UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO ESCOLA POLITÉCNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ANÁLISE EXERGÉTICA E TERMOECONÔMICA DO TURBOFAN *R.R. AE-3007* EM UM VÔO TÍPICO DE AERONAVE COMERCIAL

Cesare Tona
Paolo Raviolo

São Paulo
2007

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO ESCOLA POLITÉCNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ANÁLISE EXERGÉTICA E TERMOECONÔMICA DO TURBOFAN *R.R. AE-3007* EM UM VÔO TÍPICO DE AERONAVE COMERCIAL

Trabalho de formatura apresentado à Escola Politécnica da Universidade de São Paulo para obtenção do título de Graduação em Engenharia

Cesare Tona
Paolo Raviolo

Orientador: Prof. Dr. Silvio De Oliveira Jr.

Área de Concentração:
Engenharia Aeronáutica

São Paulo
2007

.

FICHA CATALOGRÁFICA

Tona, Cesare - Raviolo, Paolo
Análise Exergética e Termoeconômica do Motor R.R. AE-3007
em um Vôo Típico de Aeronave Comercial
Por C. Tona e P. Raviolo
São Paulo : EPUSP, 2007. 131 p.

Trabalho de formatura– Escola Politécnica da
Universidade de São Paulo. Departamento de
Engenharia Mecânica.

1. Introdução 2. Missão da aeronave 3. Modelo do motor
4. Análise exergética 5. Análise termoeconômica 6. Conclusões
I. Universidade de São Paulo. Escola Politécnica.
Departamento de Engenharia Mecânica III.t.

RESUMO

Este trabalho objetiva caracterizar o desempenho global de um típico motor turbofan e de seus equipamentos. A análise usa a grandeza termodinâmica exergia que, baseando-se no balanço energético e entrópico, permite quantificar o potencial de trabalho e as irreversibilidades do sistema. A termoeconomia, que considera a exergia como única forma racional de alocação de custos aos produtos (empuxo e extrações), permite atribuir valores relacionados aos parâmetros termodinâmicos dos efeitos úteis. O estudo determina as eficiências exergéticas ao longo da missão, os equipamentos e a fase de vôo críticos em termos de destruição de exergia, bem como os custos dos fluxos internos e de saída. Usando a análise desenvolvida neste trabalho é possível avaliar, comparar e otimizar configurações alternativas de instalações de bordo que usam fluxos exergoeconômicos gerados pelo motor.

ABSTRACT

The objective of this work is to caracterizate the global performances of a typical turbofan engine and its components. This analysis uses the thermodynamics parameter exergy, based on energy and entropy balances, to quantify system work potential and irreversibilities. Considering the exergy as the only rational way to allocate product costs (thrust and bleed power), thermoeconomy allows to assign costs associated with their thermodynamics parameters. The study calculates exergetic efficiency over the complete flight cycle, shows critical components and flight phase in terms of work potential destruction, and estimates internal and exhaust flows costs. By using the presented analysis is possible to evaluate, compare and optimize non-conventional aircraft system configurations that uses engine generated exergoeconomics flows.

Conteúdo

LISTA DE TABELAS **6**

LISTA DE FIGURAS **8**

LISTA DE SÍMBOLOS **9**

1 Introdução **14**

2 Missão da aeronave **21**
2.1 O perfil de missão 21
2.2 As fases de vôo 21

3 Modelo do motor **26**
3.1 O Motor Rolls Royce AE-3007 26
3.2 Modelagem computacional do motor 28
3.2.1 O software de modelagem e cálculo do motor: GSP . . 28
3.2.2 O modelo do motor com GSP 30
3.2.3 Modelagem das condições fora de projeto (off-design) . 35
3.2.4 Resultados das simulações 36
3.3 Modelagem matemática do motor 39
3.3.1 Considerações iniciais 39
3.3.2 Modelo 40
3.3.3 Resultados 50
3.4 Comparação entre os modelos 50

4 Análise Exergética **53**
4.1 Introdução à Análise Exergética 53
4.2 Considerações Gerais para a Modelagem Exergética do Motor 58
4.2.1 Hipóteses 59
4.3 Modelo e balanço global do Motor 60
4.3.1 Referência no Motor 61
4.3.2 Referência no Solo 64
4.3.3 A escolha do estado de referência 65
4.3.4 Resultados 66
4.4 Modelo e Balanço Local do Motor 70
4.4.1 Resultados 72
4.5 Resultados gerais das análises exergéticas 77

5 Análise Termoeconômica **80**
5.1 Introdução à Análise Termoeconômica 80
5.1.1 Utilização da exergia na fase de projeto 81
5.1.2 Utilização dos custos exergéticos nas análises de sistemas térmicos 83
5.2 A análise de sistemas térmicos 84
5.2.1 Balanço geral dos custos 84
5.2.2 Critérios de partição de custos 85
5.3 Análise Termoeconômica global do Motor 88
5.3.1 Método de análise 89
5.3.2 Cálculo do custo termoeconômico unitário do combustível 90
5.3.3 Hipóteses para o cálculo do custo do sistema 91
5.3.4 Uso dos critérios econômicos 93
5.3.5 Resultados 93
5.4 Análise termoeconômica local do motor 95
5.4.1 Resultados 96

6 Conclusões **98**
6.1 Considerações gerais 98
6.2 Comentários sobre as análises conduzidas 98
6.3 Propósitos e estudos futuros 99

A As Leis da Termodinâmica **101**

B A modelagem no detalhe do ponto de projeto **105**

C A Exergia **112**

D Os Resultados da Análise Exergética Global **116**

E Os Resultados da Análise Exergética Local **122**

Lista de referências **129**

Lista de Tabelas

2.1 Fases de vôo de um perfil de missão convencional 22
2.2 Fases de vôo do perfil de missão considerado 23
2.3 Detalhes das fases de vôo com *Anti-ice OFF* 24
2.4 Detalhes das fases de vôo com *Anti-ice ON* 24
2.5 Detalhes das extrações em cada fase de vôo com Anti-gelo OFF ("Anti-ice OFF") 25
2.6 Detalhes das extrações em cada fase de vôo com Anti-gelo ("Anti-ice ON") 25

3.1 Características do motor AE-3007 27
3.2 Detalhes do ponto de projeto ("design point") do AE-3007 . . 36
3.3 Resultados das simulações computacionais das fases de vôo com anti-gelo OFF ("anti-ice OFF") 38
3.4 Resultados das simulações computacionais das fases de vôo com anti-gelo ON ("anti-ice ON") 38
3.5 Dados de referência e obtidos pelo software das variáveis principais do motor na fase n°1-ON, "Take-off Anti-ice on- Erros percentuais 40
3.6 Dados do motor usados no modelo matemático 42
3.7 Resultados do modelo matemático 50
3.8 Comparação entre os modelos do motor: erros percentuais . . 51

4.1 Resultados entrópicos da análise com o referencial no motor . 64
4.2 Resultados entrópicos da análise com o referencial no solo . . . 64
4.3 Eficiência exergética em cada fase de vôo 70
4.4 Classificação dos equipamentos mais irreversíveis em toda a missão do motor 73
4.5 Percentagem de exergia total introduzida no motor 77
4.6 Fluxos exergéticos totais e eficiência exergética em fase de cruzeiro, referência no Motor 77

5.1 Parâmetros utilizados no estudo termodinâmico do motor AE-3007 91
5.2 Resultados da análise termoeconômica global 94
5.3 Custo dos equipamentos usados na análise termoeconômica local 96
5.4 Resultados da análise termoeconômica local 97
5.5 Comparação relativa entre os custos dos efeitos úteis obtidos no balanço global e local (tabelas 5.2 e 5.4) 97

Lista de Figuras

1.1 Esquema dos fluxos exergéticos dos sistemas da aeronave usada na pesquisa da EPUSP[14]. 18
1.2 Exemplo de diagrama de Grassman de uma configuração convencional [14]. 19
1.3 Exemplo de diagrama de Grassman de uma configuração "more electric"[14]. 19

2.1 Perfil de missão padrão 22
2.2 Perfil de missão usado para esta análise 23

3.1 O motor AE-3007. 27
3.2 Seção do AE-3007. 28
3.3 "Gas path standard component library"e "Standard control component library"do software GSP. 29
3.4 Esquema da fases conceituais da modelagem do motor. 31
3.5 Modelo inicial do motor sem os sistemas de controle. 32
3.6 Modelo completo com sistemas de controle e extrações. 33
3.7 Interface "ambient/flight conditions". 35
3.8 Diagrama temperatura total-entropia específica do motor até o mixer. 37
3.9 Diagrama entalpia específica-entropia específica do motor até o mixer. 39
3.10 Modelo simplificado do motor. 41
3.11 Modelo simplificado do Coletor usado na modelagem matemática do motor. 43
3.12 Modelo simplificado do FAN usado na modelagem matemática do motor. 43
3.13 Modelo simplificado do compressor usado na modelagem matemática do motor. 44
3.14 Modelo simplificado do Combustor usado na modelagem matemática do motor. 44
3.15 Modelo simplificado da turbina de alta pressão usado na modelagem matemática do motor. 46
3.16 Modelo simplificado da turbina de baixa pressão usado na modelagem matemática do motor. 47
3.17 Modelo simplificado do mixer usado na modelagem matemática do motor. 48

3.18 Modelo simplificado do bocal usado na modelagem matemática do motor. 49
3.19 Pressão total nas várias estações do motor obtida pelo software e pelo modelo matemático na fase de cruzeiro 52
3.20 Temperatura total nas várias estações do motor obtida pelo software e pelo modelo matemático na fase de cruzeiro 52

4.1 Esquema dos fluxos exergéticos do balanço global do motor com referência no motor. 62
4.2 Termos da exerga de saída do motor. 63
4.3 Esquema dos fluxos exergéticos do balanço global do motor com referência no solo. 65
4.4 Repartições Exergéticas nas fases de vôo 4-OFF - Cruzeiro ("Cruise"). 67
4.5 Repartições Exergéticas nas fases de vôo com anti-gelo OFF ("anti-ice OFF"). 68
4.6 Repartições Exergéticas nas fases de vôo com anti-gelo ON ("anti-ice ON"). 69
4.7 Exergia total destruída nas várias fases de vôo. 71
4.8 Balanço exergético local para o fan. 72
4.9 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 4-OFF - Cruzeiro ("Cruise"). 73
4.10 Exergias relativas destruídas e perdidas nas várias fases de vôo com anti-gelo OFF ("anti-ice OFF"). 74
4.11 Diagrama Exergia específica-Entalpia específica do ciclo primário do propulsor na fase de Cruzeiro. 78
4.12 Diagrama de Grassman da fase de Cruzeiro. 79

5.1 Sistema térmico simplificado que mostra o uso da exergia na fase de projeto[21] 81
5.2 Curvas do custo para um trocador de calor[21] 82
5.3 Volume de controle genérico para aplicação do balanço de custos. 84
5.4 Sistema de cogeração simplificado 86

B.1 Definição do ponto de projeto do coletor dinâmico 106
B.2 Definição do ponto de projeto do fan 106
B.3 Definição do ponto de projeto do compressor 107
B.4 Definição do ponto de projeto da câmara de combustão 107
B.5 Definição do ponto de projeto da câmara de combustão 108
B.6 Opções de divisão da potência entre as várias turbinas 109
B.7 Visualização do mapa do ¨core side¨ do fan (*smallfanc.map*) . 110
B.8 Visualização do mapa do compressor (*smallhpc.map*) 111
B.9 Visualização do mapa da turbina de alta pressão (*smalllpt.map*)111

C.1 Volume de controle indeformável com uma entrada e uma saída113
C.2 Componentes da exergia 115

D.1 Repartições Exergéticas na fase de vôo 1-off - Take-off 116
D.2 Repartições Exergéticas na fase de vôo 2-off - Climb 117

D.3 Repartições Exergéticas na fase de vôo 3-off - Climb 117
D.4 Repartições Exergéticas na fase de vôo 4-off - Cruise 118
D.5 Repartições Exergéticas na fase de vôo 7-off - Holding 118
D.6 Repartições Exergéticas na fase de vôo 8-off - Landing 119
D.7 Repartições Exergéticas na fase de vôo 1-on - Take-off 119
D.8 Repartições Exergéticas na fase de vôo 2-on - Climb 120
D.9 Repartições Exergéticas na fase de vôo 4-on - Holding 120
D.10 Repartições Exergéticas na fase de vôo 5-on - Landing 121

E.1 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 1-off - Take-off 122
E.2 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 2-off - Climb 123
E.3 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 3-off - Climb 123
E.4 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 4-off - Cruise 124
E.5 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 5-off - Descent 124
E.6 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 6-off - Descent 125
E.7 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 7-off - Holding 125
E.8 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 8-off - Landing 126
E.9 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 1-on - Take-off 126
E.10 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 2-on - Climb 127
E.11 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 3-on - Descent 127
E.12 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 4-on - Holding 128
E.13 Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 5-on - Landing 128

Lista de Símbolos

$\mathbf{a}$ = Velocidade do som [m/s]

$\mathbf{b}$ = Exergia específica [kJ/kg]

$\mathbf{B}$ = Exergia [kJ]

BPR = Bypass ratio

$\dot{\mathbf{B}}$ = Taxa/Fluxo de exergia [kW]

$\dot{\mathbf{B}}_{\mathbf{comp\,bleed}}$ = Taxa/Fluxo de exergia extraída do compressor [kW]

$\dot{\mathbf{B}}_{\mathbf{fan\,bleed}}$ = Taxa/Fluxo de exergia extraída do fan [kW]

$\dot{\mathbf{B}}_{\mathbf{fuel}}$ = Taxa/Fluxo de exergia do combustível [kW]

$\dot{\mathbf{B}}_{\mathbf{T}}$ = Taxa/Fluxo de exergia do empuxo [kW]

$\mathbf{c}_{\mathbf{comp\,bleed}}$ = Custo termoeconômico unitário da extração do compressor (por unidade de exergia) [US$/kJ]

$\mathbf{c}_{\mathbf{E}}$ = Custo termoeconômico unitário da eletricidade [US$/kJ]

$\mathbf{c}_{\mathbf{f0}}$ = Custo termoeconômico unitário do combustível no início do período de funcionamento [US$/kJ]

$\mathbf{c}_{\mathbf{fan\,bleed}}$ = Custo termoeconômico unitário da extração do fan [US$/kJ]

$\mathbf{c}_{\mathbf{fuel}}$ = Custo termoeconômico unitário do combustível [US$/kJ]

$\mathbf{c}_{\mathbf{hp}}$ = Custo termoeconômico unitário da potência extraída para o funcionamento da bomba hidráulica [US$/kJ]

$\mathbf{c}_{\mathbf{p}}$ = calor específico a pressão constante [kJ/kg K]

$\bar{\mathbf{c}}_{\mathbf{p}}$ = calor específico médio a pressão constante [kJ/kg K]

CRF = Fator de retorno do capital

$\mathbf{c}_{\mathbf{T}}$ = Custo termoeconômico unitário do empuxo [US$/kJ]

CV = Coeficiente de velocidade

$\dot{\mathbf{C}}_{\mathbf{air,1}}$ = Fluxo de custos da vazão de ar de entrada [US$/s]

$\dot{\mathbf{C}}_{\mathbf{comp\,bleed}}$ = Fluxo de custos da vazão extraída do compressor [US$/s]

$\dot{\mathbf{C}}_{\mathbf{E}}$ = Fluxo de custos da eletricidade [US$/s]

$\dot{\mathbf{C}}_{\mathbf{fan\,bleed}}$ = Fluxo de custos da vazão extraída do fan [US$/s]

$\dot{\mathbf{C}}_{\mathbf{fuel}}$ = Fluxo de custos do combustível [US$/s]

$\dot{\mathbf{C}}_{\mathbf{HP}}$ = Fluxo de custos da potência extraída para o funcionamento da bomba hidráulica [US$/s]

$\dot{\mathbf{C}}_{\mathbf{T}}$ = Fluxo de custo do empuxo [US$/s]

e = Energia específica [kJ/kg]

EES = Engineering Equation Solver

FracH = Fração de entalpia extraída

$\mathbf{f_u}$ = Fator de utilização anual

g = Aceleração de gravidade $[m/s^2]$

GSP = Gas turbine Simulation Program

h = Altitude [m] , Entalpia específica [kJ/kg]

$\mathbf{H_f}$ = Poder Calorífico Inferior [kJ/kg]

I = Empuxo específico (impulso) [s]

$\mathbf{i_e}$ = Taxa efetiva de retorno

ISA = International Standard Atmosphere

ITT = Temperatura de entrada na turbina de baixa pressão [K]

JET A-1 = kerosene aeronáutico ($C_{12}H_{23}$)

K = Quociente entre $1 + r_m$ e $1 + i_e$

$\mathbf{K_f}$ = Quociente entre $1 + r_{mf}$ e $1 + i_e$

M = Número de Mach

MATLAB = Matrix laboratory

$\dot{\mathbf{m}}_{\mathbf{1}}$ = Vazão de ar de entrada [kg/s]

$\dot{\mathbf{m}}_{\mathbf{1.6}}$ = Vazão do duto secundário [kg/s]

$\dot{\mathbf{m}}_{\mathbf{6}}$ = Vazão do fluxo principal de entrada do "mixer"[kg/s]

$\dot{\mathbf{m}}_{\mathbf{bleed}}$ = Vazão de ar extraída no compressor [kg/s]

$\dot{\mathbf{m}}_{\mathbf{design}}$ = Vazão de ar na entrada em condições de projeto [kg/s]

$\dot{\mathbf{m}}_{\mathbf{fan}}$ = Vazão de ar extraída no fan [kg/s]

$\dot{\mathbf{m}}_{\mathbf{fuel}}$ = Vazão de combustível [kg/s]

$\mathbf{n}$ = Vida econômica do motor [anos]

