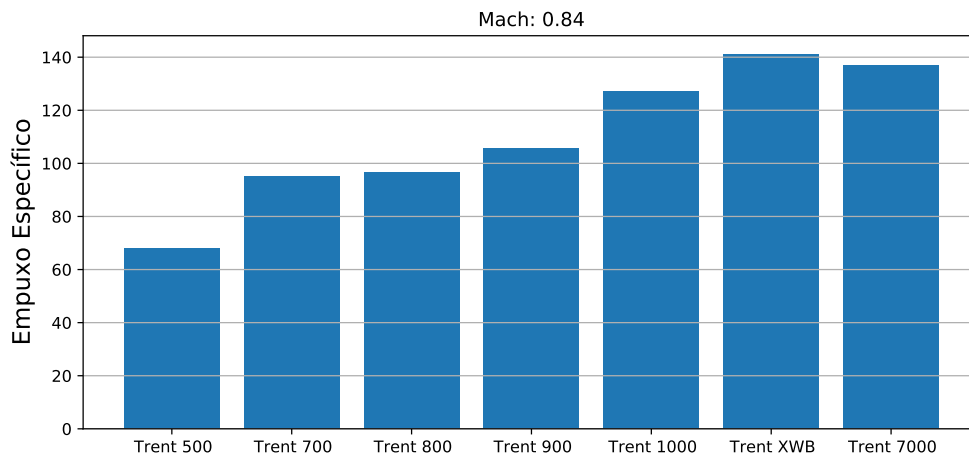
Por fim, tem se a implementação e investigação de um importante parâmetro para a aviação civil comercial, o consumo específico de combustível, TSFC. A partir da pesquisa histórica da família Trent, sabe-se que a diminuição do consumo específico é não só um presente objetivo de projeto da fabricante

Figura 56 – Empuxo Específico em Condição de Decolagem



fonte: Elaborada pelo Autor.

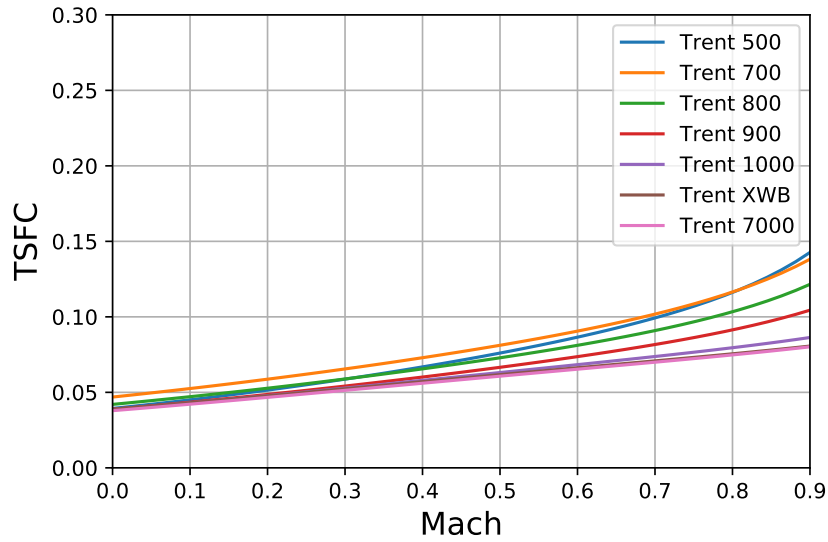
Figura 57 – Empuxo Específico em Condição de Cruzeiro



fonte: Elaborada pelo Autor.

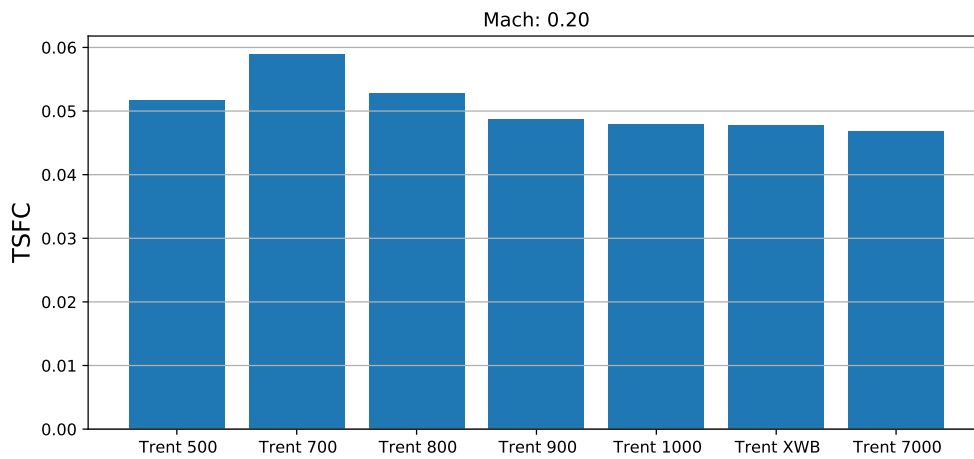
entre uma geração de motor e outra, como também uma conquista. A Figura 58 apresenta de forma gráfica o TSFC para todas as etapas de missão, nota-se a correspondência das curvas com as descrições dos motores. Isto é, observa-se valores mais baixos para cada nova geração da família especialmente na condição de decolagem Figura 59. Além disso, para facilitar a visualização da diferença deste parâmetro para cada motor na etapa de navegação a Figura 60 é apresentada.

