



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

**"Predição de Desempenho Termodinâmico em Projeto Conceitual de Motores
Aeronáuticos (Off-Design) com Inteligência Artificial"**

Patricia Lourenço Croxela

UBERLÂNDIA

2025

Patricia Lourenço Croxela

"Predição de Desempenho Termodinâmico em Projeto Conceitual de Motores
Aeronáuticos com Inteligência Artificial"

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia como parte dos requisitos para obtenção do título de Bacharel em **Engenharia Aeronáutica**. EXEMPLAR DE DEFESA

Orientador: Prof. Dr. **João Rodrigo Andrade**

UBERLÂNDIA

2025

Patricia Lourenço Croxela

“Thermodynamic Performance Prediction in Conceptual Design of Aircraft Engines
(Off-Design) Using Artificial Intelligence”

Final Paper submitted to the Faculty of Mechanical Engineering from Federal University of Uberlândia in partial fulfillment of the requirements for the degree of **Aeronautical Engineer**. EXAMINATION BOARD PRESENTATION COPY

Advisor: João Rodrigo Andrade, PhD

UBERLÂNDIA

2025

Ficha Catalográfica Online do Sistema de Bibliotecas da UFU
com dados informados pelo(a) próprio(a) autor(a).

C953 2025	Croxela, Patricia Lourenço, 1996- Predição de Desempenho Termodinâmico em Projeto Conceitual de Motores Aeronáuticos (Off-Design) com Inteligência Artificial [recurso eletrônico] / Patricia Lourenço Croxela. - 2025. Orientador: João Rodrigo Andrade. Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) - Universidade Federal de Uberlândia, Graduação em Engenharia Aeronáutica. Modo de acesso: Internet. Inclui bibliografia. Inclui ilustrações. 1. Aeronáutica. I. Andrade, João Rodrigo ,1990-, (Orient.). II. Universidade Federal de Uberlândia. Graduação em Engenharia Aeronáutica. III. Título. CDU: 629.7
--------------	---

Bibliotecários responsáveis pela estrutura de acordo com o AACR2:
Gizele Cristine Nunes do Couto - CRB6/2091
Nelson Marcos Ferreira - CRB6/3074



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA

Coordenação do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica
Rodovia BR 050, KM 78, Bloco 1D, 2º andar - Bairro Glória, Uberlândia-MG, CEP 38400-902

Telefone: (34) 2512-6768 - www.mecanica.ufu.br - coceaero@mecanica.ufu.br



ATA DE DEFESA - GRADUAÇÃO

Curso de Graduação em:	ENGENHARIA AERONÁUTICA				
Defesa de:	PROJETO DE CONCLUSÃO DE CURSO - FEMEC43100				
Data:	29/09/2025	Hora de início:	14:00	Hora de encerramento:	15:15
Matrícula do Discente:	11711EAR027				
Nome do Discente:	Patricia Lourenço Croxela				
Título do Trabalho:	Predição de Desempenho Termodinâmico em Projeto Conceitual de Motores Aeronáuticos (Off-Design) com Inteligência Artificial				
A carga horária curricular foi cumprida integralmente?				(X) Sim () Não	

Reuniu-se de forma presencial no Laboratório LESTNano, da Faculdade de Engenharia Mecânica, Campus Santa Mônica, a Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica, assim composta: Prof. Dr. Leonardo Rosa Ribeiro da Silva (FEMEC/UFU); Eng. Me. Daniel Andrey Herrera Susa (membro externo), Prof. Dr. João Rodrigo Andrade (FEMEC/UFU), orientador da candidata.

Iniciando os trabalhos, o presidente da banca, Prof. João Rodrigo Andrade, apresentou a Comissão Examinadora e a candidata, agradeceu a presença do público, e concedeu à discente a palavra, para a exposição do seu trabalho. A duração da apresentação da discente e o tempo de arguição e resposta foram conforme as normas do curso.

A seguir o senhor presidente concedeu a palavra, pela ordem sucessivamente, aos examinadores, que passaram a arguir a candidata. Ultimada a arguição, que se desenvolveu dentro dos termos regimentais, a Banca, em sessão secreta, atribuiu o resultado, considerando a candidata:

Aprovada.

Nota: 95

Nada mais havendo a tratar foram encerrados os trabalhos. Foi lavrada a presente ata que após lida e achada conforme foi assinada pela Banca Examinadora.



Documento assinado eletronicamente por **João Rodrigo Andrade, Professor(a) do Magistério Superior**, em 30/09/2025, às 08:26, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Leonardo Rosa Ribeiro da Silva, Professor(a) do Magistério Superior**, em 30/09/2025, às 13:15, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Daniel Andrey Herrera Susa, Usuário Externo**, em 30/09/2025, às 15:50, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://www.sei.ufu.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **6709145** e o código CRC **311AAA2D**.

Dedico este trabalho a todos aqueles que caminharam com o pé quebrado e não deixaram marcas de suas mãos nos ombros de ninguém.

"Na adversidade, uns desistem, enquanto outros batem recordes." (Ayrton Senna)

RESUMO

CROXELA, P.L. **Predição do desempenho termodinâmico em projeto conceitual de motores aeronáuticos (off-design) com inteligência artificial.** Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia - MG, 2025.

A corrida tecnológica por competitividade, soluções eficientes, econômicas e ambientais têm sido expressamente transformadas pela implementação da inteligência artificial (IA). No setor aeroespacial, o assunto é amplamente discutido em pesquisas acadêmicas e industriais, planejamento, ética, cibersegurança, aeronavegabilidade e certificação. Nesse contexto, identifica-se na IA uma oportunidade para explorar sua utilidade em projetos em fase conceitual, especificamente, motores *turbofans*. O objetivo geral deste trabalho é desenvolver um metamodelo de inteligência artificial, capaz de prever o desempenho termodinâmico de motores *turbofans* em condições *off-design*, considerando variáveis críticas como empuxo, consumo específico de combustível, eficiências, emissões de óxidos de nitrogênio (NOx), temperatura de entrada da turbina, entre outras. A metodologia envolveu três etapas: projeto termodinâmico *on-design*, inspirado no motor GE90 e tendências históricas de sucesso; seguido de simulações *off-design* no software *GasTurb 15* (76 cenários); por fim, desenvolveu-se um metamodelo de predição utilizando o algoritmo *Gradient Boosting Regressor* em *Python*, utilizando de *Mach*, altitude e fase de voo como variáveis de entrada. Os resultados mostraram alta acurácia preditiva, superando o *Random Forest* e apresentando boa generalização, embora com limitações em algumas fases de voo, indicando a necessidade de expansão do banco de dados. Conclui-se que a abordagem se mostrou promissora como suporte à decisão na propulsão aeronáutica, especialmente nos quesitos de ampliação de análises em fase conceitual concomitante à redução de tempo de projeto, com perspectiva de aplicações futuras em outros cenários de projeto conceitual, certificação e sustentabilidade.

Palavras-chave: propulsão aeronáutica, desempenho termodinâmico, inteligência artificial, turbofan, projeto conceitual, metamodelo.

ABSTRACT

CROXELA, P.L. **Thermodynamic performance prediction in conceptual design of aircraft engines (off-design) using artificial intelligence. 2025.**

The technological race for competitiveness and efficient, economic, and environmental solutions has been expressly transformed by the implementation of artificial intelligence (AI). In the aerospace sector, the topic is widely discussed in academic and industrial research, planning, ethics, cybersecurity, airworthiness, and certification. In this context, AI is identified as an opportunity to explore its usefulness in conceptual phase projects, specifically in turbofan engines. The general objective of this work is to develop an artificial intelligence meta-model capable of predicting the thermodynamic performance of turbofan engines under off-design conditions, considering critical variables such as thrust, specific fuel consumption, efficiencies, nitrogen oxides (NOx) emissions, turbine inlet temperature, among others. The methodology involved three stages: a thermodynamic on-design project inspired by the GE90 engine and historical success trends; followed by off-design simulations in GasTurb 15 (76 scenarios); and finally, the development of a prediction meta-model using the Gradient Boosting Regressor algorithm in Python, with Mach, altitude, and flight phase as input variables. The results showed high predictive accuracy, surpassing Random Forest and demonstrating good generalization, although with limitations in some flight phases, indicating the need to expand the database. It is concluded that the approach proved promising as decision support in aerospace propulsion, especially regarding the expansion of analyses in the conceptual phase concomitant with design time reduction, with prospects for future applications in other conceptual design scenarios, certification, and sustainability.

Keywords: aerospace propulsion, thermodynamic performance, artificial intelligence, *turbofan*, conceptual design, meta-model.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

- Figura 1 – Áreas da aviação com impacto direto da implementação de IA
- Figura 2 – Pontos de projeto típicos esquematizado na curva do envelope de voo
- Figura 3 – Esquema das estações de *turbofan* 2 eixos (simplificado)
- Figura 4 – Sequência de cálculo do projeto conceitual do motor
- Figura 5 – Figuras de mérito para componentes de *turbofan* com diferentes níveis de tecnologia
- Figura 6 – Dados e tendência da eficiência politrópica do Fan.
- Figura 7 – Vazão requisitada para resfriamento das *blades* e NGVs x SOT
- Figura 8 – OPR de *turbofans* (decolagem) em função do ano de certificação.
- Figura 9 – Dados e tendência da eficiência politrópica para o compressor de baixa.
- Figura 10 – Visão geral de parâmetros do compressor do GE90.
- Figura 11 – Dados e tendência da eficiência politrópica para o compressor de alta.
- Figura 12 – Temperatura de entrada da turbina em função do ano de certificação.
- Figura 13 – Dados e tendência da eficiência politrópica para a turbina de alta.
- Figura 14 – Dados e tendência da eficiência politrópica para a turbina de baixa.
- Figura 15 – Valores de saída para as propriedades calculadas.
- Figura 16 – Intervalos típicos de razão de pressão do duto de bypass
- Figura 17 – Intervalos típicos de razão de pressão do duto interturbina
- Figura 18 – Intervalos típicos de razão de pressão do duto intercompressor
- Figura 19 – Intervalos típicos de razão de pressão para o duto de saída da HPT (bocal convergente)
- Figura 20 – TSFC de diferentes fabricantes por ano de certificação.
- Figura 21 – Projeto do *turbofan* com estações e sangrias.
- Figura 22 – Saídas de grandezas notáveis e propriedades do motor por estação
- Figura 23 – Propriedades contempladas em todas as estações do motor – Parte 1
- Figura 24 – Propriedades contempladas em todas as estações do motor – Parte 2
- Figura 25 – Saídas de grandezas notáveis e propriedades do motor em Max-SL

Figura 26 – Variação da tração (lbf) para ISA e T4 constantes (Cruzeiro Off-Design)

Figura 27 – Variação do TSFC (lb/lb.h) para ISA e T4 constantes (Cruzeiro Off-Design)

Figura 28 – Variação da eficiência do core para ISA e T4 constantes (Cruzeiro Off-Design)

Figura 29 – Variação da eficiência propulsiva para ISA e T4 constantes (Cruzeiro Off-Design)

Figura 30 – Variação de emissões de NOx para ISA e T4 constantes (Cruzeiro Off-Design)

Figura 31 – Empuxo x TSFC (Subida Off-Design)

Figura 32 – Eficiência do combustor x vazão corrigida (Subida Off-Design)

Figura 33 – Eficiência do LPC x vazão corrigida (Subida Off-Design)

Figura 34 – Eficiência do HPC x vazão corrigida (Subida Off-Design),

Figura 35 – Eficiência da HPT x vazão corrigida (Subida Off-Design)

Figura 36 – Eficiência da LPT x vazão corrigida (Subida Off-Design)

Figura 37 – Etapa de pré-processamento de dados

Figura 38 – Desenho esquemático dos parâmetros configurados na IA para cada fase de voo

Figura 39 – Desenho esquemático da etapa final

Figura 40 – Opções de seleção de fases de voo (interface de usuário)

Figura 41 – Exemplo de exibição em uma condição apresentada ao metamodelo (interface de usuário)

Figura 42 – Exemplo de exibição em uma condição prevista pelo metamodelo (interface de usuário)

Figura 43 – Dados simulados para Empuxo (lbf) x dados previstos pelo GBR

Figura 44 – Dados simulados para TSFC (lb/lb.h) x dados previstos pelo GBR

Figura 45 – Dados simulados para BPR x dados previstos pelo GBR

Figura 46 – Dados simulados para vazão de combustível (lb/s) x dados previstos pelo GBR

Figura 47 – Dados simulados para vazão de ar na admissão (lb/s) x dados previstos pelo GBR

Figura 48 – Dados simulados para OPR x dados previstos pelo GBR

Figura 49 – Dados simulados para temperatura do ar de admissão (R) x dados previstos pelo GBR

Figura 50 – Dados simulados para temperatura na saída do HPC x dados previstos pelo GBR

Figura 51 – Dados simulados para TET (R) x dados previstos pelo GBR

Figura 52 – Dados simulados para temperatura na saída da LPT x dados previstos pelo GBR

Figura 53 – Dados simulados para pressão na saída da LPT x dados previstos pelo GBR

Figura 54 – Dados simulados para velocidade na saída do bocal x dados previstos pelo GBR

Figura 55 – Dados simulados para Mach na saída do bocal x dados previstos pelo GBR

Figura 56 – Dados simulados para Mach na saída do duto de bypass x dados previstos pelo GBR

Figura 57 – Dados simulados para NO_x x dados previstos pelo GBR

Figura 58 – Dados simulados para eficiência propulsiva x dados previstos pelo GBR

Figura 59 – Dados simulados para eficiência do core x dados previstos pelo GBR

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Descrição das estações da Figura 3

Tabela 2 – Parâmetros de projeto *on-design* do motor

Tabela 3 – Razões de pressão nos componentes do motor e sangrias de ar

Tabela 4 – Iterações de variáveis críticas

Tabela 5 – Saídas de grandezas notáveis com unidades do SI

Tabela 6 – Intervalos por fase dos pontos simulados

Tabela 7 – Variáveis selecionadas para treinamento da IA

Tabela 8 – Erro percentual de estimativa do GBR para temperaturas nos pontos retidos

Tabela 9 – Erro percentual de estimativa do GBR para propriedades adimensionais nos pontos retidos

Tabela 10 – Erro percentual de estimativa do GBR para diferentes parâmetros nos pontos retidos

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ADP	Aerodynamic Design Point
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AEO	All Engines Operating
BPR	Bypass Ratio
C-MAPSS	Commercial Modular Aero-Propulsion System Simulation
CLB	Climb
Cd-LSTM	Long Short-Term Memory
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
EDP	Energetic Design Point
EASA	European Union Aviation Safety Agency
EINOx	Emission Index of NOx
FAB	Força Aérea Brasileira
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FPR	Fan Pressure Ratio
FOD	Foreign Object Damage
GBR	Gradient Boosting Regressor
HPC	High Pressure Compressor
HPC_PR	High Pressure Compressor Ratio
HPT	High Pressure Turbine
IA	Inteligência Artificial
ICAO	International Civil Aviation Organization
ISA	International Standard Atmosphere
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
LHV	Lower Heating Value
LPC	Low Pressure Compressor
Max SL	Maximum Sea Level
MCT	Maximum Continuous Thrust
MLC	Maximum Landing Climb
MLP	Multi-Layer Perceptron

MRO	Maintenance, Repair and Overhaul
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NGV	Nozzle Guide Vane
N1	Low Pressure Spool
N2	High Pressure Spool
NO _x	Nitrogen Oxides
OEI	One Engine Inoperative
ODD	Operational Design Domain
OPR	Overall Pressure Ratio
LPC_PR	Low Pressure Compressor Ratio
ROC	Rate of Climb
ROD	Rate of Descent
SAE	Society of Automotive Engineers
SI	International System of Units
SL	Sea Level
TDP	Thermal Design Point
TET	Turbine Entry Temperature
TO	Take-Off
TOC	Top of Cruise
TR	Throttle Ratio
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption

LISTA DE SÍMBOLOS

A^1	Área
a	Velocidade do som
c_p	Capacidade calorífica a pressão constante
c_v	Capacidade calorífica a volume constante
Eff_{core}	Eficiência do núcleo do motor
Eff_{prop}	Eficiência propulsiva do motor
f	Relação ar/combustível
FF/W_f	Vazão de combustível
FN	Tração líquida
h	Entalpia
M	Número de Mach
P_a	Pressão ambiente
P_e	Pressão de saída
P_s	Pressão estática
P	Pressão total
PW	Potência
R	Constante universal do gases
T_s	Temperatura estática
T	Temperatura total
V	Velocidade
W	Vazão mássica
η	Eficiência
γ	Razão de calores específicos (c_p/c_v)
π	Razão de pressão

¹ Ao longo do estudo, símbolos acompanhados por números ou subscritos indicam a estação do motor ou o componente de referência.

1	INTRODUÇÃO	17
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	20
3	METODOLOGIA	24
3.1	Projeto termodinâmico on-design	24
3.2	Ponto de referência	25
3.3	Padronização de estações do motor e parâmetros de cálculo	26
3.4	Equacionamento dos principais elementos e rotina de modelagem	29
3.4.1	Difusor	29
3.4.2	Fan	31
3.4.3	Compressor	33
3.4.3.1	Compressor de baixa	35
3.4.3.2	Compressor de alta	36
3.4.4	Câmara de combustão	37
3.4.5	Turbina	40
3.4.5.1	Turbina de alta	40
3.4.5.2	Turbina de baixa	41
3.4.6	Bocal de exaustão	42
3.4.7	Principais resultados de ciclo termodinâmico	44
3.5	Modelagem no <i>Gasturb</i>	44
3.5.1	Projeto <i>on-design</i>	45
3.5.1.1	Dados gerais de projeto e configurações do motor	45
3.5.1.2	Dados gerais de desempenho	50
3.5.2	Projeto <i>off-design</i>	54
3.5.2.1	Estratégias de simulação e limitações	54
3.5.2.2	Mapas de desempenho	58
3.5	Desenvolvimento do metamodelo	68
3.5.1	Seleção de parâmetros de treino	68
3.5.2	Seleção do modelo de inteligência artificial	70
3.5.3	Desenvolvimento do algoritmo e procedimento de treinamento	70
3.5.3.1	Apuração de resultados e refinamento	71
3.5.4	Exibição de resultados em interface de usuário	74
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	76
4.1	Acurácia do modelo de inteligência artificial selecionado	76
5	CONCLUSÕES	88
5.1	Perspectivas de continuidade	89
	REFERÊNCIAS	90

INTRODUÇÃO

“Se a vitória fosse contada em detalhes,
seria impossível distingui-la de uma derrota”
– Jean-Paul Sartre

CAPÍTULO

1

A indústria aeroespacial, como qualquer outro nicho tecnológico, tem passado por transformações significativas, impulsionadas pela busca de mais eficiência e economia através da integração da inteligência artificial (IA), presente em diversas aplicações que vão desde a concepção de aeronaves até a otimização de operações e a manutenção preditiva, entre outras como ilustrado na Figura 1. São tecnologias capazes de ampliar análises, antecipar cenários complexos e apoiar processos decisórios em engenharia.

Todavia, os fundamentos clássicos da termodinâmica e da propulsão aeronáutica, estruturados a partir do ciclo *Brayton* e de métodos analíticos, permanecem indispensáveis ao desenvolvimento conceitual de motores aeronáuticos. A combinação entre esses referenciais tradicionais e as inovações computacionais constitui a motivação central deste trabalho.

O maior desafio na fase de projeto conceitual está na escassez de constantes, parâmetros ou impossibilidade de mensurar dados, justamente por se tratar da concepção, e não de extrair um banco de dados do projeto já em operação, mapas de componentes, aquisição por sensores ou de engenharia reversa. Tornando ainda mais difícil a confiabilidades em termos de representatividade: um projeto em bancada contra o projeto instalado e operando em asa. Dados de parâmetros operacionais disponíveis em domínio público, geralmente são de valores ideais ou de motores deteriorados (retirada de asa ao fim da vida útil), dificultando a elaboração de uma base de dados para treinamento e validação de modelos de inteligência artificial. Superando essas lacunas com estratégias de simulação em pontos fora do ponto de projeto, este estudo propõe tanto o desenvolvimento do projeto conceitual *on-design* e *off-design* (operação em voo), quanto de um meta-modelo capaz de prever múltiplos parâmetros termodinâmicos de *turbofans*, integrando conceitos clássicos com simulações no software *GasTurb* e aprendizado de máquina, oferecendo uma ferramenta aplicável a projetos conceituais e suporte à decisão em engenharia aeronáutica, podendo ser aplicado e replicado não apenas em aeronaves certificadas, mas também na aviação experimental e veículos aéreos não tripulados (VANT).

Para a consecução dos objetivos específicos, o trabalho foi estruturado em três etapas principais. Na primeira, elaborou-se um projeto termodinâmico *on-design* de referência, inspirado no motor GE90, cujas tendências históricas de parâmetros-chave, como razão de pressão total e razão de bypass, fornecem bases confiáveis para modelagem conceitual. Em seguida, o projeto foi modelado no software *Gasturb* no ponto de projeto, posteriormente realizaram-se simulações *off-design* no software *GasTurb*, contemplando 76 cenários de voo distribuídos entre taxiamento, decolagem, subida, cruzeiro, descida, aproximação e pouso. Essa etapa permitiu a construção de um banco de dados abrangente do comportamento do motor em diferentes fases operacionais. Por fim, desenvolveu-se um metamodelo de predição com o modelo de IA *Gradient Boosting Regressor* (GBR), treinado em ambiente *Python*, no qual *Mach*, altitude e fase de voo foram utilizadas como variáveis de entrada para estimar parâmetros termodinâmicos em diversos regimes, seguido por apuração de resultados e refinamento do meta-modelo.

Após todo esse processo, os resultados indicaram que o modelo apresentou desempenho satisfatório na predição, com acurácia superior a outros métodos testados, como *Random Forest*. Ainda que limitações de acurácia tenham sido observadas em fases específicas, o meta-modelo demonstrou capacidade de generalizar padrões de comportamento em condições não presentes no treinamento, configurando-se como ferramenta promissora para aplicações em projetos conceituais de motores e suporte à tomada de decisão no setor aeronáutico.

Conclui-se, portanto, que este estudo integrou com êxito fundamentos clássicos da termodinâmica e técnicas modernas de inteligência artificial, ampliando as possibilidades de análise no campo da propulsão aeronáutica. Além de fornecer um instrumento de predição aplicável a diferentes fases de voo, o trabalho abre perspectivas para pesquisas futuras, como a ampliação do banco de dados para atingir uma assertividade excepcional do metamodelo, a exploração de modelos híbridos físico-digitais e a utilização do metamodelo em estudos de certificação e sustentabilidade ambiental na aviação.

Figura 1 – Áreas da aviação com impacto direto da implementação de IA



Fonte: Campelo, 2025.

FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

CAPÍTULO

2

A inteligência artificial tem se consolidado como um dos pilares de inovação na indústria aeroespacial, com aplicações que vão desde a concepção de aeronaves até manutenção preditiva e operações autônomas. Segundo Zimmer (2023), o impacto da IA abrange eficiência de combustível, otimização de design, manutenção (*Maintenance, Repair and Overhaul – MRO*) e até o desenvolvimento de aeronaves autônomas. A General Electric, por exemplo, já emprega técnicas de aprendizado de máquina para manutenção preditiva em aproximadamente 70 mil motores a jato, otimizando inspeções e reduzindo custos. Empresas como EHang, Wisk e Reliable Robotics trabalham em táxis aéreos autônomos apoiados por IA, enquanto a Aurora Flight Sciences, subsidiária da Boeing, apoiam clientes que desenvolvem seus próprios táxis aéreos autônomos. “Outro projeto da Aurora é o MIDAS, um sistema de combate a aeronaves não tripuladas com inteligência artificial. O MIDAS utiliza algoritmos de visão computacional de aprendizado profundo para detectar, rastrear e derrotar alvos adversários” (Zimmer, 2023). Cenários que reforçam o potencial dessas tecnologias para transporte, reconhecimento e combate a drones hostis.

Esse avanço também está acompanhado de regulamentações. A União Europeia, por meio do AI Act de 2024 (*Artificial Intelligence Act*), estabeleceu uma abordagem baseada em risco para classificar sistemas de IA impondo requisitos rigorosos para aqueles considerados de alto risco, como precisão, robustez, segurança cibernética e supervisão humana (Dalmasso, 2025). No contexto aeronáutico, Campelo (2025) enfatiza que a Agência Europeia para a Segurança da Aviação (European Union Aviation Safety Agency – EASA) já delineia, no *Artificial Intelligence Roadmap 2.0*, diretrizes para incorporar a IA em aeronaves, aeroportos, manutenção e controle de tráfego aéreo. Essa abordagem prevê níveis progressivos de autonomia, partindo do apoio ao piloto até sistemas de automação avançada, sempre fundamentados em princípios de segurança, auditabilidade e ética.

No Brasil, diversas pesquisas apontam a consolidação da IA em diferentes áreas da aviação. Um estudo do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA, 2025) propôs um modelo de detecção de destroços de aeronaves por IA, adaptado ao cenário nacional e apoiando as operações de busca e salvamento da Força Aérea Brasileira (FAB). Bechepeche e Carrijo (2024) discutem o uso da IA no controle de tráfego aéreo, destacando o sistema SIRIUS, do Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA), que otimiza rotas e reduz atrasos, contribuindo para maior sustentabilidade. Já Lima e Rossi (2025) exploram a aplicação de *machine learning* e *deep learning* em cabines de voo, ressaltando ganhos na redução de carga de trabalho e apoio à tomada de decisão dos pilotos, embora alertem para desafios regulatórios e de certificação. Quanto ao âmbito legal,

parte do congresso brasileiro tem acompanhado de perto as discussões globais sobre IA e tem buscado desenvolver sua própria estrutura regulatória... Embora haja diversos projetos de lei sobre IA, o principal projeto de lei de tramitação é o PL nº 2338/2023 (originário do PL nº 21/2020), que propõe um marco legal para o desenvolvimento e uso da inteligência artificial no Brasil. (Dalmasso, 2025)

Na área específica de motores aeronáuticos, a IA tem sido aplicada tanto em prognóstico de falhas quanto em previsão de desempenho. Silva (2021) utilizou redes neurais convolucionais aplicadas ao banco de dados do Sistema Modular de Propulsão Aeroespacial Comercial (*Commercial Modular Aero-Propulsion System Simulation – C-MAPSS*) da Administração Nacional da Aeronáutica e do Espaço (National Aeronautics and Space Administration – NASA) para estimar a vida útil remanescente (*Remaining Useful Life – RUL*) de turbofans, demonstrando robustez da técnica no prognóstico de falhas. Silva, Grinet e Silva (2025) propuseram uma plataforma de monitoramento da condição de motores CF6 com diferentes algoritmos de aprendizado de máquina, destacando a eficácia do modelo LSTM Condicional (*Long Short-Term Memory – Cond-LSTM*) na previsão de deterioração. Kim (2025), por sua vez, apresentou o conceito de gêmeo digital adaptativo para turbofans, que replica virtualmente o comportamento do motor e se ajusta dinamicamente às variações operacionais, alcançando alta precisão em previsão de desempenho.

Paralelamente, os fundamentos clássicos permanecem essenciais. Mattingly (2006) e Walsh e Fletcher (1998) estruturam os princípios do ciclo *Brayton* aplicado à propulsão aeronáutica, abordando equações de eficiência e perdas em compressores e turbinas. Avellán (2011) e Gamal (2015) discutem tendências históricas de parâmetros-chave, como a razão de pressão

total (*Overall Pressure Ratio* – OPR), a razão de bypass (*Bypass Ratio* – BPR) e a temperatura de entrada da turbina (*Turbine Entry Temperature* – TET), destacando o motor GE90 como referência industrial. A norma SAE AS755 (Society of Automotive Engineers – SAE AS755, 2014) padroniza a nomenclatura das estações de motor, e autores como Koff (2004) e a Organização da Aviação Civil Internacional (International Civil Aviation Organization – ICAO) definem padrões internacionais obrigatórios para a aviação civil em termos de poluição sonora, eficiência energética e controle de emissões, principalmente de óxidos de nitrogênio (NOx).

Ferramentas como o software *GasTurb* se consolidaram como recurso acadêmico e industrial para simulações na área de propulsão, permitindo a análise detalhada do desempenho de motores em condições *on-design* e *off-design*, bem como informações de projeto disponíveis em seus manuais. Essas simulações demandam compreensão sólida dos princípios de termodinâmicos, mecânica dos fluidos e das convenções de nomenclatura das estações de motor, assim como da interpretação de mapas de desempenho e parâmetros operacionais. Nesse contexto, o desenvolvimento do projeto *on-design* neste estudo foi amparado por conhecimentos adquiridos no curso “Projeto Conceitual de Motores Aeronáuticos”, ministrado por Ribeiro (2021) pelo Portal da Engenharia Aeronáutica, cujo material não se encontra disponível publicamente.