$\mathbf{N}_{\mathbf{comp}}$ = Rotação do eixo de alta velocidade [rpm]

$\mathbf{N}_{\mathbf{fan}}$ = Rotação do eixo de baixa velocidade [rpm]

$\mathbf{p}$ = Pressão [bar]

$\mathbf{P}$ = Potência [kW]

$\mathbf{p}_{\mathbf{tot,bleed\,9th}}$ = Pressão total da extração no 9° estádio do compressor [bar]

$\mathbf{p}_{\mathbf{tot,bleed\,14th}}$ = Pressão total da extração no 14° estádio do compressor [bar]

$\mathbf{p}_{\mathbf{tot,fan}}$ = Pressão total da extração no fan [bar]

$\mathbf{R}$ = Constante dos gases [kJ/kg K]

$\mathbf{r}_{\mathbf{i}}$ = Taxa de inflação

$\mathbf{r}_{\mathbf{m}}$ = Fator de acréscimo nominal (ou aparente) do custo de equipamentos

$\mathbf{r}_{\mathbf{mf}}$ = Fator de acréscimo nominal do custo de combustível

$\mathbf{r}_{\mathbf{r}}$ = Fator de acréscimo real dos custos

$\mathbf{S}$ = Seção $[m^2]$

$\mathbf{s}$ = Entropia específica [kJ/kg K]

$\dot{\mathbf{S}}$ = Taxa de entropia gerada [kW/K]

$\mathbf{T}$ = Empuxo [kN]

$\mathbf{TSFC}$ = Consumo específico de combustível [kg/Nh]

$\mathbf{T_{tot,bleed\,9th}}$ = Temperatura total da extração no 9° estádio do compressor [K]

$\mathbf{T_{tot,bleed\,14th}}$ = Temperatura total da extração no 14° estádio do compressor [K]

$\mathbf{T_{tot,fan}}$ = Temperatura da extração no fan [K]

$\mathbf{v}$ = Volume específico $[m^3/kg]$

$\mathbf{V_{TAS}}$ = Velocidade do avião (True Air Speed) [m/s]

$\mathbf{\dot{W}_{el}}$ = Potência elétrica extraída [kW]

$\mathbf{\dot{W}_{hp}}$ = Potência extraída para o funcionamento da bomba hidráulica [kW]

$\mathbf{x}$ = fração molar

$\mathbf{Z^{CI}}$ = Custo do capital investido [US$]

$\mathbf{Z_{EQ}}$ = Custo de aquisição, operação e manutenção dos equipamentos [US$]

$\mathbf{Z^{OM}}$ = Custo de operação e manutenção [US$]

$\mathbf{\dot{Z}_{EQ}}$ = Fluxo de custos de aquisição, operação e manutenção dos equipamentos [US$/s]

$\mathbf{\dot{Z}_{M}}$ = Fluxo de custos de aquisição, operação e manutenção do propulsor [US$/s]

α = CRF dividido pelo tempo de utilização anual do sistema $[s^{-1}]$

β = Relação de compressão

γ = Relação dos calores específicos

ϵ = Relação de perda de pressão

η = Eficiência

$\eta_{\mathbf{is}}$ = Eficiência isentrópica

ρ = Densidade do gás $[kg/m^3]$

ϕ = Coeficiente exergético do combustível

$\mathbf{\Delta t}$ =Tempo de operação anual do sistema [s]

Capítulo 1

Introdução

Apresentação No universo, todos os sistemas naturais ou artificiais envolvem e são envolvidos por várias formas de energia, e são sede de transformações e trocas térmicas, por isto o estudo energético, através de uma modelagem do fenômeno de interesse, é particularmente útil e em muitos casos fundamental. Este tipo de abordagem é usado seja para o estudo diferencial quanto para o integral de fenômenos, sendo este último largamente usado, por permitir, através de simples relações globais, a determinação das trocas energéticas envolvidas no sistema analisado. A modelagem energética adquiriu uma importância sempre maior com o passar dos anos. É usada em estudos de otimização, de redução das perdas e em análises termoeconômicas.
Os sistemas estudados usando modelos energéticos são:

- sistemas ambientais;
- máquinas;
- estruturas;
- componentes;
- construções;
- fluidos.

O estudo individual destes sistemas considerados simples pode ser usado para análise de interações entre eles, de sistemas compostos e complexos, como por exemplo instalações, meios de transporte e edifícios.
As aeronaves são sistemas extremamente complexos formados por numerosos componentes como máquinas e estruturas que interagem entre si e com um sistema ambiental muito variável. Desde o nascimento da indústria aeronáutica, intensas pesquisas são conduzidas para melhorar o desempenho e a eficiência dos veículos e para diminuir o impacto ambiental. Estas pesquisas proporcionaram o desenvolvimento de novas tecnologias e configurações, sendo a "more electric"[1] das aeronaves, uma inovação e um tema

[1]O termo "more electric"é usado para identificar as configurações ou os componentes de sistemas construídos usando mais (ou totalmente) a tecnologia elétrica

de estudo bastante promissor, que pretende melhorar a eficiência energética dos sistemas dos aviões (com exceção dos sistemas de propulsão) usando sistemas elétricos ao invés de mecânicos[1]. Sabe-se que substituindo com equipamentos elétricos as instalações mecânicas, hidráulicas e pneumáticas, se alcançam benefícios em termos de segurança, se reduzem o peso do veículo e o consumo de combustível, e conseqüentemente o custo de exercício e da aeronave[1]. Dentre as pesquisas que atualmente estão sendo conduzidas existe um estudo da Escola Politécnica da USP que está desenvolvendo um modelo alternativo "more electric"de um avião comercial de médio porte. Seu propósito é verificar as vantagens e desvantagens desta nova configuração que implementa um sistema de condicionamento da cabine e anti-gelo "more electric". O presente estudo faz parte desta pesquisa e tem foco no desenvolvimento de um modelo computacional e exergético do propulsor do veículo, para quantificar os diferentes consumos de combustível e fluxos termoeconômicos que se encontram nas varias fases de vôo do perfil de missão considerado.
Introduz-se, antes do desenvolvimento do projeto, os conceitos fundamentais a ser usados e os estudos neste âmbito.

Exergia *A exergia é uma grandeza termodinâmica que descreve o máximo trabalho que pode ser obtido a partir de uma substância com uma composição química, temperatura e pressão fixadas, até um estado de equilíbrio químico, térmico e mecânico com o ambiente.*

A capacidade máxima de um sistema de realizar trabalho é função da própria energia interna e das condições ambientais (pressão, temperatura e composição química). O conceito de energia não é suficiente para identificar e quantificar corretamente os termos de ineficiências de um sistema. Normalmente a ineficiência é devida a um processo irreversível em que se gera entropia, como por exemplo a perda de pressão em um duto isolado onde a energia é conservada e a entropia aumentada. Por esta razão o uso do balanço de entropia como informação complementar ao balanço de energia é fundamental para poder entender corretamente as ineficiências dos processos de conversão de energia e conseqüentemente dos processos de formação dos custos e de emissão de substâncias poluentes no meio ambiente[2]. Surge assim a exigência de usar o conceito de exergia, pois em um sistema onde se conserva a energia, (segundo a Primeira Lei da Termodinâmica, como mostrado no apêndice A) a respectiva exergia diminui.
Nos sistemas reais, irreversíveis, tem-se geração de entropia ao longo dos processos que diminuem a energia disponível pelo sistema.
A exergia diferentemente da energia não é uma propriedade mas é uma grandeza termodinâmica, porque depende do sistema e das condições ambientais. A energia então, não é um bom indicador da quantidade máxima do trabalho disponível pelo sistema, porque é independente das condições do ambiente. No estudo e na otimização dos sistemas, baseada na quantificação das ineficiências que acontecem nos vários componentes que os formam, é necessário usar um balanço de entropia como informação complementar ao balanço de energia[2]

Termoeconômia Todos os sistemas técnicos funcionam em um contexto econômico, portanto os procedimentos de melhora dos seus funcionamentos têm que ser realizados em um cenário onde a economia é fundamental.
Este tipo de análise pode ser usada especialmente para os sistemas térmicos. Considerando a importância dos setores energéticos e de propulsão na moderna sociedade industrial, o estudo e a análise destes sistemas não pode se limitar a considerações exclusivamente técnicas. Como a finalidade de um sistema energético e de propulsão é converter energia, o objetivo de um procedimento de otimização e de melhoria do desempenho de um sistema é melhorar a eficiência da conversão da energia, que se traduz na diminuição dos consumos e, conseqüentemente, na diminuição dos custos. A termoecônomia é a ciência que liga as quantidades térmicas, os processos de transformação e os componentes de um sistema aos respectivos custos. Através desta análise estuda-se todo o processo de formação de custos de produtos com uma base de valoração que é a exergia associada aos produtos e a exergia destruída ao longo da cadeia de produção [2].
A análise termoeconômica é fundamental para identificar quais são os componentes da cadeia de produção que dissipam a maior quantidade de exergia, e para quantificá-la. Através deste procedimento é possível determinar onde e de qual forma é mais necessário, útil e proveitoso realizar uma otimização, baseando-se diretamente nos custos.
Pela análise e otimização de um sistema, a termoconomia usa dois conjuntos de equações aos balanços de massa e exergia: os balanços de custo para cada equipamento/processo e os critérios de partição de custos para os equipamentos/processos em que há mais de um produto[2].

Revisão bibliográfica O conceito de exergia, seu balanço e sua aplicação como base para o desenvolvimento de uma análise termoeconômica, são aplicações introduzidas só recentemente no setor aeronáutico.
As principais pesquisas que podem se encontrar na literatura são do autor Bryce Alexander Roth, do Georgia Institute of Technology[4][6][8][9]. No seu estudo conduzido em 2002[9] sobre um motor aeronáutico, compara-se um método de análise do potencial de trabalho termodinâmico, com métodos tradicionais. Neste trabalho demonstra-se que o método exergético permite gerar resultados mais compreensíveis e consistentes, pois é possível individualizar os efeitos de todas as perdas ligadas ao ciclo de propulsão, incluídas aquelas devidas a uma combustão não em equilíbrio.
Um importante estudo foi conduzido por R.Slingerland e Sijmen Zandstra[10] da Technical University of Delft, Faculty of Aerospace Engineering, que comparam através da análise exergética o desempenho de várias configurações de um motor turbofan[2] com extrações de ar e de potência elétrica, para determinar a solução mais eficiente. Todavia esta análise não considera individualmente os equipamentos do propulsor e não compreende avaliações de tipo termoeconômico.

[2]O turbofan é um motor a jato que possui um "fan". O "fan"é um soprador de grande diâmetro colocado depois do coletor e antes do compressor que elabora seja o fluxo primário que secundário, efetuando uma primeira compressão

E.T. Turgut,T.H. Karakoc e A. Hepbassli[11] efetuaram a análise exergética de um turbofan com post-combustor com o objetivo de definir as irreversibilidades de todos os componentes. Esta análise foi conduzida para duas diferentes configurações de funcionamento (em cruzeiro e no nível do mar), e permitiu obter os valores de eficiência exergética de cada equipamento.

Este trabalho é similar ao último apresentado, pretendendo ampliar o estudo a uma missão de vôo completa para alcançar uma visão mais global do funcionamento do propulsor. Portanto, será considerada também a duração das várias fases para poder comparar de forma mais completa todas as perdas exergéticas. A análise exergética será ampliada usando os valores obtidos como base para avaliar economicamente os efeitos úteis, o empuxo e as extrações (análise termoeconômica).

O estudo da Aeronave A Escola Politécnica da USP conduz uma pesquisa com o objetivo de otimizar os projetos e as configurações atuais das aeronaves. No setor aeronáutico, e em geral no aeroespacial, os projetos são particularmente complexos e caros, direcionados por muitas normas e normalmente necessitam de um grande tempo para serem finalizados (a partir do esboço e da definição inicial das necessidades do projeto até a fase de teste final). Nas últimas décadas, os progressos em relação ao desempenho e desenvolvimento de novas configurações e novas tecnologias foi limitado principalmente aos equipamentos eletrônicos de bordo.
Recentemente, atribui-se uma grande importância ao desenvolvimento de novas técnicas de projeto e otimização baseadas sobre métodos exergéticos (no uso da Segunda Lei da Termodinâmica) e no desenvolvimento de novas configurações "more electric". Estudos teóricos sobre estas configurações foram feitos por vários autores e empresas que manifestam os potenciais benefícios que podem ser obtidos através destes equipamentos considerados não convencionais[1]. Os principais são:

- benefícios de peso/alcance de missão;
- benefícios de custo;
- benefícios de manutenção;
- benefícios de confiabilidade.

Está se desenvolvendo um estudo de configurações alternativas às convencionais em uma aeronave comercial de médio porte (50 passageiros, alcance de missão 3700 km, bimotor traseiro a jato, configuração da cauda "T", equipado com as tecnologias tradicionais). A idéia é projetar e substituir vários equipamentos pneumáticos, hidráulicos e mecânicos de bordo com correspondentes equipamentos elétricos, para conduzir um estudo exergético e termoeconômico para definir vantagens e desvantagens de cada mudança em relação as propriedades apresentadas na lista anterior. Os equipamentos desenvolvidos com a tecnologia "more electric"são:

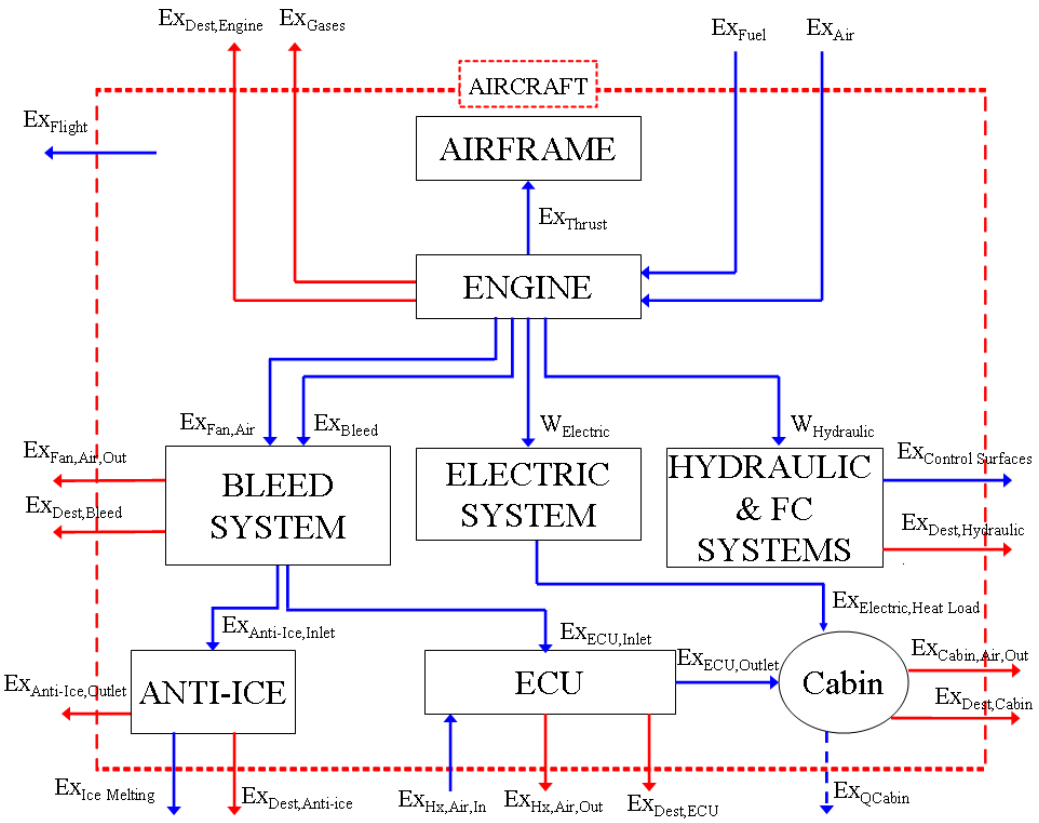

Figura 1.1: Esquema dos fluxos exergéticos dos sistemas da aeronave usada na pesquisa da EPUSP[14].

- sistema de pressurização e condicionamento ("air management system"[13]);
- sistema anti-gelo ("anti-ice").

Em cada configuração "more electric"da aeronave, em relação à configuração convencional, pretende-se estudar:

- a variação de consumo de combustível;
- a variação de peso;
- a variação de exergia destruída nos vários componentes;
- a variação dos fluxos termoeconômicos.

Um esquema geral das instalações a ser estudadas é mostrado na figura 1.1. A intenção é realizar um diagrama de Grassman para estes equipamentos de bordo, assim como mostrado nas figuras 1.2 e 1.3 [14]. A análise deve ser conduzida para cada fase de vôo significativa da missão da aeronave.

O estudo do motor e a sua integração com a aeronave Este estudo, parte da pesquisa sobre a aeronave, é focado na análise do respectivo sistema de propulsão (ver a figura 1.1). Os objetivos principais são os seguintes:

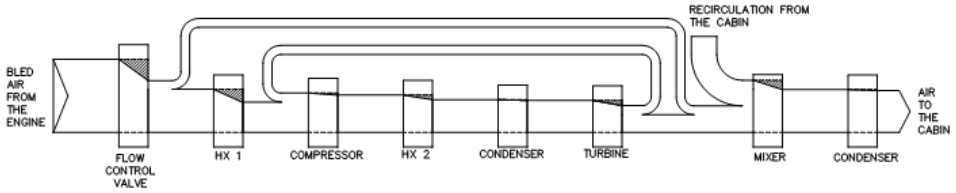

Figura 1.2: Exemplo de diagrama de Grassman de uma configuração convencional [14].