Figura 58 – TSFC x Número de Mach.



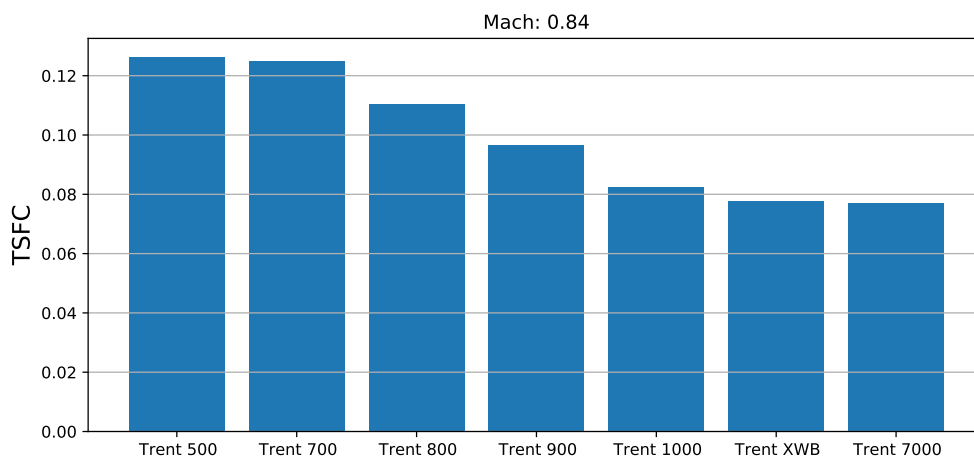
fonte: Elaborada pelo Autor.

Figura 59 – TSFC em Condição de Takeoff



fonte: Elaborada pelo Autor.

Figura 60 – TSFC em Condição de Cruzeiro



fonte: Elaborada pelo Autor.

## 5 CONCLUSÃO

### 5.1 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Portanto, é possível concluir que desde o primeiro membro da família a fabricante Rolls-Royce mantém o design de 3 eixos, assim cada seção da turbina aciona uma seção do compressor. Apesar dessa característica ser mantida na família, outros aspectos como o número de estágio da turbina de baixa pressão aumentou ao longo do desenvolvimento dos modelos. Em vista disso, é fato a evolução construtiva dos motores, pois ainda que haja um aumento nas seções da turbina, os motores não se tornaram necessariamente mais compridos.

Além disso, embora haja um limite construtivo dado o arrasto e a força centrífuga, os modelos apresentam um aumento no diâmetro do fan que passou de 2,47 metros para até 3,00 metros. Ainda que não pareça tão expressiva, essa ampliação em conjunto com o aperfeiçoamento construtivo do core do motor, proporciona o dobro da razão de bypass. Como apresentado neste trabalho, a razão de bypass está intrinsecamente ligada à performance do motor.

Em relação a performance, de acordo com o modelamento matemático selecionado e com os parâmetros escolhidos, verifica-se a concordância entre os resultados apresentados e a descrição bibliográfica dos motores. Uma vez que o estudo histórico aponta para o avanço das eficiências, aumento do empuxo e da diminuição do consumo de combustível, os resultados da análise da performance também. Por fim, nota-se ainda a preocupação do fabricante não somente na melhoria propulsiva e térmica dos motores, mas também na diminuição da emissão de gases poluentes e de ruídos.

### 5.2 RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Em vista das informações apresentadas, para trabalhos futuros é oportuno compilar mais dados sobre as condições termodinâmicas dos motores, como a eficiência de cada seção, assim como a temperatura pós combustão de entrada na turbina. A obtenção de tais dados são importantes para calibração do modelo termodinâmico e aumentariam a confiabilidade do modelo. Além disso, também é válido a implementação de outro possível método matemático do ciclo termodinâmico e realizar a comparação dos resultados dos dois modelos. Ademais, uma vez feito o estudo histórico e a análise da performance, também é bastante interessante prosseguir com o estudo da diminuição de CO<sub>2</sub>.