Diversos autores apresentam abordagens diferentes para tratar o desempenho em regimes fora do ponto de projeto. A literatura tradicional mantém o foco em métodos analíticos, recorrendo a equações de balanço energético e mapas experimentais. Entretanto, persistem desafios, como acesso restrito a dados de operação real de motores comerciais que dificulta o treinamento e a validação de modelos de inteligência artificial, além de que, valores divulgados em literatura aberta muitas vezes correspondem a condições limite ou ideais.

Pelas razões discorridas até aqui, observa-se a carência de pesquisas em fase de concepção que considerem o cenário real de operação pós-projeto. Considerando as lacunas identificadas na literatura, o presente estudo propõe a criação de um metamodelo capaz de prever múltiplos parâmetros termodinâmicos de *turbofans* em diferentes regimes de operação e condições *off-design*, incluindo eficiências e emissão de NOx, permitindo uma aplicação mais ampla em simulações conceituais e validação de projeto combinando generalização e aplicabilidade prática em diversos cenários de voo.

Dessa forma, a revisão bibliográfica evidencia uma convergência: os referenciais clássicos fornecem a estrutura conceitual e equacionamento do ciclo termodinâmico, enquanto abordagens recentes, tanto em artigos acadêmicos quanto em iniciativas de divulgação técnica

em plataformas como o LinkedIn, reforçam a pertinência do uso da inteligência artificial como ferramenta de apoio ao projeto e análise de dados na aviação. O trabalho aqui desenvolvido contribui para preencher essa lacuna, combinando fundamentos da termodinâmica com métodos computacionais, com potencial de extrapolação para aplicações futuras em projeto conceitual e suporte à decisão em aviação.

A metodologia adotada neste trabalho foi organizada de modo a integrar fundamentos teóricos da termodinâmica com ferramentas computacionais de simulação e inteligência artificial. Inicialmente, desenvolveu-se um projeto termodinâmico em condição *on-design*, estabelecendo as bases de referência para o motor estudado. Em seguida, foram conduzidas simulações *off-design* no software *GasTurb 15*, a fim de reproduzir cenários operacionais em diferentes fases de voo, possibilitando a geração de um banco de dados abrangente. Por fim, com base nesses dados, elaborou-se um metamodelo preditivo utilizando técnicas de aprendizado de máquina, estruturado para estimar múltiplos parâmetros termodinâmicos a partir de variáveis de entrada representativas. Essa abordagem sequencial permitiu alinhar a robustez dos modelos físicos com a capacidade de generalização da inteligência artificial, garantindo consistência teórica e aplicabilidade prática dos resultados.

3.1 Projeto termodinâmico on-design

O projeto termodinâmico *on-design* constitui a etapa inicial da modelagem, na qual são definidas as condições de referência do ciclo e os parâmetros fundamentais que orientam o dimensionamento dos componentes. Nesta fase, todas as variáveis de operação são conhecidas e podem ser calculadas diretamente, sem necessidade de iterações, o que assegura maior precisão na análise. Para este trabalho, adotou-se como referência o motor GE90, amplamente documentado na literatura e considerado marco na evolução dos *turbofans* de grande porte. Foram estabelecidos parâmetros como BPR, OPR, TET e condições de voo típicas de cruzeiro em Mach 0,85 e 35.000 pés. Esses valores serviram como ponto de partida para o equacionamento dos principais elementos do motor, possibilitando a construção de um modelo coerente e representativo para posterior análise em condições *off-design*.

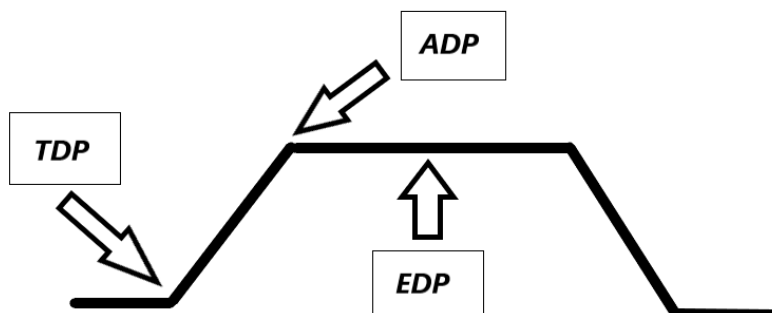
3.2 Ponto de referência

O ponto de referência, também denominado ponto de projeto ou *Cycle Reference Point*, representa a etapa inicial de um projeto conceitual, na qual todas as condições operacionais dos componentes são estabelecidas e conhecidas. Nessa fase, os cálculos de tração e consumo de combustível podem ser realizados de forma direta, sem necessidade de processos iterativos, o que simplifica a análise do desempenho do motor.

A escolha do ponto de projeto recai normalmente sobre regimes de alta potência, como a decolagem (*Take-Off* – TO), caracterizada pela maior temperatura; a subida (*Climb* – CLB), que apresenta a maior vazão corrigida; ou o máximo contínuo (*Maximum Continuous Thrust* – MCT), que combina alta temperatura e alta vazão corrigida, especialmente em situações de operação monomotor (*One Engine Inoperative* – OEI). Dessa forma, o ponto de referência assegura que o projeto considere as condições mais críticas às quais o motor poderá ser submetido.

Além disso, os pontos de projeto podem ser classificados de acordo com a variável de desempenho predominante. O ponto de projeto térmico (*Thermal Design Point* – TDP) corresponde à condição mais exigente em termos de temperatura, enquanto o ponto de projeto aerodinâmico (*Aerodynamic Design Point* – ADP) representa a condição de maior demanda em vazão corrigida. Já o ponto de projeto energético (*Energetic Design Point* – EDP) refere-se à condição que exige maior eficiência, geralmente associada ao cruzeiro, regime no qual o motor opera a maior parte do tempo. Esses pontos estão esquematizados na Figura 2.

Figura 2 – Pontos de projeto típicos esquematizado na curva do envelope de voo



Fonte: Elaboração própria

Para o presente projeto, foi escolhido o EDP, com foco na eficiência durante voos de longo curso. É importante considerar que, em situações específicas, como pistas curtas ou condições extremas de alta altitude e temperatura (*hot & high*), pode ser necessário empregar potência máxima disponível e, em alguns casos, limitar o peso máximo da aeronave para atender aos requisitos de decolagem. Em cenários mais favoráveis, utiliza-se a técnica de *thrust derate* para reduzir a potência, prolongando a vida útil do motor e diminuindo custos operacionais.

No caso de um *turbofan*, a operação neste ponto de projeto requer que o motor apresente um alto BPR, garantindo maior eficiência propulsiva e menor consumo específico por meio do aumento da vazão de ar frio, assim como um alto OPR, assegurando maior eficiência termodinâmica e melhor aproveitamento do combustível. Consequentemente, o fan do motor deve possuir diâmetro elevado, e o empuxo máximo deve ser utilizado apenas em decolagem ou emergências, enquanto no cruzeiro o motor opera bem abaixo da potência máxima.

Essas características são típicas da aviação comercial, sendo o *turbofan* GE90 um exemplo consolidado e com dados confiáveis disponíveis em domínio público. Por essa razão, o presente estudo se inspirou nesse motor, considerando que alguns parâmetros de projeto conceitual, como eficiências de componentes, frações de resfriamento e demais proporções internas, podem ser orientados por tendências históricas bem-sucedidas observadas em motores comerciais já existentes e disponíveis em literatura aberta.

3.3 Padronização de estações do motor e parâmetros de cálculo

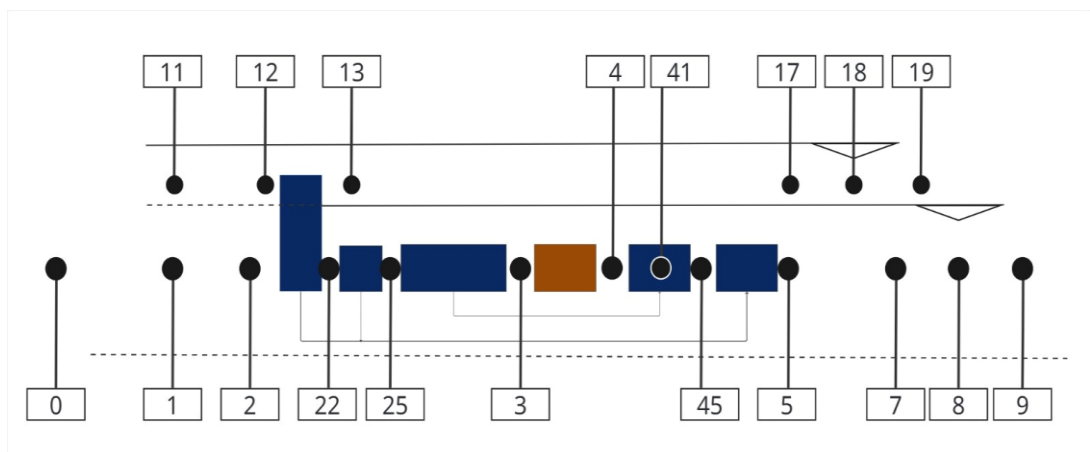
A norma SAE ARP 755D (2013), publicada pela Society of Automotive Engineers (SAE International) sob o título “Designação e Nomenclatura das Estações de Motores a Turbina a Gás” (*Gas Turbine Engine Station Designation and Nomenclature*), padroniza a nomenclatura e as estações de um *turbofan*, evitando ambiguidades entre fabricantes e estabelecendo uma referência comum em estudos acadêmicos e de projeto. Para ilustrar essa padronização, foi elaborada a Figura 3, destaca-se que a norma em questão foi substituída por um ativo sob o número AS 755, cujo acesso é restrito. Já a Figura 4 apresenta os principais componentes considerados no projeto conceitual, iniciando-se pela definição do ponto de projeto. Para este trabalho, optou-se por uma condição de voo correspondente ao número de *Mach* igual a 0,85 e altitude de 35.000 pés, representando a faixa típica de cruzeiro de aeronaves comerciais, na qual se busca o melhor compromisso entre consumo específico de combustível e alcance. As condições

atmosféricas de entrada, referentes à estação 2, foram determinadas a partir da atmosfera padrão (*International Standard Atmosphere – ISA*).

Em sequência, foram estabelecidos os parâmetros de projeto: $OPR = 40$ (*Overall Pressure Ratio*), $BPR = 8,4$ (*Bypass Ratio*), $FPR_{\text{externo}} = 1,7$ (*Outer Fan Pressure Ratio*), vazão de entrada no fan $W_2 = 1236,7 \text{ lb/s}$ ($\sim 560 \text{ kg/s}$) e temperatura de entrada na turbina com limite em $T_{41} = 2750 \text{ R}$ ($\sim 1528 \text{ K}$). Esses valores foram selecionados com base em tendências históricas de motores *turbofan* de grande porte, dos quais foram discorridos em detalhes na subseção seguinte.

Por fim, os demais elementos do fluxograma elencam a sequência de cálculo e as incógnitas de cada componente, sendo essas afetadas pelas condições impostas nos parâmetros de projeto. As variáveis nomeadas pela letra T são, para temperatura, P para pressão, V para velocidade, A para área, M para Mach, W para vazão, FN para tração líquida, f para relação ar/combustível, FF para vazão de combustível; e o número seguido da letra compete a estação de referência.

Figura 3 – Esquema das estações de *turbofan* 2 eixos (simplificado)



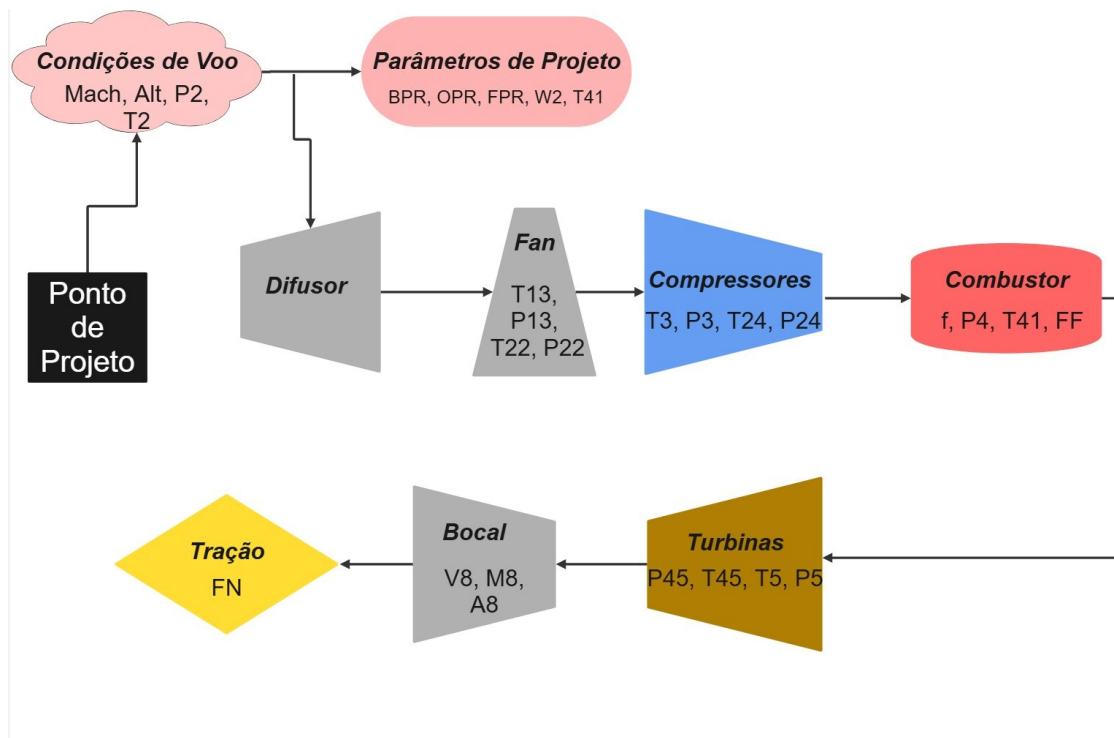
Fonte: Elaboração própria, com base na norma SAE ARP 755D (2013)

Tabela 1 – Descrição das estações da Figura 3

Estação	Descrição
0	Escoamento livre
1	Entrada de ar do Fan interno
11	Entrada de ar do Fan externo
12	Admissão do Fan interno
13	Admissão do Fan externo
17	Admissão do bocal do duto de bypass
18	Garganta do bocal do duto de bypass
19	Exaustão do bocal do duto de bypass
2	Admissão do Fan interno
22	Entrada do compressor de baixa
25	Entrada do compressor de alta
3	Entrada da câmara de combustão
4	Admissão do estator da turbina de alta
41	Admissão do rotor da turbina de alta
45	Entrada da turbina de baixa
5	Saída da turbina de baixa
7	Admissão do bocal do duto do <i>core</i> (núcleo)
8	Garganta do bocal do duto do <i>core</i> (núcleo)
9	Exaustão do bocal do duto do <i>core</i> (núcleo)

Fonte: Elaboração própria, com base na SAE ARP 755D (2013)

Figura 4 – Sequência de cálculo do projeto conceitual do motor



Fonte: Elaboração própria

3.4 Equacionamento dos principais elementos e rotina de modelagem

A rotina de cálculo analítico foi implementada em *Python*, por meio de código de autoria própria, utilizando a biblioteca “aerocalc3” para a obtenção das propriedades da atmosfera padrão. Todos os cálculos foram realizados a partir do modelo de gases perfeitos, no qual os valores de c_p (*capacidade calorífica a pressão constante*) e c_v (*capacidade calorífica a volume constante*) foram devidamente interpolados na estação de referência. Cada componente do motor recebe como entrada as saídas do componente anterior, e todas as unidades usadas foram no sistema imperial e posteriormente convertidas para sistema internacional (International System of Units – SI). Evidencia-se também que todo símbolo π dos equacionamentos, fazem referência a razão de pressão e η a eficiência do componente do subíndice.

3.4.1 Difusor

O difusor tem como objetivo desacelerar o escoamento até velocidades axiais compatíveis com o Fan, convertendo parte da energia cinética em pressão total e mantendo o

escoamento em regime subsônico. Os principais mecanismos de perda no difusor são associados à viscosidade e à formação de choques. Para este componente, foram determinadas as propriedades do ar na altitude de cruzeiro escolhida, sendo a temperatura total na entrada do difusor – T2 adotada igual à T1, calculada por meio da equação isentrópica 1, e a pressão total na entrada do difusor – P2 obtida como o produto de P1 pela razão de pressão do difusor, considerada igual a 0,995 ($\pi_{d, \max}$), considerando o mais alto nível de tecnologia segundo a bibliografia de Mattingly (2006). Entre os tipos mais comuns de bocal de admissão utilizados em *turbofans* comerciais, destacam-se a entrada do tipo “S”, a entrada de fluxo reverso e a entrada do tipo *Pitot*, sendo esta última a escolhida para o presente projeto. Este tipo de entrada apresenta perdas de pressão total da ordem de 0,5% a 1%, conforme evidenciado na Figura 5.

$$T1 = T1s \times \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right] \quad (1)$$

$$P1 = P1s \times \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$P2 = P1 \times \pi_{d, \max} \quad (3)$$

Onde:

- T1: Temperatura total na estação 1 [R]
- T1s: Temperatura estática na estação 1 [R]
- γ : Razão de calores específicos (cp/cv) [-]
- M: Número de Mach [-]
- P1: Pressão total na estação 1 [Psi]
- P1s: Pressão estática na estação 1 [Psi]
- P2: Pressão após o difusor [Psi]
- $\pi_{d, \max}$: Razão de pressão máxima do difusor [-]

Figura 5 – Figuras de mérito para componentes de *turbofan* com diferentes níveis de tecnologia

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

A = subsonic aircraft with engines in nacelles D = fixed-area convergent nozzle
 B = subsonic aircraft with engine(s) in airframe E = variable-area convergent nozzle
 C = supersonic aircraft with engine(s) in airframe F = variable-area convergent-divergent nozzle

Fonte: Mattingly, 2006, p. 363.

3.4.2 Fan

O Fan tem como função principal aumentar a pressão total do escoamento e direcioná-lo tanto para o duto de bypass quanto para o núcleo do motor. Os principais mecanismos de perda associados a esse componente são a viscosidade, a turbulência e os desvios do escoamento. As equações que definem a razão de pressão do Fan (*Fan Pressure Ratio* – FPR), o BPR e o OPR estão apresentadas em 4, 5 e 6. Para o cálculo das propriedades a jusante do Fan, o escoamento foi dividido em duas seções: interna (estação 22) e externa (estação 13). Em *turbofans*, o FPR interno geralmente corresponde a 80 - 90% do FPR externo (Bypass).

Neste projeto, foi realizada uma convergência no software *GasTurb* com o objetivo de reduzir o Consumo Específico de Combustível por Tração (*Thrust Specific Fuel Consumption*

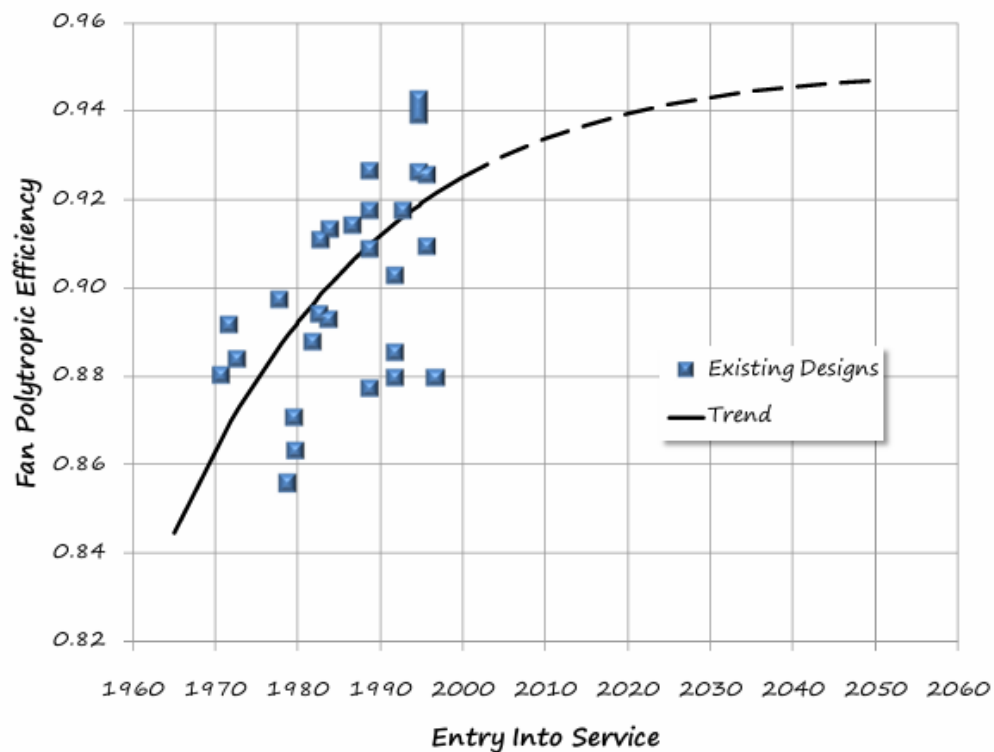
– TSFC), conforme detalhado na Seção 3.5. O valor de FPR obtido para o escoamento de bypass foi de 1,7. Ressalta-se que, para cada ciclo termodinâmico do motor, existe um valor de FPR que otimiza, de forma simultânea, a tração por unidade de vazão de ar (*Specific Fuel Consumption* – SFC). Assim, fixou-se o FPR interno em 88% do FPR externo. Observa-se ainda que, quanto maior a TET, maior tende a ser o FPR ótimo para o ciclo. A eficiência politrópica (η_{fan}) foi adotada como 0,91, se valendo de referências ilustradas na Figura 6. O cálculo das propriedades totais nas estações 13 e 22 foi realizado a partir das equações isentrópicas 7 e 8; 9 e 10 (respectivamente) para escoamento compressível.

$$FPR = \frac{P_{13}}{P_{12}} \quad (4)$$

$$BPR = \frac{W_{13}}{W_{22}} \quad (5)$$

$$OPR = \frac{P_3}{P_2} \quad (6)$$

Figura 6 – Dados e tendência da eficiência politrópica do Fan.



Fonte: Avellán, 2011, p. 41.

$$T_{13} = T_2 \left[1 + \frac{1}{\eta_{fan}} \times \left(\left(\frac{P_{13}}{P_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right) \right] \quad (7)$$

$$P_{13} = P_2 \times FPR_{bypass} \quad (8)$$

$$T_{22} = T_2 \left[1 + \frac{1}{\eta_{fan}} \times \left(\left(\frac{P_{22}}{P_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right) \right] \quad (9)$$

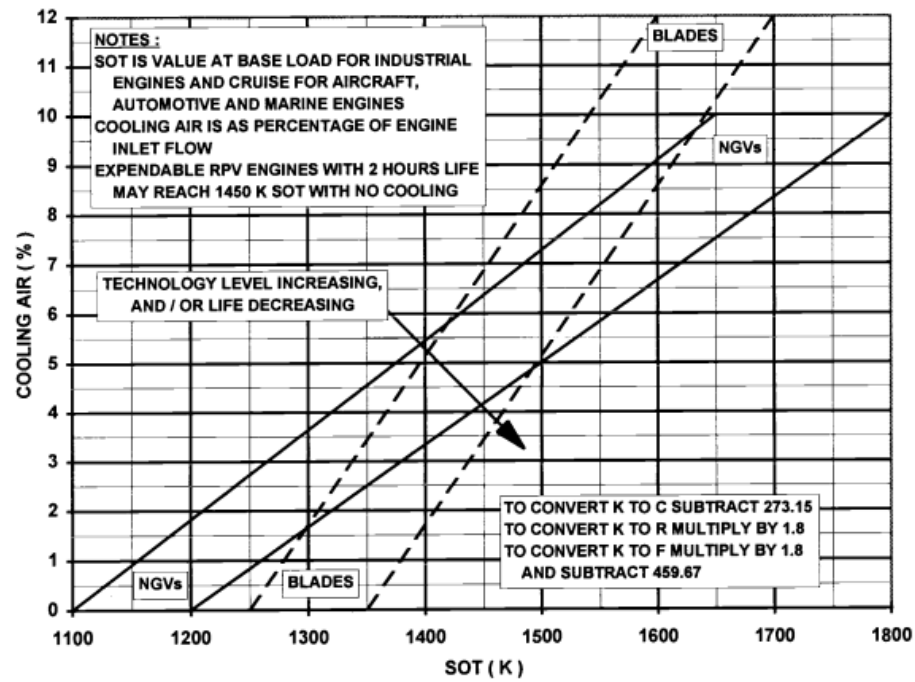
$$P_{22} = P_2 \times FPR_{core} \quad (10)$$

3.4.3 Compressor

O compressor tem como função principal gerar pressão total para fornecimento ao combustor. Os principais mecanismos de perda associados a este componente são a viscosidade, a formação de choques e os vazamentos. O tipo de compressor adotado foi axial, cujo tipo apresenta menor tolerância a estol e a dano por ingestão de corpo estranho (*Foreign Object Damage* – FOD).

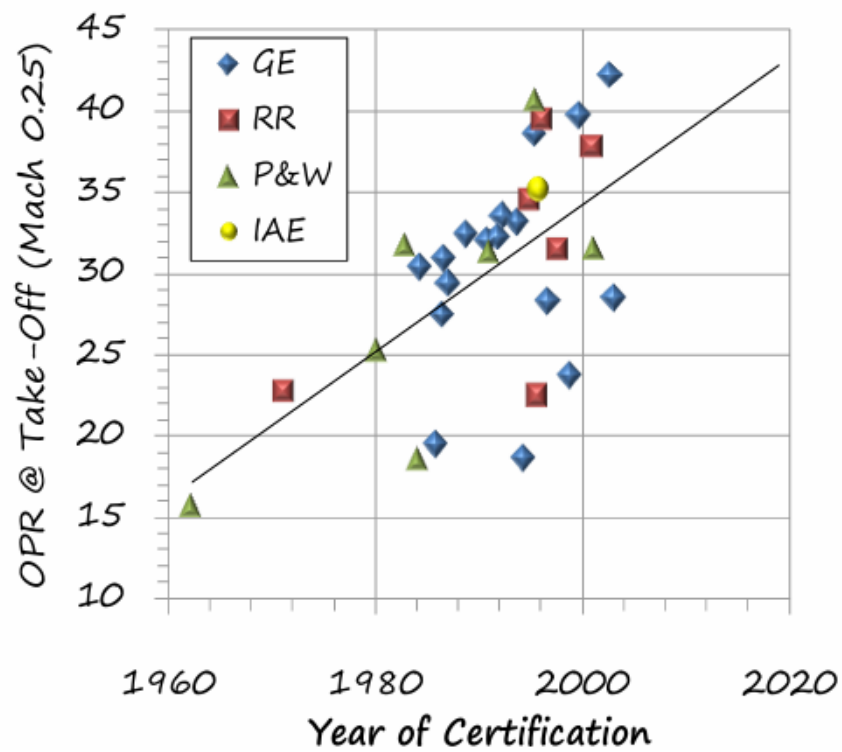
A sangria para resfriamento do primeiro estator (*Nozzle Guide Vane* – NGV) da turbina de alta (*High Pressure Turbine* – HPT) foi definida como 6,1% da vazão na estação 25, e a sangria destinada ao resfriamento do primeiro rotor da HPT foi adotada como 7% da vazão na estação 25, ambas se apoiando em faixas típicas de valores da literatura para a TET fixada no início do projeto, e investigações de outros parâmetros que podem ser usados para apoiar essa escolha, como a temperatura de saída da turbina (*Static Outlet Temperature* – SOT) ilustrada na Figura 7, enquanto a sangria para o duto de bypass foi fixada em 1% da vazão na mesma estação. A razão de pressão total do ciclo (*Overall Pressure Ratio* – OPR) foi adotada como 40, referenciando-se na Figura 8.

Figura 7 – Vazão requisitada para resfriamento das *blades* e NGVs x SOT



Fonte: Walsh & Fletcher, 1998, p. 282.

Figura 8 – OPR de *turbofans* (decolagem) em função do ano de certificação.