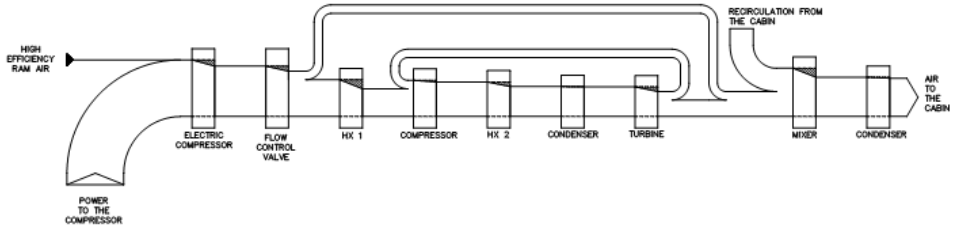

Figura 1.3: Exemplo de diagrama de Grassman de uma configuração "more electric"[14].

1. Com foco exclusivo no motor, o objetivo é caracterizar os aspectos globais e locais do seu funcionamento através de uma análise exergética. Pretende-se avaliar o desempenho do propulsor ao longo de sua missão determinando sua eficiência exergética, e definir as irreversibilidades de cada equipamento;

2. Com foco no estudo global da aeronave, o objetivo é quantificar exergeticamente os fluxos de ar extraídos nas várias fases de vôo e configurações do avião (incluídas as "more electric"). Todo equipamento de bordo, seja convencional ou alternativo, é alimentado por energia obtida dos motores da aeronave. Variações nas configurações das instalações do veículo se refletem nos propulsores em termos de quantidade e gênero de energia extraída, modificam o consumo de combustível e os fluxos exergéticos, que são exatamente as quantidades de análise que interessam. Evidencia-se que nestas arquiteturas alternativas também a configuração do motor pode ser "more electric"("MEE[3]").

Para conduzir o estudo é necessário modelar os motores da aeronave, dois Rolls Royce AE-3007, através de um programa ("software") que permite calcular, na entrada e na saída de cada componente, as características do fluido de trabalho, considerar as diversas extrações de exergia pelas instalações de bordo e calcular o consumo de combustível em toda configuração. Com estes dados é possível definir como as variações introduzidas influenciam as quanti-

[3]"More Electric Engine". Em uma aeronave "more electric"são eliminadas todas as extrações mecânicas e de ar, e todas as instalações de bordo são alimentadas através de potência elétrica. Esta acrescida necessidade de eletricidade é satisfeita por um gerador sem escovas de alta velocidade ("brushless starter-generator") integrado no próprio motor, que substitui o tradicional gerador de baixa velocidade montado externamente ao propulsor.

dades de maior interesse de projeto, a quantidade de combustível e as perdas exergéticas (de "work potential"). O estudo conduzido se divide da seguinte forma:

- **capítulo 1** : Apresentação do perfil de missão e dos detalhes das fases de vôo de interesse;
- **capítulo 2** : Apresentação do motor, do modelo computacional e matemático do motor e dos resultados das simulações;
- **capítulo 3** : Análise exergética;
- **capítulo 4** : Análise termoeconômica;
- **capítulo 5** : Conclusões, aplicações futuras.

Finalidades e objetivos Os motivos fundamentais que sustentam este estudo nascem da necessidade sempre maior de alcançar soluções mais eficientes, de desenvolver métodos de projeto e de otimização avançados (baseados no cálculo exergético), da sensibilização e das imposições das normas que protegem o meio ambiente.
O cálculo baseado na Segunda Lei da Termodinâmica, exergético ou do potencial de trabalho, é um argumento de pesquisa útil e interessante para todo tipo de sistema e aplicação energética, não limitado ao campo aeroespacial. Esta abordagem, usada complementarmente à análise energética, é potencialmente um método que permite adquirir informações adicionais sobre o sistema que possibilitam conduzir um projeto geral e de detalhe mais eficiênte, com benefícios econômicos e ambientais. Em relação à indústria aeronáutica, recentemente estática e sem inovações importantes, estas pesquisas são perspectivas de uma possível nova geração de aeronaves, e motivo de investimentos e estudos úteis e concretos. Em termos mais gerais, a finalidade é mostrar um esquema de cálculo válido, adaptável para todo propulsor aeronáutico e sistema térmico, que permita analisar fluxos exergéticos e termoeconômicos usados para avaliar modificações na configuração de sistemas de bordo.

Capítulo 2

Missão da aeronave

Prefácio Neste capítulo vem apresentada a escolha da missão da aeronave usada na análise do motor. Esta definição é fundamental porque determina as fases de vôo e conseqüentemente as condições operacionais do propulsor que será modelado e simulado a partir delas.
O capítulo é dividido da forma seguinte:

1. **O perfil de missão** : É mostrado o perfil característico para esta categoria de aeronave e o perfil usado na análise;
2. **As fases de vôo** : São resumidas as fases de vôo usadas na modelagem e simulação do motor, com todos seus detalhes.

2.1 O perfil de missão

Toda aeronave tem definido vários perfis de missão baseados no tipo do veículo e nas suas características de uso. Os perfis são determinados pela companhia aérea que utiliza a aeronave e principalmente por uma série de normas que impõem fases, durações, limitações e características em todo momento do vôo[28]. São impostas, por exemplo, fases de vôo de espera antes do pouso no aeroporto e fases de vôo adicionais necessárias para alcançar uma pista alternativa no caso de ser impossível pousar no lugar previsto.
Um típico perfil de missão é apresentado na figura 2.1, e explicado na tabela 2.1.

Pela realização deste estudo não é necessário considerar um perfil de missão tão articulado e complexo, porque a intenção é estudar as fases fundamentais em que as instalações estão funcionando. O perfil de missão considerado é mostrado na figura 2.2 e explicado na tabela 2.2.

2.2 As fases de vôo

O perfil de missão usado para este estudo representa uma missão simplificada.
Nas tabelas 2.3, 2.4 é possível visualizar os detalhes das quatorze fases de

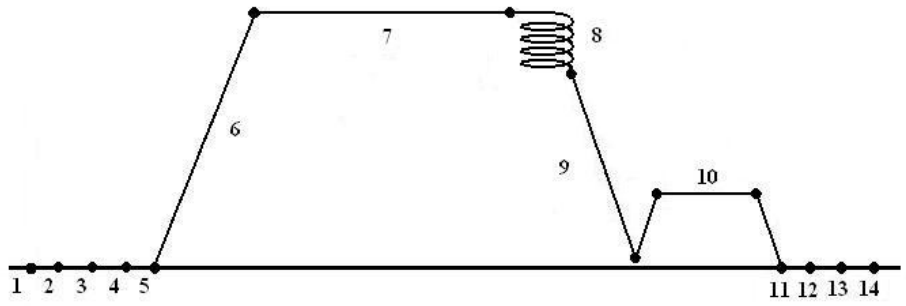

Figura 2.1: Perfil de missão padrão

Tabela 2.1: Fases de vôo de um perfil de missão convencional

Numero de fase	Descrição
1	*Engine off*
2	*Power-back*
3	*Taxi-out*
4	*Engine run up*
5	*Take off*
6	*Climb*
7	*Cruise*
8	*Loiter*
9	*Descent*
10	*Climb (emergency)*
11	*Cruise (emergency)*
12	*Descent*
13	*Landing*
14	*Thrust reverse*
15	*Taxi in*
16	*Stop*

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

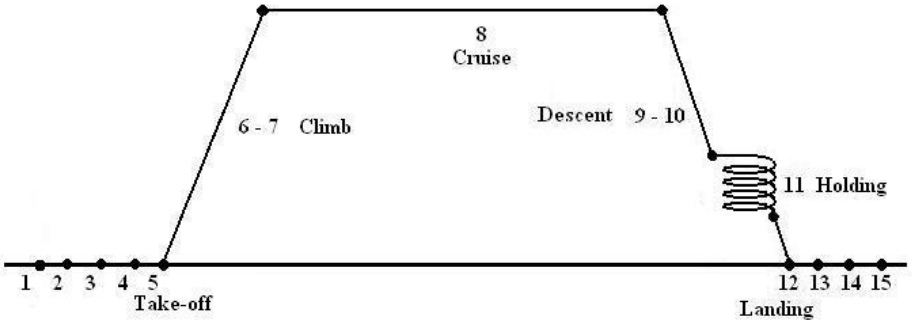

Figura 2.2: Perfil de missão usado para esta análise
Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

Tabela 2.2: Fases de vôo do perfil de missão considerado

Numero de fase	Descrição
1	*Engine off*
2	*Power-back*
3	*Taxi-out*
4	*Engine run up*
5	*Take off*
6	*Climb - anti-ice ON*
7	*Climb - anti-ice OFF*
8	*Cruise*
9	*Descent - anti-ice OFF*
10	*Descent - anti-ice ON*
11	*Landing*
12	*Holding*
13	*Thrust reverse*
14	*Taxi in*
15	*Stop*

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

Tabela 2.3: Detalhes das fases de vôo com *Anti-ice OFF*

Descrição fase	h [m]	Mach	Duração [min]	T [N]
TAKE-OFF	0	0,2	1	28268
CLIMB	6096	0,57	12	13652
CLIMB	10668	0,66	4	8634
CRUISE	11277	0,77	34	7713
DESCENT	10668	0,77	4	2478
DESCENT	6096	0,62	11	2509
HOLDING	4572	0,4	10	13193
LANDING	0	0,2	0,5	2095

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

Tabela 2.4: Detalhes das fases de vôo com *Anti-ice ON*

Descrição fase	h [m]	Mach	Duração [min]	T [N]
TAKE-OFF	0	0,2	1	28166
CLIMB	6096	0,57	12	13478
DESCENT	6096	0,62	11	2215
HOLDING	4572	0,4	10	13113
LANDING	0	0,2	0,5	2424

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

vôo analisadas, nas tabelas 2.5 e 2.6 são detalhados os valores das extrações de potência e ar. Em particular nas tabelas 2.4 e 2.6, relativas às condições de vôo com o sistema anti-gelo ON ("anti-ice ON"), observa-se que esta instalação é usada somente quando se apresenta o problema da formação de gelo, no vôo em baixa altitude ($<$ 20000 ft). É considerada uma fase de "holding[1]", na altitude de 4572 m (20000 ft), porque é uma condição crítica para a formação de gelo. Nesta fase encontra-se a máxima extração de ar do compressor.

[1]Fase de espera antes de pousar em um aeroporto

Tabela 2.5: Detalhes das extrações em cada fase de vôo com Anti-gelo OFF ("Anti-ice OFF")

Descrição fase	$\dot{W}_{hp}$ [kW]	$\dot{W}_{el}$ [kW]	$\dot{m}_{bleed}$ 9th [kg/s]	$\dot{m}_{bleed}$ 14th [kg/s]	$\dot{m}_{fan}$ [kg/s]	n_{fan} [rpm]	n_{compr} [rpm]
TAKE-OFF	5,30	11,1	0,238	—	1,62	7715	15409
CLIMB	5,30	11,1	0,225	—	1,12	7819	14967
CLIMB	5,30	11,1	0,187	—	0,75	8037	14572
CRUISE	7,01	9,39	0.1641	—	0,75	7922	14527
DESCENT	6,48	9,93	—	0,179	0,50	5699	12851
DESCENT	6,48	9,93	—	0,218	0,68	5030	12747
HOLDING	6,48	9,93	—	0,173	1,04	7245	14553
LANDING	6,48	9,93	—	0,204	0,52	2903	11290

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

Tabela 2.6: Detalhes das extrações em cada fase de vôo com Anti-gelo ("Anti-ice ON")

Descrição fase	$\dot{W}_{hp}$ [kW]	$\dot{W}_{el}$ [kW]	$\dot{m}_{bleed}$ 9th [kg/s]	$\dot{m}_{bleed}$ 14th [kg/s]	$\dot{m}_{fan}$ [kg/s]	n_{fan} [rpm]	n_{compr} [rpm]
TAKE-OFF	5,302	11,1	0,789	—	1,62	7715	15458
CLIMB	5,302	11,1	0,666	—	1,18	7819	15022
DESCENT	6,48	9,93	—	0,666	0,69	4914	12717
HOLDING	6,48	9,93	—	0,789	1,04	7245	14593
LANDING	6,48	9,93	—	0,736	0,54	3076	11583

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

Onde:

9th indica o 9° estágio do compressor

14th indica o 14° estágio do compressor

Todos os valores se referem ao específico motor analisado.

Capítulo 3

Modelo do motor

Apresentação Neste capítulo é apresentado o motor aeronáutico escolhido para as análises exergéticas e termoeconômicas; a divisão das seções é a seguinte:

1. **O Motor Rolls Royce AE-3007**;
2. **Modelagem computacional do Motor**;
3. **Modelagem matemática do Motor**;
4. **Comparação entre os modelos**.

O estudo conduzido é sobre um propulsor de características comuns para as aeronaves comerciais modernas. É um médio turbofan com dois eixos, apresentado na primeira seção. Para modelar o motor usa-se o programa GSP, desenvolvido por um grupo de pesquisadores do National Aerospace Laboratory NLR (Amsterdam, Holanda). O procedimento de modelagem é mostrado detalhadamente na segunda seção e pode ser usado como referência para construir modelos de outros propulsores aeronáuticos por meio de bibliotecas de componentes e controles. Para avaliar os resultados obtidos com este software, na terceira seção é construído um modelo matemático simplificado que pode ser usado como referência qualitativa (na fase de cruzeiro), permitindo uma comparação mostrada na última parte do capítulo.

3.1 O Motor Rolls Royce AE-3007

Os motores instalados na aeronave são dois Rolls Royce AE-3007, turbofan de médio porte do ano 1998 (figura 3.1).

As características principais do motor são mostradas na tabela 3.1.

Como pode-se observar dos dados apresentados, o motor é um clássico turbofan com fluxos misturados com grande "bypass"[1]. Ele possui dois eixos, um ligado às turbinas de alta pressão que movimenta o compressor e outro

[1]O bypass é a relação entre o fluxo periférico do fan (fluxo secundário) e o fluxo central (primário)

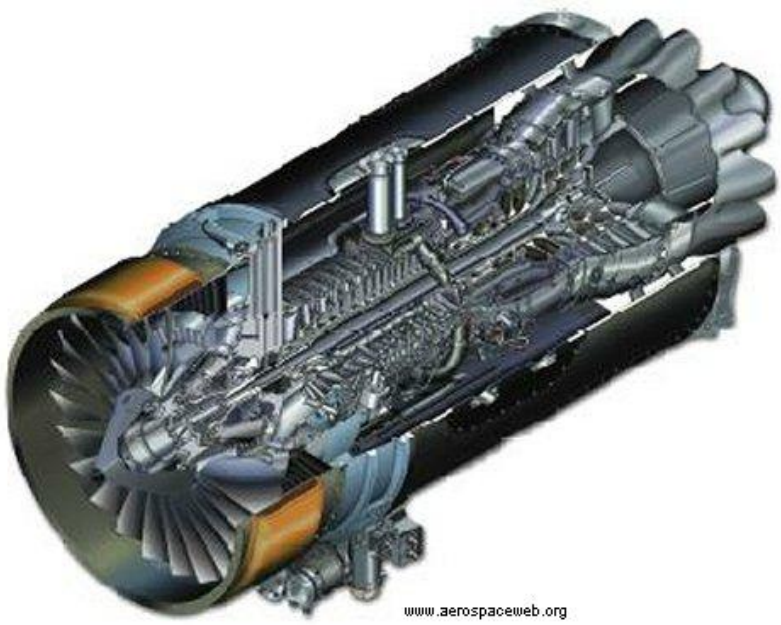

Figura 3.1: O motor AE-3007.

Tabela 3.1: Características do motor AE-3007

Característica	Valor
Empuxo máximo	34 [kN]
Peso	738 [kg]
Comprimento do motor	2,9 [m]
Diâmetro do Fan	1,2 [m]
Relação de compressão	24
Bypass ratio	5
Consumo específico de combustível na decolagem, "TOSFC"	10,36 [mg/Ns]
N° de eixos	2
N° de Fans	1
N° de estágios do compressor de alta pressão	14
N° de estágios da turbina de alta pressão	3
N° de estágios da turbina de baixa pressão	2

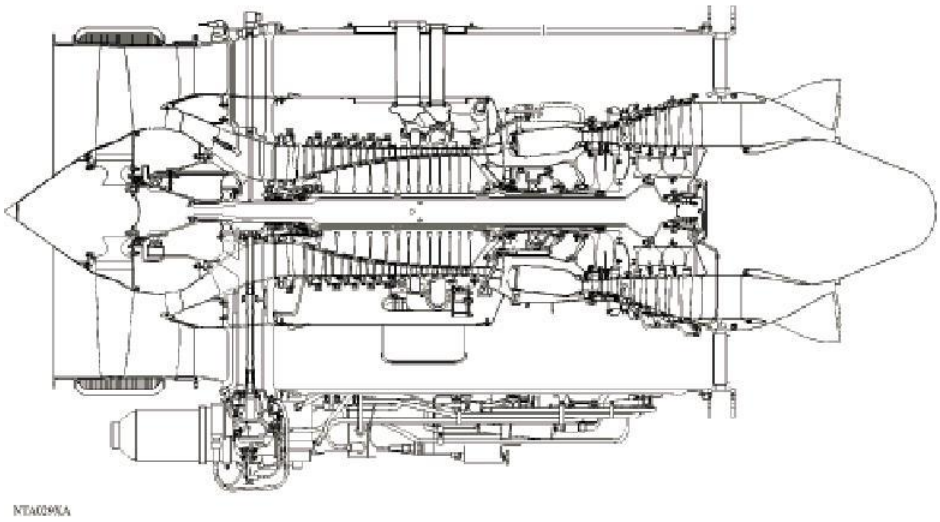

Figura 3.2: Seção do AE-3007.

ligado as turbinas de baixa pressão que movimenta o "fan". Uma seção do motor é mostrada na figura 3.2.