## REFERÊNCIAS

- AEROMAGAZINE, U. **Rolls-Royce Trent 1000 entra em serviço**. 2022. Disponível em: <[https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/trent-1000-tem-da-rolls-royce-entra-em-servico\\_1575.html](https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/trent-1000-tem-da-rolls-royce-entra-em-servico_1575.html)>.
- AEROMAGAZINE, U. **Trent 900 alcança marca de 3 milhões de horas de voo**. 2022. Disponível em: <[https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/trent-900-alcanca-marca-de-3-milhoes-de-horas-em-servico\\_1376.html](https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/trent-900-alcanca-marca-de-3-milhoes-de-horas-em-servico_1376.html)>.
- AGENCY, E. U. A. S. **TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET EASA.E.012**. 2019. Disponível em: <[https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates?search=Trent+900&product\%5B\%5D=23&year=&year\\_to=>](https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates?search=Trent+900&product\%5B\%5D=23&year=&year_to=>)>.
- AGENCY, E. U. A. S. **TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET EASA.E.036**. 2019. Disponível em: <[https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates?search=Trent+1000&product\%5B\%5D=23&year=&year\\_to=>](https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates?search=Trent+1000&product\%5B\%5D=23&year=&year_to=>)>.
- AGENCY, E. U. A. S. **TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET EASA.E.042**. 2019. Disponível em: <[https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates?search=EASA.E.042&year=&year\\_to=>](https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates?search=EASA.E.042&year=&year_to=>)>.
- AGENCY, E. U. A. S. **TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET EASA.E.047**. 2019. Disponível em: <[https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates?search=Trent+800&product\%5B\%5D=23&year=&year\\_to=>](https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates?search=Trent+800&product\%5B\%5D=23&year=&year_to=>)>.
- AGENCY, E. U. A. S. **TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET EASA.E.060**. 2021. Disponível em: <<https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates/engine-cs-e/easae060-rolls-royce-deutschland-rb211-trent-500>>.
- AIRBUS. **A340-500**. 2022. Disponível em: <<https://www.airbus.com/en/who-we-are/company-history/commercial-aircraft-history/previous-generation-aircraft/a340-family/a340-500>>.
- AIRBUS. **A340-600**. 2022. Disponível em: <<https://www.airbus.com/en/who-we-are/company-history/commercial-aircraft-history/previous-generation-aircraft/a340-family/a340-600>>.
- AIRBUS. **Airbus A330neo in to the future**. 2022. Disponível em: <<https://www.airbus.com/en/new-efficient-engines-sustaining-the-a330neo-into-the-future>>.
- AIRBUS. **Airbus A350-1000**. 2022. Disponível em: <<https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a350/a350-1000>>.
- AIRBUS. **BelugaXL**. 2022. Disponível em: <<https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/freighters/belugaxl>>.
- AIRBUS. **Passenger Aircraft A380**. 2022. Disponível em: <<https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/passenger-aircraft/a380>>.
- AMER, E. Y. A.; BOZKURT, B. Y.; AKGUL, B. High by-pass ratio turbofan engine aerothermodynamic design.
- ASOLIMAN, I. M. et al. Performance analysis of high bypass turbofan engine trent 1000-a. 2018.
- ATLANTIC, V. **The Airbus A350 a quiet efficient giant**. 2022. Disponível em: <<https://flywith.virginatlantic.com/us/en/stories/the-airbus-a350-a-quiet-efficient-giant.html>>.