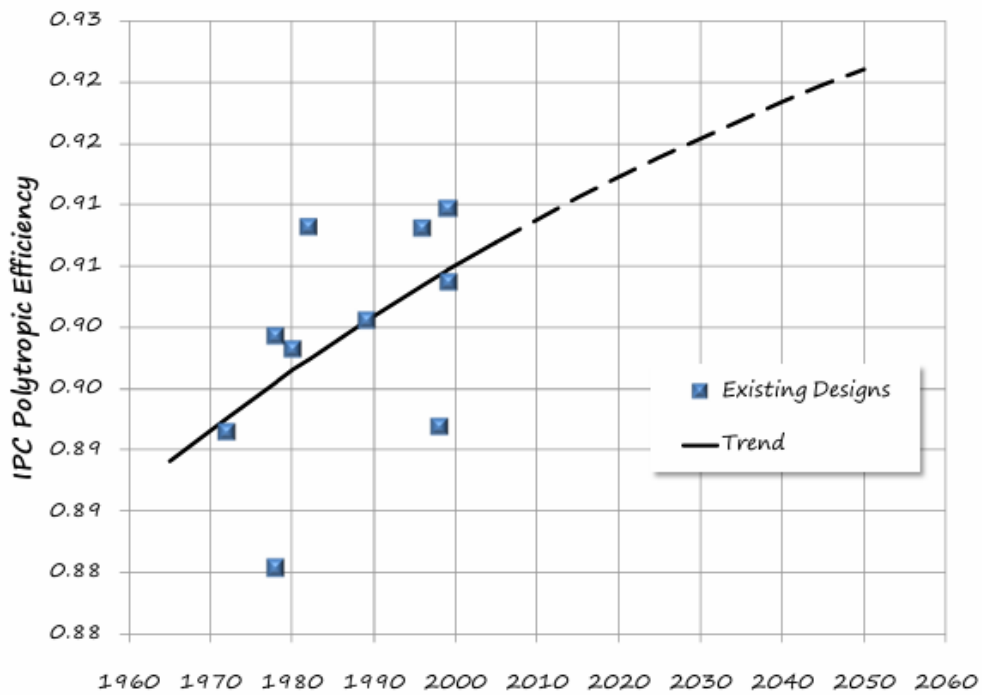


Fonte: Avellán, 2011, p. 40.

3.4.3.1 Compressor de baixa

A eficiência do compressor de baixa - η_{LPC} (denominada tipicamente *Low Pressure Compressor* – LPC ou *Intermediate Pressure Compressor* – IPC) foi admitida como 0,91 se baseando na literatura (Figura 9). A razão de compressão do compressor de baixa (LPC_PR) foi de 1,15 se apoiando na referência da Figura 10. As propriedades na estação 25 (praticamente as mesmas da estação 24) foram calculadas através das equações isentrópicas 11 e 12.

Figura 9 – Dados e tendência da eficiência politrópica para o compressor de baixa.

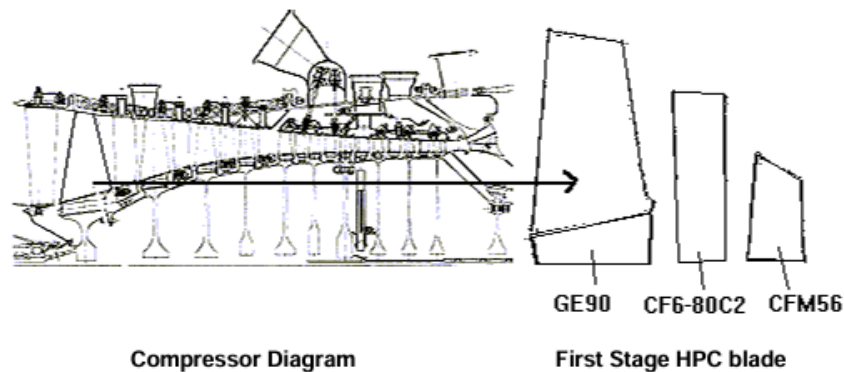


Fonte: Avellán, 2011, p. 42.

$$T_{25} = T_{22} \left[1 + \frac{1}{\eta_{LPC}} \times \left\{ LPC_PR^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right\} \right] \quad (11)$$

$$P_{25} = P_{22} \times LPC_PR \quad (12)$$

Figura 10 – Visão geral de parâmetros do compressor do GE90.



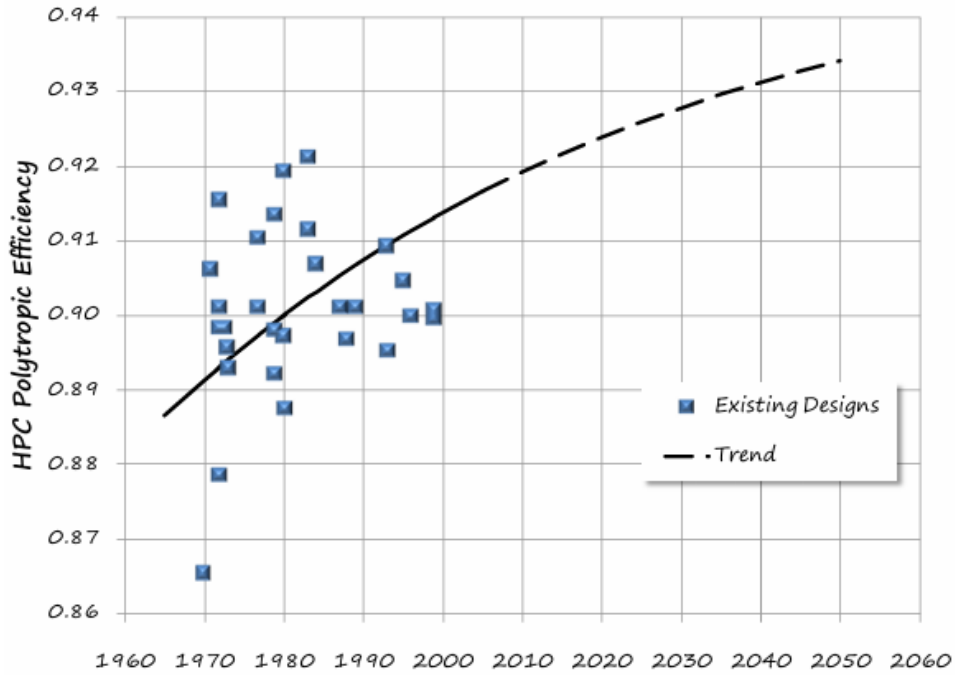
- Structure similar to successful CFM56.
- Compact engine construction.
- Rugged, low aspect ratio airfoils.
- Reduced part count.
- Reduced operating cost.
- Short LPC/booster - 3 stages.
- LPC Pressure Ratio (LPCPR) around 1.10-1.14 (tentative).
- Low LPT entry temperatures for thrust growth.
- 10 stage HPC with 23-to-1 Pressure Ratio (HPCPR).
- Scale-up of the NASA Energy Efficient Engine (E^3) demonstrated performance and operability in both test cell and flight test.

Fonte: Gamal, 2015, p. 13.

3.4.3.2 Compressor de alta

A eficiência do compressor de alta - η_{HPC} (*High Pressure Compressor* – HPC) foi admitida como 0,92 (Figura 11). A razão de compressão do compressor de alta (HPC_PR) foi adotada como 23 se apoiando na referência da Figura 10. Para as propriedades na estação 3, foram usadas as equações 13 e 14, em que foi considerada uma perda de pressão total de 2% (típica para turbulência, atrito, descompressão não ideal e perdas associadas à geometria real do rotor e estator).

Figura 11 – Dados e tendência da eficiência politrópica para o compressor de alta.



Fonte: Avellán, 2011, p. 42.

$$T3 = T25 \left[1 + \frac{1}{\eta_{HPC}} \times \left\{ HPC_PR^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right\} \right] \quad (13)$$

$$P3 = P25 \times HPC_PR \times 0,98 \quad (14)$$

3.4.4 Câmara de combustão

O combustor tem por objetivo aumentar a temperatura total (conversão do poder calorífico do combustível em entalpia do gás) para a turbina. Os principais mecanismos de perda são por combustão irreversível, fricção/viscosidade. Após passar pela câmara há uma perda de 10% a 5% da pressão total (segundo Mattingly – Figura 5), para esse projeto foi adotada uma perda de 5% (π_b), a eficiência foi assumida pela mesma referência, como 0,999 (η_b).

Para o cálculo das propriedades na estação 41, foi feita uma iteração para c_p e c_v , uma vez que apenas as propriedades na estação 4 eram conhecidas.

As variáveis $W_{cool\ NGV}$ e $W_{cool\ BLD}$ correspondem às frações de ar sangrado do compressor, já descritas anteriormente na seção do compressor. A vazão de resfriamento para o estator é dada pela equação 15, onde W_{25} representa a vazão total proveniente do compressor de alta pressão.

$$W_{NGV} = W_{cool\ NGV} \times W_{25} \quad (15)$$

A vazão mássica que efetivamente participa da combustão é reduzida em função das sangrias destinadas para o resfriamento da turbina de alta, bem como pela fração de 1% desviado para o duto de bypass. Assim, a vazão mássica que alimenta a câmara é expressa por:

$$W_{31} = W_{25} (1 - W_{cool\ NGV} - W_{cool\ BLD} - 0,01) \quad (15)$$

Entretanto, a vazão mássica total que entra na entrada da turbina de alta (W_{41}), não é apenas W_{31} . Considera-se a mistura que sai da câmara e a fração do ar de resfriamento dos NGV, calculada por:

$$W_{41} = W_{31} + W_{25} \times W_{cool\ NGV} \quad (16)$$

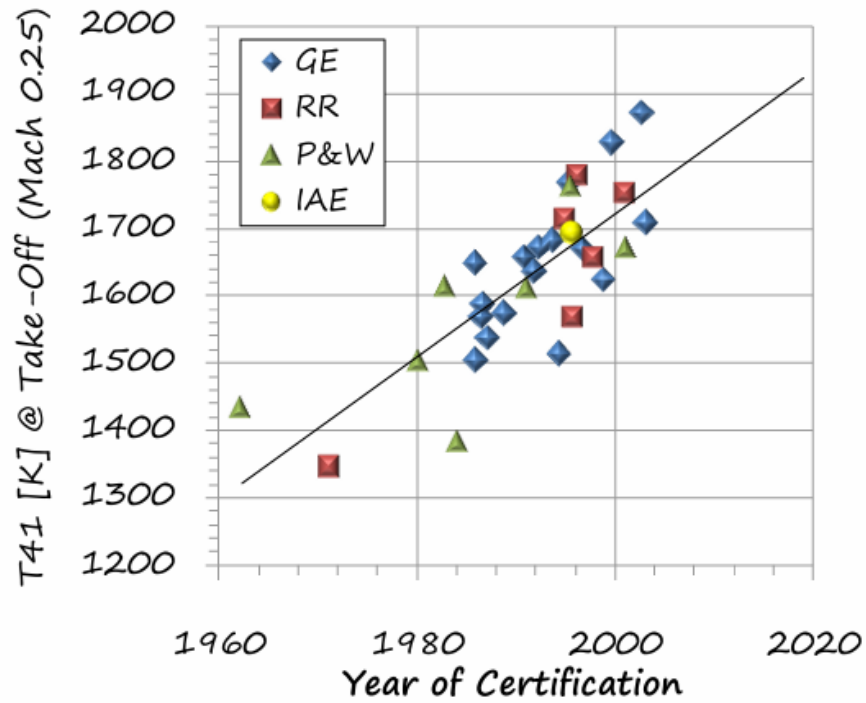
Substituindo a equação 15 na equação 16, e colocando W_{25} em evidência, a equação torna-se:

$$W_{41} = W_{25} \times (1 - W_{cool\ BLD} - 0,01) \quad (17)$$

A temperatura total na estação 41 foi calculada utilizando um balanço de energia ponderado pelas capacidades caloríficas específicas dada pela equação 18. Refrisando que a temperatura não deve exceder aquela imposta por parâmetro de projeto, devido a limitação de materiais de confecção da turbina, valores típicos de TET estão dispostos na Figura 12. Destaca-se que números de TET encontrados no domínio público geralmente se referem a valores limites ou “*readlines*” de motores deteriorados (retirada de asa ao fim da vida útil), ao longo da operação o motor perde eficiência, e para gerar a mesma tração, requisita uma TET maior, ou seja, geralmente encontra-se valores maiores que os reais de projeto.

$$T_{41} = \frac{W_{NGV} \times cp_3 \times T_3 + W_4 \times cp_4 \times T_4}{W_{41} \times cp_{41}} \quad (18)$$

Figura 12 – Temperatura de entrada da turbina em função do ano de certificação.



Fonte: Avellán, 2011, p. 40.

A razão ar-combustível (f) foi baseada no modelo do ciclo *Brayton*, vide equação 19, considerando o poder calorífico inferior do querosene aeronáutico ($LHV = 43.217 \text{ kJ/kg}$) e a eficiência de combustão da câmara.

$$f = \frac{\frac{T_4}{T_3} - 1}{\frac{\eta_b \times LHV}{c_p \times T_3} - \frac{T_4}{T_3}} \quad (19)$$

Com isso, a vazão de combustível Wf é dada por:

$$Wf = f \times W_3 \quad (20)$$

Por fim, a pressão total na saída da câmara de combustão foi calculada por:

$$P_4 = P_3 \times \pi_b \quad (21)$$

3.4.5 Turbina

A turbina tem por objetivo expandir os gases de alta pressão e temperatura, convertendo parte da energia térmica e cinética em trabalho de eixo. Os principais mecanismos de perda no componente são devidos à viscosidade, ocorrência de choques e vazamentos.

3.4.5.1 Turbina de alta

Para o cálculo das propriedades na estação 45 (saída da HPT), partiu-se do balanço de potência entre a turbina de alta (PW_{HPC}) e o compressor de alta (PW_{HPT}), ambos acoplados ao eixo de alta, de acordo com o equacionamento a seguir.

$$PW_{HPC} = PW_{HPT} \quad (22)$$

$$W_{25} \times (h_3 - h_{25}) = W_{41} \times (h_{41} - h_{45}) \quad (23)$$

Reescrevendo em termos de capacidades caloríficas específicas e temperaturas:

$$W_{25} \times (c_{p3} \times T_3 - c_{p25} \times T_{25}) = W_{41} \times (c_{p41} \times T_{41} - c_{p45} \times T_{45}) \quad (24)$$

Isolando a temperatura de saída da turbina de alta, obtém-se:

$$T_{45} = \frac{c_{p41} \times T_{41} - \frac{W_{25}}{W_{41}} \times (c_{p3} \times T_3 - c_{p25} \times T_{25})}{c_{p45}} \quad (25)$$

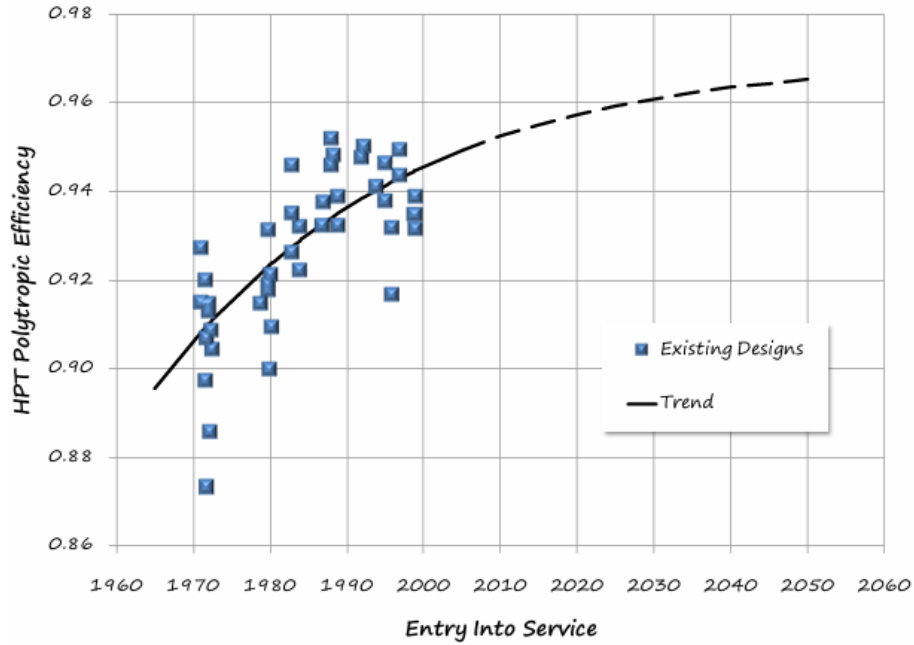
A pressão total na saída da HPT foi calculada por meio da relação isentrópica rearranjada da equação 26, onde η_{HPT} corresponde a eficiência politrópica de 0,91, valor adotado com base em referências típicas apresentadas na Figura 13.

$$P_{45} = P_4 \times \left[1 - \frac{1}{\eta_{HPT}} \times \left(1 - \frac{T_{45}}{T_{41}} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (26)$$

A relação expressa na equação 26 é equivalente a obter T_5 isentrópico (T_{5s}) via eficiência e aplicar a relação:

$$\frac{P_5}{P_{45}} = \left(\frac{T_{5s}}{T_{45}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (27)$$

Figura 13 – Dados e tendência da eficiência politrópica para a turbina de alta.



Fonte: Avellán, 2011, p. 43.

3.4.5.2 Turbina de baixa

Para o cálculo das propriedades na estação 5 (saída da LPT), partiu-se do balanço de potência entre a turbina de baixa (PW_{LPT}) e o Fan (PW_{FAN}), ambos acoplados ao eixo de baixa, de acordo com:

$$PW_{FAN} = PW_{LPT} \quad (28)$$

$$W_{25} \times (h_3 - h_{25}) = W_{41} \times (h_{41} - h_{45}) \quad (29)$$

Reescrevendo em termos de capacidades caloríficas específicas e temperaturas:

$$W_2 \times (cp_{13} \times T_{13} - cp_2 \times T_2) = W_{45} \times (cp_{45} \times T_{45} - cp_5 \times T_5) \quad (30)$$

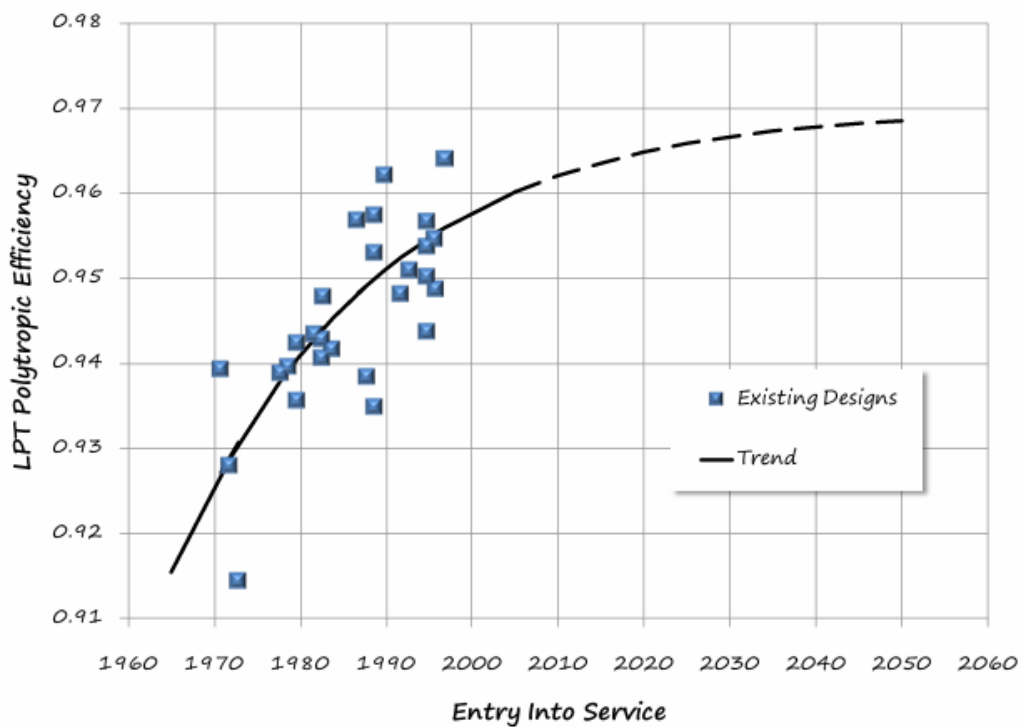
Isolando a temperatura de saída da turbina de alta, obtém-se:

$$T_5 = \frac{cp_{45} \times T_{45} - \frac{W_2}{W_{45}} \times (cp_{13} \times T_{13} - cp_2 \times T_2)}{cp_5} \quad (31)$$

A pressão total na saída da LPT foi calculada análogo para HPT, onde η_{LPT} corresponde a eficiência politrópica de 0,915, valor adotado com base em referências típicas apresentadas na Figura 14.

$$P_5 = P_{45} \times \left[1 - \frac{1}{\eta_{LPT}} \times \left(1 - \frac{T_5}{T_{45}} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (32)$$

Figura 14 – Dados e tendência da eficiência politrópica para a turbina de baixa.



Fonte: Avellán, 2011, p. 43.

3.4.6 Bocal de exaustão

O bocal de exaustão tem por objetivo converter entalpia em velocidade/empuxo, expandindo os gases em alta temperatura e pressão. Os principais mecanismos de perda decorrem da viscosidade e ocorrência de choques. Na rotina implementada, a temperatura estática na estação 6 (T_{6s}) foi calculada assumindo-se um Mach de entrada no bocal (Min) igual a 0,2, sendo o Mach de saída iterativamente recalculado até convergência, conforme:

$$T_{6s} = \frac{T_6}{1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_{in}^2} \quad (33)$$

A velocidade do som local foi obtida por:

$$a_6 = \sqrt{\gamma_6 R T_{6s}} \quad (34)$$

A velocidade na saída do bocal (V8) é determinada pela quantidade de energia térmica e de pressão que os gases ainda possuem ao final da turbina. Quanto maior a diferença entre a energia total na entrada do bocal e a energia que o fluxo precisa ter para se igualar à pressão ambiente, maior será a aceleração dos gases. Considera-se a eficiência do bocal (η_{noz}), que indica a fração da energia realmente transformada em velocidade.

$$V_8 = \sqrt{2\eta_{noz} \frac{\gamma_6}{\gamma_6 - 1} R T_6 \left(1 - \frac{P_a}{P_6} \right)} \quad (35)$$

Com isso, estimou-se o Mach de saída e a temperatura estática correspondente (T_{8s}):

$$M_8 = \frac{V_8}{a_6} \quad (36)$$

$$T_{8s} = \frac{T_6}{1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_8^2} \quad (37)$$

A velocidade do som na saída do bocal foi recalculada como:

$$a_8 = \sqrt{\gamma_6 R T_{8s}} \quad (38)$$

Para o cálculo da área do bocal, foi inserida uma checagem de estrangulamento: caso *Mach* fosse menor ou igual a 1, considera-se a pressão ambiente (Pa) igual a pressão de saída (Pe). A área foi calculada por:

$$A8 = \frac{W6RT8s}{PeV8} \quad (39)$$

3.4.7 Principais resultados de ciclo termodinâmico

Os valores de saída das variáveis do ciclo estão registrados na Figura 15 (tela de saída), em unidades no sistema imperial e no SI.

Figura 15 – Valores de saída para as propriedades calculadas.

```
T2: 250.783249 K | 451.4098 °R
P2: 38092.430675 Pa | 5.5248 psi
T13: 299.786266 K | 539.6153 °R
P13: 67423.602294 Pa | 9.7790 psi
T22: 288.328859 K | 518.9919 °R
P22: 59424.191853 Pa | 8.6188 psi
T24: 300.862983 K | 541.5534 °R
P24: 68040.699671 Pa | 9.8685 psi
T3: 749.516842 K | 1349.1303 °R
P3: 1533637.370589 Pa | 222.4357 psi
f: 0.024307 - | 0.0243 -
FF: 1.239653 kg/s | 2.7330 lb/s
P4: 1456955.502059 Pa | 211.3139 psi
T41: 1529.570386 K | 2753.2267 °R
T45: 1102.999043 K | 1985.3983 °R
P45: 321891.222076 Pa | 46.6865 psi
T5: 704.136720 K | 1267.4461 °R
P5: 45688.900007 Pa | 6.6266 psi
V8: 478.798373 m/s | 1570.8609 ft/s
M8: 0.978955 - | 0.9790 -
A8: 0.921573 m² | 9.9197 ft²
```

Fonte: Elaboração própria.

3.5 Modelagem no *GasTurb*

Após o embasamento analítico, já se dispunha da maior parte dos dados necessários para a modelagem no *GasTurb* 15. Parâmetros adicionais para o projeto *on-design* foram pesquisados e incorporados para complementar as simulações, sendo apresentados em tabelas nas subções seguintes. Em seguida, foram adotadas estratégias específicas para simular todo o envelope de voo (*off-design*).

3.5.1 Projeto *on-design*

Na modelagem realizada no GasTurb (*Jet Engines*), optou-se pelo módulo *Geared Turbofan A*, configurando a razão de engrenamento igual a 1. Essa escolha foi feita porque, embora o software ofereça a possibilidade de simular motores *geared*, em que o Fan é desacoplado da turbina de baixa pressão por uma caixa de engrenagens, o motor de referência deste estudo, o GE90, opera no arranjo *direct drive*, ou seja, o Fan e a turbina de baixa rotação giram solidariamente, sem redução mecânica. Dessa forma, ao fixar o valor da razão em 1, assegura-se que o comportamento simulado corresponda a um *turbofan* convencional, preservando a coerência com a arquitetura real do que se quer simular, mas mantendo a flexibilidade de explorar variações futuras de razão de engrenamento em análises comparativas. Adotou-se a configuração de fluxo não misto (*unmixed flow*), em que o ar proveniente do bypass e o ar do núcleo (*core*) escoam por dutos separados até a saída. Trata-se de uma configuração comum em turbofans civis de alta razão de bypass, como o CFM56, apesar de o fluxo misto (*mixed flow*) possibilitar maior controle acústico e alguma recuperação de empuxo pela mistura prévia dos gases, o arranjo *unmixed* apresenta vantagens construtivas relevantes, como menor complexidade térmica e estrutural.

3.5.1.1 Dados gerais de projeto e configurações do motor

As tabelas 2, 3, e 4 condensam os valores admitidos até esta seção, com novos valores e suas respectivas referências, todos utilizados para modelagem do *turbofan* dentro do software. A tabela 5 faz menção a parte de convergência para variáveis cujo valor é um alvo realizado de forma iterativa visando otimização e fixação de valores referência; sendo a faixa admissível para o Fan entre 1,3 (valores menores favorecem a ocorrência de *surge* ou *stall*) e 1,9 (valores maiores exigem mais de um estágio de Fan). Algumas das referências já foram mencionadas anteriormente, outras estão ilustradas nas figuras desse tópico.