3.2 Modelagem computacional do motor

3.2.1 O software de modelagem e cálculo do motor: GSP

Para obter o modelo do motor foi utilizado o *software* GSP ("Gas turbine Simulation Program"). Este programa foi inicialmente criado pelo departamento aeroespacial da Delft Thecnical University TUD em 1986. Naqueles anos para simular motores a jato se utilizava o software DYNGEN da NASA, mas como este programa possuía uma interface gráfica muito limitada e apresentava problemas de instabilidades numéricas, começou o desenvolvimento da primeira versão do GSP combinando as características próprias do DYNGEN com uma maior velocidade e estabilidade dos processos de iteração numérica. A partir de 1989 o desenvolvimento do *software* continuou no NLR onde o GSP foi convertido na linguagem padrão ANSI FORTRAN-5. As futuras melhoras, correções e extensões incluídas no programa, foram introduzidas para permitir a simulação de motores a jato de interesse especial. Os processos de uma turbina a gás foram modelados com maiores detalhes. Foi criado um modelo de "fan"que permite a separação do fluxo na parte central ("core") e periférica ("duct"), implementado um componente de turbina de potência e colocado um trocador de calor para modelar motores com recuperador. A interface gráfica foi melhorada e foram aumentadas as opções de visualização dos resultados.
No final de 1988 saiu a primeira versão, a 8.0, que incluía um modelo de motor e a possibilidade de definir completamente a composição do gás, simu-

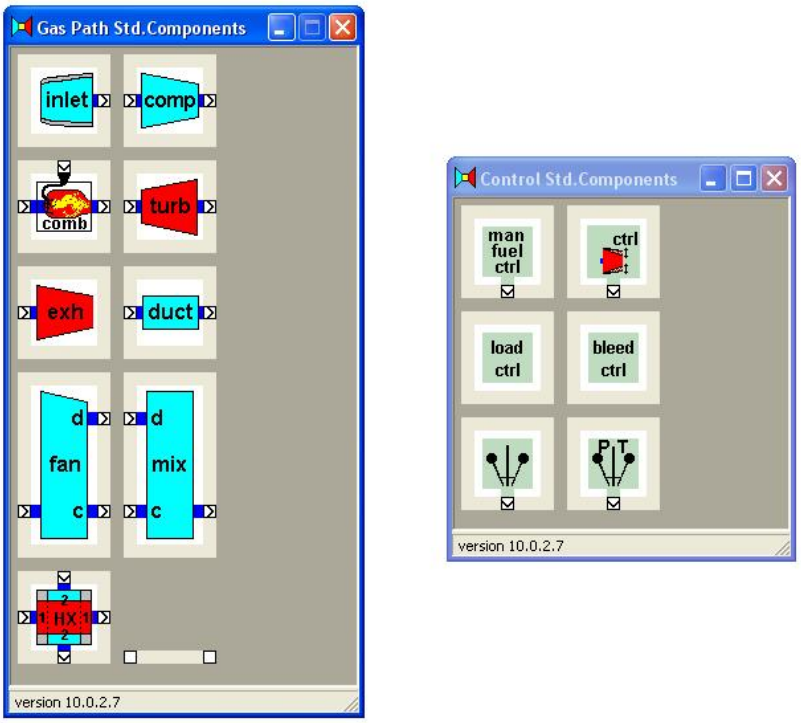

Figura 3.3: "Gas path standard component library"e "Standard control component library"do software GSP.

lando os gases reais e os efeitos da dissociação. Além disto, esta versão incluía um novo modelo de câmara de combustão unidimensional e multi-reator e maiores detalhes para a definição do combustível (inclusive a possibilidade de definir combustíveis alternativos).
A simulação de uma turbina a gás com GSP se baseia na modelagem adimensional dos processos nos vários componentes da turbina através de expressões aerotermodinâmicas e da caracterização do estado estacionário (mapas dos componentes).
Com a modelagem adimensional, nos procedimentos de cálculo são utilizadas as propriedades médias termodinâmicas do ar e do gás na seção de passagem do fluxo (de entrada e saída de cada componente).

O modelo de turbina a gás é criado colocando diferentes componentes predefinidos (como coletores, compressores, câmaras de combustão, turbinas e bocais de descarga) na configuração correspondente do específico motor que se quer simular. As condições do gás que sai de um componente representam as condições de entrada do componente seguinte.
Os vários equipamentos se encontram em bibliotecas: a "gas path standard component library"que permite realizar os modelos e a "standard control component library"que contém sistemas de controle genéricos (ver a figura 3.3).

Os processos em cada componente da turbina são determinados através de relações entre certos parâmetros (de 2 a 5) definidos mediante os mapas dos componentes e equações termodinâmicas. Estes parâmetros são as pro-

priedades do ar, do gás, as rotações, as eficiências, e outros que determinam a condição de funcionamento dos componentes.
Para utilizar GSP, primeiramente é preciso definir um ponto de projeto ("design point") por meio dos dados especificados pelo usuário. As divergências deste ponto (cálculos "off-design") são calculadas resolvendo um conjunto de equações diferenciais não lineares. As equações utilizadas pelo programa para definir o desempenho do motor e as variações das condições do gás que passa pelos vários componentes são:

- equações de conservação da massa;
- equações de conservação da energia;
- equações dos gases perfeitos;
- equações do fluxo isentrópico;
- equações de conservação do momento do fluxo do gás;
- equações do efeito da inércia do rotor;
- equações de transferência do calor entre o gás e as paredes do motor.

A maior parte dos equipamentos utiliza mapas para representar as características dos componentes multidimensionais e não lineares. Estes mapas são salvos em arquivos de texto e precisam ser importados em cada componente na fase de construção do modelo. Mapas fora de projeto ("off-design") devem ser utilizados para a modelagem do fan, do compressor, dos trocadores de calor das turbinas, do bocal de descarga, do coletor dinâmico e da câmara de combustão[15]. Para aprofundar o tema dos mapas, usa-se o apêndice B.

3.2.2 O modelo do motor com GSP

A modelagem do motor Rolls Royce AE-3007 seguiu as seguintes fases conceituais (como esquematizado na figura 3.4):

1. construção do motor utilizando a "gas path standard component library";
2. colocação do sistema de controle do combustível, das extrações do ar ("bleed control") no FAN e no compressor e das extrações de potência nos eixos utilizando a "standard control component library";
3. modelagem das condições atmosféricas e de vôo;
4. definição do ponto de projeto ("design point");
5. modelagem das configurações estacionarias fora de projeto ("off-design").

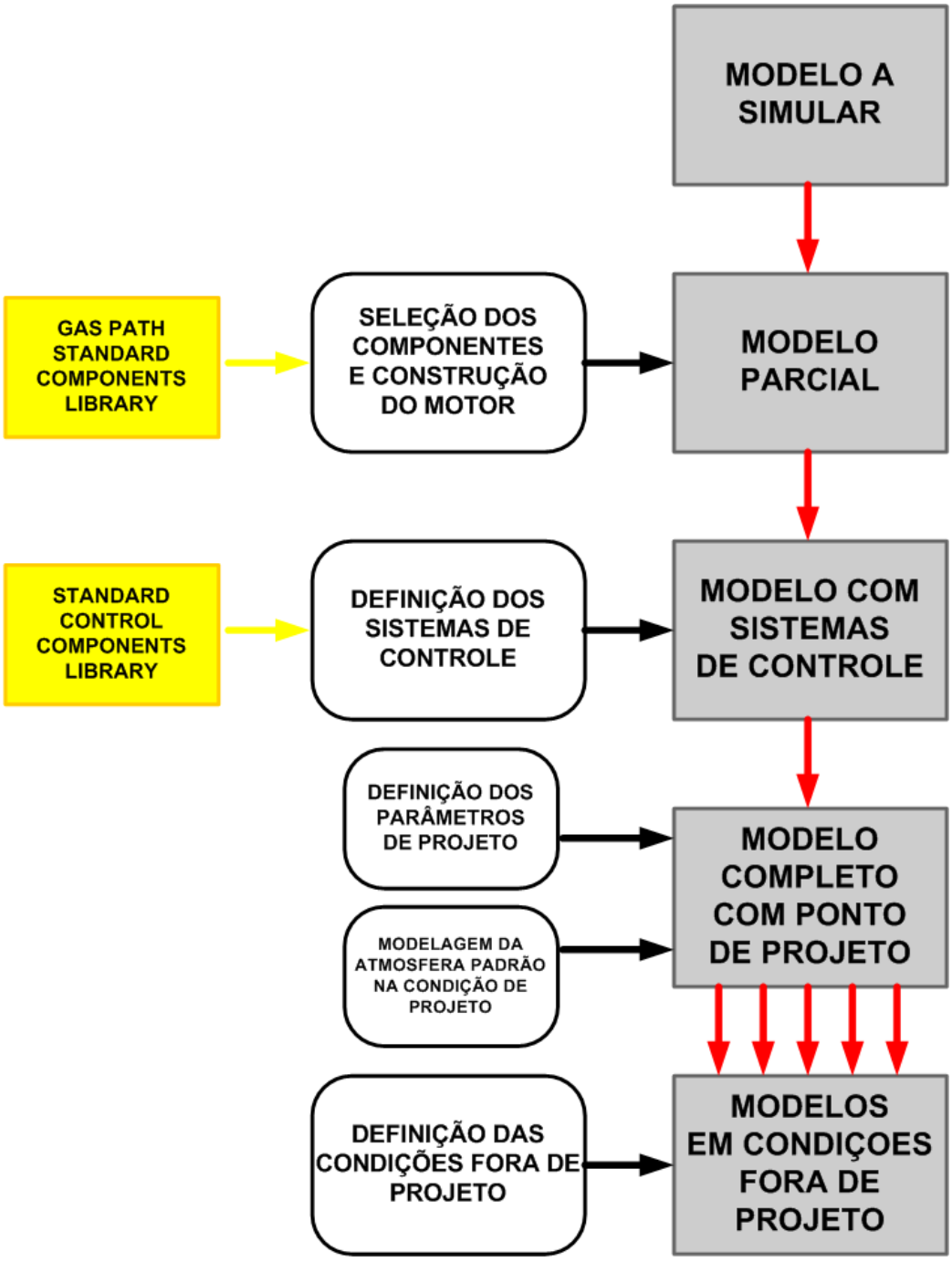

Figura 3.4: Esquema da fases conceituais da modelagem do motor.

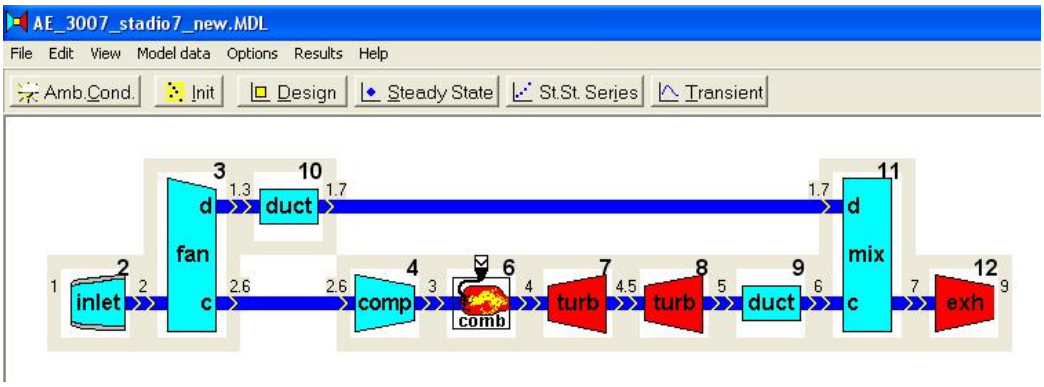

Figura 3.5: Modelo inicial do motor sem os sistemas de controle.

Construção do motor O modelo é construído colocando os vários componentes da "gas path standard component library"em um plano de trabalho chamado "modelform"; o modelo obtido desta forma pode ser salvo no formato ".mdl".

Como pode-se ver na figura 3.5 o modelo foi criado colocando um coletor dinâmico e em seguida um fan. O AE-3007 é um turbofan com fluxos misturados e grande valor de "bypass"do tipo "ducted fan"(duto do fluxo secundário extenso até o bocal de descarga), então depois do fan são construídos dois dutos separados ("core side"e "duct side"). O fluxo externo ("duct flow") passa em um componente chamado "duct", utilizado para modelar as perdas de pressão e depois é misturado ao fluxo primário ("core flow") no mixer. O fluxo principal é comprimido novamente no compressor e depois passa pela câmara de combustão ("combustor component") que simula todos os processos de combustão primária e geração de gás (processos químicos, perdas de pressão, transferência de calor, emissões poluentes). Na saída da câmara de combustão são inseridos dois estágios de turbina de alta e baixa pressão, modelados com dois diferentes componentes. O "turbine component"é utilizado para obter potência mecânica dos gases de descarga e para movimentar um eixo. São inseridos dois eixos, um para a turbina de alta pressão ligado ao compressor e outro para a turbina de baixa pressão ligado ao fan. Depois da turbina de baixa pressão é utilizando um outro "duct component"para simular ulteriores perdas de pressão, e o fluxo em seguida é misturado ao secundário no mixer. O programa permite inserir bocais com geometria variável, mas esta não é uma característica do motor que está sendo simulado. Os vários componentes precisam ser ligados e enumerados. A união é efetuada inserindo várias "linkbar component"que permitem estabelecer uma conexão entre os fluxos de entrada e saída dos vários equipamentos. As conexões mecânicas entre os eixos precisam ser definidas nos componentes envolvidos (turbinas e compressores). Para um correto funcionamento o modelo tem que ser enumerado segundo dois diferentes critérios: "component numbers"e "station numbers". Os "component numbers"são a forma que o programa identifica os componentes inseridos, sendo determinada automaticamente no início dos cálculos, representando a ordem seguida durante a simulação. Esta numeração é utilizada também para identificar alguns parâmetros de saída

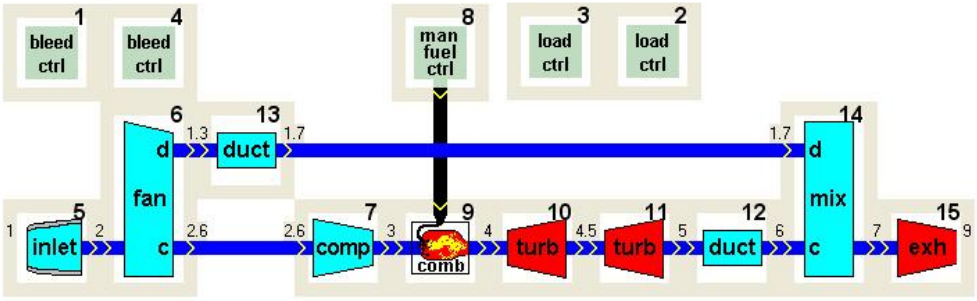

Figura 3.6: Modelo completo com sistemas de controle e extrações.

como a relação de compressão ou a eficiência, que não se referem a uma específica estação, mas a um componente inteiro.
Os "station numbers"são atribuídos às conexões entre os vários equipamentos, são definidos pelo usuário nas varias estações e servem para identificar os parâmetros característicos do gás, como pressão e temperatura[15]. A numeração dos "station number"segue o padrão internacional SAE Aerospace Recommended Practice 5571[18].

Colocação do sistema de controle Obtido o esquema inicial do modelo, é preciso inserir os sistemas de controle da "standar control component library"(figura 3.6).

Nesta modelagem não são inseridos controles das forças aplicadas aos eixos, mas é previsto o controle manual de injeção de combustível, permitindo definir o fluxo na entrada da câmara de combustão nas condições "off-design". Este componente representa a forma mais simples para especificar a potência em um modelo de turbina a gás, já que não precisa de nenhum controle automático. Com o controle manual ("manual fuel flow control") o fluxo de combustível pode ser especificado como um "free state[2]"permitindo calcular uma condição de fora de projeto ("off-design") com dados especificados pelo usuário. Estas condições são determinadas pela velocidade de rotação da turbina e/ou a potência equipada.
Atenção particular é dada na modelagem do sistema de controle das extrações de ar, "bleed control". Em um motor aeronáutico normalmente estão presentes numerosas extrações como:

- extrações do FAN para os equipamentos de bordo;
- extrações do compressor para os equipamentos de bordo;
- extrações do compressor para o resfriamento da turbina.

O modelo que está sendo criado precisa simular extrações variáveis no FAN e no compressor para as instalações de bordo nas diferentes fases de

[2]O parâmetro não é calculado automaticamente pelo programa através de outros dados de entrada (como a temperatura de entrada na turbina ou a relação estequiométrica da mistura), mas é definido pelo usuário

vôo, por este motivo são incluídos dois "bleed control". Em particular no compressor podem-se distinguir duas diferentes condições de extração devidas ao uso do equipamento anti-gelo ou não:

- **anti-gelo ON** : extração no 14° estágio do compressor;

- **anti-gelo OFF** : extração no 9° estágio do compressor.

O controle das extrações no compressor permite uma regulagem das mesmas, seja em condições de projeto ou não. A condição de projeto é a fase de cruzeiro com anti-gelo OFF ($\dot{m}_{bleed} = 0,1641 kg/s$, extração no 9° estágio).
Os parâmetros que precisam ser definidos para a modelagem do "bleed component"do compressor são:

- $\dot{m}_{design}$: vazão de ar extraída na condição de projeto;

- $\dot{m}_{bleed}$: vazão de ar extraída na condição de operação;

- **FracH** : fração de entalpia extraída.

O parâmetro FracH indica quanto do aumento de entalpia fornecido pelo compressor ao ar é fornecido também ao ar extraído. Em outras palavras o FracH representa em qual ponto do compressor entre a saída (FracH = 1) e a entrada (FracH = 0) é extraído o ar.
Além das extrações de ar para o funcionamento das instalações de bordo, o motor possui também extrações de potência mecânica através do eixo. Esta potência é usada sempre para os equipamentos do avião. No modelo são incluídos dois sistemas de controle da potência extraída, "load control", para poder definir a potência necessária para a alimentação da bomba hidráulica e do gerador elétrico. As duas extrações mecânicas são inseridas no eixo de baixa velocidade.