- BOEING. **Boeing 787**. 2022. Disponível em: <<https://www.boeing.com.br/produtos-e-servicos/avioes-comerciais/787.page>>.
- BOON, T. **Rolls-Royce has now delivered its 1000 Trent XWB engines**. 2022. Disponível em: <<https://simpleflying.com/rolls-royce-1000th-trent-engine/>>.
- BOYNE, W. J.; LOPEZ, D. S. **The Jet Age, Forty Years of Jet Aviation**. Washington: Smithsonian Institution Press, 1979.
- DEFESANET. **Rolls-Royce inaugura nova era com RRTrent-1000 do Boeing787-Dreamliner**. 2022. Disponível em: <<https://www.defesanet.com.br/aviacao/noticia/2963/Rolls-Royce-inaugura-nova-era-com-a-RR-Trent-1000-do-Boeing-787-Dreamliner/>>.
- EL-SAYED, A. F. **Fundamentals of aircraft and rocket propulsion**. London: Springer, 2016.
- EL-SAYED, A. F. **Aircraft propulsion and gas turbine engines**. [S.l.]: CRC press, 2017.
- ENTHUSIASTS, A. **The Rolls-Royce Trent 800**. 2022. Disponível em: <<https://theavgeeks.com/2019/09/24/the-rolls-royce-trent-800/>>.
- FIXER, S. **Rolls-Royce Trent 700**. 2022. Disponível em: <[https://stringfixer.com/pt/Rolls-Royce\\_Trent\\_700](https://stringfixer.com/pt/Rolls-Royce_Trent_700)>.
- FIXER, S. **Rolls-Royce Trent 800**. 2022. Disponível em: <[https://stringfixer.com/pt/Rolls-Royce\\_Trent\\_800](https://stringfixer.com/pt/Rolls-Royce_Trent_800)>.
- HEISER, W. I.; PRATT, D. T. **Hypersonic Airbreathing Propulsion 11**. Washington: AIAA Education Series, 1994.
- KURZKE, J.; HALLIWELL, I. **Propulsion and power: an exploration of gas turbine performance modeling**. [S.l.]: Springer, 2018.
- MATTINGLY, J. D. **Elements of Gas Turbine Propulsion**. United States: McGraw Hill, Inc, 1996.
- ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce e Aeroflot celebram recorde do motor**. 2019. Disponível em: <<https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2019/19-06-2019-rr-and-aeroflot-celebrate-engine-record.aspx>>.
- ROLLS-ROYCE. **18-hours non-stop and counting**. 2022. Disponível em: <<https://www.rolls-royce.com/media/our-stories/discover/2020/poweroftrent-18-hours-non-stop-and-counting.aspx>>.
- ROLLS-ROYCE. **Capable and Versatile**. 2022. Disponível em: <<https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/power-of-trent/versatile-and-capable.aspx>>.
- ROLLS-ROYCE. **The long range aircraft making the world a smaller place**. 2022. Disponível em: <<https://www.rolls-royce.com/media/our-stories/discover/2021/poweroftrent-the-long-range-aircraft.aspx>>.
- ROLLS-ROYCE. **Power of Trent**. 2022. Disponível em: <<https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/power-of-trent.aspx>>.
- ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce celebrates 25 years of Trent – and plans for its future**. 2022. Disponível em: <<https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2020/11-02-2020-poweroftrent-rr-celebrates-25-years-of-trent-and-plans-for-its-future.aspx>>.
- ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce Trent 1000**. 2022. Disponível em: <[https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-1000.aspx#](https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-1000.aspx#/)>.

ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce Trent 500**. 2022. Disponível em: <[https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-500.aspx#/>](https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-500.aspx#/).

ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce Trent 700**. 2022. Disponível em: <[https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-700.aspx#/>](https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-700.aspx#/).

ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce Trent 700 Power New Airbus BelugaXL**. 2022. Disponível em: <<https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2019/14-11-19-rr-trent-700-certified-to-power-new-airbus-belugaxl-transporter.aspx>>.

ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce Trent 7000**. 2022. Disponível em: <[https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-7000.aspx#/>](https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-7000.aspx#/).

ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce Trent 800**. 2022. Disponível em: <[https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-800.aspx#/>](https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-800.aspx#/).

ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce Trent 900**. 2022. Disponível em: <[https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/widebody/trent-900.aspx#/>](https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/widebody/trent-900.aspx#/).

ROLLS-ROYCE. **Rolls-Royce Trent XWB**. 2022. Disponível em: <[https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-xwb.aspx#/>](https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-xwb.aspx#/).

SCHLAIFER, R.; HERON, S. D. **Development of Aircraft Engines, and Fuels**. New York: Pergamon Press, 1970 (reprint of 1950 ed.).

THEODORE. von K. **The Wind and Beyond**,. Boston: Little Brown, and Company, 1967.

TÉCNICO, I. S. **História da Aviação A340**. 2022. Disponível em: <<https://sites.google.com/site/ahistoriadaaviacao/selecao-de-idioma-language-selection/esquema-do-site/encontro-regional-guimaraes/airbus-a340>>.

VINHOLES, T. **Cada vez mais raro A340**. 2020. Disponível em: <<https://www.airway.com.br/cada-vez-mais-raro-airbus-a340-ainda-resiste-em-pequenos-centros-da-aviacao/>>.