Tabela 2 – Parâmetros de projeto *on-design* do motor

Parâmetro	Valor admitido	Referência
Altitude	35000 pés	Arbitrado pelo autor
Mach	0,85	Arbitrado pelo autor
Atmosfera Padrão Internacional	-	Arbitrado pelo autor
Poder Calorífico do Querosene Aeronáutico	18580 [BTU/lb]	Normatização
Razão de Passagem (BPR)	8,4	Adaptado. GAMAL, 2015, p4.
Razão de Pressão Total (OPR)	40	GAMAL, 2015, p. 4.
Número de estágios turbina de alta	2	Arbitrado pelo autor
Número de estágios turbina de baixa	6	Arbitrado pelo autor
Empuxo líquido	18550 lbf	Adaptado, SAFRAN, 2020, (acesso restrito)

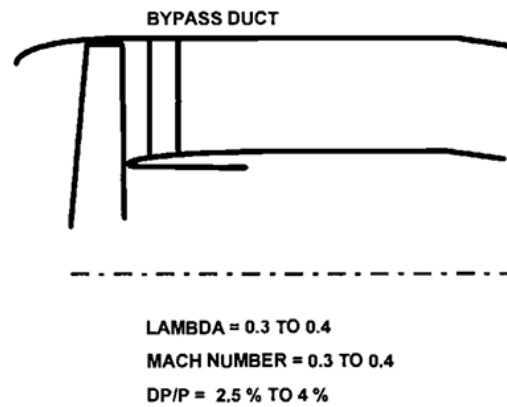
Fonte: Elaboração própria

Tabela 3 – Razões de pressão nos componentes do motor e sangrias de ar

Parâmetro	Valor admitido	Referência
Razão de pressão do difusor (π_d)	0,995	Adaptado. Mattingly, 2006, p. 363
Razão de pressão do Fan externo (FPR - $\pi_{Fan\ out}$)	Iterado = 1,7	Adaptado. Ribeiro, 2021 (acesso restrito)
Razão de pressão do Fan interno (FPR - $\pi_{Fan\ inn}$)	88% de FPR out	Adaptado. Ribeiro, 2021 (acesso restrito)
Razão de pressão do duto de entrada do core (P22/P21)	1,5%	Adaptado. Walsh & Fletcher, 1998, p.220
Razão de pressão do compressor de baixa (LPC_PR)	1,15	Adaptado. Gamal, 2015, p. 13
Razão de pressão do compressor de alta (HPC_PR)	23	Gamal, 2015, p. 13
Razão de pressão do duto inter-compressor (P25/P24)	1,5%	Adaptado. Walsh & Fletcher, 1998, p.219
Razão de pressão do duto de bypass (P16/P13)	2,5%	Adaptado. Walsh & Fletcher, 1998, p.220
Razão de pressão do duto inter-turbina (P45/P44)	1,5%	Adaptado. Walsh & Fletcher, 1998, p.219
Razão de pressão do duto de saída da turbina de alta (P6/P5)	1,5%	Adaptado. Walsh & Fletcher, 1998, p.220
Razão de pressão da câmara de combustão (π_b)	0,95	Adaptado. Mattingly, 2006, p. 363
Sangria do ar de alta pressão desviada para o duto de bypass	1%	Adaptado. Walsh & Fletcher, 1998
Sangria do ar de alta pressão desviada para o NGV (<i>Nozzle Guide Vane</i>) 1 da HPT – estator	6,1%	Adaptado. Ribeiro, 2021 (acesso restrito)
Sangria do ar de alta pressão desviada para o rotor 1 da HPT	7%	Adaptado. Ribeiro, 2021 (acesso restrito)

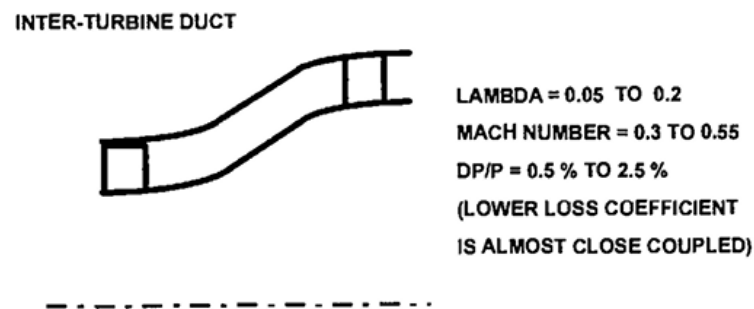
Fonte: Elaboração própria

Figura 16 – Intervalos típicos de razão de pressão do duto de bypass



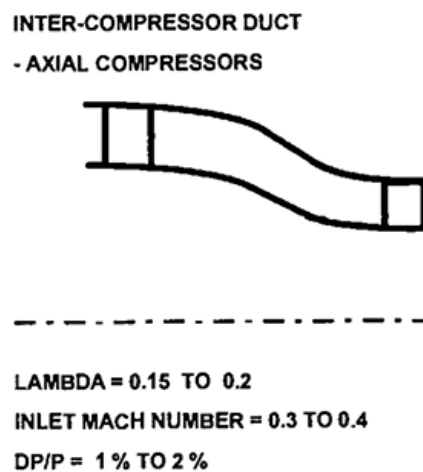
Fonte: Walsh & Fletcher, 1998, p.220

Figura 17 – Intervalos típicos de razão de pressão do duto interturbina



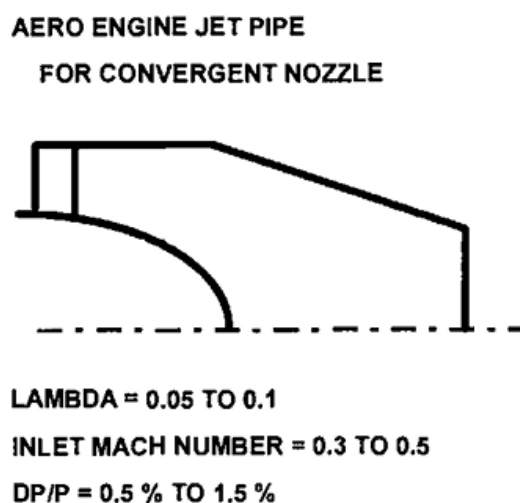
Fonte: Walsh & Fletcher, 1998, p.219

Figura 18 – Intervalos típicos de razão de pressão do duto intercompressor



Walsh & Fletcher, 1998, p.219

Figura 19 – Intervalos típicos de razão de pressão para o duto de saída da HPT (bocal convergente)



Walsh & Fletcher, 1998, p.220

Tabela 4 – Iterações de variáveis críticas

Variável	Alvo
Razão de pressão do Fan externo	Menor possível para minimizar TSFC dentro da faixa admissível
Vazão corrigida na estação 2	Iterada de modo a atingir 18550 lbf
Temperatura de saída da câmara	Iterada de modo a atingir 2750 R de entrada da turbina

Fonte: Elaboração própria

Justifica-se que, tudo que se trata de “correções”, como vazão corrigida, significa o ajuste da vazão mássica na estação de referência em relação às condições padrão, permitindo comparar diferentes motores, ou a mesma arquitetura em cenários distintos (*on-design* e *off-design*), conforme a equação 40.

$$W = W \times \frac{\sqrt{T_{ref}}}{T_t} \times \frac{P_t}{P_{ref}} \quad (40)$$

Onde:

W : Vazão mássica real na estação [lb/s]

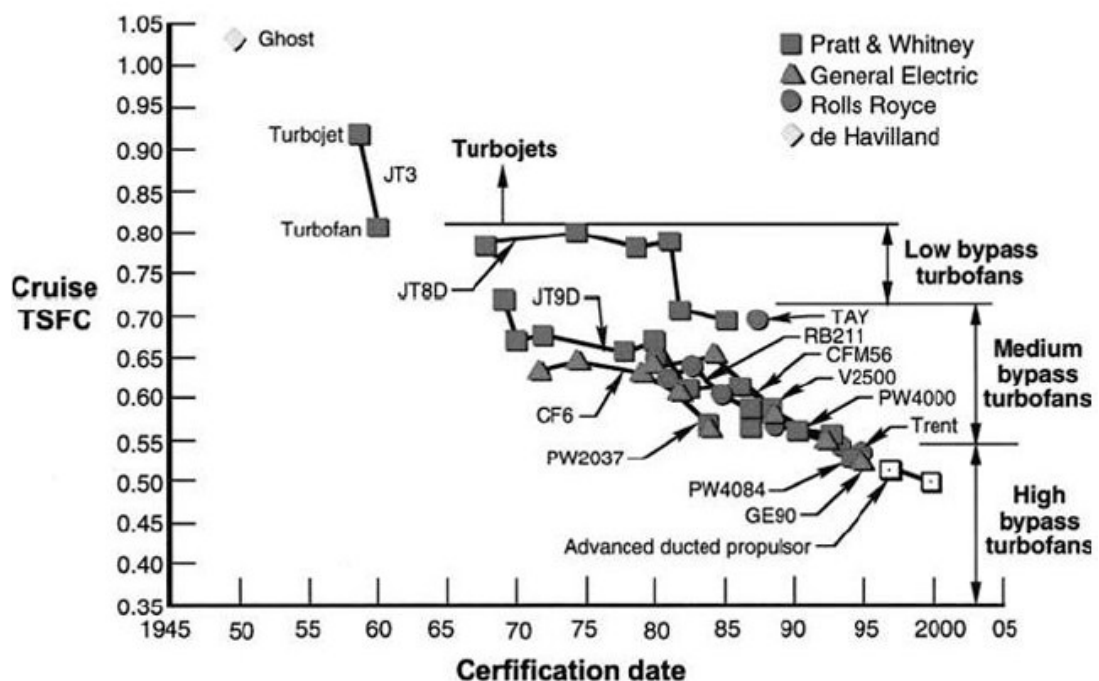
T_t : Temperatura total na estação [R]

P_t : Pressão total na estação [Psi]

T_{ref} : Valor de referência ao nível do mar - 518,67 [R]

P_{ref} : Valor de referência ao nível do mar - 14,69 [Psi]

Figura 20 – TSFC de diferentes fabricantes por ano de certificação.

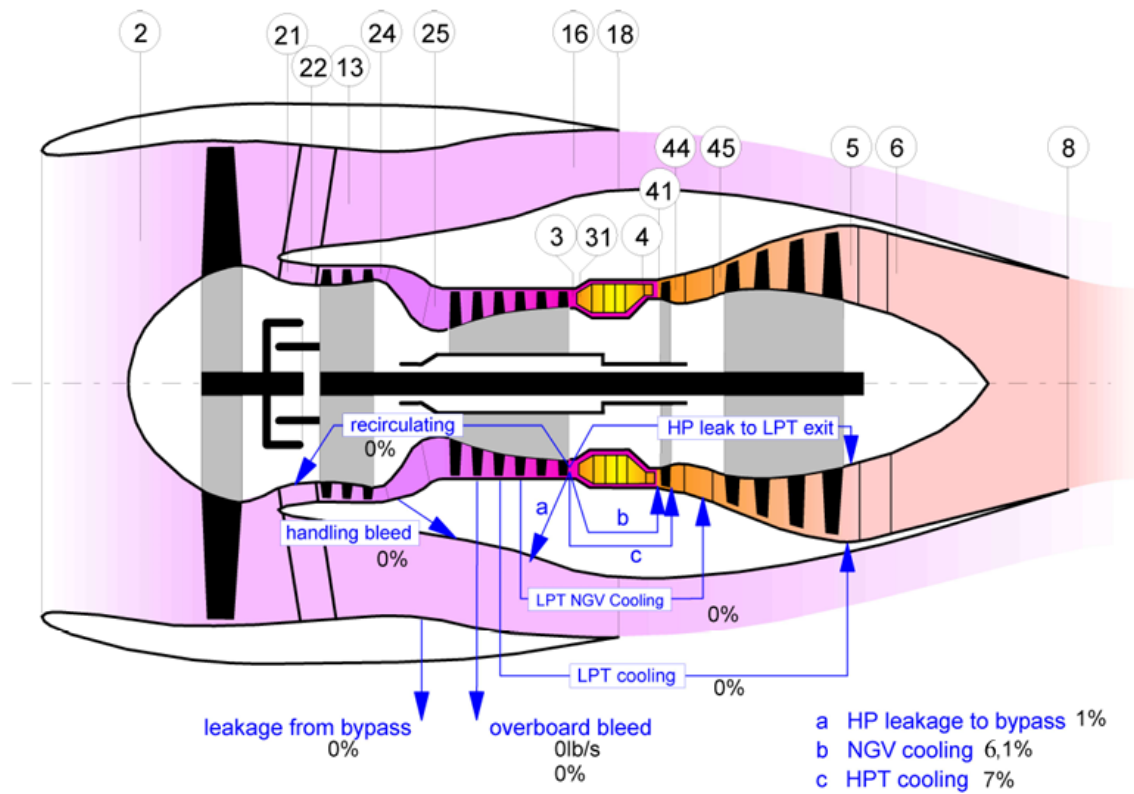


Fonte: Koff, 2004.

3.5.1.2 Dados gerais de desempenho

A Figura 21 ilustra o projeto esquemático concebido no *Gasturb*. Os resultados de desempenho geral do motor e as propriedades das estações (vazão, temperatura e pressão) estão evidenciados na Figura 22. Como esperada as convergências para parâmetros referenciados no desempenho do GE90, estão circulados valores cruciais, em que alguns deles foram explicitados na tabela 5 convertidas em unidades do SI, e os valores contidos nos retângulos, foram marcados para fins de comparação entre os cálculos analíticos. As Figuras 23 e 24 elencam todas as propriedades de saída em todas as estações do motor no ponto de projeto.

Figura 21 –Projeto do *turbofan* com estações e sangrias.



Fonte: Elaboração própria (*Gasturb 15*)

Tabela 5 – Saídas de grandezas notáveis com unidades do SI

Parâmetro	Valor
Empuxo líquido (FN)	82,46 kN
Consumo específico de combustível por empuxo (TSFC)	54,5 kg/kN·h
Vazão de combustível (Wf)	1,25 kg/s
Área do bocal de exaustão do core (A8)	0,954 m ²
Área do bocal de exaustão do duto de bypass (A18)	3,35 m ²
Temperatura de entrada da turbina (TET)	1528 K
Vazão de ar na entrada (W2)	561 kg/s

Fonte: Elaboração própria

Figura 22 – Saídas de grandezas notáveis e propriedades do motor por estação

Unmixed Flow Turbofan
Alt=35000ft / Mn=0.850 ISA

Station	W lb/s	T R	P psia	WRstd lb/s	
amb		393,85	3,458		FN = 18550,26 lb
2	1236,685	450,89	5,520	3069,764	TSFC = 0,5350 lb/(lb*h)
13	1105,123	539,78	9,784	1693,458	WF = 2,75662 lb/s
21	131,562	518,55	8,611	224,498	s NOX = 0,6626
22	131,562	518,55	8,482	227,917	Core Eff = 0,5777
24	131,562	541,83	9,754	202,589	Prop Eff = 0,7752
25	131,562	541,83	9,608	205,674	BPR = 8,4000
3	131,562	1395,04	220,986	14,349	P2/P1 = 0,9950
31	112,617	1395,04	220,986		P3/P2 = 40,03
4	115,374	2877,68	209,937	19,023	P5/P2 = 1,1435
405	122,873	2794,50	209,937		NGV Out. 2 Stage HPT
41	127,280	2750,00	209,937	20,516	P16/P13 = 0,9750
43	127,280	2005,97	47,286		P16/P6 = 1,53419
44	131,688	1986,89	47,286		P16/P2 = 1,72807
45	131,688	1986,89	46,577	81,323	P6/P5 = 0,98500
49	131,688	1260,01	6,312		A8 = 1478,23 in ²
5	131,688	1260,01	6,312	477,856	A18 = 5196,84 in ²
8	133,003	1261,31	6,218	490,232	XM8 = 0,96496
18	1106,439	540,83	9,539	1740,640	XM18 = 1,00000
Bleed	0,000	1395,04	220,986		WBld/W2 = 0,00000
Efficiency	isentr	polytr	RNI	P/P	CD8 = 0,97796
Outer LPC	0,9025	0,9100	0,443	1,772	CD18 = 0,97600
Inner LPC	0,9042	0,9100	0,443	1,560	PWX = 0,0 hp
IP Compressor	0,9082	0,9100	0,577	1,150	V18/V8_id = 0,83323
HP Compressor	0,8814	0,9200	0,621	23,000	WBld/W22 = 0,00000
Burner	0,9990			0,950	Wreci/W25 = 0,00000
HP Turbine	0,9236	0,9100	2,035	4,440	Loading = 100,00 %
LP Turbine	0,9332	0,9150	0,655	7,379	WCHN/W25 = 0,09050
HP Spool mech Eff	0,9990	Nom Spd	18000 rpm		WCHR/W25 = 0,03350
LP Spool mech Eff	0,9990	Nom Spd	4000 rpm		WCLN/W25 = 0,00000
P22/P21=0,9850	P25/P24=0,9850	P45/P44=0,9850			WCLR/W25 = 0,00000
					WBld/W25 = 0,00000
					WLkBy/W25 = 0,01000
					WlklP/W25 = 0,01000
hum [%]	war0	FHV	Fuel		
0,0	0,00000	18580,0	Generic		

Input Data File:

C:\Users\Usuario\Desktop\Patricia\segundo on.GTC (modified)

Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

Figura 23 – Propriedades contempladas em todas as estações do motor – Parte 1

Time: 16:42

Alt=35000ft / Mn=0.850 ISA

	Units	St 2	St 22	St 24	St 25	St 3	St 4	St 44
Mass Flow	lb/s	1236,69	131,562	131,562	131,562	131,562	115,374	131,688
Total Temperature	R	450,89	518,55	541,835	541,835	1395,04	2877,68	1986,89
Static Temperature	R	429,379	493,819	516,006	516,006	1385,11	2840,39	1911,01
Total Pressure	psia	5,52004	8,48209	9,7544	9,60808	220,986	209,937	47,2863
Static Pressure	psia	4,65306	7,15031	8,22308	8,09973	215,092	198,152	40,2303
Velocity	ft/s	508,042	544,736	556,804	556,804	359,228	752,994	1039,81
Area	in ²	11984,3	889,893	791,041	803,087	125,826	117,176	320,957
Mach Number		0,5	0,5	0,5	0,5	0,2	0,3	0,5
Density	lb/ft ³	0,029249	0,039081	0,043012	0,042367	0,419134	0,188295	0,056821
Spec Heat @ T	BTU/(lb*R)	0,239869	0,240085	0,240174	0,240174	0,261175	0,305069	0,28681
Spec Heat @ Ts	BTU/(lb*R)	0,2398	0,240006	0,240076	0,240076	0,260861	0,304518	0,284811
Enthalpy @ T	BTU/lb	-20,5681	-4,34488	1,24074	1,24074	213,652	650,374	383,851
Enthalpy @ Ts	BTU/lb	-25,7261	-10,2748	-4,95489	-4,95489	211,073	639,043	362,244
Entropy Function @ T		-0,608718	-0,120051	0,033533	0,033533	3,44168	6,58028	4,95826
Entropy Function @ Ts		-0,779578	-0,290852	-0,137241	-0,137241	3,41464	6,52251	4,79666
Exergy	BTU/lb	13,5406	28,167	33,3792	32,9708	238,015	588,562	325,587
Gas Constant	BTU/(lb*R)	0,068607	0,068607	0,068607	0,068607	0,068607	0,068606	0,068606
Fuel-Air-Ratio		0	0	0	0	0	0,024478	0,021381
Water-Air-Ratio		0	0	0	0	0	0	0

Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

Figura 24 – Propriedades contempladas em todas as estações do motor – Parte 2

	Units	St 45	St 5	St 6	St 8	St 13	St 16	St 18
Mass Flow	lb/s	131,688	131,688	133,003	133,003	1105,12	1106,44	1106,44
Total Temperature	R	1986,89	1260,01	1261,31	1261,31	539,782	539,782	540,833
Static Temperature	R	1911,01	1206,38	1226,47	1081,2	526,855	520,332	450,558
Total Pressure	psia	46,577	6,31227	6,21759	6,21759	9,78357	9,53898	9,53898
Static Pressure	psia	39,6269	5,34879	5,58814	3,45838	8,98885	8,39067	5,03825
Velocity	ft/s	1039,81	837,44	675,218	1534,52	393,827	483,085	1040,78
Area	in ²	325,844	1892,18	2306,49	1445,65	8774,89	7577,69	5072,11
Mach Number		0,5	0,5	0,4	0,964875	0,35	0,432	1
Density	lb/ft ³	0,055969	0,011967	0,012298	8,6335E-3	0,04605	0,043524	0,030182
Spec Heat @ T	BTU/(lb*R)	0,28681	0,264445	0,264414	0,264414	0,240152	0,240152	0,240163
Spec Heat @ Ts	BTU/(lb*R)	0,284811	0,262565	0,263194	0,258108	0,240111	0,24009	0,239868
Enthalpy @ T	BTU/lb	383,851	182,999	183,302	183,302	0,746076	0,746076	0,999243
Enthalpy @ Ts	BTU/lb	362,244	168,984	174,191	136,245	-2,35343	-3,9176	-20,6478
Entropy Function @ T		4,95826	3,12953	3,13281	3,13281	0,020206	0,020206	0,027033
Entropy Function @ Ts		4,79666	2,96391	3,02608	2,54623	-0,064514	-0,108061	-0,611296
Exergy	BTU/lb	325,179	119,736	119,542	119,542	33,3253	32,6412	32,7099
Gas Constant	BTU/(lb*R)	0,068606	0,068606	0,068606	0,068606	0,068607	0,068607	0,068607
Fuel-Air-Ratio		0,021381	0,021381	0,021165	0,021165	0	0	0
Water-Air-Ratio		0	0	0	0	0	0	0

Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

3.5.2 Projeto *off-design*

Após as devidas convergências e a idealização do projeto no ponto de referência, todas as simulações fora desse ponto foram realizadas no ambiente *off-design* do *Gasturb*, sendo a mais impactante em condições normais de operação, a fase de decolagem. Para o desenvolvimento de como foram contempladas todas as fases, as escolhas foram amparadas por mapas de desempenho e estratégias específicas percorridas no subtópico a posteriori.

3.5.2.1 Estratégias de simulação e limitações

Em projeto *on-design*, os cálculos são realizados de forma direta por equações termodinâmicas, conforme descrito na Seção 3.1, considerando as variáveis de entrada correspondentes ao ponto de operação selecionado. Já em condições *off-design*, os cálculos tornam-se iterativos, uma vez que dependem de condições de potência do motor, traduzidas por rotação dos eixos (eixo de baixa N1 e eixo de alta N2) e temperatura de saída da combustão (T4), que variam para cada ponto do envelope de voo.

Para estimativa de T4 em regime *off-design* (que é consequência térmica da queima de combustível solicitada e regulada para não ultrapassar limites seguros), foi adotada uma abordagem de referência baseada na experiência operacional. Em particular, consultou-se um piloto² comercial para fornecer valores típicos de *throttle ratio* – TR (porcentagem de abertura do manete de potência definida pelo piloto, que controla a potência fornecida pelo motor) em diferentes fases do voo, permitindo definir de maneira consistente os 76 pontos de simulação empregados neste estudo. Foram simuladas apenas cenários com todos os motores operando (*All Engines Operating* – AEO). Nesse contexto, sabe-se que a maior temperatura de T4 ocorre na condição máxima potência a nível do mar; entretanto, situações de OEI exigem temperaturas ainda maiores, seguida pela condição de MCT e por último, em situação de pouso abortado – subida máxima de pouso (*Maximum Landing Climb* – MLC)

A estratégia supracitada foi escolhida pois, como já discorrido anteriormente, valores de T4 ou TET disponíveis em literatura aberta não correspondem à realidade de forma replicável. Foi evitado cunhar o termo “*idle*”, pois, embora se referira ao regime mínimo de operação

² Miranda, Davi J.D. (comunicação privada)

do motor, o valor absoluto de rotação ou empuxo associado ao *idle* varia conforme a fase de voo. Em solo, o *ground idle* corresponde a rotação mínima suficiente para manter o motor funcionando sem gerar empuxo significativo, enquanto em voo, o *flight idle* deve fornecer empuxo suficiente para manter o regime de descida e suprir sistemas aeronáuticos, resultando em valores percentuais de N1 (*Low Pressure Spool*) significativamente mais altos. Essa variação é controlada pela FADEC (*Full Authority Digital Engine Control*), que ajusta o regime mínimo do motor (fluxo de combustível e acessórios) conforme altitude, densidade do ar e requisitos operacionais, garantindo que T4 e N2 fiquem dentro dos limites. Dessa forma, foi simulado o comportamento “manual” do motor do ponto de vista do piloto.

É válido deixar claro as limitações de simulação realizadas, uma vez que foram embasadas utilizando o *throttle ratio* como entrada principal, e T4 foi estimado com base neste comando, devido à indisponibilidade de acesso da curva de calibração exata de motores *turbofans*, pois são de posse das fabricantes, como propriedade intelectual. A abordagem aqui desenvolvida, ainda que limitada por esse fator, permite a análise comparativa entre cenários, embora não capture todos os detalhes dinâmicos do controle real do motor.

Durante o taxiamento, o *throttle ratio* é mantido entre 30% e 50%, fornecendo apenas empuxo suficiente para movimentar a aeronave com segurança em solo, ajustando-se à velocidade e às manobras necessárias nas pistas de taxiamento (*taxiways*). Na decolagem, o TR aproxima-se de 95% até os primeiros dois mil pés, garantindo empuxo quase máximo, essencial para a fase crítica de subida inicial, enquanto pequenas variações para menos podem ocorrer por ajustes manuais do piloto ou restrições mecânicas do motor. Durante a subida, o TR permanece elevado, em torno de 90%, até atingir altitudes próximas ao nível de cruzeiro, proporcionando uma ascensão eficiente sem utilizar potência máxima contínua, equilibrando desempenho e preservação do motor. No cruzeiro, o TR é reduzido para aproximadamente 85%, refletindo a busca por eficiência de combustível e otimização da operação, mantendo a aeronave em velocidade e regime de potência ideais. Já na descida, o TR diminui progressivamente entre 60% e 40%, permitindo uma descida controlada e mantendo velocidade adequada no ângulo de descida e vencendo o arrasto, enquanto na aproximação final ele se situa entre 32% e 40%, representando o regime mínimo necessário para manter controle da aeronave e preparar-se para o pouso. Finalmente, na fase de pouso, o TR atinge seus valores mais baixos, de 20% a 25%, fornecendo apenas o empuxo necessário para controlar a descida e permitir que os sistemas auxiliares, como reversores e freios, atuem de forma segura. Esse procedimento está

resumidamente apresentado na tabela 6, onde as faixas de altitude foram baseadas nos mapas de desempenho apresentados em sequência.

Tabela 6 – Intervalos por fase dos pontos simulados

Fase	Altitude (ft)	Throttle Ratio (%)	Comentário Operacional
Taxiamento	0	30 – 50	Empuxo mínimo para movimentação segura em solo em <i>Ground Idle</i>
Decolagem	500 – 2.000	95	Quase empuxo máximo para decolagem e subida inicial
Subida	2.500 – 33.000	90	Subida eficiente por ROC (<i>Rate of Climb</i>), equilibrando desempenho e conservação do motor
Cruzeiro	33.000 – 35.000	85	Otimização de consumo em longo curso, mantendo velocidade e aumentando altitude gradualmente até TOC
Descida	34.950 – 11.000	60 – 40	Redução progressiva do empuxo para manter descida controlada por ROD (<i>Rate of Descent</i>)
Aproximação	10.000 – 2.000	40 – 32	<i>Flight Idle</i> adaptado à aproximação, ajustando velocidade mínima para vencer o arrasto com segurança
Pouso	50 – 10	25 – 20	Empuxo mínimo para controle na fase final, preparando reversores e freios

Fonte: Elaboração própria

Das 76 simulações realizadas variando Mach e altitude, com convergência para T4 imposto em todo o envelope de voo, foram distribuídas da seguinte forma: 2 para taxiamento, 4 para decolagem, 14 para subida, 15 para cruzeiro, 18 para descida, 19 para aproximação e 2 para pouso.

O primeiro ponto simulado em *off-design* foi o denominado empuxo máximo ao nível do mar (*Maximum Sea Level* – Max SL), no qual o motor *turbofan* é ajustado para fornecer o empuxo máximo possível ao nível do mar. Fora condições excepcionais, trata-se da situação

mais exigente de todo o envelope de voo, pois, nessa condição, a densidade do ar é máxima, permitindo maior massa de ar admitida pelo Fan e pelos compressores. Como consequência, há aumento do fluxo mássico de ar na entrada (W_2), da temperatura à saída do compressor (T_3) e da pressão após a turbina de baixa (P_5). Para explorar esse potencial, a injeção de combustível (W_f) é elevada ao máximo, o que intensifica a liberação de energia térmica na combustão. Isso leva a temperatura de entrada da turbina de alta (T_{41}) e a temperatura de saída da turbina (T_5) aos maiores valores de todo o envelope.

Esse acréscimo térmico é também responsável pelo aumento da formação de óxidos de nitrogênio (NO_x), que acompanha diretamente as maiores temperaturas de combustão. Assim, devido à combinação de maior fluxo de ar, maior adição de combustível e maior energia térmica disponível, o empuxo atinge seu valor máximo.

Portanto, o Max SL configura-se como a condição de operação mais severa do motor, pois concentra simultaneamente os maiores valores de empuxo, temperaturas, pressões internas, fluxo mássico de ar e de combustível. Por esse motivo, é justamente nesse ponto que a limitação de T_{41} costuma ser aplicada para preservar a integridade da turbina. Os resultados para essa simulação encontram-se explicitados na Figura 25.