Modelagem das condições atmosféricas e de vôo Na janela "ambient/flight conditions"é possível definir as condições atmosféricas em que a turbina funciona. Estes parâmetros influenciam o desempenho do modelo variando as condições de funcionamentos de alguns componentes como o coletor dinâmico e o bocal de descarga.
As condições ambientes e de vôo podem ser especificadas segundo o modelo de atmosfera padrão ISA.
Na interface precisam ser definidas as condições de projeto (através do número de Mach, da TAS ou da CAS[3]), a densidade e eventualmente a umidade. Pressões e temperaturas totais são calculadas diretamente pelo programa (figura 3.7).

[3]As velocidades utilizadas na aeronáutica são:

- IAS ("Indicated Air Speed") : a velocidade indicada pelos instrumentos, baseadas nos valores de densidade e pressão no nível do mar
- CAS ("Calibrated Air Speed") : a velocidade calibrada, obtida corrigindo a IAS dos erros do instrumento de medida (principalmente os de posição)
- EAS ("Equivalent Air Speed") : a velocidade equivalente, obtida corrigindo a CAS

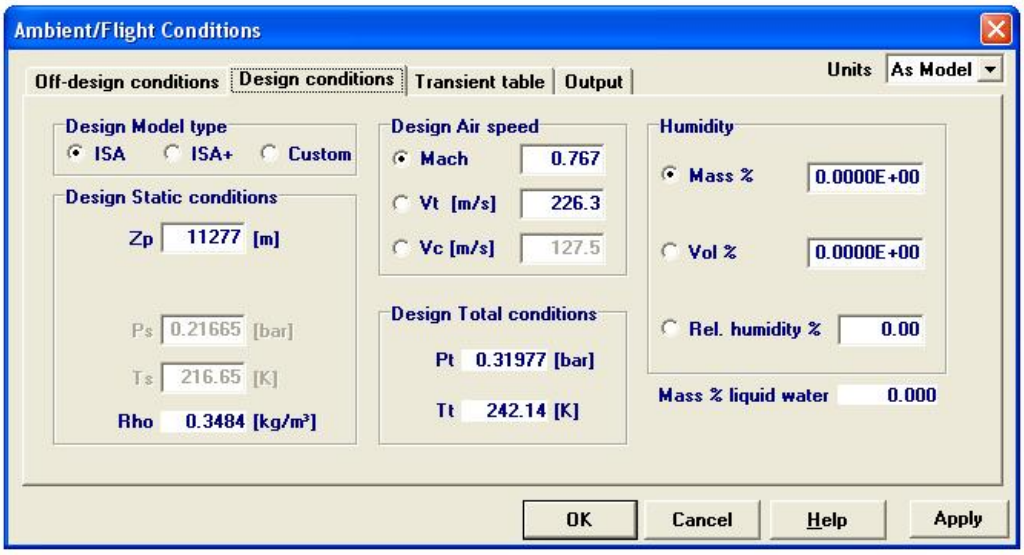

Figura 3.7: Interface "ambient/flight conditions".

Definição do "design point"

Antes de começar uma simulação com GSP, é preciso definir o ponto de projeto para poder representar uma particular configuração da turbina a gás. O cálculo do "design point"determina a vazão de fluxo da turbina que é proporcional à área do motor.
Para o cálculo do ponto de projeto não se utilizam os mapas dos componentes, mas são calculados os fatores de escala necessários para obter os mapas corretos em relação aos fornecidos pelo programa.
O "design point"é definido na condição de cruzeiro em uma altitude de 11277 m e um Mach de vôo de 0,77. Na tabela 3.2 são mostrados detalhadamente os dados relativos ao ponto de projeto.

No apêndice B é explicada a modelagem dos componentes mais significativos do motor.

3.2.3 Modelagem das condições fora de projeto (off-design)

Depois ter definido o ponto de projeto, podem ser realizadas simulações fora de projeto tanto estacionárias quanto transitórias. O modelo criado considera a condição de cruzeiro como ponto de projeto, e modela as condições de decolagem, subida, descida e pouso como estados estacionários fora de projeto. Os detalhes das configurações fora de projeto podem ser definidos de várias formas, por exemplo:

- mudar as condições de vôo (como velocidade, altitude);

considerando a real pressão na altitude de vôo
- TAS ("True Air Speed") : a velocidade verdadeira, obtida corrigindo a EAS considerando a real densidade na altitude de vôo

Tabela 3.2: Detalhes do ponto de projeto ("design point") do AE-3007

Condição de vôo	Cruzeiro com anti-gelo OFF
Altitude [m]	11277
Mach	0,77
Empuxo [N]	7713
Vazão de ar extraída do fan [kg/s]	0,7529
Vazão de ar extraída do compressor [kg/s]	0,1641
Estágio de extração	9°
Pressão de extração [bar]	3,52
Temperatura de extração [K]	492
Rotação do compressor [rpm]	14527
Rotação do fan [rpm]	7922
Temperatura de entrada na turbina de baixa pressão, ITT [K]	1036

- impor diferentemente o fluxo de combustível ou os sistemas de controle;
- mudar as extrações de ar do compressor e do FAN;
- mudar a potência ou o torque extraído da turbina;
- mudar as velocidades dos eixos.

O desempenho fora de projeto é calculado por meio de equações (como as simples equações das perdas de pressão) e utilizando as características dos componentes que em certos casos são representadas por meio de mapas (como por exemplo os mapas do compressor e da turbina). O valor encontrado é proporcional ao da condição de projeto. Todo este processo é explicado no apêndice B usando os mapas.

3.2.4 Resultados das simulações

Com o GSP é possível visualizar o valor das variáveis em cada ponto do motor em um arquivo de texto. O programa pode calcular os parâmetros seja em condições estacionárias ou dinâmicas, por isto é necessário selecionar, na interface gráfica de cada componente, os parâmetros de interesse. Para esta simulação os dados necessários para a análise exergética em cada fase de vôo são:

- T_{tot}, p_{tot}, $\dot{m}$ em cada ponto do motor (na entrada e saída dos equipamentos);
- T_{tot}, p_{tot}, $\dot{m}$ das extrações de ar do FAN e do compressor;
- Potências extraídas pelo funcionamento da bomba hidráulica e do gerador elétrico;

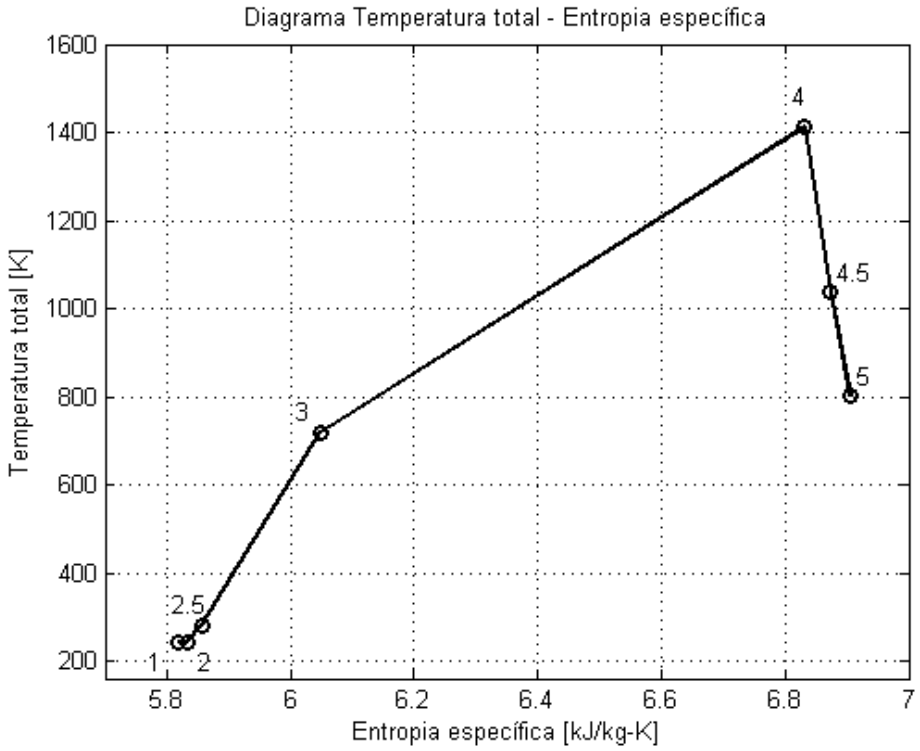

Figura 3.8: Diagrama temperatura total-entropia específica do motor até o mixer.

- Potências geradas pelas duas turbinas;
- Potências absorvidas pelo combustor e pelo FAN;
- Composição do gás na entrada e na saída do motor e das estações depois o combustor (a composição é fornecida em termos percentuais molares de cada componente da mistura);
- Velocidade do fluxo de saída do motor.

Através das funções do software EES[4] são calculadas as entalpias e as entropias de cada ponto do motor usadas para construir os gráficos termodinâmicos mostrados nas figuras 3.8 e 3.9. Os diagramas representam o fluxo primário até o mixer (não sendo incluídas as seções depois deste componente porque nele se misturam fluxos com valores termodinâmicos extremamente diferentes, criando um fluxo de saída pouco significativo em relação à primeira parte).

Nas tabelas 3.3 e 3.4 são mostrados os valores dos parâmetros obtidos nas várias fases de vôo, com anti-gelo ON e OFF.

[4]EES: "Engineering Equation Solver[19]", é um programa que permite a resolução de equações simultâneas que conta com uma base de dados de propriedades termodinâmicas para diferentes substâncias, tanto sólidas, líquidas e gasosas

Tabela 3.3: Resultados das simulações computacionais das fases de vôo com anti-gelo OFF ("anti-ice OFF")

Código fase	Descrição fase	$p_{tot,bleed}$ 9th [bar]	$T_{tot,bleed}$ 9th [K]	$p_{tot,bleed}$ 14th [bar]	$T_{tot,bleed}$ 14th [K]	$p_{tot,FAN}$ [bar]	$T_{tot,FAN}$ [K]	ITT [K]	$\dot{m}_{fuel}$ [kg/s]	TSFC [kg/N-h]	$\dot{m}_1$ [kg/s]	$\dot{m}_6$ [kg/s]	$\dot{m}_{1.6}$ [kg/s]
1-off	*TAKE-OFF*	9,63	556			1,54	336	1130	0,4380	0,05582	123,12	101,2	21,18
2-off	*CLIMB*	5,94	525			0,894	311	1093	0,2700	0,07122	77,56	63,53	12,95
3-off	*CLIMB*	3,66	490			0,526	285	1046	0,1645	0,06868	47,45	39,26	8,19
4-off	*CRUISE*	3,52	492			0,514	288	1036	0,1560	0,07281	46,27	37,60	7,91
5-off	*DESCENT*			4,04	595	0,42	265	800	0,0720	0,10565	40,68	34,88	5,19
6-off	*DESCENT*			5,39	599	0,68	283	780	0,0905	0,13008	59,60	51,77	7,02
7-off	*HOLDING*			11,12	733	0,91	306	1018	0,2390	0,06544	78,62	64,95	12,69
8-off	*LANDING*			4,84	528	1,08	297	708	0,0710	0,12304	51,93	44,49	6,78

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

Tabela 3.4: Resultados das simulações computacionais das fases de vôo com anti-gelo ON ("anti-ice ON")

Código fase	Descrição fase	$p_{tot,bleed}$ 9th [bar]	$T_{tot,bleed}$ 9th [K]	$p_{tot,bleed}$ 14th [bar]	$T_{tot,bleed}$ 14th [K]	$p_{tot,FAN}$ [bar]	$T_{tot,FAN}$ [K]	ITT [K]	$\dot{m}_{fuel}$ [kg/s]	TSFC [kg/N-h]	$\dot{m}_1$ [kg/s]	$\dot{m}_6$ [kg/s]	$\dot{m}_{1.6}$ [kg/s]
1-on	*TAKE-OFF*	9,55	557			1,53	336	1150	0,4464	0,05711	123,16	101,01	20,19
2-on	*CLIMB*	5,86	525			0,891	311	1117	0,2750	0,07362	77.51	63,30	12,64
3-on	*DESCENT*			5,05	587	0,670	282	822	0,0940	0,15551	58,84	51,13	6,44
4-on	*HOLDING*			10,85	730	0,910	306	1075	0,2550	0,07019	78,45	64,76	12,10
5-on	*LANDING*			5,14	538	1,09	298	766	0,0860	0,12916	53,98	45,82	6,93

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

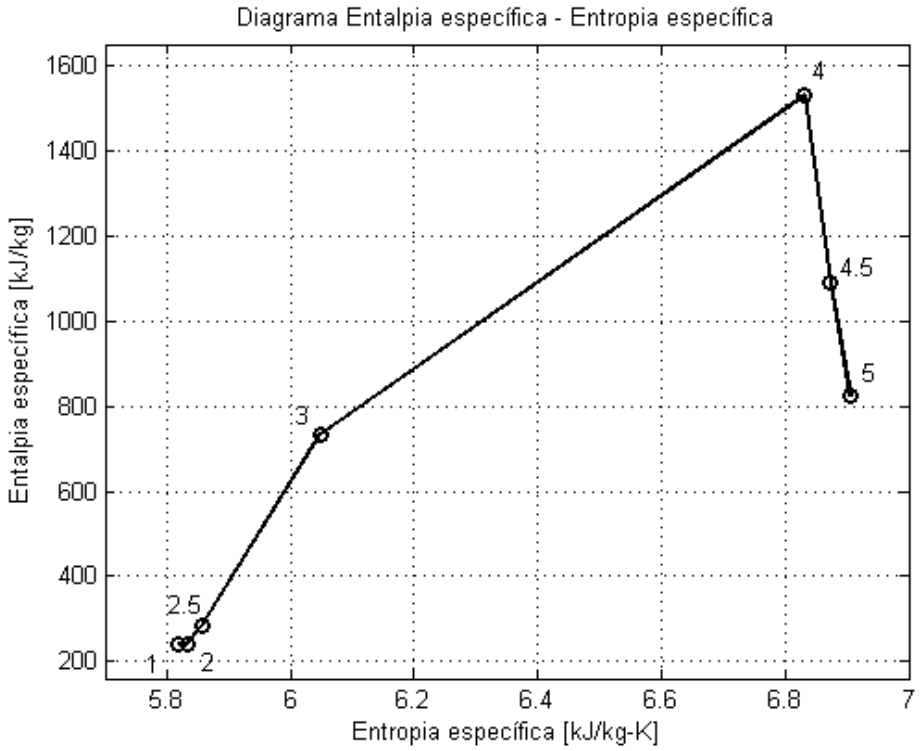

Figura 3.9: Diagrama entalpia específica-entropia específica do motor até o mixer.

Para avaliar os resultados, comparam-se os valores obtidos com os dados de referência para o mesmo motor. Como pode-se verificar na tabela 3.5 os maiores erros se encontram nos valores de temperatura e pressão do fluxo extraído do compressor. Em particular o erro do modelo é maior nas condições mais distantes do ponto de projeto ("Take-off"e "landing"con "anti-ice on"). Este erro é devido ao uso de mapas de funcionamento não específicos para o modelo de compressor instalado que o GSP usa para determinar os parâmetros fora de projeto ("off-design"). Como explicado no apêndice B, para a modelagem do compressor (e também do FAN, do combustor e das turbinas) são usados mapas padrão fornecidos pelo *software*, uma vez que é muito complexo obter os verdadeiros de cada equipamento.

3.3 Modelagem matemática do motor

3.3.1 Considerações iniciais

Para se obter dados úteis para a análise exergética pode ser usado um modelo matemático do motor que consiga simular seu funcionamento. Existem várias formas de modelagem e de aprofundamento do modelo em função do típo de análise que precisa ser desenvolvida. Para construir o modelo deste motor são seguidas as diretrizes abaixo:

- Subdivisão do motor em seus componentes principais, sede das trans-

Tabela 3.5: Dados de referência e obtidos pelo software das variáveis principais do motor na fase n°1-ON, "Take-off Anti-ice on- Erros percentuais

Grandeza	Software	Referência	Erro [%]
Empuxo, T [kN]	28,140	28,166	0,5
$p_{tot,compr.\,bleed}$ 9th, [bar]	9,55	8.94	6,8
$T_{tot,compr.\,bleed}$ 9th, [K]	557	607	8,2
$p_{tot,FAN\,bleed}$, [bar]	1,53	1,54	0,6
$T_{tot,FAN\,bleed}$, [K]	336	335	0,3
ITT [K]	1150	1089	5,6
TSFC [kg/N-h]	0,05711	0,05362	6,5
Vazão de ar, m_1 [kg/s]	123,16	123,06	0
Vazão do fluxo primário, m_6 [kg/s]	20,19	20,87	3,2
Vazão do fluxo secundário, $m_{1.6}$ [kg/s]	101,01	100,24	0,8

formações termodinâmicas mais relevantes;

- Modelagem isentrópica das transformações nos vários componentes e correção por meio das próprias eficiências;

- Cálculo em cada estação (entrada e saída dos componentes) da pressão total, temperatura total, entalpia total e entropia total;

- Cálculo estacionário de um ponto de funcionamento.

Para realizar o cálculo é necessário se basear nas seguintes hipóteses:

- Gás ideal;

- Calor específico constante dentro de um mesmo componente e variável nos seus extremos segundo o modelo computacional;

- Constante do fluxo fixa e igual à do ar na entrada;

- Variações de energia potencial do fluxo desprezíveis no motor.

3.3.2 Modelo

Baseando-se nas hipóteses anteriores, o modelo do motor apresenta-se como mostrado na figura 3.10.

A simulação é executada no ponto de projeto do motor, a fase de cruzeiro, usando o *software* MATLAB. Os principais dados usados na simulação são resumidos na tabela 3.6 .