Figura 25 – Saídas de grandezas notáveis e propriedades do motor em Max-SL

Unmixed Flow Turbofan
SL static, ISA , Rel GG Speed=1.083

Station	W lb/s	T R	P psia	WRstd lb/s	
amb		518,67	14,696		FN = 97985,00 lb
2	3009,200	518,67	14,622	3024,323	TSFC = 0,2975 lb/(lb*h)
13	2684,828	617,26	25,729	1672,924	WF = 8,09872 lb/s
21	324,372	593,70	22,675	224,919	s NOX = 1,6461
22	324,372	593,70	22,334	228,357	P5/P2 = 1,3485 EPR
24	324,372	615,22	25,047	207,277	Core Eff = 0,5140
25	324,372	615,22	24,654	210,584	Prop Eff = 0,0000
3	324,372	1577,61	583,285	14,253	BPR = 8,2770
31	277,663	1577,61	583,285		P2/P1 = 0,9950
4	285,761	3270,00	554,507	19,016	P3/P2 = 39,89
405	304,250	3176,22	554,507		P5/P2 = 1,3485
41	315,117	3125,87	554,507	20,502	NGV Out. 2 Stage HPT
43	315,117	2300,84	125,963		P16/P13 = 0,9756
44	325,983	2278,34	125,963		P16/P6 = 1,28759
45	325,983	2278,34	124,093	80,911	P16/P2 = 1,71664
49	325,983	1512,54	19,718		P6/P5 = 0,98869
5	325,983	1512,54	19,718	414,894	A8 = 1478,23 in ²
8	329,227	1513,17	19,495	423,902	A18 = 5196,84 in ²
18	2688,071	618,48	25,102	1718,519	XM8 = 0,66119
Bleed	0,000	1577,61	583,285		XM18 = 0,90916
					WBld/W2 = 0,00000
Efficiency	isent	polytr	RNI	P/P	CD8 = 0,95732
Outer LPC	0,9195	0,9256	0,995	1,760	CD18 = 0,97089
Inner LPC	0,9212	0,9259	0,995	1,551	PWX = 0,0 hp
IP Compressor	0,9157	0,9171	1,294	1,121	V18/V8,id= 0,86267
HP Compressor	0,8832	0,9210	1,369	23,659	WBLD/W22 = 0,00000
Burner	0,9997			0,951	Wreci/W25= 0,00000
HP Turbine	0,9260	0,9132	4,631	4,402	Loading = 30,64 %
LP Turbine	0,9398	0,9252	1,492	6,293	WCHN/W25 = 0,09050
					WCHR/W25 = 0,03350
HP Spool mech Eff	0,9990	Speed	19502 rpm		WCLN/W25 = 0,00000
LP Spool mech Eff	0,9990	Speed	4186 rpm		WCLR/W25 = 0,00000
					WBLD/W25 = 0,00000
P22/P21=0,9849	P25/P24=0,9843	P45/P44=0,9851			WLkBy/W25= 0,01000
					WlklP/W25= 0,01000
hum [%]	war0	FHV	Fuel		
0,0	0,00000	18580,0	Generic		

Input Data File:
C:\Users\Usuario\Desktop\Patricia\dois\segundo on.GTC (modified)

Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

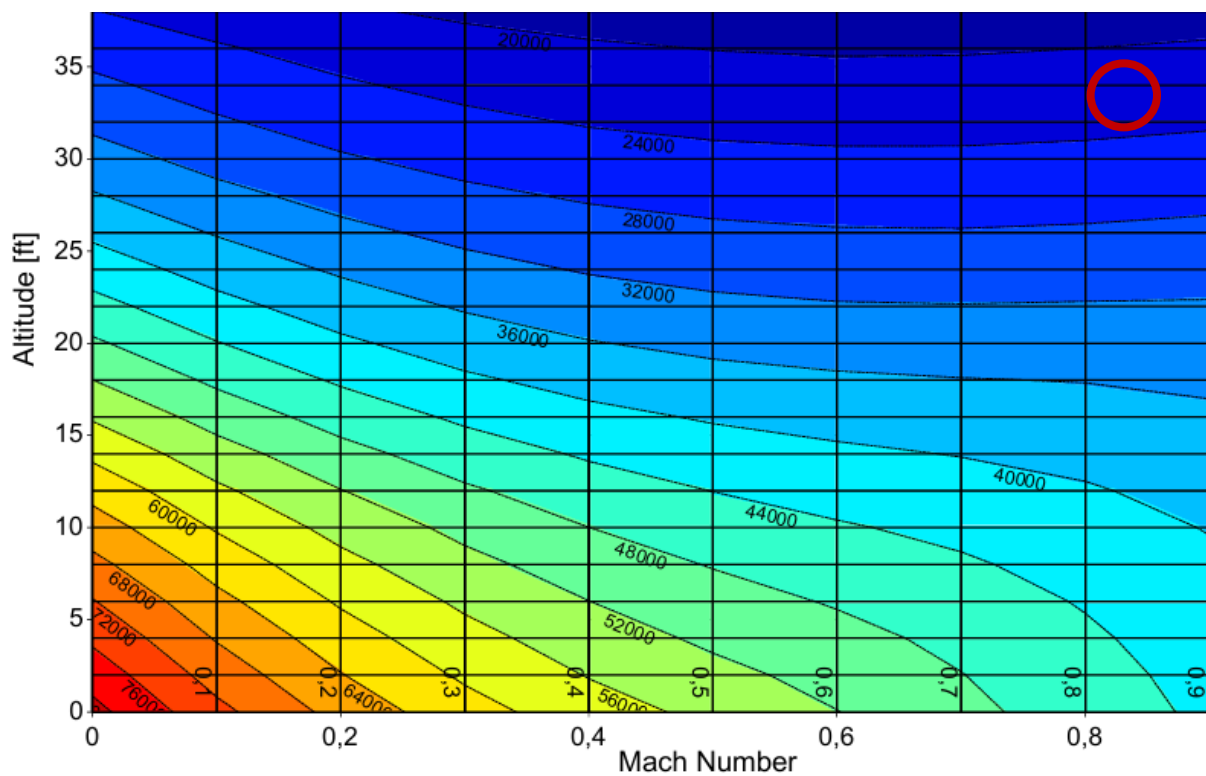
3.5.2.2 Mapas de desempenho

Foram gerados alguns mapas de desempenho para vislumbre do comportamento geral de variáveis representativas do ciclo em função de Mach (0 a 0,9) e altitude (nível do mar até 38000 pés), a simulação dos gráficos demonstrados nas Figuras 26, 27, 28, 29 e 30, foram configuradas para reproduzir uma condição de cruzeiro típica, em que a manete é mantida fixa pelo piloto, ou seja, um cenário de temperatura de combustão correlacionada em 1590 K, e ISA

constante. Foram avaliados nesse regime TSFC, FN, eficiência propulsiva, eficiência do core e emissões de NOx, para uma avaliação clara do compromisso entre desempenho, consumo e emissões, oferecendo uma visão abrangente da eficiência operacional do motor em sua fase mais representativa de utilização.

Embora aeronaves comerciais operem em cruzeiro tipicamente entre 33000 e 39000 pés, contemplar toda faixa de altitude desde SL permite evidenciar a tendência de variação das propriedades de interesse, ainda que para esse caso apenas a faixa de 33000 pés até 35000 pés correspondem ao cruzeiro.

Figura 26 – Variação da tração (lbf) para ISA e T4 constantes (Cruzeiro³ Off-Design)



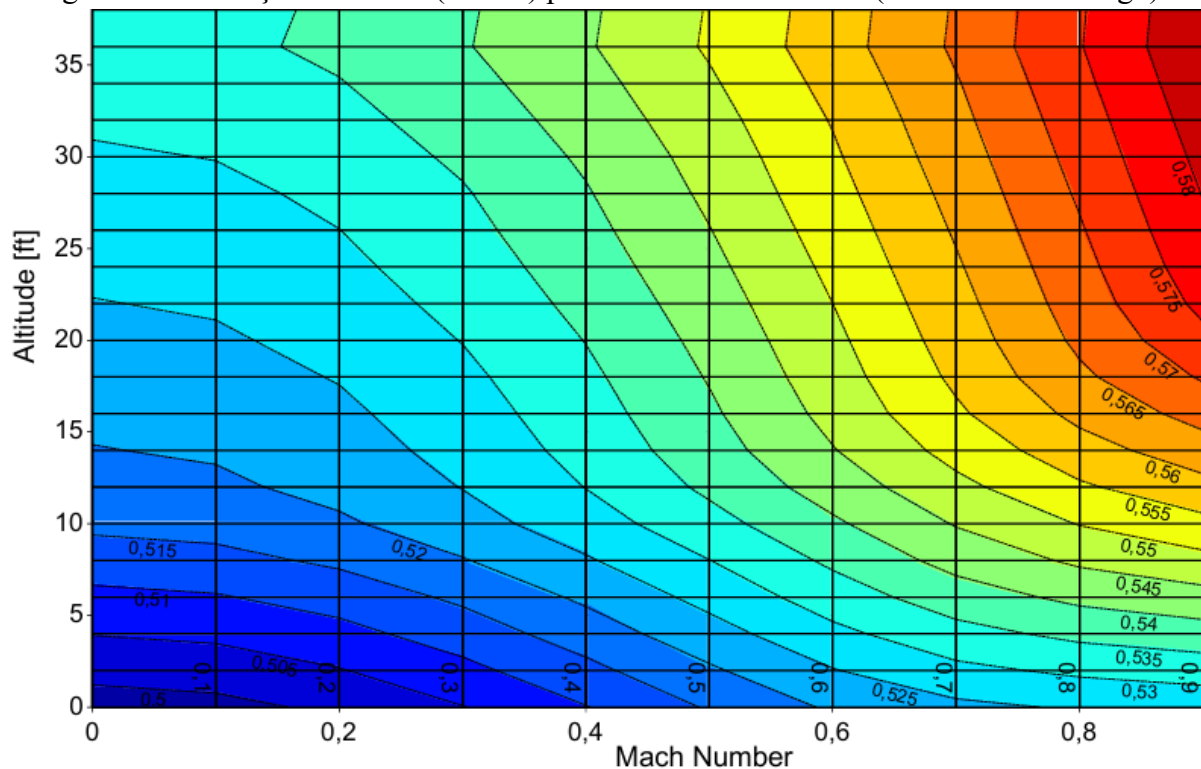
Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

O gráfico da Figura 26 foi crucial para determinar a faixa de operação em cruzeiro nas simulações *off-design*. As ilhas do mapa correspondem a tração líquida em lbf produzida em função de *Mach* e altitude. Nota-se que para uma mesma altitude, quanto mais rápido for a

³ Os mapas da subseção 3.5.2.2 não representam todo envelope de voo, apenas para o regime de operação especificado na legenda (cruzeiro ou subida)

velocidade da aeronave (*Mach*), resulta na redução do empuxo, efeito associado ao chamado *ram drag*, decorrente do fato de que, em voo, o ar já entra no motor com quantidade de movimento significativa devido à velocidade da aeronave. Dessa forma, parte do empuxo gerado pelo motor precisa ser “gasto” para compensar essa velocidade inicial do fluxo de entrada, reduzindo o empuxo líquido efetivo. Em termos práticos, isso significa que, quanto maior a velocidade de voo, menor é o acréscimo líquido de velocidade que o motor consegue impor ao escoamento, resultando em uma queda perceptível da tração disponível em regime de cruzeiro. Já para uma análise com *Mach* fixo, mas com aumento da altitude, há queda de empuxo causada pela redução da densidade e da temperatura do ar ambiente, o que limita tanto a massa de ar admitida quanto a quantidade de energia liberada na combustão. Combinando esses efeitos, conclui-se que a faixa ótima de operação em cruzeiro situa-se entre 33000 pés e 35000 pés, mantendo *Mach* em 0,85 (região que está circulada na Figura 26). Nessa condição, o empuxo é praticamente constante, permitindo que a aeronave progrida gradualmente até o topo de cruzeiro à medida que ocorre a queima de combustível, e consequente redução do peso total. Acima de 35.000 pés, entretanto, a tração disponível cai para níveis significativamente menores, delimitando a borda operacional do envelope.

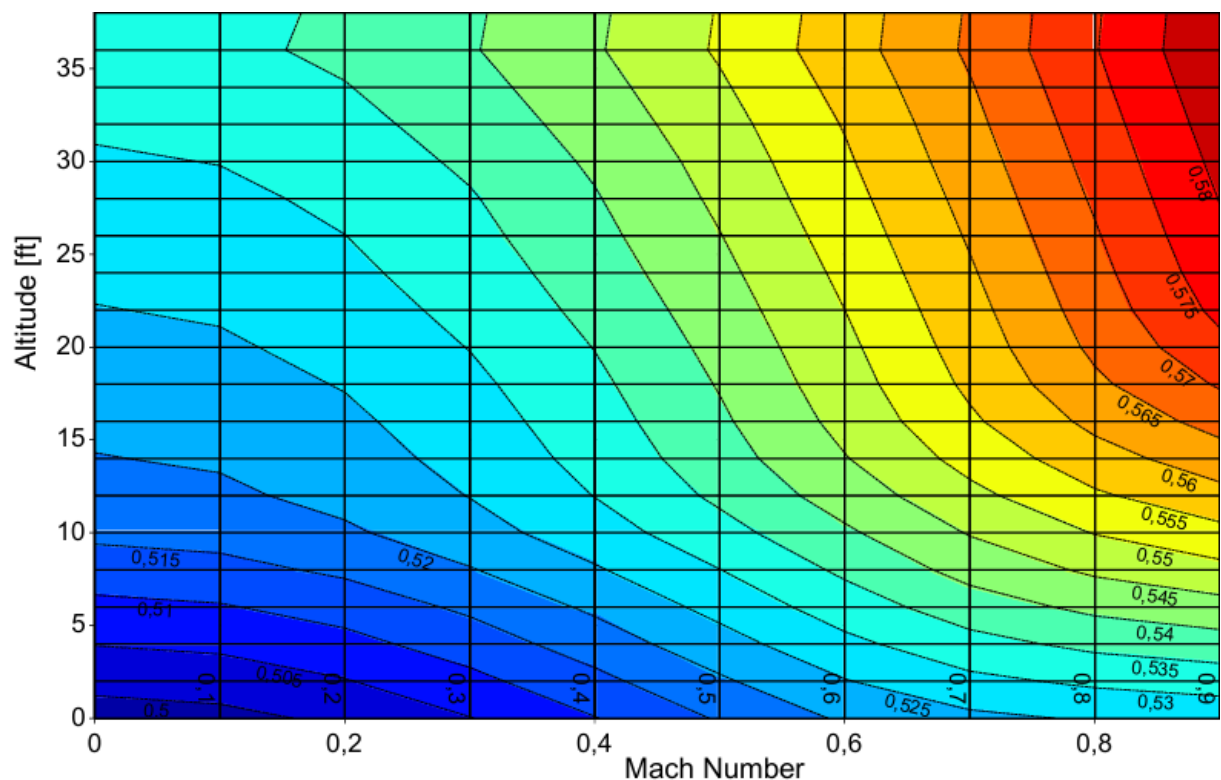
Figura 27 – Variação do TSFC (lb/lb.h) para ISA e T4 constantes (Cruzeiro Off-Design)



Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

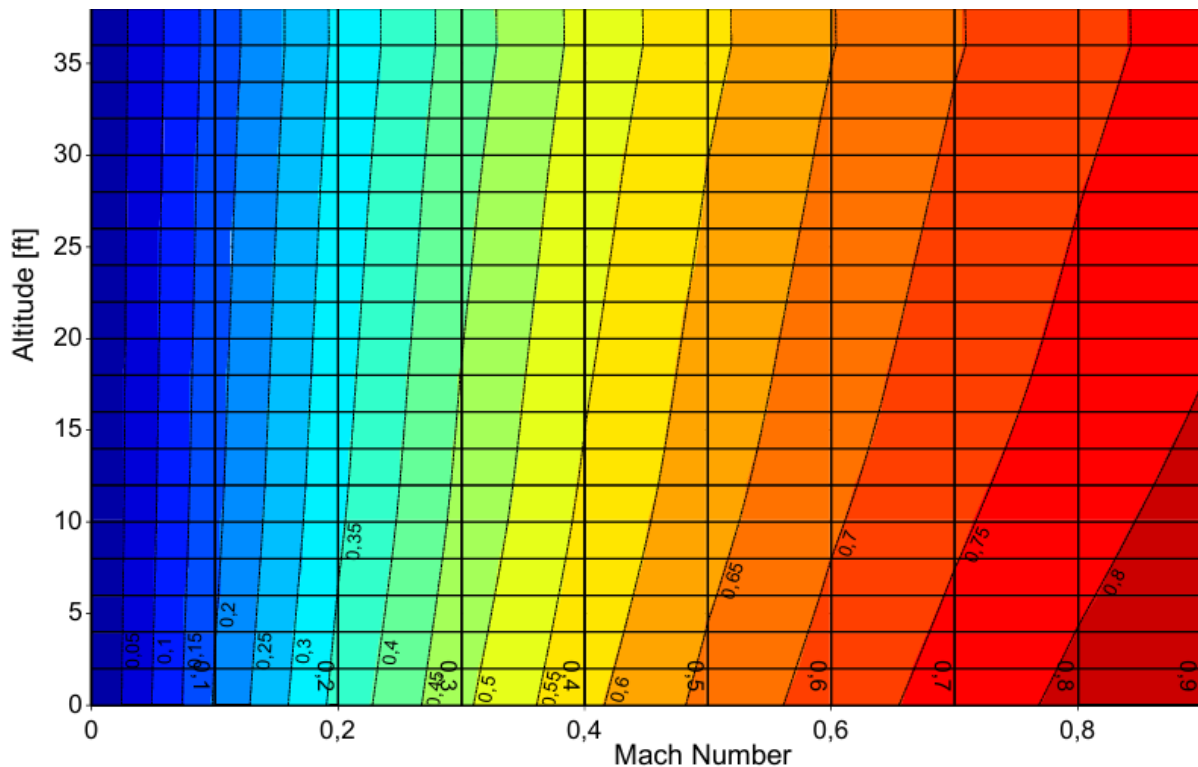
Ao analisar o mapa de variação de TSFC, os menores valores para esse parâmetro (ilhas em (lb/lb.h)) encontram-se em regiões de baixa altitude e baixa velocidade, culminando em ilhas de melhor desempenho. Ao considerar os pontos de 0,85 para a faixa de 33000 a 35000 pés, verifica-se que estes permanecem sempre na ilha de 0,54 lb/lb.h. Valores reduzidos de TSFC são desejáveis, porém reduzir a velocidade na intenção de diminuir o consumo, não é estratégico, isso porque, conforme se confere nos mapas das Figuras 28 e 29, as maiores eficiências (propulsiva e do núcleo) concentram-se justamente em regiões de maior *Mach* e maior altitude, em contraste com o comportamento isolado do TSFC. Dessa forma, o ponto ótimo de operação não resulta apenas da busca pelo menor consumo específico, mas do equilíbrio entre eficiência global e regime de voo compatível com a missão da aeronave.

Figura 28 – Variação da eficiência do core para ISA e T4 constantes (Cruzeiro Off-Design)



Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

Figura 29 – Variação da eficiência propulsiva para ISA e T4 constantes (Cruzeiro Off-Design)



Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

O mapa de emissão de NO_x (Figura 30) apresenta ilhas variando de 1,6 a 0,6 (valores adimensionais do modelo do *GasTurb*), refletindo o efeito combinado de velocidade e altitude sobre a formação desse poluente. Para uma altitude fixa, observa-se que o aumento de *Mach* eleva a emissão de NO_x. Esse efeito ocorre porque maiores velocidades implicam em maior empuxo requerido, o que demanda aumento da razão combustível/ar e resulta em temperaturas mais elevadas na câmara de combustão, favorecendo a formação de óxidos de nitrogênio. Por outro lado, para *Mach* fixo, o aumento da altitude reduz a emissão de NO_x, uma vez que a menor densidade do ar e a menor pressão ambiente levam a uma combustão menos intensa, limitando os picos de temperatura e, conseqüentemente, reduzindo a formação do poluente.

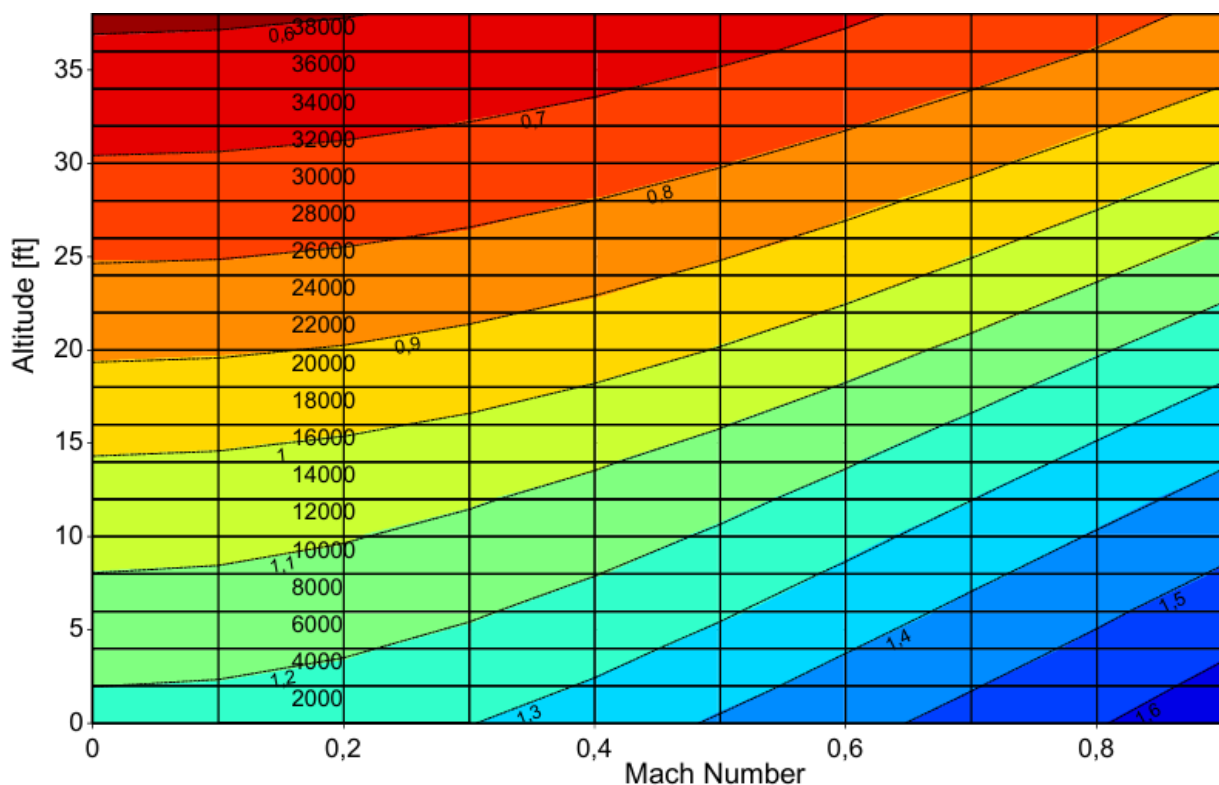
É importante destacar que os valores apresentados pelo *GasTurb* não correspondem diretamente a unidades absolutas, mas sim a um índice adimensional de tendência, obtido a partir de correlações empíricas baseadas em dados do ICAO (*International Civil Aviation Organization*) - *Engine Emissions Databank*. Em outras palavras, o software não fornece diretamente a massa de NO_x, mas sim um valor relativo que permite comparar cenários diferentes de operação. A métrica adotada pela ICAO para caracterizar emissões é o EINO_x

(*Emission Index of NOx*), é definida como a razão entre a massa de NOx emitida e a massa de combustível consumida, expresso em g/kg de combustível (vide equação 41). Assim, os valores refletem qualitativamente o comportamento do EINOx, mas não podem ser interpretados diretamente como valores absolutos em g/kg.

Nas simulações *off-design* realizadas neste estudo, os valores de NOx variaram de 1,6 (max SL) até 0,09 (pouso). Essa diferença em relação ao mapa padrão ocorre porque este foi configurado para representar apenas o regime de operação em cruzeiro, enquanto as simulações cobriram todo o envelope de voo.

$$EINOx = \frac{\text{massa de NOx emitida}}{\text{massa de combustível queimado}}$$

Figura⁴ 30– Variação de emissões de NOx para ISA e T4 constantes (Cruzeiro Off-Design)



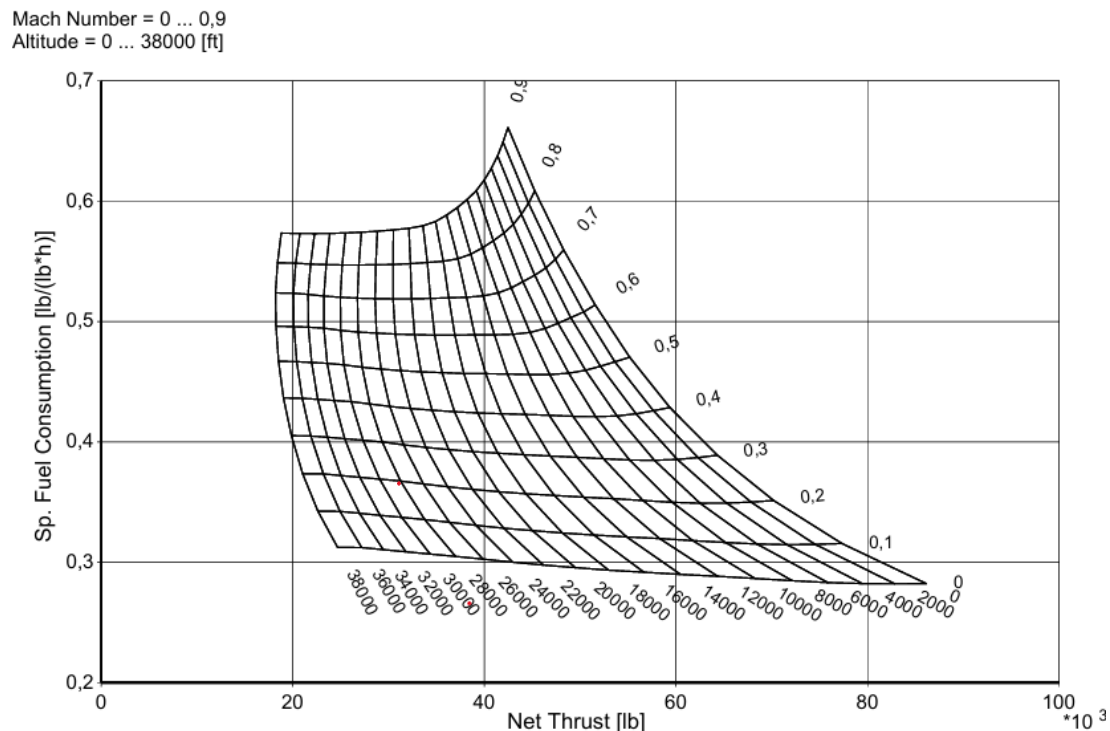
Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

⁴ Cores invertidas: cores quentes representam menores valores do intervalo, e cores frias os maiores valores.

Já as simulações dos gráficos consequentes (Figuras 31 a 36) foram configuradas para reproduzir uma condição de *maximum climb* (subida), em que o manete é mantido fixo pelo piloto, ou seja, um cenário de temperatura de combustão correlacionada em 1720 K, e ISA constante. Foram avaliados nesse regime consumo específico x empuxo, e eficiências dos compressores, turbinas e combustor. Essas análises são importantes para compreender como o motor se comporta em uma das fases mais exigentes do voo: na subida concentra-se altos gradientes de pressão e temperatura, solicitações mecânicas intensas nos componentes rotativos e maior taxa de queima de combustível, além de ser determinante para o alcance e o teto operacional da aeronave.

Destaca-se que o intervalo de subida que importa para esse estudo, concentra-se entre as altitudes de 2500 a 33000 pés. O mapa da Figura 31 serve como panorama para variações de empuxo e consumo em diferentes pares de *Mach* e altitude. Evidencia-se que esse mapa é essencialmente *steady-state* e que eventos transientes como mudanças rápidas de aceleração podem deslocar o ponto real de operação.