O modelo é construído usando como referência um motor turbofan com mixer[22]; as equações fundamentais usadas são:

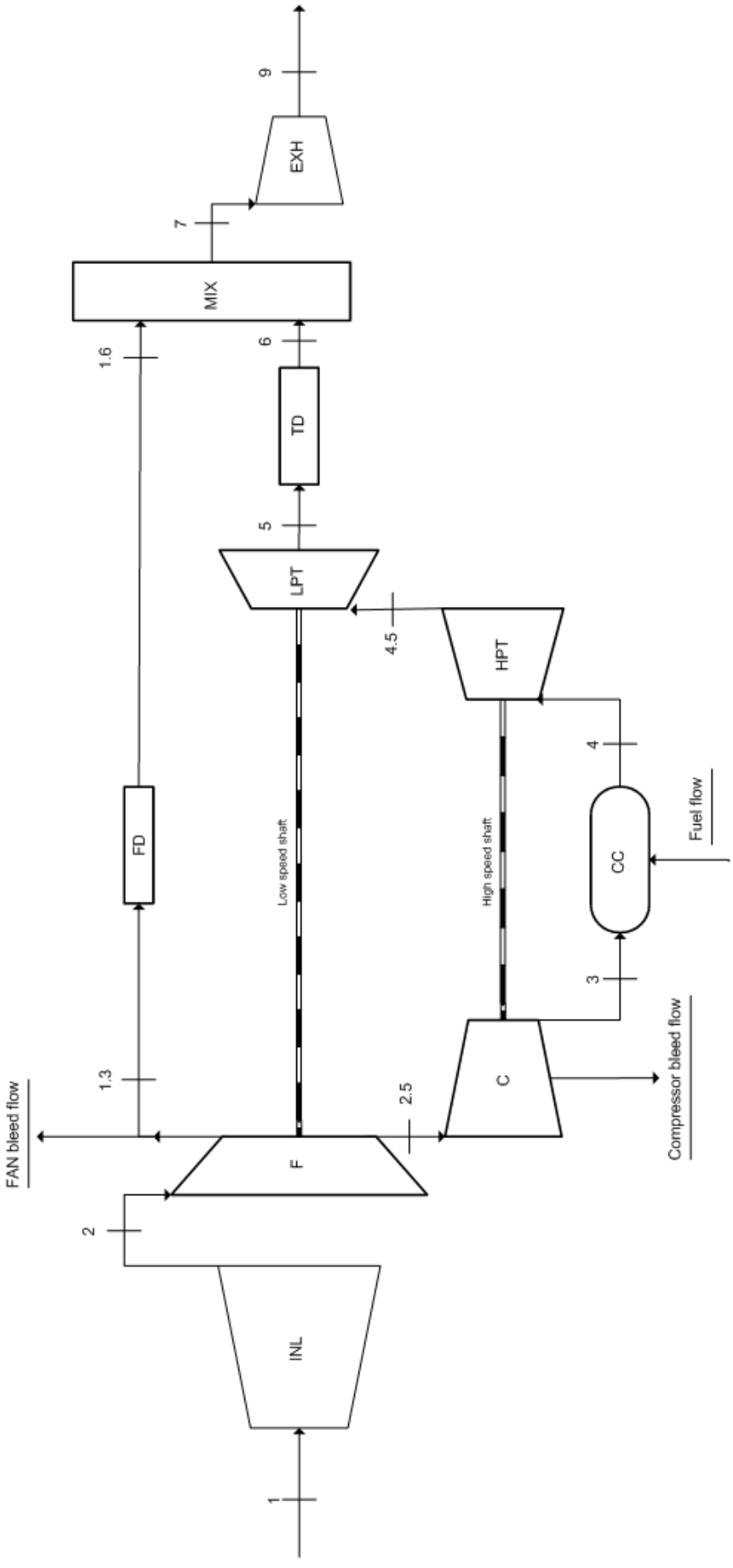

Figura 3.10: Modelo simplificado do motor.

Tabela 3.6: Dados do motor usados no modelo matemático

Condição Atmosférica e de vôo	
Cruzeiro, Fase n° 4-OFF	capítulo 1, tabela 2.3
Dados Coletor	
Relação de perda de pressão, ε_{inlet}	0,95
Dados FAN	
Relação de compressão do fluxo primário, β_{core}	1,56
Relação de compressão do fluxo secundário, β_{duct}	1,69
Eficiência isentrópica do fluxo primário, $\eta_{is,core}$	0,84
Eficiência isentrópica do fluxo secundário, $\eta_{is,duct}$	0,87
Dados Compressor	
Relação de compressão até o 9° estágio, $\beta_{compr,1}$	7,35
Relação de compressão do 9° estágio até o 14°, $\beta_{compr,2}$	2
Eficiência isentrópica, $\eta_{is,compr}$	0,8
Dados Combustor	
Relação de perda de pressão, ε_{comb}	0,95
Eficiência de combustão, η_{comb}	0,995
Dados turbina de alta pressão	
Eficiência isentrópica turbina, $\eta_{is,turb}$	0,93
Eficiência mecânica eixo de alta pressão, η_m	0,98
Dados turbina de baixa	
Eficiência isentrópica turbina, $\eta_{is,turb}$	0,93
Eficiência mecânica eixo de baixa pressão, η_m	0,98
Dados dutos	
Relação de perda de pressão do duto primário, $\varepsilon_{duct,5}$	0,985
Relação de perda de pressão do duto secundário, $\varepsilon_{duct,1.3}$	0,972
Dados Mixer	
Relação de perda de pressão mixer, ε_{mix}	0,9414
Dados bocal	
Eficiência isentrópica bocal, η_{exh}	0,94
Coeficiente de velocidade, CV	0,98

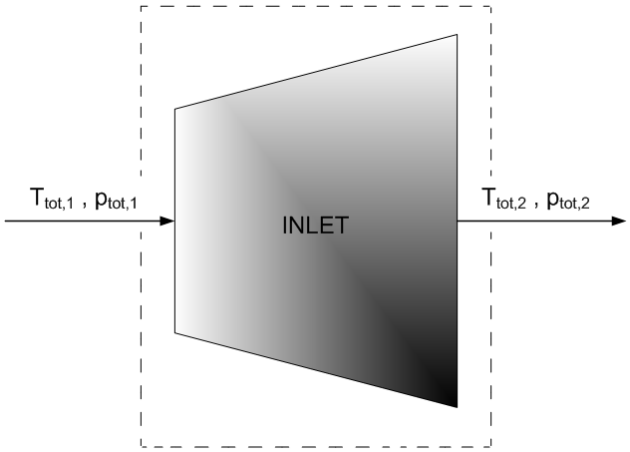

Figura 3.11: Modelo simplificado do Coletor usado na modelagem matemática do motor.

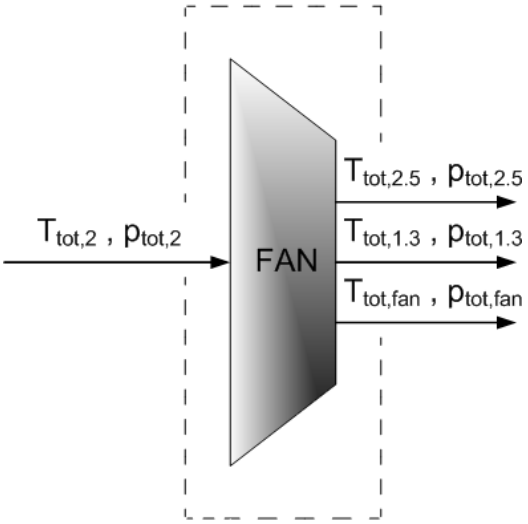

Figura 3.12: Modelo simplificado do FAN usado na modelagem matemática do motor.

Coletor Considerando o componente isentrópico, a temperatura total não varia e a pressão total é avaliada através da eficiência do coletor. Refere-se à figura 3.11.

$$T_{tot,2} = T_{tot,1} \tag{3.1}$$

$$p_{tot,2} = p_{tot,1}\, \varepsilon_{inlet} \tag{3.2}$$

FAN Em relação à figura 3.12 pode-se escrever:

$$p_{tot,2.5} = p_{tot,2}\, \beta_{core} \tag{3.3}$$

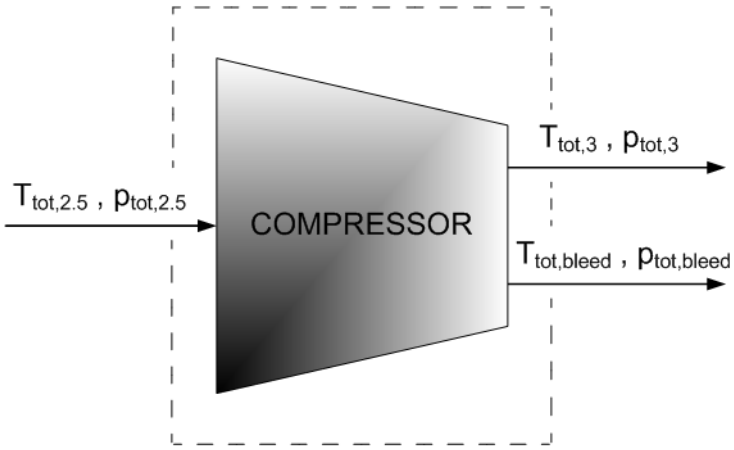

Figura 3.13: Modelo simplificado do compressor usado na modelagem matemática do motor.

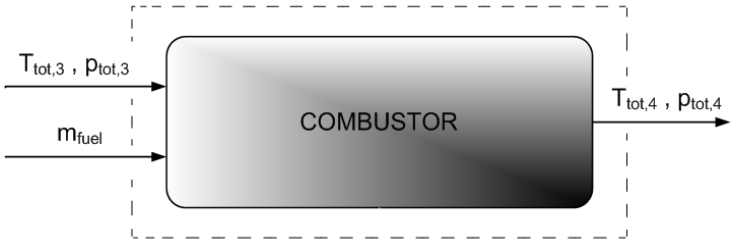

Figura 3.14: Modelo simplificado do Combustor usado na modelagem matemática do motor.

$$T_{tot,2.5} = T_{tot,2}\left(\frac{\left(\frac{p_{tot,2.5}}{p_{tot,2}}\right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)} - 1}{\eta_{is,core}} + 1\right) \tag{3.4}$$

O cálculo da temperatura e pressão do fluxo secundário é executado usando a relação de compressão e a eficiência do "duct", β_{duct} e $\eta_{is,duct}$.

Compressor Em relação à figura 3.12 pode-se escrever:

$$p_{tot,3} = p_{tot,2.5}\,\beta_{compr} \tag{3.5}$$

$$T_{tot,3} = T_{tot,2.5}\left(\frac{\left(\frac{p_{tot,3}}{p_{tot,2.5}}\right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)} - 1}{\eta_{is,compr}} + 1\right) \tag{3.6}$$

Combustor Baseando-se na figura 3.14 se escreve:

$$p_{tot,4} = p_{tot,3}\,\varepsilon_{comb} \tag{3.7}$$

A temperatura de saída da câmara de combustão é definida para obter o empuxo necessário; o cálculo da vazão de combustível necessária é feito através de um balanço energético da forma seguinte:

$$\dot{m}_{fuel}\,\eta_{comb}\,H_f = \dot{m}_3\,\bar{c}_{p_{comb}}\,(T_{tot,4} - T_{tot,3}) + \dot{m}_{fuel}\,\bar{c}_{p_{comb}}\,T_{tot,4} \tag{3.8}$$

$$\dot{m}_{fuel} = \dot{m}_3\,\frac{\bar{c}_{p_{comb}}\,(T_{tot,4} - T_{tot,3})}{\eta_{comb}\,H_f - \bar{c}_{p_{comb}}\,T_{tot,4}} \tag{3.9}$$

Turbina de alta pressão A turbina de alta pressão é ligada ao compressor que recebe potência através do eixo comum. Desta forma é possível calcular os valores de saída da turbina usando um balanço energético:

$$\dot{m}_{2.5}\,\bar{c}_{p_{compr}}\,(T_{tot,3} - T_{tot,2.5}) = \eta_m\,\dot{m}_4\,\bar{c}_{p_{turb}}\,(T_{tot,4} - T_{tot,4.5}) \tag{3.10}$$

$$T_{tot,4.5} = T_{tot,4} - \frac{\left(\dfrac{\dot{m}_{2.5}}{\dot{m}_4}\,(T_{tot,3} - T_{tot,2.5})\right)}{\eta_m} \tag{3.11}$$

$$p_{tot,5} = p_{tot,4.5}\left[1 - \frac{\left(1 - \left(\dfrac{T_{tot,4.5}}{T_{tot,4}}\right)\right)}{\eta_{is,turb}}\right]^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)} \tag{3.12}$$

Refere-se à figura 3.15.

Turbina de baixa pressão A turbina de baixa pressão é ligada ao FAN que recebe potência através do eixo comum. Esta turbina fornece também potência elétrica e hidráulica para o funcionamento das instalações externas. É possível calcular os valores de saída da turbina usando um balanço energético:

$$\dot{m}_2\,\bar{c}_{p_{compr}}\,(T_{tot,2.5} - T_{tot,2}) + \dot{W}_{el} + \dot{W}_{hp} = \eta_m\,\dot{m}_{4.5}\,\bar{c}_{p_{turb}}\,(T_{tot,4.5} - T_{tot,5}) \tag{3.13}$$

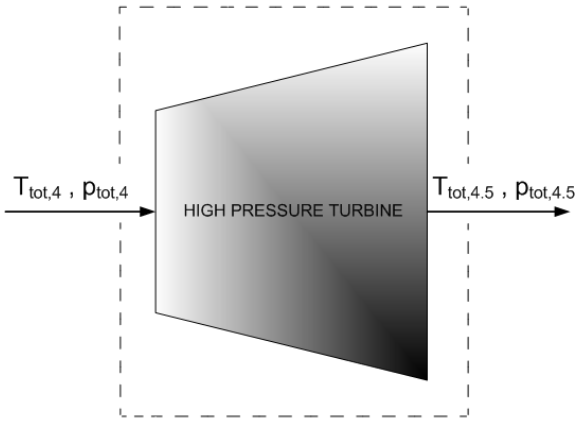

Figura 3.15: Modelo simplificado da turbina de alta pressão usado na modelagem matemática do motor.

$$T_{tot,5} = T_{tot,4.5} - \frac{\left(\frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_{4.5}}\left(T_{tot,2.5} - T_{tot,2}\right)\right)}{\eta_m} \tag{3.14}$$

$$p_{tot,5} = p_{tot,4.5}\left[1 - \frac{\left(1 - \left(\frac{T_{tot,5}}{T_{tot,4.5}}\right)\right)}{\eta_{is,turb}}\right]^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)} \tag{3.15}$$

Refere-se à figura 3.16.

Dutos Os escoamentos nos dutos incluídos no modelo do motor são considerados isentrópicos, a temperatura total é constante e a queda de pressão é calculada através de um coeficiente de perda de carga (como o coletor).

$$T_{tot,i} = T_{tot,j} \qquad i = 1.6, 6 \quad j = 1.3, 5 \tag{3.16}$$

$$p_{tot,i} = p_{tot,j}\,\varepsilon_{duct,j} \qquad i = 1.6, 6 \quad j = 1.3, 5 \tag{3.17}$$

Mixer Referindo-se à figura 3.17, o mixer possui dois fluxos de entrada com valores de pressão e temperatura diferentes. Os dois fluxos, primário e secundário, se misturam no componente antes de serem expandidos no bocal. A temperatura e a pressão de saída são calculadas usando o balanço de massa, de energia, e as equações de gás perfeito e do fluxo isentrópico, assim como mostrado em seguida:

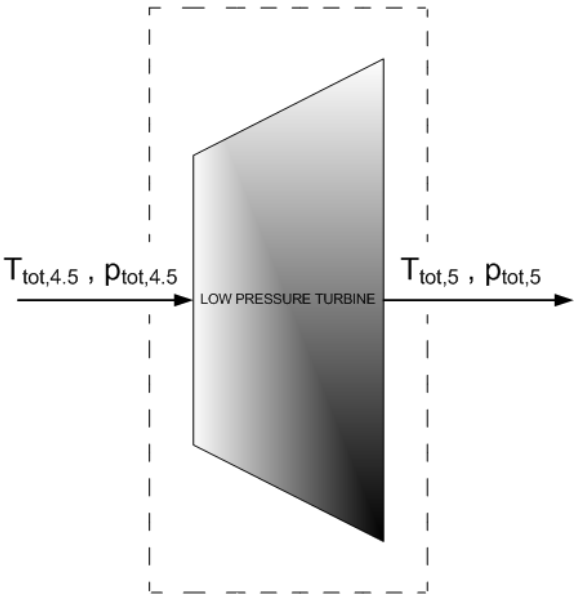

Figura 3.16: Modelo simplificado da turbina de baixa pressão usado na modelagem matemática do motor.

$$\begin{cases} \dot{m}_6 + \dot{m}_{1.6} = \dot{m}_7 \\ \dot{m}_6\, T_{tot,6} + \dot{m}_{1.6}\, T_{tot,1.6} = \dot{m}_7\, T_{tot,7} \end{cases} \tag{3.18}$$

$$\begin{cases} p_i = \rho_i\, R\, T_i & i = 1.6, 6, 7 \\ p_{tot,i} = p_i \left(1 + \dfrac{\gamma - 1}{2}\, M_i^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} & i = 1.6, 6, 7 \\ T_{tot,i} = T_i \left(1 + \dfrac{\gamma - 1}{2}\, M_i^2\right) & i = 1.6, 6, 7 \\ c_i = \sqrt{\gamma\, R\, T_i} & i = 1.6, 6, 7 \end{cases} \tag{3.19}$$