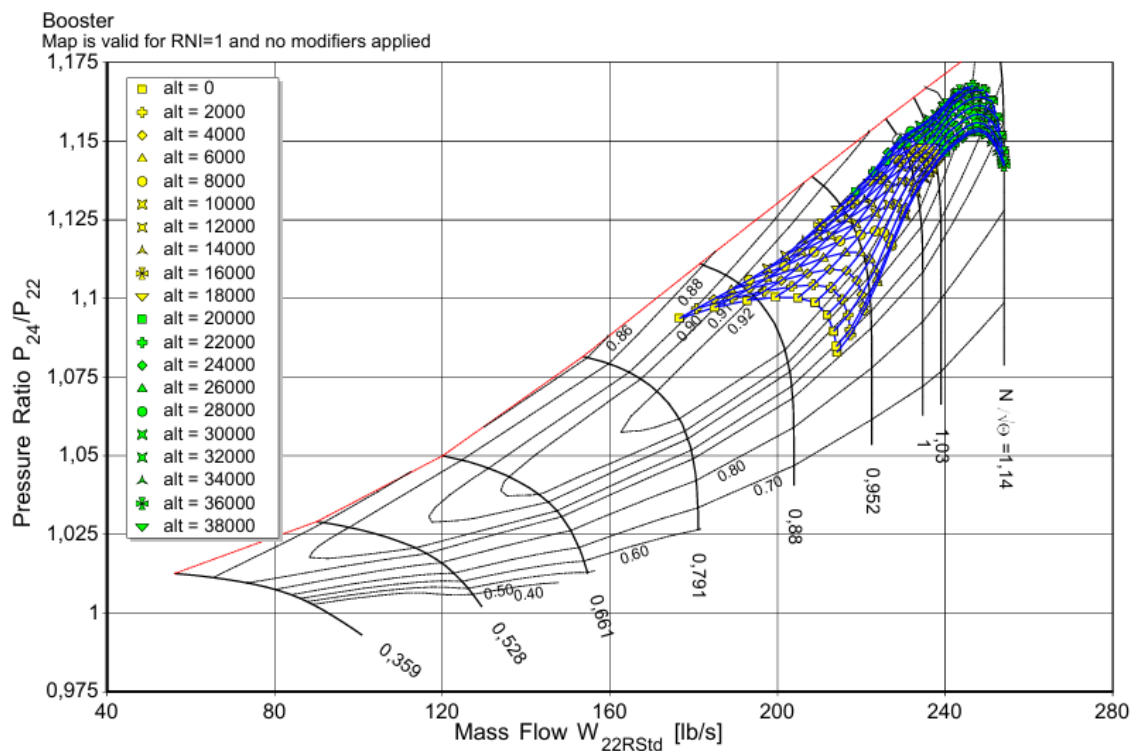
Figura 31 –Empuxo x TSFC (Subida Off-Design)



Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

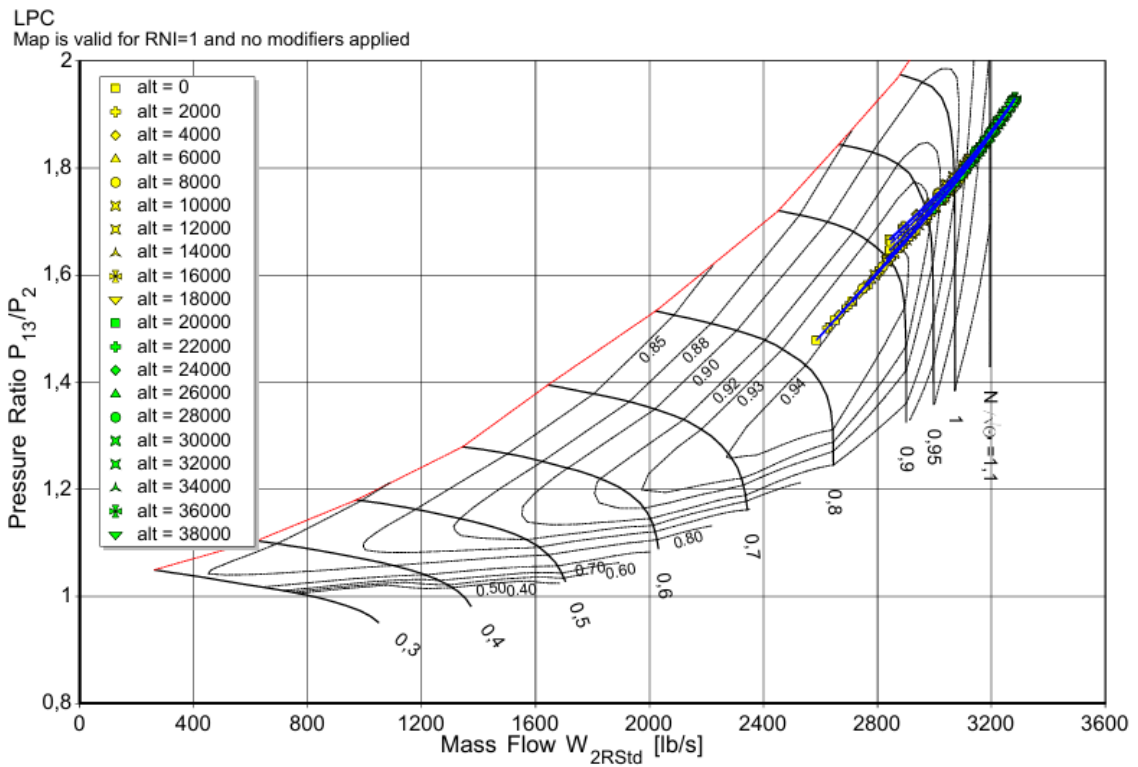
Os demais mapas a seguir são complementares de projeto, avaliando a eficiência do componente em questão através das isolinhas, em função da vazão corrigida (compressores e câmara) e vazão corrigida normalizado por temperatura e rotação (turbinas), e em função das razões de pressão do componente respectivo. Foram plotados pontos correspondentes a altitudes de SL a 38000 pés, embora, como já discutido, a operação de subida compreenda apenas parte desses pontos. A análise crítica desses mapas permite ao projetista determinar margens de segurança, como *surge* e *stall*, avaliar aspectos do compressor como o ângulo de ataque incidente sobre os rotores, definir folgas de topo e decidir quais estágios devem possuir geometria variável nos estatores, sempre com o objetivo de manter o funcionamento dentro do intervalo estável.

Figura 32 –Eficiência do combustor x vazão corrigida (Subida Off-Design)



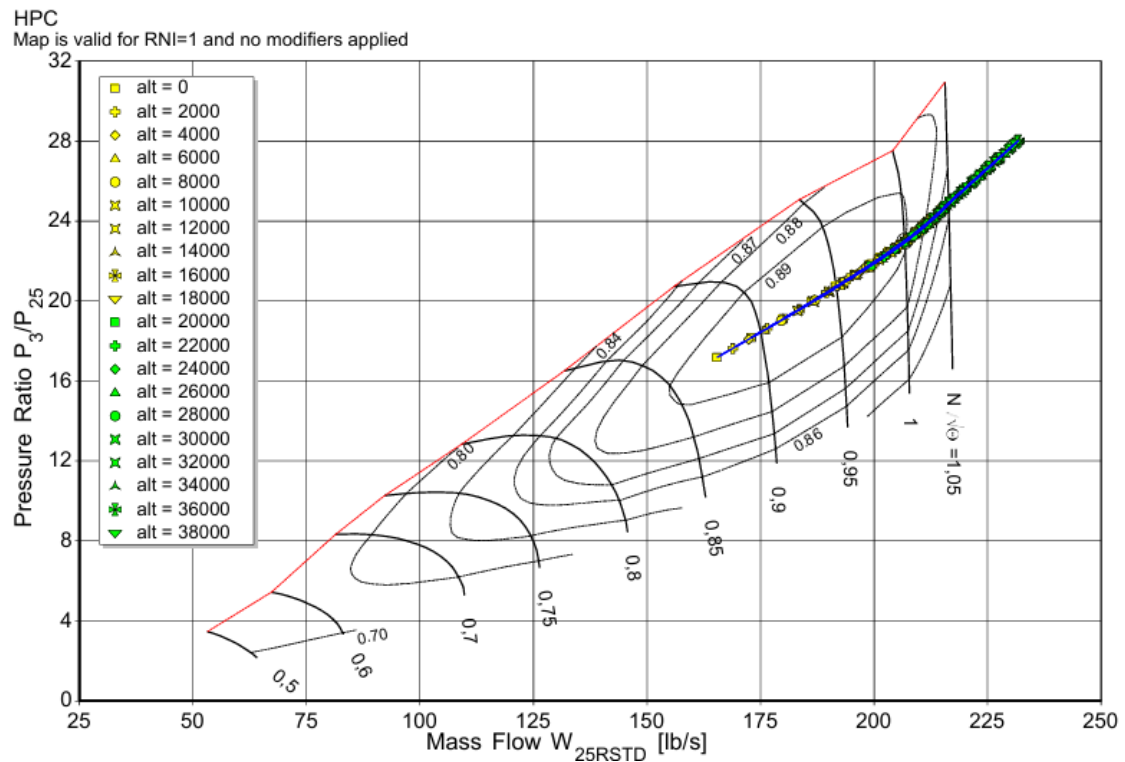
Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

Figura 33 –Eficiência do LPC x vazão corrigida (Subida Off-Design)



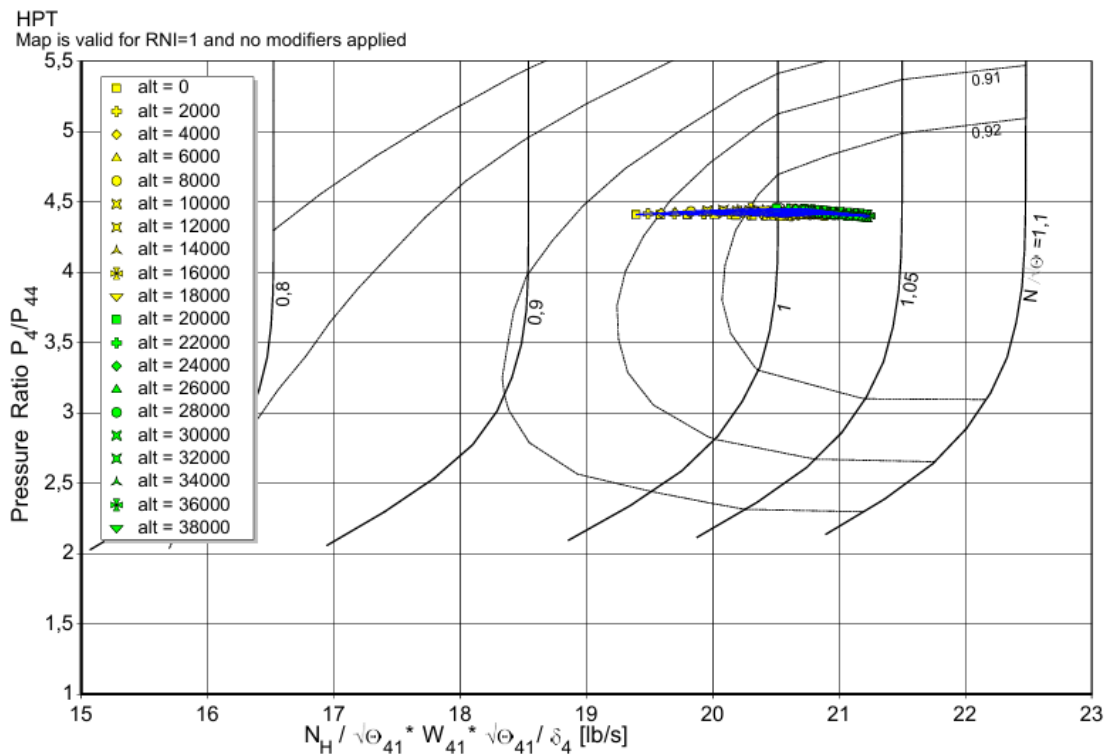
Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

Figura 34 –Eficiência do HPC x vazão corrigida (Subida Off-Design)



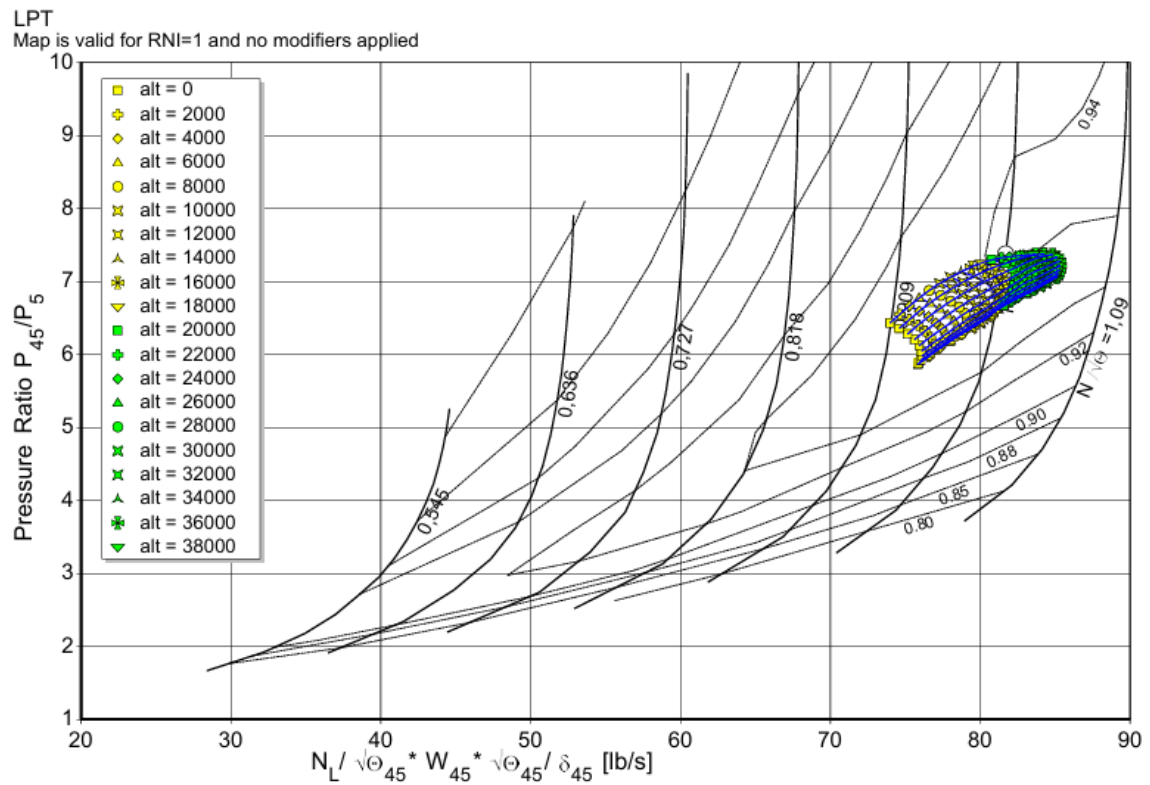
Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

Figura 35 –Eficiência da HPT x vazão corrigida (Subida Off-Design)



Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

Figura 36 –Eficiência da LPT x vazão corrigida (Subida Off-Design)



Fonte: Elaboração própria (Gasturb 15)

3.5 Desenvolvimento do metamodelo

Com o projeto finalizado e todas as simulações realizadas e exportadas de forma integral, o passo seguinte consistiu em selecionar os parâmetros de interesse para treinamento do metamodelo, o banco de dados foi construído manualmente de forma tabular. Em seguida foram estudados, testados e decidido um modelo de IA, onde o metamodelo foi desenvolvido em torno do modelo escolhido. Em fase de testes finais e validação de aprendizado por meio das estratégias discutidas nessa seção, o algoritmo foi refinado. Por fim, foi construída uma interface de usuário simples. Todas essas etapas implementadas em código Python.

3.5.1 Seleção de parâmetros de treino

A escolha das variáveis exportadas para o treinamento do modelo de inteligência artificial foi orientada pela necessidade de representar de forma abrangente o desempenho termodinâmico de um *turbofan* nas estações mais significativas do motor (2, 3, 41, 5, 8 e 18). A estação 2 foi selecionada por refletir as condições de fronteira impostas pelo ambiente, enquanto a estação 3 representa diretamente o desempenho do compressor e seu efeito sobre a razão de pressão. A estação 41, por sua vez, é crítica para o controle do motor, pois define a limitação térmica da turbina, e a estação 5 foi incluída para avaliar a eficiência da expansão e o balanço energético disponível. Por fim, as estações de saída do fluxo principal (8) e do duto de bypass (18) foram consideradas por representarem a conversão final de energia em empuxo, permitindo quantificar a contribuição de ambos os fluxos para o desempenho global. Os parâmetros foram agrupados em três categorias principais: desempenho global, condições de operação e grandezas internas do ciclo, as quais estão apresentadas na tabela 7.

Tabela 7 – Variáveis selecionadas para treinamento da IA

Categoria	Variável	Justificativa da Seleção
Desempenho Global	FN (Empuxo)	Principal métrica de desempenho do motor
	TSFC (<i>Thrust Specific Fuel Consumption</i>)	Métrica de interesse geral
	Wf (<i>Fuel Flow</i>)	Diretamente associada ao consumo e às emissões.
	Eficiência do Core	Contribuição termodinâmica
	Eficiência Propulsiva	Contribuição propulsiva
	BPR (<i>By-pass Ratio</i>)	Parâmetro arquitetural que determina regime de operação
	OPR (<i>Overall Pressure Ratio</i>)	Efeitos do projeto do compressor sobre desempenho global
Condições de Operação	NOx (Emissões de Óxidos de Nitrogênio)	Indicador ambiental e regulatório
	W2 (Fluxo mássico de ar na entrada no Fan)	Impacta todas as demais variáveis
	T2 (Temperatura na entrada do Fan)	Condição de fronteira do ciclo (dependente de altitude/Mach)
	T41 (Temperatura de entrada da turbina de alta)	Variável de controle crítica, limitante de desempenho e vida útil
	T3 (Temperatura na saída do compressor de alta)	Relacionada a eficiência de compressão
	T5 (Temperatura na saída da turbina de baixa)	Relacionada a eficiência da expansão
	P5 (Pressão na saída da turbina de alta)	Determinante no diferencial de pressão disponível para aceleração do fluxo no bocal
Grandezas Internas	V8 (Velocidade dos gases do core)	Variável cinemática principal determinante do empuxo
	M8 (Mach dos gases do core)	Completar a V8
	M18 (Mach do fluxo de bypass)	Contribuição aerodinâmica do escoamento do duto

Fonte: Elaboração própria

3.5.2 Seleção do modelo de inteligência artificial

Durante a pesquisa, foram avaliados três de modelos de aprendizado de máquina para dados tabulares, considerados adequados ao tamanho de amostra reduzido (saídas de simulações *off-design*). Primeiramente, o *Random Forest* foi utilizado como teste inicial por sua robustez e simplicidade, no entanto, esse modelo se mostrou com baixa acurácia, principalmente nas fases de decolagem e subida, onde os parâmetros variam rapidamente e não-linearmente com altitude e Mach.

Foi cogitado a utilização de uma rede neural do tipo MLP (*Multi-Layer Perceptron*) por sua capacidade de representar funções não-lineares, ou até mesmo usar modelos híbridos (físicos + ML). Contudo, este modelo exige um banco de dados denso para treinamento, o que não foi possível obter ao longo do projeto devido às limitações de acesso à versão de teste do software de simulação.

Após testes de aprendizado, foi selecionado o *Gradient Boosting*, um modelo capaz melhorar progressivamente a precisão ao corrigir erros iterativamente, sendo especialmente útil para bases pequenas de natureza não-linear, como é o caso do desempenho termodinâmico de motores a jato. Essa abordagem permite capturar comportamentos curvos e interações complexas entre variáveis, sem a necessidade de assumir previamente o formato da equação. Logo, foi o escolhido por apresentar equilíbrio entre precisão e capacidade de generalização, mesmo com um baixo volume dados para aprendizagem.

3.5.3 Desenvolvimento do algoritmo e procedimento de treinamento

Dos 76 pontos simulados (excluindo o ponto *Maximum Sea Level* para evitar *Outlier*), 66 pontos de simulação (distribuídos conforme a tabela 6) foram apresentados ao modelo de inteligência artificial para que este aprendesse a relação entre todos parâmetros selecionados, 9 pontos foram escolhidos de forma aleatória (1 em fase de decolagem (*takeoff*), 2 em fase de subida (*climb*), 2 em cruzeiro (*cruise*), 2 em descida (*descente*) e 2 em aproximação (*approach*), propositalmente não foram junto ao banco de dados de treino, a fim de verificar a capacidade do modelo em prever corretamente em relação ao “gabarito” (dados retidos).

O cerne do algoritmo, consiste em permitir que, após o treinamento e validação do meta-modelo, o usuário insira três parâmetros de entrada: fase de voo, *Mach* e altitude, e o algoritmo inteligente forneça os resultados de todas as variáveis do ciclo correspondentes àquela condição.

O metamodelo foi desenvolvido em código Python, utilizando as bibliotecas *pandas* e *openpyxl* para leitura de planilhas, organização e filtragem de dados. Para o treinamento do modelo de predição, empregou-se a biblioteca *scikit-learn*, fornecendo o algoritmo *Gradient Boosting Regressor*.

Inicialmente, os dados de simulação foram carregados, seguido da distinção de dados que seriam diretamente previstas pelo modelo daquelas que seriam tratadas apenas por consulta direta aos dados disponíveis (decisão explicada a posteriori). Para cada fase de voo a ser prevista, foram configurados modelos do tipo *Gradient Boosting Regressor* (GBR), com parâmetros específicos de número de árvores, taxa de aprendizado e profundidade máxima das árvores para cada uma das fases. A profundidade geral foi fixada em árvores rasas, no entanto, o número de árvores e a taxa de aprendizado para a fase de subida foi fixado como o dobro das demais, por ter sido uma fase que se mostrou, durante os testes de validação, bastante difícil de abstrair a relação entrada-saída.

Os modelos foram treinados individualmente para cada parâmetro do motor, utilizando altitude, *Mach* e fase como variáveis de entrada, sendo esta última essencial, pois um determinado valor de altitude, como 15000 pés por exemplo, pode se tratar tanto de subida quanto descida, porém com condições de operação completamente diferentes.

A interface gráfica foi construída com a biblioteca *Tkinter*, permitindo que a interação seja acionada por um botão que dispara a função de cálculo e atualiza os valores exibidos, informando também a origem dos resultados, seja a partir de dados aprendidos ou de predição do modelo.

3.5.3.1 Apuração de resultados e refinamento

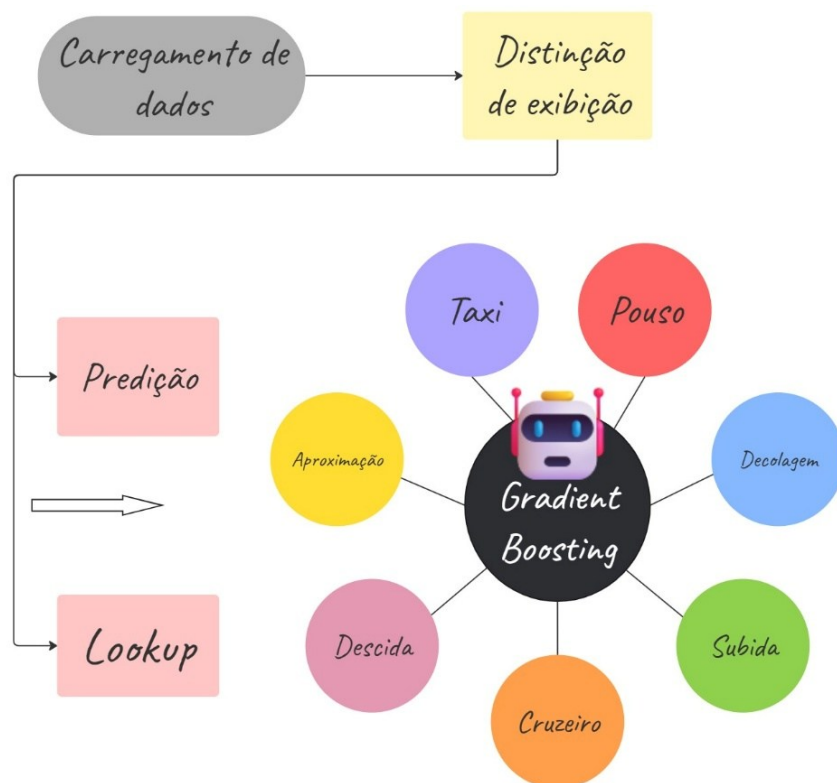
Constatou-se que os resultados obtidos com este modelo de inteligência artificial foram superiores aos alcançados com o *Random Forest*, ainda que apresentassem algumas limitações de precisão. Para aprimorar o desempenho, ao invés de fornecer todo o banco de dados de uma

só vez, esse foi segmentado por fases do envelope de voo, pois cada uma tem padrões de variação semelhantes entre si, reduzindo a dispersão. Outro refinamento implementado foi a inserção de *lookups*, permitindo que, sempre que houvesse um registro exatamente correspondente disponível na base de dados, o sistema exibisse diretamente esse valor ao usuário. Ressalvas foram aplicadas às fases de taxiamento e pouso, visto que o número reduzido de pontos simulados nessas condições era insuficiente para treinar um modelo confiável.

O risco de *overfitting* foi descartado, pois em testes anteriores foi possível verificar em pontos do banco de dados, que o modelo não havia “decorado”, que de fato forneceu respostas autorais com base em aprendizado adquirido.

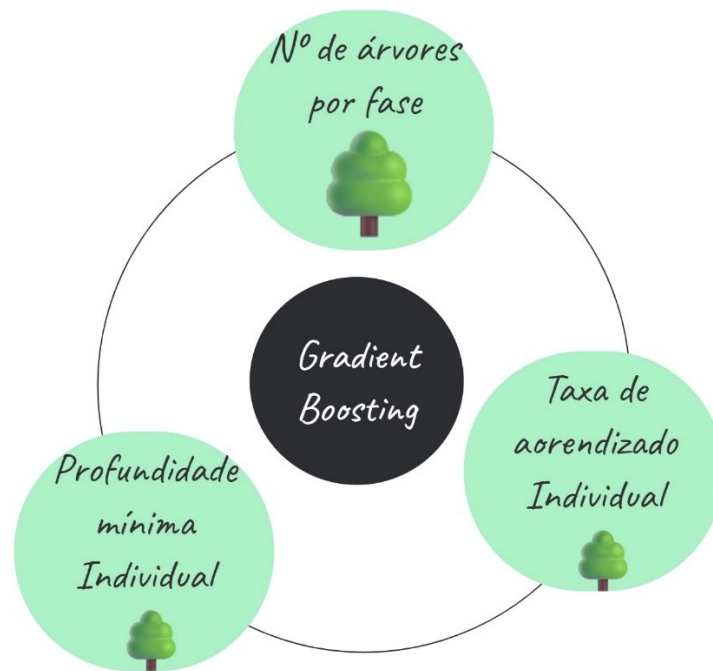
A Figura 37 é um desenho esquemático do desenvolvimento das etapas de pré-processamento do modelo já refinado. A Figura 38 é o desenho esquemático dos principais parâmetros definidos dentro do modelo de IA individualmente por fase, para cada uma das fases os parâmetros foram alterados até que os resultados fossem satisfatórios. Por fim, a Figura 39 representa o esquema final de treinamento, validação e exibição.

Figura 37 – Etapa de pré-processamento de dados



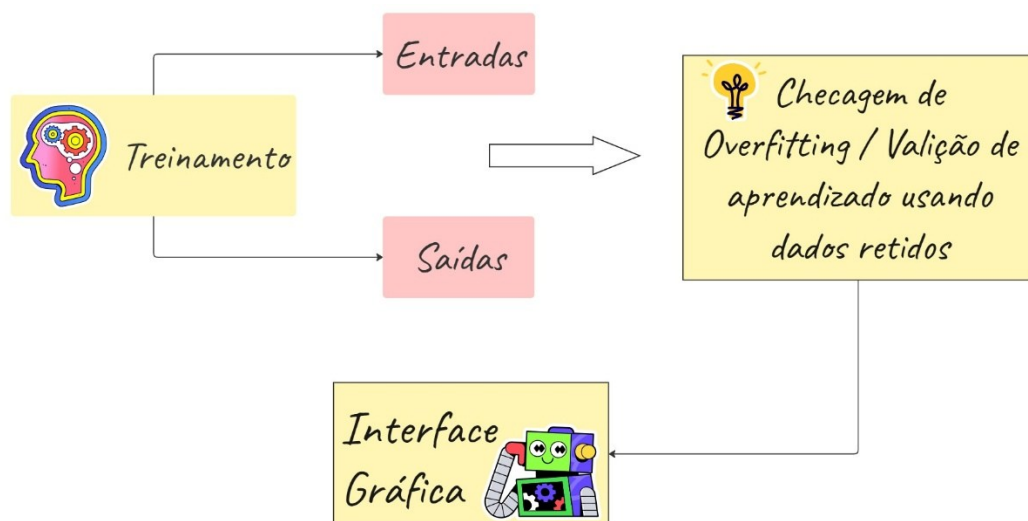
Fonte: Elaboração própria

Figura 38 – Desenho esquemático dos parâmetros configurados na IA para cada fase de voo



Fonte: Elaboração própria

Figura 39 – Desenho esquemático da etapa final

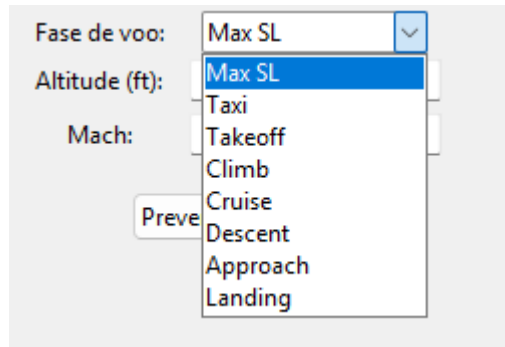


Fonte: Elaboração própria

3.5.4 Exibição de resultados em interface de usuário

As figuras deste tópico são prints da tela de interface de usuário, sendo a Figura 40 as opções de seleção de fase, a Figura 41, um exemplo de exibição de resultados em uma condição apresentada ao modelo, e a Figura 42 em uma condição em que ele não teve acesso ao banco de dados, ou seja, que a IA fez uma previsão.

Figura 40 – Opções de seleção de fases de voo (interface de usuário)



Fonte: Elaboração própria

Figura 41 – Exemplo de exibição em uma condição apresentada ao metamodelo (interface de usuário)

Fonte: Elaboração própria

Figura 42 – Exemplo de exibição em uma condição prevista pelo metamodelo (interface de usuário)

Predição de Parâmetros do Motor

Fase de voo:

Altitude (ft):

Mach:

Resultados (Predição Gradient Boosting (Climb)):

Empuxo

Combustível

Eficiência

Termodinâmica

Cinemática

Fonte: Elaboração própria

RESULTADOS E DISCUSSÕES

CAPÍTULO

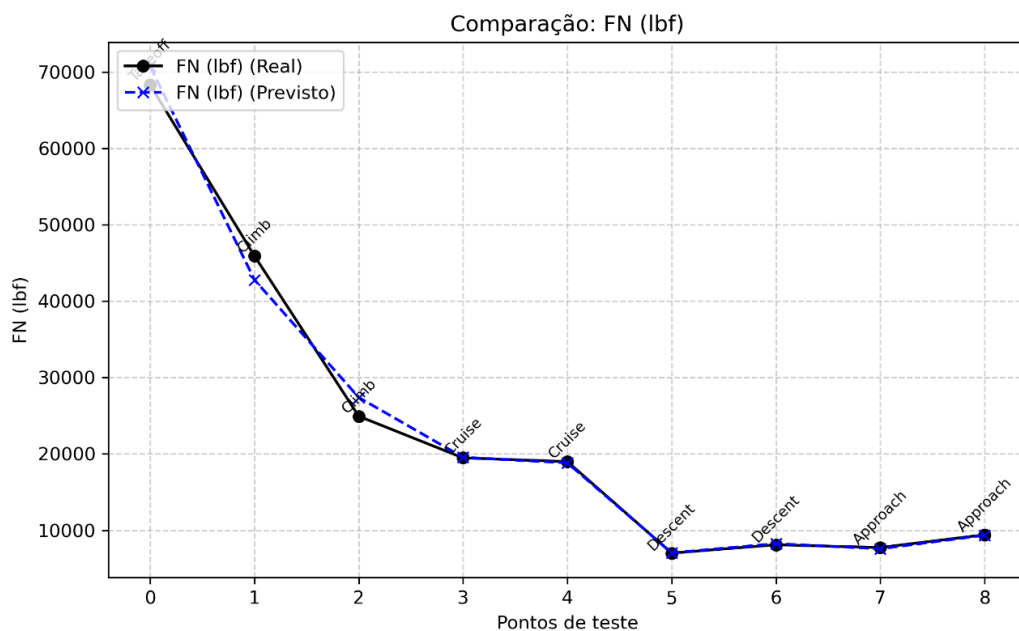
4

Os resultados e discussões a seguir apresentam a comparação entre valores obtidos diretamente das simulações nos pontos retidos, e aqueles preditos pelo modelo de inteligência artificial selecionado, destacando erros percentuais em diferentes variáveis e fases de voo. A análise busca evidenciar os comportamentos mais relevantes, bem como as limitações e potencialidades do metamodelo desenvolvido.

4.1 Acurácia do modelo de inteligência artificial selecionado

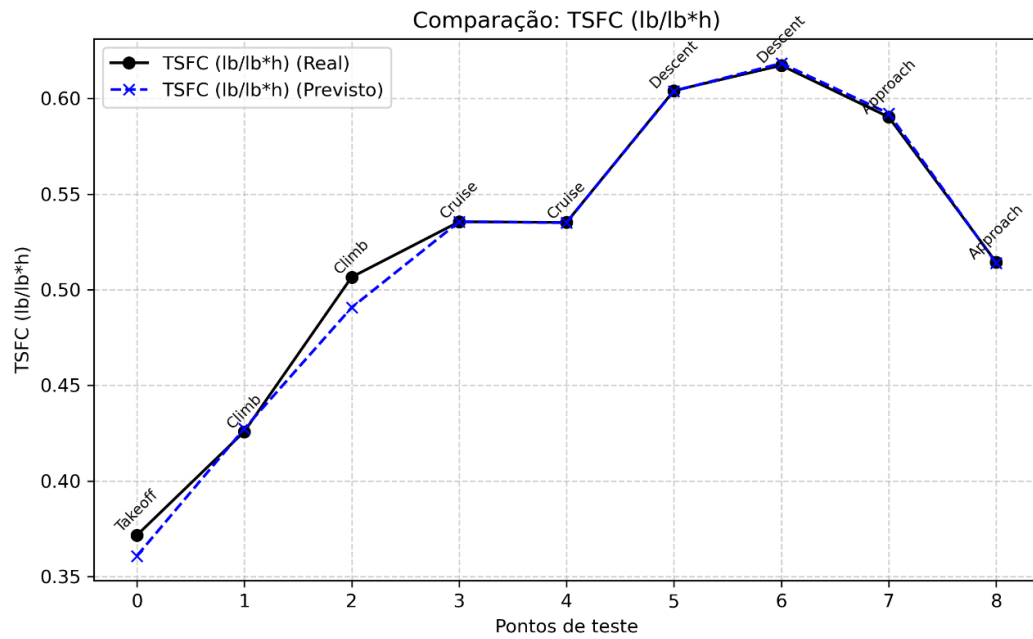
Para proporcionar uma visão geral dos erros entre os resultados exatos obtidos por simulação e aqueles previstos pelo modelo GBR, foram plotados os gráficos apresentados nas Figuras de 43 até 59. Adicionalmente, para quantificar as diferenças percentuais, foram elaboradas as tabelas 8, 9 e 10, onde cada uma foi discutida subsequentemente.

Figura 43 – Dados simulados para Empuxo (lbf) x dados previstos pelo GBR



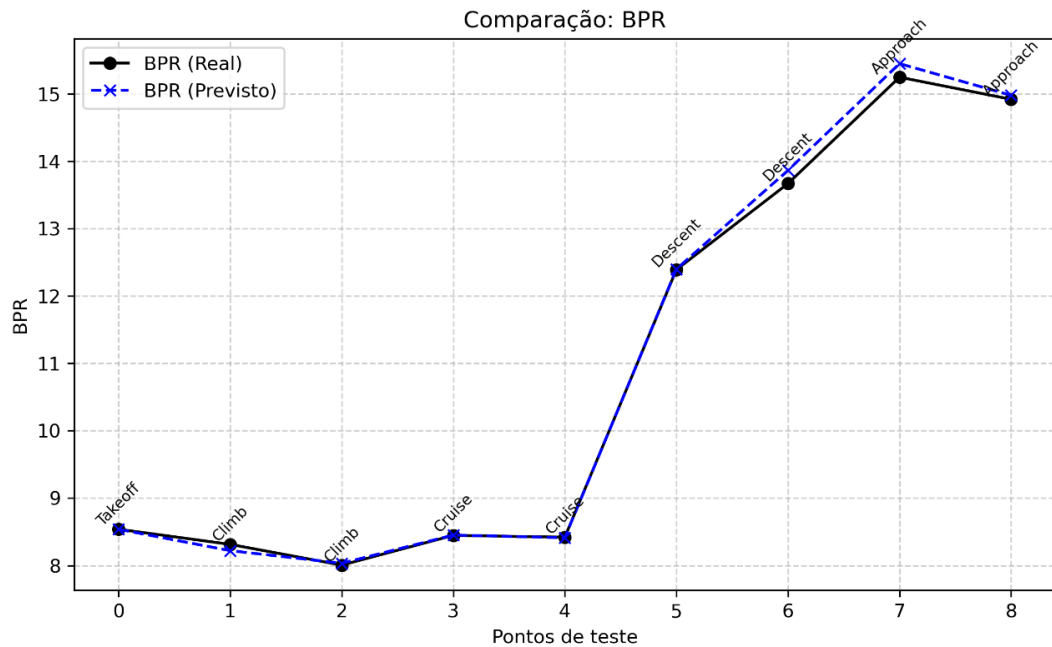
Fonte: Elaboração própria

Figura 44 – Dados simulados para TSFC (lb/lb.h) x dados previstos pelo GBR



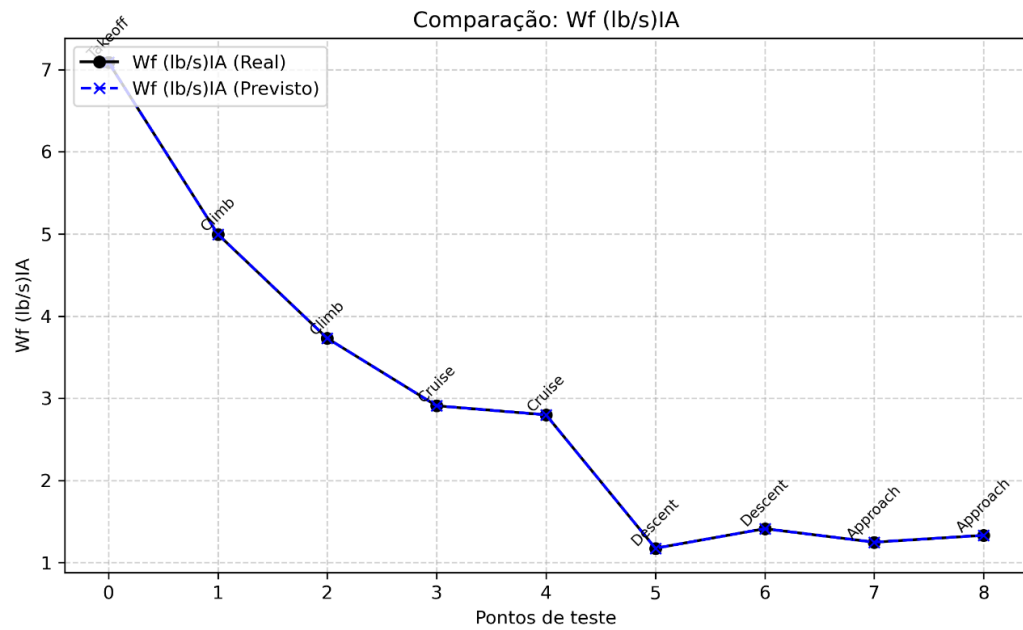
Fonte: Elaboração própria

Figura 45 – Dados simulados para BPR x dados previstos pelo GBR



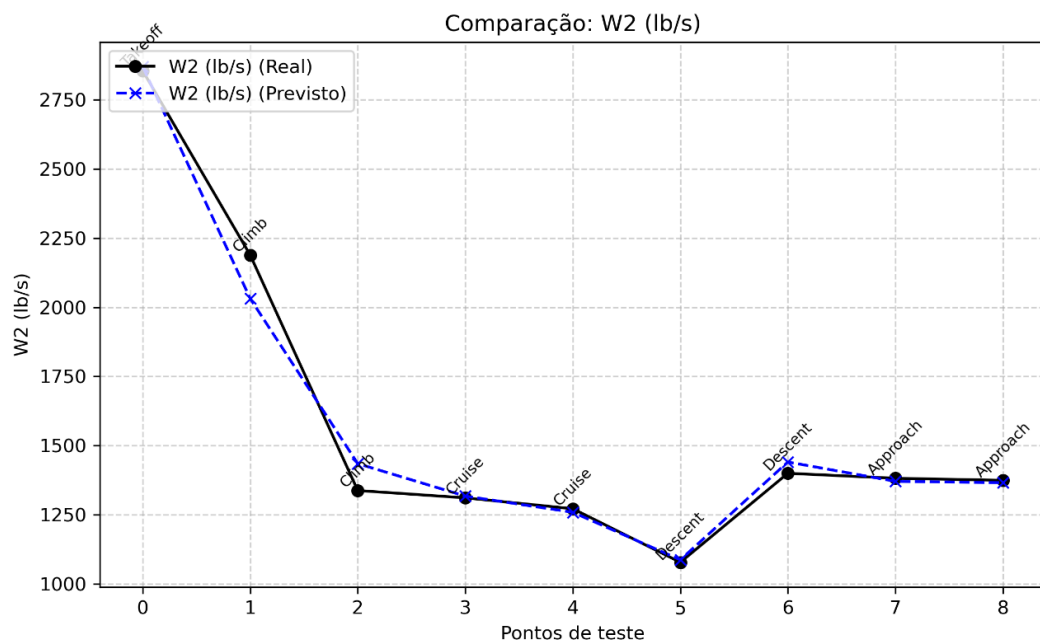
Fonte: Elaboração própria

Figura 46 – Dados simulados para vazão de combustível (lb/s) x dados previstos pelo GBR



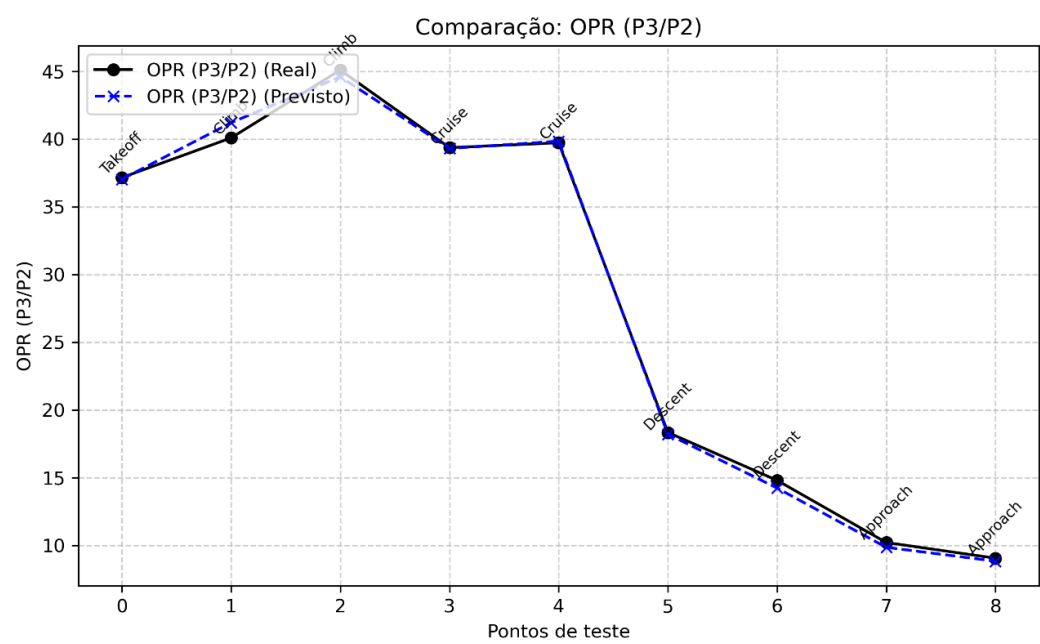
Fonte: Elaboração própria

Figura 47 – Dados simulados para vazão de ar na admissão (lb/s) x dados previstos pelo GBR



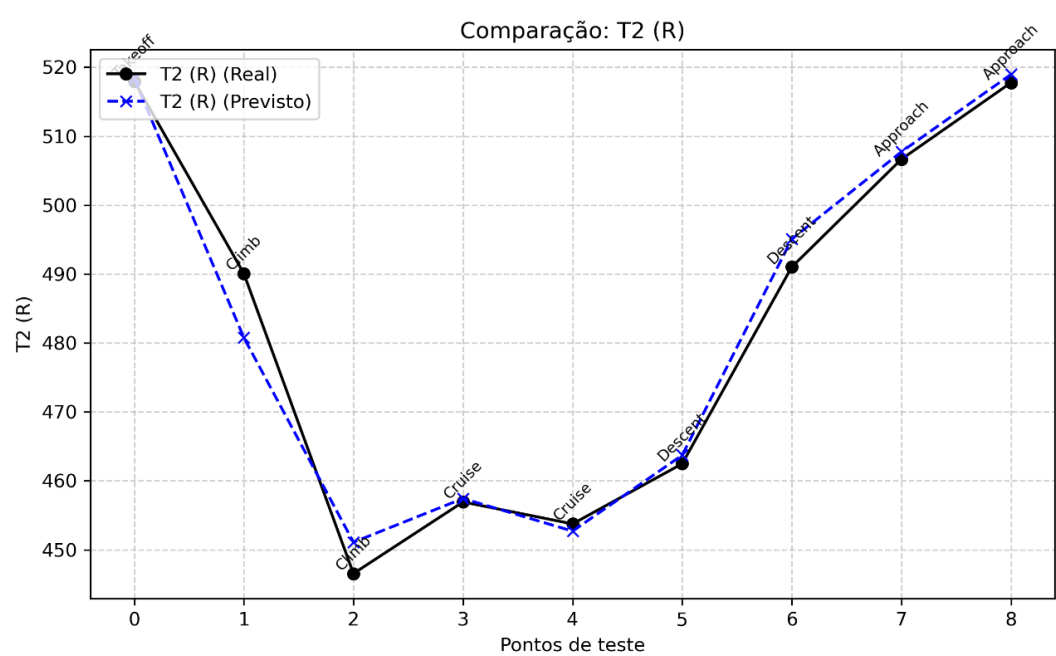
Fonte: Elaboração própria

Figura 48 – Dados simulados para OPR x dados previstos pelo GBR



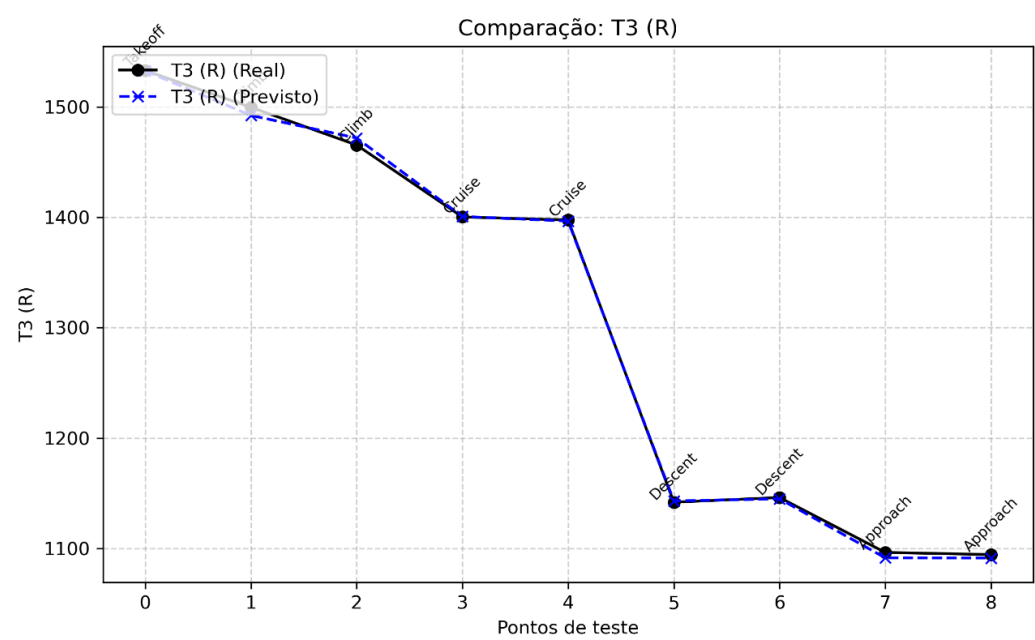
Fonte: Elaboração própria

Figura 49 – Dados simulados para temperatura do ar de admissão (R) x dados previstos pelo GBR



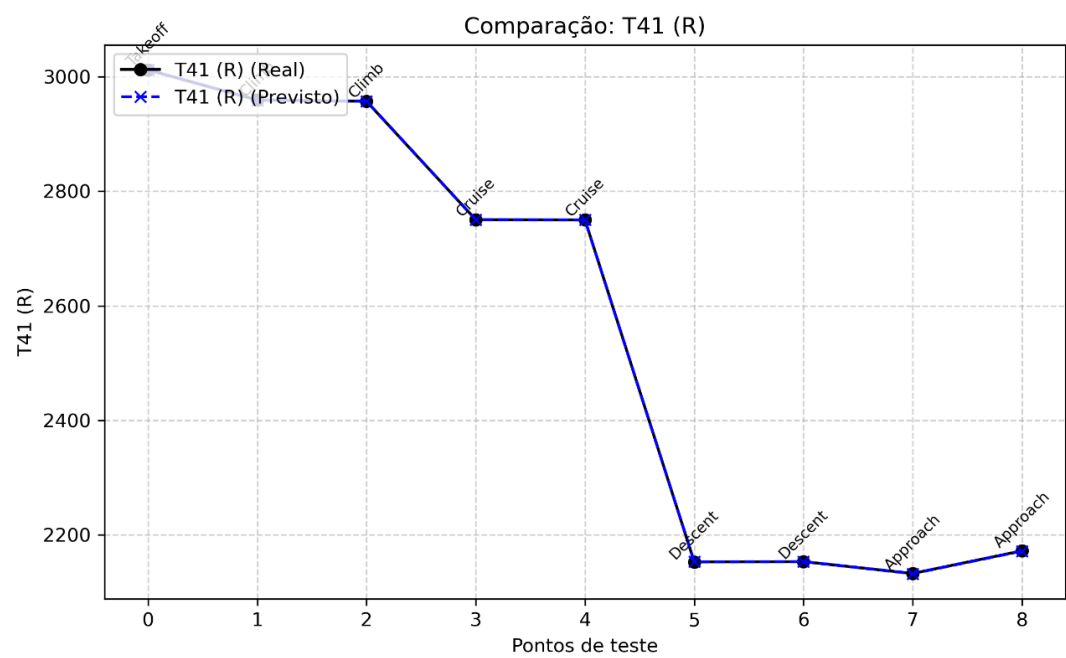
Fonte: Elaboração própria

Figura 50 – Dados simulados para temperatura na saída do HPC x dados previstos pelo GBR



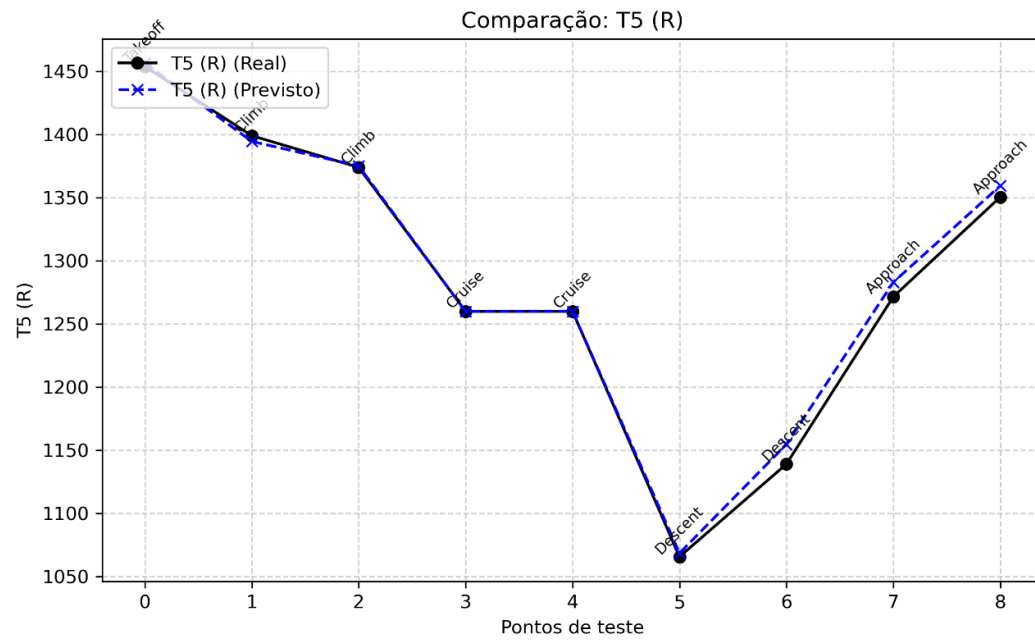
Fonte: Elaboração própria

Figura 51 – Dados simulados para TET (R) x dados previstos pelo GBR



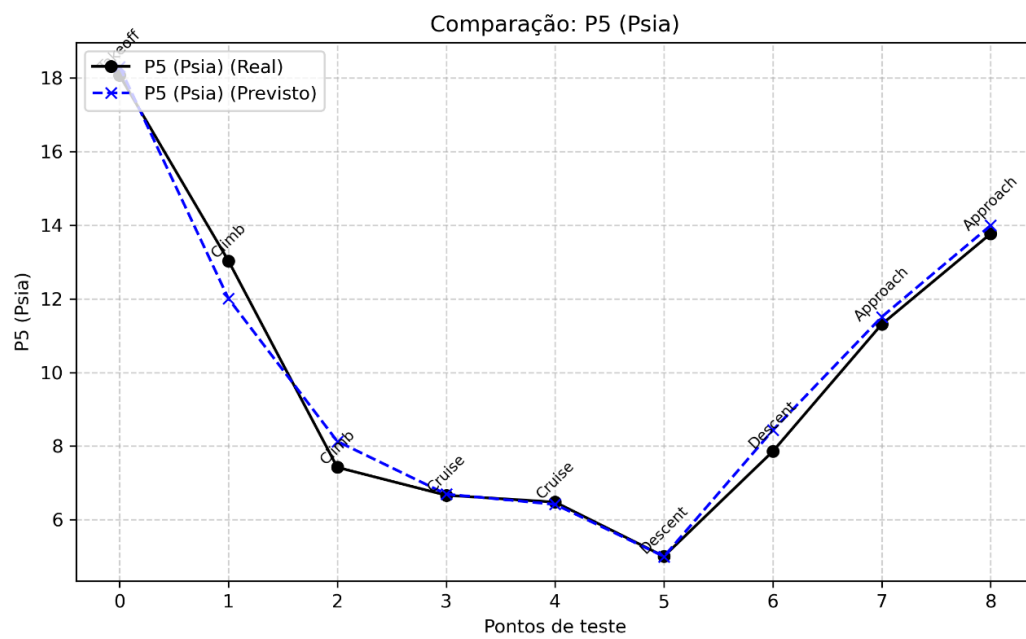
Fonte: Elaboração própria

Figura 52 – Dados simulados para temperatura na saída da LPT x dados previstos pelo GBR



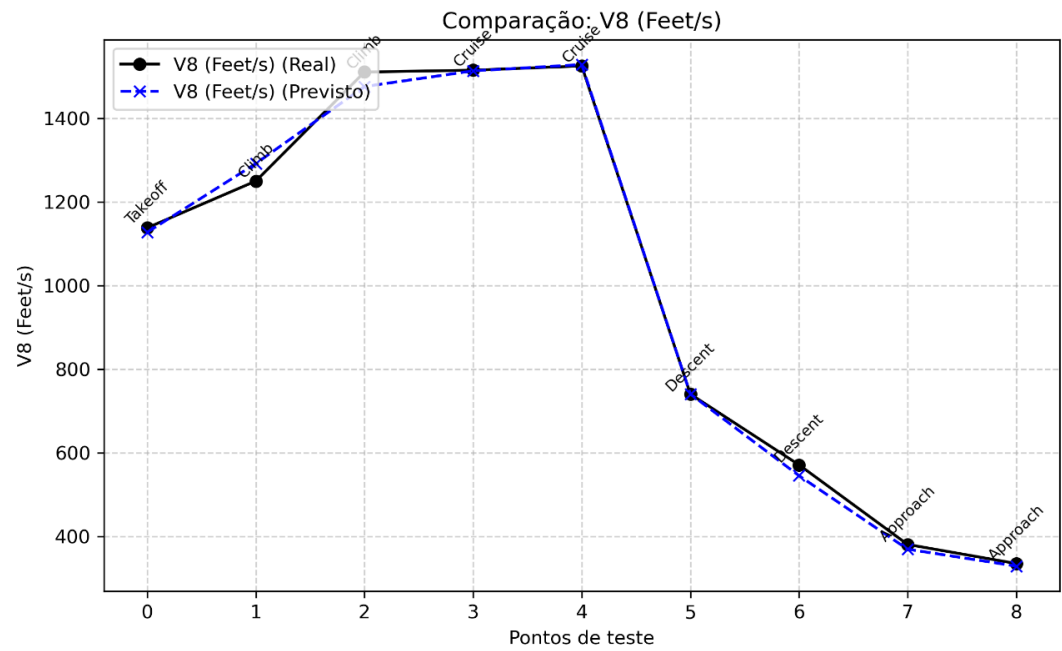
Fonte: Elaboração própria

Figura 53 – Dados simulados para pressão na saída da LPT x dados previstos pelo GBR