Através de operações algébricas se obtém:

$$\begin{cases} T_{tot,7} = \dfrac{\dot{m}_6\, T_{tot,6} + \dot{m}_{1.6}\, T_{tot,1.6}}{\dot{m}_7} \\ p_{tot,7} = \underbrace{\left(\dfrac{\dot{m}_7\, c_7}{\gamma\, M_7\,(S_7)}\right) \varepsilon_{mix}}_{p_7} \left(1 + \dfrac{\gamma - 1}{2}\right. \\ \qquad \left. M_7^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases} \tag{3.20}$$

Bocal Considera-se a ausência de choques no bocal, cujo fluxo de saída se expande levemente para alcançar a pressão externa. A relação de temperatura é calculada em função da relação de pressão e corrigida por meio de

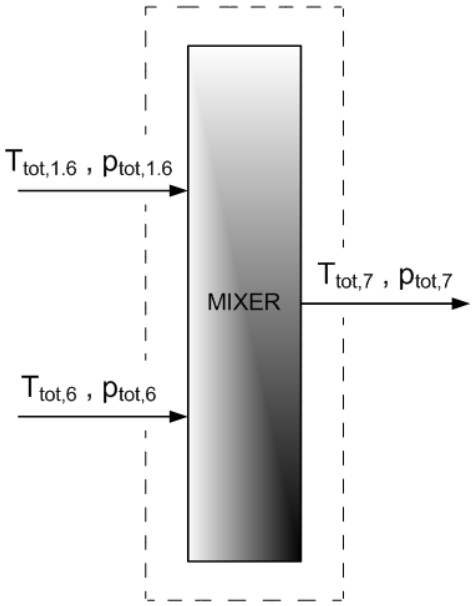

Figura 3.17: Modelo simplificado do mixer usado na modelagem matemática do motor.

uma eficiência do bocal. O cálculo das grandezas estáticas na saída do bocal é fundamental porque através delas se calcula o desempenho do motor.
Em relação à figura 3.18 escreve-se:

$$T_{9,id} = T_{tot,7} \left(\frac{p_9}{p_{tot,7}} \right)^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}} \tag{3.21}$$

$$T_9 = T_{tot,7} - \eta_{exh} \, (T_{tot,7} - T_{9,id}) \tag{3.22}$$

$$V_9 = \sqrt{2 \, c_{p_7} \, (T_{tot,7} - T_9)} \tag{3.23}$$

$$a_9 = \sqrt{\gamma \, R \, T_9} \tag{3.24}$$

$$M_9 = \frac{V_9}{a_9} \tag{3.25}$$

$$T_{tot,9} = T_9 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \, M_9^2 \right) \tag{3.26}$$

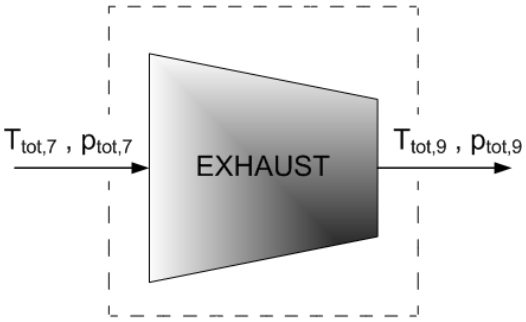

Figura 3.18: Modelo simplificado do bocal usado na modelagem matemática do motor.

$$p_{tot,9} = p_9 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_9^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \tag{3.27}$$

$$\rho_9 = \frac{p_9}{(R\, T_9)} \tag{3.28}$$

$$S_9 = \frac{\dot{m}_9}{(\rho_9\, V_9)} \tag{3.29}$$

Desempenho do motor Por meio do balanço de quantidade de movimento entre a entrada e a saída do propulsor, e com uma correção estática devida a pressão, calcula-se o empuxo, o empuxo específico (impulso) e o consumo especifico de combustível:

$$T = \dot{m}_9\, V_9 - \dot{m}_a\, V_{TAS} + S_9\ (p_9 - p_a) \tag{3.30}$$

$$I = \frac{T}{g\, \dot{m}_a} \tag{3.31}$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}_{fuel}}{T}\, 3600 \tag{3.32}$$

Calcula-se a eficiência de propulsão, termodinâmica e global:

Tabela 3.7: Resultados do modelo matemático

Empuxo, T [kN]	7,713
Vazão de combustível, m_{fuel} [kg/s]	0,148
Consumo específico de combustível, TSFC [kg/N-h]	0,0692
Temperatura total de entrada na turbina, $T_{tot,4}$ [K]	1379
"Intermediate Turbine Temperature", $T_{tot,4.5}$ (ITT) [K]	987
Impulso, I [s]	17
Eficiência de propulsão, η_{prop} [%]	78
Eficiência termodinâmica, η_{term} [%]	28
Eficiência global, η_G [%]	22

$$\eta_{prop} = \frac{2\,V_{TAS}}{V_{TAS} + V_9} \tag{3.33}$$

$$\eta_{term} = \frac{L^{\rightarrow}}{Q^{\leftarrow}} = \frac{T\,V_{TAS}}{m_{fuel}\,H_f} \tag{3.34}$$

$$\eta_G = \eta_{term}\,\eta_{prop} \tag{3.35}$$

Os cálculos são feitos considerando o bocal adaptado[5] e desprezando o efeito útil devido as extrações de potência e de ar no FAN e no compressor (incluindo tais termos, as eficiências são incrementadas de 1,3 %).

3.3.3 Resultados

Baseando-se nos mesmos dados de entrada usados para o modelo computacional construído com GSP, apresentados na tabela 3.6, utiliza-se o modelo matemático para avaliar qualitativamente os resultados obtidos com o modelo criado com o GSP. Sendo o empuxo o efeito útil que se quer alcançar, impõe-se a temperatura de saída da câmara de combustão para obter o mesmo empuxo, e calculam-se todas as variáveis de importância do motor. Os principais resultados são apresentados na tabela 3.7.

3.4 Comparação entre os modelos

Na tabela 3.8 são apresentadas as diferenças encontradas nos parâmetros principais entre os dois modelos, expressas em termos percentuais. Como

[5]Um bocal adaptado é um bocal que expande exatamente entre a pressão interna e a pressão do ambiente de saída (atmosférica neste caso). Com esta hipótese não são presentes choques e expansões seja internas ao bocal que externas

Tabela 3.8: Comparação entre os modelos do motor: erros percentuais

Vazão de combustível, [%]	5
Consumo específico de combustível, [%]	5
Temperatura total de entrada na turbina, [%]	2,3
"Intermediate Turbine Temperature", [%]	4,7
Eficiência de propulsão, [%]	1,3
Eficiência termodinâmica, [%]	7,7
Eficiência global, [%]	10

pode-se notar tais valores são pequenos e nunca maiores de 10 [%].
É importante notar que o desempenho obtido pelo modelo matemático é melhor em relação ao modelo computacional. O mesmo empuxo é realizado com uma menor vazão de combustível e, conseqüentemente, com uma menor temperatura de entrada na turbina. Esta diferença se justifica considerando que o modelo matemático é mais simplificado porque não leva em consideração fenômenos complexos implementados no modelo construído com o GSP.

A comparação entre os valores de pressão e temperatura total é mostrada nas figuras 3.19 e 3.20. Nota-se que também neste caso as diferenças entre os dois modelos são mínimas e tendem a ser eliminadas no "mixer", que mistura os fluxos primário e secundário, e no bocal, que expande até a mesma pressão estática.

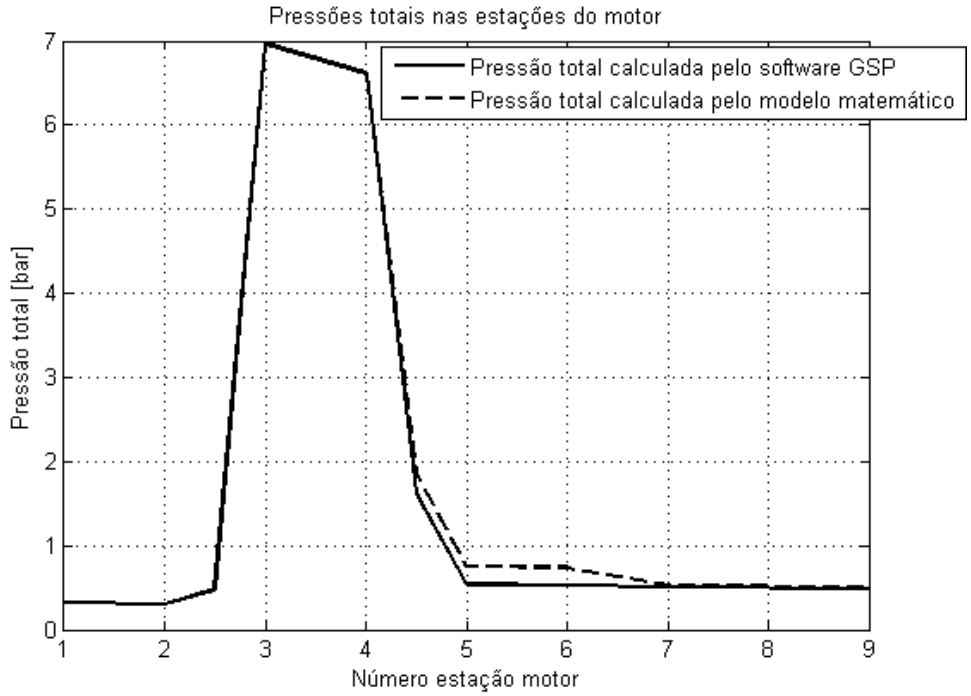

Figura 3.19: Pressão total nas várias estações do motor obtida pelo software e pelo modelo matemático na fase de cruzeiro

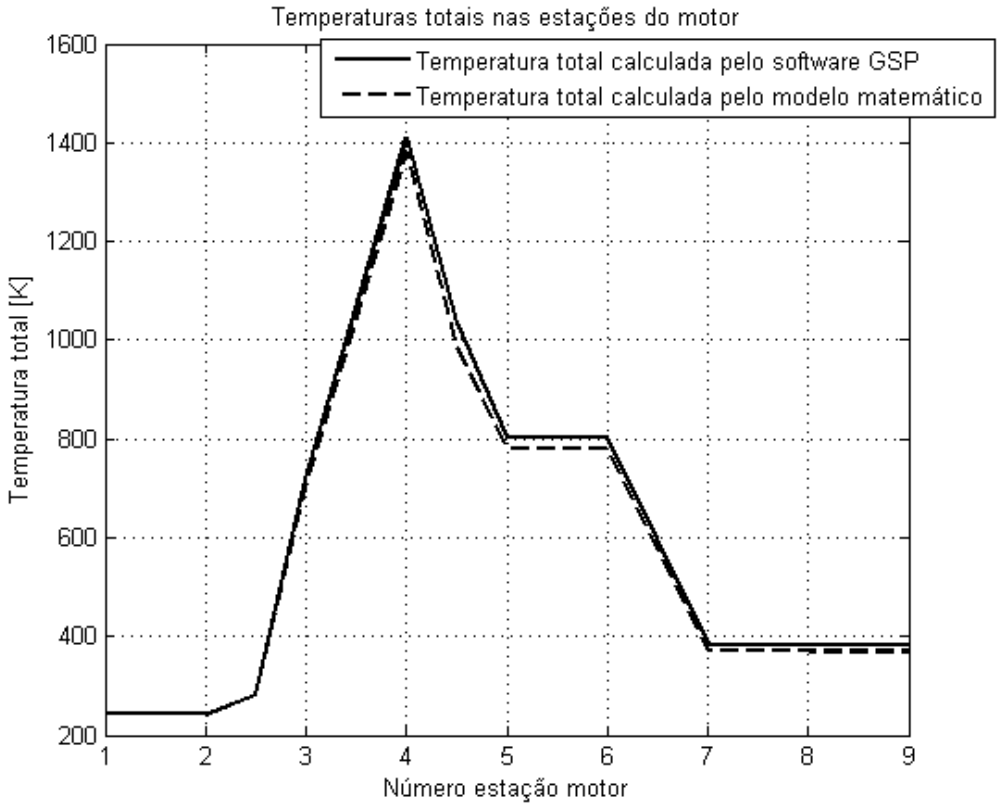

Figura 3.20: Temperatura total nas várias estações do motor obtida pelo software e pelo modelo matemático na fase de cruzeiro

Capítulo 4

Análise Exergética

Prefácio Depois ter criado um modelo do motor, analisa-se exergéticamente seu funcionamento ao longo da missão. O objetivo é caracterizar e quantificar as irreversibilidades globais e dos componentes que formam o propulsor para poder definir quais são as fases e os equipamentos críticos.
O capítulo é dividido da forma seguinte:

1. **Introdução à análise exergética**;
2. **Considerações Gerais para a Modelagem Exergética do Motor**;
3. **Modelo e balanço global do Motor**;
4. **Modelo local e global do Motor**;
5. **Resultados gerais das análises exergéticas**.

Na primeira parte introduz-se a exergia e a correspondente análise exergética para poder conduzir os estudos globais e locais do propulsor na terceira e quarta seção. Na quinta parte são resumidos e comentados os resultados obtidos nas análises.

4.1 Introdução à Análise Exergética

A análise exergética é um método que usa os princípios de conservação da massa e da energia em conjunto com a Segunda Lei da Termodinâmica para projetar e analisar sistemas térmicos. Esta análise é útil para direcionar o uso mais eficiente dos recursos e dos equipamentos, já que permite definir os lugares e a verdadeira quantidade de gastos e perdas do sistema.
No caso específico deste estudo, inicialmente deseja-se identificar as fases de maior consumo exergético, estudando as fases pontualmente e a missão completa (análise integral). Em seguida, pretende-se definir as origens dos gastos e das perdas exergéticas ao longo da missão, para direcionar uma futura otimização do funcionamento do propulsor desenvolvendo estudos de configurações alternativas mais eficientes, como as "more electric". Considerando-se um motor aeronáutico, a avaliação do seu próprio desempenho tem que ser

executada nas condições de vôo típicas, pois o funcionamento dos equipamentos varia extremamente em função da fase da missão e, conseqüentemente, das condições atmosféricas.
Para conduzir a análise exergética de um sistema termodinâmico é necessário esquematiza-lo, assumindo várias hipóteses, e usar o balanço de exergia. Primeiramente é necessário resumir as principais características do conceito de exergia e definir o que é um sistema termodinâmico:

Exergia Considerando o sistema em estudo e um sistema de referência, a exergia é o máximo trabalho teórico que pode ser obtido quando estes dois interagem reversivelmente até o equilíbrio. As propriedades principais da exergia são as seguintes:

- a exergia, diferentemente da energia, não se conserva;
- a exergia pode ser transferida entre um sistema e outro;
- a exergia, diferentemente da energia, é destruída pelas irreversibilidades do sistema;
- a exergia depende do sistema de referência: um sistema que não possui exergia em comunicação com um sistema de referência "A", pode possuir exergia se interagir com um sistema de referência "B";
- a exergia não pode ser negativa, no máximo tem valor nulo na condição de equilíbrio entre os sistemas considerados;
- em sistemas sujeitos a reações químicas é necessário considerar o termo de exergia química.

Estas características da exergia são os fundamentos usados nas análises de sistemas.
Desconsiderando-se efeitos nucleares, magnéticos, elétricos e de tensão superficial, pode-se dividir a exergia em quatro componentes: exergia cinética, potencial , física e química, como mostrado na figura e esquematizado na expressão seguinte[1]:

$$b = b_{cin} + b_{pot} + b_{fis} + b_{qui} \tag{4.1}$$

[1]Convencionou-se que a exergia cinética e potencial não fazem parte da exergia física

Exergia cinética A exergia cinética equivale à energia cinética, pois pode ser convertida totalmente em trabalho:

$$b_{cin} = \frac{V^2}{2} \tag{4.2}$$

Exergia potencial Assim como a exergia cinética, a exergia potencial equivale à energia potencial, pois pode ser convertida totalmente em trabalho:

$$b_{pot} = g\,h \tag{4.3}$$

Exergia física A exergia física equivale à máxima quantidade de trabalho possível de se obter quando um sistema ou fluxo de uma substância passa de um estado inicial ao estado de referência restrito, caracterizado pela existência de equilíbrio térmico e mecânico com o meio ambiente. Para um sistema, a exergia física específica é dada por:

$$b_{fis}^{sist} = (h - h_0) + p_0(v - v_0) - T_0(s - s_0) \tag{4.4}$$

e para um fluxo mássico:

$$b_{fis}^{fluxo} = (h - h_0) - T_0(s - s_0) \tag{4.5}$$

Para um gás perfeito, admitindo c_p constante, o cálculo da exergia física será:

$$b_{fis} = c_p \left[(T - T_0) - T_0 ln \left(\frac{T}{T_0} \right) \right] + R T_0 ln \left(\frac{p}{p_0} \right) \tag{4.6}$$

Para sólidos e líquidos, com a hipótese de calor específico constante, a expressão da exergia física é:

$$b_{fis} = c_p \left[(T - T_0) - T_0 ln \left(\frac{T}{T_0} \right) \right] - v_m(p - p_0) \tag{4.7}$$

Sendo v_m o volume específico médio entre p e p_0. Para o cálculo da exergia física é suficiente que o meio esteja caracterizado por uma pressão e temperatura de referência (p_0 e T_0).

Exergia química A exergia química é o máximo trabalho possível de se obter quando um sistema ou fluxo é levado do estado de referência restrito ao estado morto, caracterizado pela existência de equilíbrio térmico, mecânico e químico, interagindo reversivelmente com componentes do meio ambiente.
A exergia química dos combustíveis pode ser estimada em relação ao seu poder calorífico inferior, conforme expressões do tipo:

$$b_{qum} = \phi \, H_f \tag{4.8}$$

Onde ϕ pode ser calculado com fórmulas baseadas na composição do combustível [2][20].
Para maiores detalhes e um maior aprofundamento do conceito de exergia, consulta-se o apêndice C.