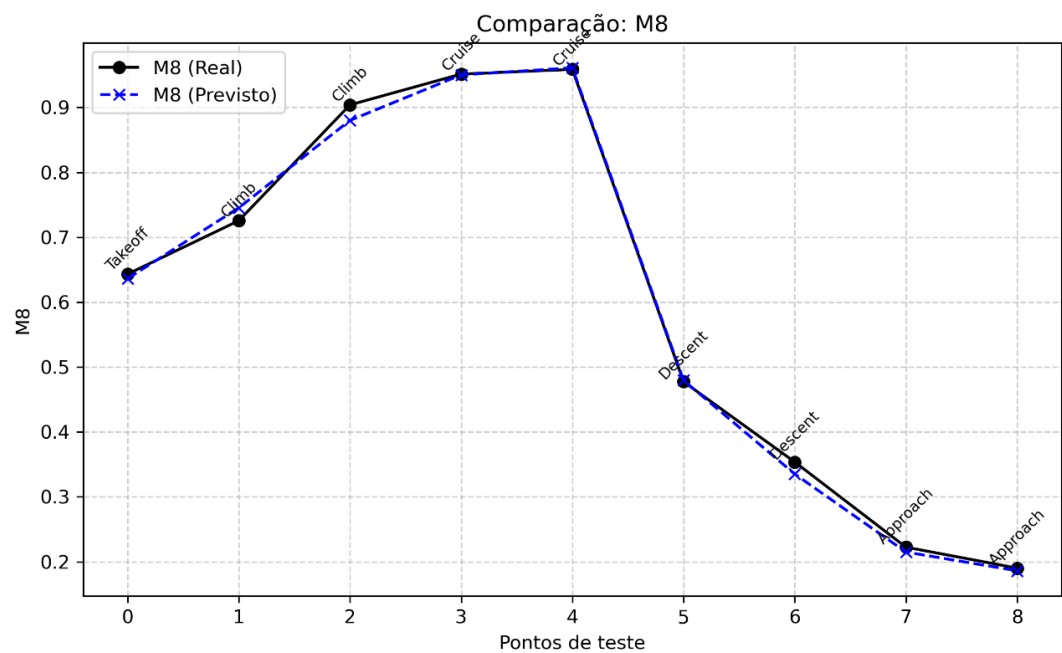
Fonte: Elaboração própria

Figura 54 – Dados simulados para velocidade na saída do bocal x dados previstos pelo GBR



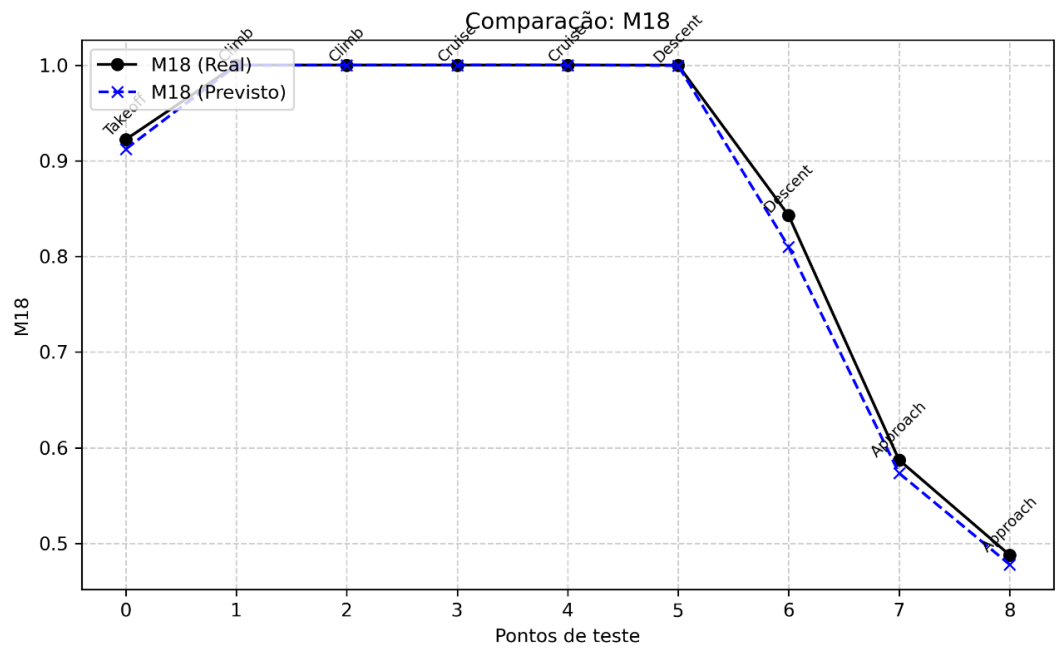
Fonte: Elaboração própria

Figura 55 – Dados simulados para Mach na saída do bocal x dados previstos pelo GBR



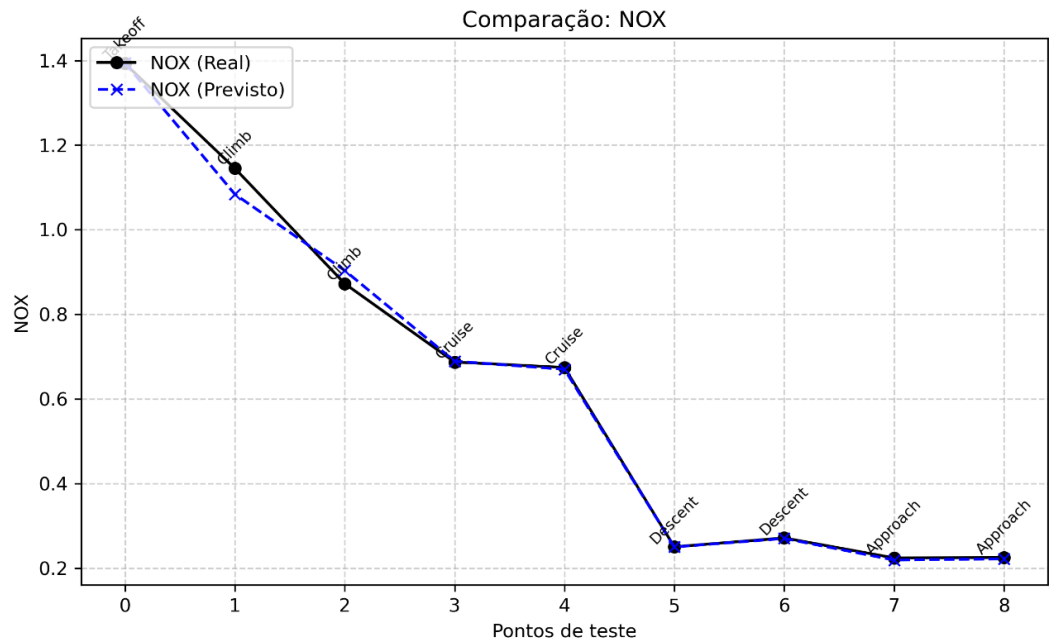
Fonte: Elaboração própria

Figura 56 – Dados simulados para Mach na saída do duto de bypass x dados previstos pelo GBR



Fonte: Elaboração própria

Figura 57 – Dados simulados para NOx x dados previstos pelo GBR



Fonte: Elaboração própria

Figura 58 – Dados simulados para eficiência propulsiva x dados previstos pelo GBR

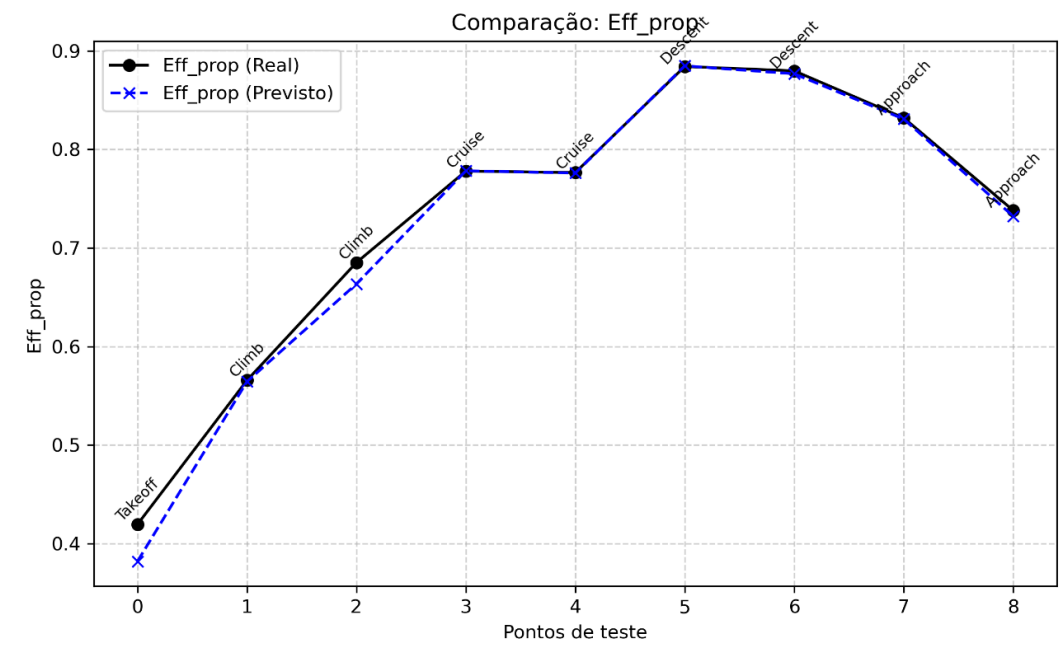


Figura 59 – Dados simulados para eficiência do core x dados previstos pelo GBR

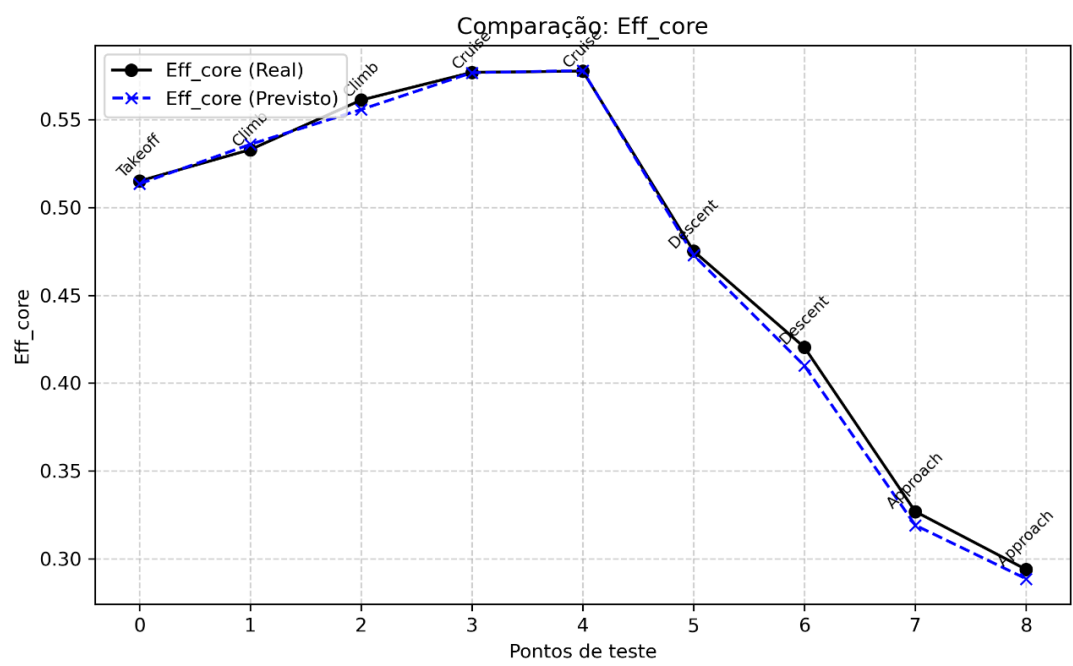


Tabela 8 – Erro percentual de estimativa do GBR para temperaturas nos pontos retidos

Fase	Altitude (ft)	Mach	Erro T2 (%)	Erro T3 (%)	Erro T5 (%)	Erro T41 (%)
<i>Takeoff</i>	2.000	0,25	0,07	0,02	0,17	0,00
<i>Climb</i>	15.000	0,41	1,90	0,49	0,32	0,02
<i>Climb</i>	30.000	0,65	1,02	0,43	0,08	0,01
<i>Cruise</i>	33.520	0,85	0,11	0,03	0,00	0,00
<i>Cruise</i>	34.300	0,85	0,23	0,07	0,00	0,00
<i>Descent</i>	30.500	0,8	0,27	0,10	0,26	0,01
<i>Descent</i>	18.500	0,65	0,82	0,10	1,37	0,01
<i>Approach</i>	8.000	0,41	0,21	0,45	0,91	0,02
<i>Approach</i>	2.500	0,28	0,23	0,28	0,66	0,02
Média (%)	-	-	0,54	0,22	0,42	0,01

Fonte: Elaboração própria

Tabela 9 – Erro percentual de estimativa do GBR para propriedades adimensionais nos pontos retidos

Fase	Altitude (ft)	Mach	Erro η_{core} (%)	Erro η_{prop} (%)	Erro BPR (%)	Erro OPR (%)	Erro NOx (%)	Erro M8 (%)	Erro M18 (%)
<i>Takeoff</i>	2.000	0,25	0,31	8,94	0,01	0,32	0,11	1,08	1,08
<i>Climb</i>	15.000	0,41	0,56	0,23	1,12	2,80	5,34	2,73	0,03
<i>Climb</i>	30.000	0,65	0,96	3,17	0,33	1,11	3,58	2,65	0,01
<i>Cruise</i>	33.520	0,85	0,03	0,04	0,06	0,14	0,29	0,12	0,00
<i>Cruise</i>	34.300	0,85	0,05	0,06	0,09	0,30	0,64	0,25	0,00
<i>Descent</i>	30.500	0,8	0,48	0,08	0,07	0,71	0,16	0,44	0,05
<i>Descent</i>	18.500	0,65	2,50	0,34	1,43	3,83	0,44	5,22	3,88
<i>Approach</i>	8.000	0,41	2,39	0,14	1,32	3,49	2,18	3,37	2,34
<i>Approach</i>	2.500	0,28	1,80	0,80	0,40	2,44	1,33	2,16	2,03
Média (%)	-	-	1,01	1,53	0,54	1,68	1,55	2,00	1,05

Fonte: Elaboração própria

Tabela 10 – Erro percentual de estimativa do GBR para diferentes parâmetros nos pontos retidos

Fase	Altitude (ft)	Mach	Erro FN (%)	Erro TSFC (%)	Erro Wf (%)	Erro W2 (%)	Erro P5 (%)	Erro V8 (%)
<i>Takeoff</i>	2.000	0,25	3,55	2,91	0,55	0,51	1,26	0,93
<i>Climb</i>	15.000	0,41	6,80	0,35	7,98	7,18	7,87	3,35
<i>Climb</i>	30.000	0,65	9,86	3,14	6,34	7,27	9,52	2,30
<i>Cruise</i>	33.520	0,85	0,39	0,00	0,40	0,48	0,44	0,11
<i>Cruise</i>	34.300	0,85	0,85	0,02	0,87	1,01	0,95	0,21
<i>Descent</i>	30.500	0,8	0,55	0,03	0,17	0,83	0,10	0,01
<i>Descent</i>	18.500	0,65	1,74	0,18	1,66	2,92	7,32	4,54
<i>Approach</i>	8.000	0,41	2,09	0,32	1,63	0,80	1,77	2,98
<i>Approach</i>	2.500	0,28	0,61	0,08	0,90	0,62	1,64	1,82
Média (%)	-	-	2,94	0,78	2,28	2,40	3,43	1,81

Fonte: Elaboração própria

As variáveis foram classificadas em dois grupos, considerando erros médios superiores a 1,55% (FN, Wf, W2, P5, V8, OPR, M8, NOx) e iguais ou inferiores a 1,55% (T2, T3, T41, TT5, M18, BPR, Eff_core, Eff_prop e TSFC). Ressalta-se que o impacto do percentual está intrinsecamente ligado à escala da grandeza: 1,55% em uma grandeza de baixa magnitude pode ser irrelevante (mas não necessariamente), enquanto 1,55% em uma grandeza de alta amplitude implica em erros absolutos significativos.

Nos parâmetros de empuxo e fluxos, como FN, Wf e W2, os erros apresentam um impacto operacional mais significativo. Para o empuxo, por exemplo, que é dado em centenas a milhares de libra-força, pequenas diferenças percentuais podem se traduzir em magnitudes absolutas substanciais. No caso de Wf, variações de apenas 0,6 a 0,9 lb/s podem representar dezenas de quilogramas de combustível em missões prolongadas. Para W2, a dispersão dos erros tende a aumentar em regimes de alta potência, o que afeta diretamente a precisão da predição dessa variável.

Para variáveis de pressão e velocidade, como P5, V8, OPR e M8, o comportamento foi distinto. Para P5, pequenas diferenças em Psi já são suficientes para comprometer a eficiência de expansão. Em V8, variações de 10 a 20 ft/s raramente são críticas por si só, mas contribuem para a incerteza em cálculos derivados. OPR, apresentou erros percentuais moderados, porém

de alta relevância, dada sua ligação direta com a eficiência do ciclo termodinâmico do motor. Para M8, que é um parâmetro utilizado em mapas de desempenho e na detecção de regimes sônicos/supersônicos, é particularmente sensível a pequenas variações, levando a IA a cometer mais erros, uma vez que M8 é uma grandeza derivada que depende da velocidade e da temperatura, e os erros acumulam-se, especialmente no núcleo.

No que tange às emissões, NOx depende exponencialmente da temperatura de combustão. Consequentemente, mesmo pequenas diferenças percentuais nos valores previstos podem ser críticas, dada a severidade das regulamentações ambientais vigentes.

Em suma, esses comportamentos refletem tanto a natureza física do *turbofan* quanto limitações do modelo: variáveis ligadas a empuxo, fluxos e pressões são fortemente dependentes de condições internas e de controle de potência não fornecidas como entrada, resultando em relações altamente não lineares, além de gerarem modelos com maior erro médio porque o ruído dificulta a generalização.

Em contraste, variáveis como as temperaturas em diferentes estações do motor (T2, T3, T41, TT5), (BPR) e eficiências (η_{core} e η_{prop}) exibiram baixos erros percentuais. Essa menor margem de erro é atribuída à relativa previsibilidade dessas grandezas em função da altitude e do número de Mach, apresentando relações quase lineares. Contudo, destaca-se que se tratando de TSFC, embora os valores absolutos possam ser pequenos, sua relevância percentual é alta. Pequenas variações no TSFC podem ter um impacto significativo na economia de combustível e na eficiência global.

Para a análise das fases de voo, cruzeiro apresentou as predições mais acuradas, em razão da boa densidade de pontos simulados com *gaps* (intervalos) pequenos de altitude e da constância de Mach. Em contrapartida, as fases de subida e descida concentraram a maior dispersão, refletindo a menor homogeneidade dos dados, as maiores variações de regime operacional e dos altos *gaps* de altitude oriundos dos dados de simulação. A compreensão dessas nuances é vital para otimização de metamodelos.

CONCLUSÕES

CAPÍTULO

5

Em síntese de estudo, acerca da acurácia de predição da inteligência artificial, os maiores desvios ocorreram em variáveis diretamente relacionadas ao empuxo, fluxos e pressões, que dependem de condições internas de controle de potência não incluídas como entradas do modelo, resultando em maior não linearidade e ruído. Em contrapartida, temperaturas de estações, razões de bypass e índices de eficiência mostraram maior estabilidade, por dependerem mais diretamente de parâmetros externos como Mach e altitude, o que resultou em desempenho superior da IA. A mitigação desses erros poderia ser por meio de inserção de novas variáveis de entrada, como indicadores de regime de potência (N1, N2 ou *Throttle Ratio*), e indubitavelmente, o aumento do banco de dados, sobretudo em fases de voo com grandes estepes de topo e vale, que foram justamente onde os erros se concentraram (subida e descida).

Para maior fidedignidade de um modelo treinado, é essencial um bom banco de dados (amplo, com pequenos *gaps* e representativo da realidade operacional), combinado a de aprendizado adequado e à interpretação criteriosa por um especialista, seja o desenvolvedor ou usuário, devidamente capacitado para implementação/interpretação de resultados em termos de impossibilidade ou inconsistência física – seja por limitação de materiais, de operação, limitação de sinergismo (componentes a montante ou jusante), limite de arquitetura, geometria (angulações, braços, condições de contorno), limites do volume de controle, ou qualquer que seja.

Considerando que tudo que é oneroso em engenharia - em termos de custo computacional e tempo de desenvolvimento - pode ser feito uma única vez, exportado em um banco de dados e aproveitado pela IA, o aprendizado de máquina mostra-se especialmente útil em contextos de simulações computacionais empregadas no lugar de ensaios destrutivos, ou em projetos ainda em fase conceitual, seja para previsões holísticas como no presente estudo ou exclusivas, poderia ser replicado para prever apenas emissões, apenas a aerodinâmica, apenas elétrica ou qualquer área de interesse, desde que compreenda eximamente as nuances do objeto em foco, possibilitando desenvolver um metamodelo de *trade-off* equilibrado: que não muito custe em robustez, mas com boa acurácia.

Em perspectiva, para um banco de dados tão simplório e a nível acadêmico, combinado a uma IA de baixa complexidade, os resultados obtidos demonstraram que a confiabilidade em aprendizado de máquina para previsão de desempenho em projetos conceituais, é no mínimo, promissora, podendo evoluir em aplicações futuras para um recurso efetivo de suporte em tomada de decisão na engenharia aeronáutica.

5.1 Perspectivas de continuidade

Para trabalhos futuros, além do aumento expressivo no número de simulações, recomenda-se a incorporação de correções fundamentadas em *Learning Assurance* (garantia de aprendizado). Em engenharia, inteligência artificial ou sistemas de controle, é essencial que o metamodelo opere de forma confiável dentro do seu ODD (*Operational Design Domain*), que define as condições, limites e contextos nos quais o sistema pode ser aplicado com segurança. Nesse sentido, o projeto poderia ser ampliado para abranger diferentes atmosferas que não seja a padrão, ou múltiplos perfis de missão. Além da correção e validação, também se sugere a inclusão de mecanismos recomendados para o desenvolvimento de metamodelos robustos, como estratégias de *fallback* (mecanismo de contingência para evitar erros críticos) e *outliers*.

No contexto de um desenvolvimento voltado à implementação industrial, o projeto poderia ser fortalecido com a inclusão de requisitos de security (cibersegurança) e garantia de auditabilidade. Além disso, deve-se observar normativas consolidadas, como o *Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems* (ARP 4754B), a fim de assegurar a aeronavegabilidade. Considerando que diversas etapas como coleta, rotulagem e validação de dados estão sujeitas a processos de certificação, é requisito também alinhar-se às propostas regulatórias, como da EASA; ou no caso do Brasil, seguir diretrizes da ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil), como as consolidadas na Instrução Normativa nº 209, de 10 de março de 2025, que estabelece estratégia e política de Inteligência Artificial. Ademais, a ABNT NBR ISO/IEC 42001:2024 - Sistema de Gestão de Inteligência Artificial, fornece requisitos e diretrizes para a criação, implementação e aprimoramento contínuo de sistemas de gestão de IA nas organizações.

REFERÊNCIAS

- ABNT NBR ISO/IEC 42001:2024. **Tecnologia da informação - Inteligência artificial - Sistema de gestão**. Rio de Janeiro: ABNT, 2024.
- AVELLÁN, R. **On the design of energy efficient aero engines: some recent innovations**. 2011. Thesis (Doctoral in Applied Mechanics) – Department of Applied Mechanics, Chalmers University of Technology, Gothenburg, 2011. ISBN 978-91-7385-564-8.
- BECHEPECHE, Anna Paula; CARRIJO, Vinicius Sebba. **Auxílio da inteligência artificial no controle e gestão do tráfego aéreo**. R. bras. Av. civil. ci. Aeron., Florianópolis, v. 4, n. 4, p. 54-73, set./dez. 2024.
- BRASIL. Agência Nacional de Aviação Civil – ANAC. **Instrução Normativa nº 209, de 10 de março de 2025 – Política de Inteligência Artificial e Estratégia de Inteligência Artificial da ANAC**. Brasília, DF: ANAC, 2025.
- CAMPELO, D. **IA na aviação - EP1**. LinkedIn, 2025. Disponível em: https://www.linkedin.com/posts/desuitacampe_lo_ia-na-avia%C3%A7%C3%A3o-ep1-activity-7364295224803680256-8fE-. Acesso em: 22 set. 2025.
- CAMPELO, D. **IA na aviação - EP2**. LinkedIn, 2025. Disponível em: https://www.linkedin.com/posts/desuitacampe_lo_ia-na-avia%C3%A7%C3%A3o-ep2-activity-7369364879016701953-VSPu. Acesso em: 22 set. 2025.
- CAMPELO, D. **Trustworthiness Analysis**. LinkedIn, 2025. Disponível em: <https://www.linkedin.com/feed/update/urn:li:activity:7371901585318129664/>. Acesso em: 22 set. 2025.
- DALMASSO, Alexandre. **Regulamentação da inteligência artificial no Brasil e no mundo**. Licks Attorneys' Compliance Blog, 17 set. 2025. Disponível em: <https://www.lickslegal.com/post/regulamentacao-da-inteligencia-artificial-no-brasil-e-no-mundo>. Acesso em: 22 set. 2025.
- GAMAL, A. **Performance analysis of GE90 turbofan engine**. Cairo: Cairo University, 2015.
- GASPAR, A. V. **Deteção de destroços de aeronaves com base em modelos de visão computacional**. Pesquisa desenvolvida no Programa de Pós-Graduação em Aplicações Operacionais (PPGAO), Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), sob orientação de ANGELO PAS-SARO, A.; coorientação de SILVA DE SÁ, J. A.; 2025. Disponível em: <https://www.fab.mil.br/noticias/mostra/43856/PESQUISA%20E%20DESENVOLVIMENTO%20-%20Pesquisa%20desenvolvida%20no%20ITA%20utiliza%20Intelig%C3%Aancia%20Artificial>. Acesso em: 25 set. 2025.
- INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION – ICAO. **Aeroplane engine emissions – Emission Index of NO_x (EINO_x)**. Montreal: ICAO, [s.d.].
- KIM, Sangjo. **A novel approach to self-adaptive digital twin performance model of turbofan engines for in-flight application**. Aerospace Science and Technology, v. 166, p. 110620, Nov. 2025.

KOFF, B. L. **Gas turbine technology evolution: a designer's perspective**. Journal of Propulsion and Power, v. 20, n. 4, p. 577–595, 2004.

LIMA, Pedro Henrique Praeiro de; ROSSI, Kleber Alexandre Mazeto. **Machine Learning na cabine de voo: desafios regulatórios e evolução da automação responsável**. EJ News – Revista Acadêmica da EJ Faculdade de Aviação Civil, Itápolis/SP, v. 1, n. 1, p. 73-85, 2025.

MATTINGLY, J. D. **Elements of gas turbine propulsion**. New York: McGraw-Hill, 2005.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Study of turbofan engines designed for low energy consumption**. NASA Lewis Research Center. Contract NAS3-19132, [s.d.].

RIBEIRO, Raphael Felipe Gama. **Projeto Conceitual de Motores Aeronáuticos**. Curso ministrado pelo Portal da Engenharia Aeronáutica, [s.l.], 2021. Material de acesso restrito.

SAE INTERNATIONAL. **ARP 4754B: Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems**. Warrendale: SAE International, 2023.

SAE INTERNATIONAL. **ARP 755D: Aircraft propulsion system performance station designation and nomenclature**. Warrendale: SAE International, 2014. Documento de acesso restrito. Cancelada e substituída por SAE AS 755.

SAE INTERNATIONAL. **Gas turbine engine station designation and nomenclature (AS755)**. Warrendale, 2014.

SAFRAN. **GE90**. 2020. Documento de acesso restrito.

SILVA, F. C. da; et al. **A machine learning approach to forecasting turbofan engine health using real flight data**. AIAA SciTech 2022 Forum, 2022. DOI: 10.2514/6.2022-0491.

SILVA, William Machado da. **Prognóstico de falhas baseado em redes neurais convolucionais: uma análise para estimar a vida útil remanescente de turbinas turbofan**. 2021. 60 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Elétrica) – Faculdade de Engenharia Elétrica, Universidade Federal do Pará, Tucuruí, 2021.

WALSH, P. P.; FLETCHER, P. **Gas turbine performance**. 2. ed. Oxford: Blackwell Science Ltd, 2004.

ZHAO, X. **Aero engine intercooling: conceptual design and experimental validation of an aero engine intercooler**. 2016. Thesis (Doctoral in Applied Mechanics) – Chalmers University of Technology, Gothenburg, 2016.

ZIMMER, Jéssica. **AI in the Air: How Aerospace Engineering Is Getting Smarter**. Engineering.com, 26 jan. 2023. Disponível em: <https://www.engineering.com/ai-in-the-air-how-aerospace-engineering-is-getting-smarter/>. Acesso em: 22 set. 2025.