Sistema Termodinâmico Consideram-se as seguintes definições [17]:

- **Sistema** : é a região do espaço ou quantidade de matéria sobre a qual é fixada a atenção para o estudo;
- **Meio** : é tudo o que está fora do sistema;
- **Fronteira** : é a superfície que separa o sistema do meio. A fronteira pode ser fixa ou móvel.

O sistema pode ser:

- **Fechado** : massa constante e de identidade constante; só calor e trabalho podem atravessar sua fronteira;
- **Aberto (volume de controle)** : quando a fronteira é atravessada por massa; também o calor e o trabalho podem atravessar a fronteira;
- **Isolado** : não é influenciado pelo meio; calor e trabalho não atravessam a fronteira; massa fixa.

Baseando-se nas definições apresentadas, o balanço de exergia pode ser escrito para sistemas fechados e abertos.

Cálculo da exergia em sistemas fechados Um sistema em um específico estado pode alcançar um novo estado através de transferências de calor e trocas de trabalho interagindo com um sistema externo. É este o caso de um sistema fechado, em que transferências de exergia podem acontecer só em relação a transferências de calor e trocas de trabalho.
Neste caso, as etapas fundamentais da análise exergética são:

1. modelagem do sistema em blocos;
2. definição das condições do sistema (quantidades características como pressão, temperatura, estado, volume, taxa de variação de volume);
3. definição das condições na fronteira (como transferências de calor, trocas de trabalho);
4. definição das condições do meio ambiente;
5. avaliação dos vários termos do balanço de exergia (transferências de exergia com calor, com trabalho, destruição de exergia);
6. cálculo da variação de exergia do sistema.

Calcula-se assim a variação de exergia segundo a expressão:

$$B_2 - B_1 = B_t^Q + B_t^W - B_d \tag{4.9}$$

onde:

B_2 : exergia do estado final
B_1 : exergia do estado inicial
B_t^Q : exergia transferida por meio de transferências de calor
B_t^W : exergia transferida por meio de trocas de trabalho
B_d : exergia destruída

Cálculo da exergia em sistemas abertos A análise exergética apresentada para sistemas fechados pode ser facilmente ampliada para volumes de controle, que geralmente são os mais usados nas análises de engenharia. As etapas de cálculo são as mesmas do outro caso, mas é necessário considerar também a exergia transferida com a massa na entrada e na saída do volume de controle. Escreve-se assim a expressão da taxa de variação de exergia:

$$\frac{dB}{dt} = \dot{B}_t^Q + \dot{B}_t^W + \dot{B}_t^{m.e.} - \dot{B}_t^{m.s.} - \dot{B}_d \tag{4.10}$$

onde:

$\frac{dB}{dt}$: taxa de variação de exergia
$\dot{B}_t^Q$: taxa de exergia transferida por meio de transferências de calor
$\dot{B}_t^W$: taxa de exergia transferida por meio de trocas de trabalho
$\dot{B}_t^{m.e.}$: taxa de exergia transferida com a massa de entrada no sistema
$\dot{B}_t^{m.s.}$: taxa de exergia transferida com a massa de saída do sistema
$\dot{B}_d$: taxa de exergia destruída

Rendimento ou eficiência exergética Para comparar sistemas de tipos e tamanhos diferentes é necessário determinar um índice que permita avaliar quantitativamente a qualidade do processo de conversão de energia.
São apresentadas a seguir, três formas de rendimento exergético adequadas para avaliar o desempenho de processos de conversão de energia em processos químicos (PQ), máquinas térmicas e/ou processos térmicos (PT), e processos puramente dissipativos (PD).
A primeira expressão é útil para avaliar processos químicos:

$$\eta_{PQ} = \frac{\text{exergia dos produtos uteis}}{\text{exergia de alimentacao}} \tag{4.11}$$

A segunda expressão é idêntica à definida anteriormente, sendo indicada para analisar processos térmicos:

$$\eta_{PT} = \frac{\text{exergia util produzida}}{\text{consumo de exergia}} \tag{4.12}$$

Cabe ao usuário de cada sistema identificar o que é a exergia útil produzida em cada equipamento e/ou sistema, bem como qual foi o gasto de exergia feito para a obtenção do produto.
A terceira expressão é indicada para avaliar processos em que há destruição de exergia, como expansão em uma válvula e rejeição de calor em um condensador, normalmente denominados processos puramente dissipativos:

$$\eta_{PD} = \frac{\sum(\text{exergia de saida})}{\sum(\text{exergia de entrada})} \tag{4.13}$$

4.2 Considerações Gerais para a Modelagem Exergética do Motor

A teoria exergética relacionada a motores de aeronaves ainda não é fortemente usada, mas está adquirindo uma importância sempre maior prin-

cipalmente por causa de estudos de configurações alternativas "more electric"das instalações de bordo. Por isto todos os trabalhos analisados nesta área são focados nos componentes do propulsor em relação, no máximo, a duas fases de vôo, a decolagem e o cruzeiro, usando como referência o próprio motor. Na revisão bibliográfica não foram encontradas análises de missões completas usando uma referência comum para todas as fases. Avalia-se importante neste estudo caracterizar o desempenho geral do motor e de seus componentes ao longo da missão definindo as eficiências exergéticas. Por este motivo o estudo é dividido em duas partes fundamentais:

1. **Modelo e balanço global do motor**: neste modelo o motor é considerado um único sistema aberto. Desta forma é possível obter resultados válidos para o estudo geral do avião, que necessita das exergias associadas ao empuxo, ao ar extraído, às extrações de potência e ao fluxo de gás expulso;

2. **Modelo e balanço local do motor**: neste modelo o motor é estudado analisando seu funcionamento considerando todos os componentes que o formam. Cria-se desta maneira balanços locais para cada equipamento, permitindo a avaliação de seus desempenhos.

Pelos cálculos são usados programas montados no *software* EES que permitem determinar todos os termos exergéticos e as várias eficiências do sistema em análise, tanto do ponto de vista global como local.

4.2.1 Hipóteses

Para conduzir os estudos exergéticos é necessário assumir as hipóteses seguintes:

- O ar e as misturas ar-combustível são considerados gases termicamente perfeitos;

- Os gases não são considerados caloricamente perfeitos: as variações do calor específico à pressão constante (c_p) são dadas pelo software de modelagem do motor, GSP;

- O combustível considerado é querosene (JET A1) e sua formula é $C_{12}H_{23}$;

- Desconsidera-se a exergia física do combustível;

- Todos os componentes do motor são considerados adiabáticos;

- Desconsidera-se nas análises os trocadores de calor (ar-combustível, combustível-óleo).

4.3 Modelo e balanço global do Motor

Por análise global do motor entende-se a caracterização do seu desempenho ao longo da missão, seja pontual que integral. Pretende-se determinar a exergia destruída, perdida, útil e conseqüentemente a eficiência exergética do propulsor em cada fase. Assim é possível relacionar cada fase a sua duração e identificar aquelas críticas, em termos integrais, para poder conduzir estudos de otimização.
Na realização de uma análise exergética é preciso definir um estado de referência necessário para relacionar o sistema em exame e determinar seu máximo trabalho realizável. Analisando os sistemas comuns, imóveis ou que se movimentam no solo, a escolha de tal referência não apresenta problemas. Diferentemente, estudando um corpo em movimento em altitudes e condições variáveis como um avião ou seu motor, definir um ponto de referência não é simples e imediato. Todos os estudos exergéticos referentes a propulsores examinados na revisão bibliográfica, são focados na análise pontual do funcionamento do motor, concentrando o estudo nos seus componentes usando como sistema e estado de referência o próprio propulsor. Nesta análise, que tem como objetivo a caracterização das variações de eficiência e de funcionamento do propulsor ao longo da missão, precisa-se considerar a hipótese de se usar um estado de referência constante para todas as fases de vôo. De fato, como é necessário estudar as variações no desempenho do motor em condições de funcionamento e atmosféricas diferentes, parece razoável relacionar todas as fases de interesse a uma mesma referência para que seja possível uma comparação baseada num ponto fixo comum. Por este motivo, inicialmente, efetua-se a análise global do propulsor usando dois referenciais diferentes:

- **Referência no motor**: considera-se o sistema de referência físico e o estado termodinâmico de referência no motor (que se movimentam com a mesma velocidade absoluta do avião), usando a temperatura e pressão total do ar na altitude examinada;

- **Referência no solo**: considera-se o sistema de referência físico e o estado termodinâmico de referência no solo, fixos, usando a temperatura e pressão estática.

Tendo referências diferentes, as análises devem gerar resultados diferentes, mas a geração de entropia tem de ser a mesma pois é independente da referência. Com esta consideração, utiliza-se a análise entrópica para validar os métodos usados. A análise é conduzida em relação à fase de cruzeiro usando a seguinte expressão:

$$\dot{S}_{ger} = \sum_{j=1}^{n} (s_j \, \dot{m}_j) - \sum_{i=1}^{n} (s_i \, \dot{m}_i) \tag{4.14}$$

onde:

i refere-se aos fluxos de entrada do sistema
j refere-se aos fluxos de saída do sistema

Baseando-se na figura 4.1, pode-se escrever:

$$\begin{aligned}\dot{S}_{gener} = (s_9\,\dot{m}_9) + (s_{comp\,bleed}\,\dot{m}_{compr\,bleed}) + \\ + (s_{fan\,bleed}\,\dot{m}_{fan\,bleed}) - (s_1\,\dot{m}_1) + \\ - (s_{fuel}\,\dot{m}_{fuel})\end{aligned}$$

Obtém-se como resultado $\dot{S}_{ger} = 16,6\,[kW/K]$. Este valor será comparado com os valores resultantes das análises com os dois sistemas de referência diferentes.

4.3.1 Referência no Motor

Sendo o sistema de referência fixo, as velocidades na entrada e na saída são as velocidades relativas ao propulsor. Nesta condição, a exergia relacionada ao empuxo não pode ser atribuída ao propulsor, que não tem velocidade, mas tem que ser contabilizada na exergia de saída. De fato, como mostrado nos textos de propulsão a jato[22][23][24], colocando o sistema de referência no motor (o que acontece praticamente em todos os casos) a energia da massa de saída do propulsor é composta por dois termos: um ligado ao empuxo e um perdido.
Com as considerações feitas, pode-se esquematizar o balanço na figura 4.1 e escrever :

$$\dot{B}_1 + \dot{B}_{fuel} = \dot{B}_9 + \dot{W}_{extr} + \dot{B}_{comp\,bleed} + \dot{B}_{fan\,bleed} + \dot{B}_{destr} \tag{4.15}$$

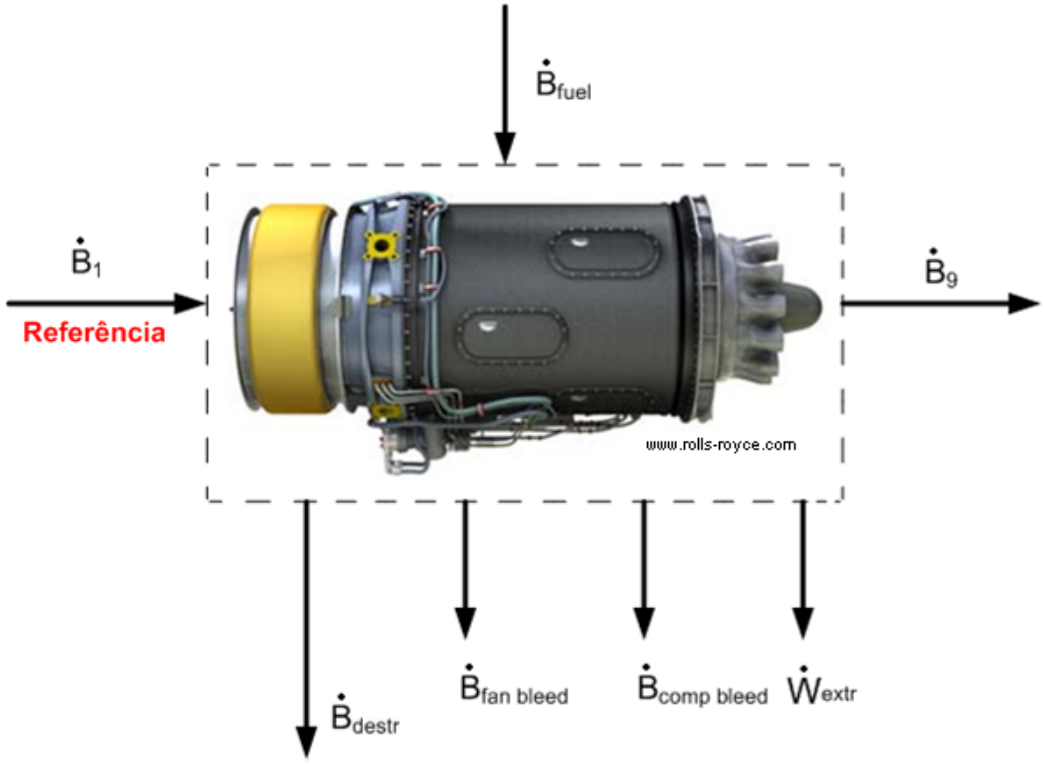

Figura 4.1: Esquema dos fluxos exergéticos do balanço global do motor com referência no motor.

Os vários termos são calculados da forma seguinte:

$$\begin{cases} \dot{B}_1 = \dot{B}_{fis_1} + \dot{B}_{quim_1} + \dot{B}_{cin_1} + \underbrace{\dot{B}_{pot_1}}_{=0} \\ \dot{B}_{fuel} = \phi\, H_f\, \dot{m}_{fuel} \\ \dot{B}_9 = \dot{B}_{fis_9} + \dot{B}_{quim_9} + \dot{B}_{cin_9} + \underbrace{\dot{B}_{pot_9}}_{=0} \\ \dot{W}_{extr} = \dot{W}_{hp} + \dot{W}_{el} \\ \dot{B}_{compr\,bleed} = \dot{B}_{fis_{compr\,bleed}} + \dot{B}_{quim_{compr\,bleed}} + \dot{B}_{cin_{compr\,bleed}} + \underbrace{\dot{B}_{pot_{compr\,bleed}}}_{=0} \\ \dot{B}_{fan\,bleed} = \dot{B}_{fis_{fan\,bleed}} + \dot{B}_{quim_{fan\,bleed}} + \dot{B}_{cin_{fan\,bleed}} + \underbrace{\dot{B}_{pot_{fan\,bleed}}}_{=0} \\ \dot{B}_{destr} = \dot{B}_1 + \dot{B}_{fuel} - \dot{B}_9 - \dot{W}_{extr} - \dot{B}_{comp\,bleed} - \dot{B}_{fan\,bleed} \end{cases} \tag{4.16}$$

Considerando desprezíveis as variações de exergia potencial (que em todos os casos introduzem variações menores de 1 [%]).
Com a última relação mostrada no sistema de equações é possível determinar

a exergia destruída pelo sistema.

Analisando a exergia da vazão de saída do motor, pode-se distinguir uma parte útil e uma parte perdida:

$$\dot{B}_9 = \dot{B}_{util} + \dot{B}_{perdida} = \dot{B}_T + \dot{B}_{perdida} \tag{4.17}$$

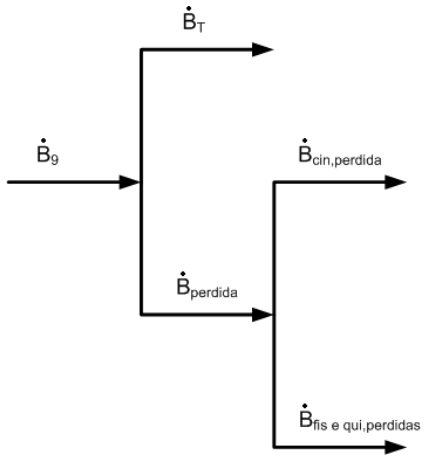

Figura 4.2: Termos da exerga de saída do motor.

Calcula-se o termo exergético do empuxo como:

$$\dot{B}_T = T\,V_{TAS} \tag{4.18}$$

O empuxo de um motor é calculado como a força resultante da integração de todas as pressões e dos termos viscosos[23]. Solucionando as integrais, separando-as entre superfície lateral, de entrada e saída, e desconsiderando os termos de resistência externa, obtém-se:

$$T = \dot{m}_9\,V_9 - \dot{m}_1\,V_{TAS} + (p_9 - p_1)\,S_9 \tag{4.19}$$

Desta forma o cálculo do empuxo é reduzido ao balanço de quantidade de movimento entre a saída e a entrada do propulsor e a um termo estático devido à diferença de pressões (este termo é nulo no caso de um motor com um bocal adaptado, em que $p_9 = p_1$).

Tabela 4.1: Resultados entrópicos da análise com o referencial no motor

Exergia Total Destruída [kW]	4276
Temperatura de referência [K]	242,14
Entropia gerada [kW/K]	**17,66**

Tabela 4.2: Resultados entrópicos da análise com o referencial no solo

Exergia Total Destruída [kW]	4786
Temperatura de referência [K]	298,15
Entropia gerada [kW/K]	**16,05**

Resultados Através do procedimento apresentado calculam-se os fluxos exergéticos do propulsor na fase de cruzeiro. A entropia gerada é calculada segundo a expressão:

$$\dot{S}_{ger} = \frac{\dot{B}_{destr}}{T_{ref}} \tag{4.20}$$

Os resultados principais são mostrados na tabela 4.1.

4.3.2 Referência no Solo

Sendo o referencial físico fixo, considera-se o ar na entrada do propulsor imóvel e o motor em movimento com a mesma velocidade do avião. Escreve-se a equação do balanço global da seguinte forma, seguindo o esquema da figura 4.3:

$$\dot{B}_1 + \dot{B}_{fuel} = \dot{B}_9 + \dot{W}_{extr} + \dot{B}_{comp\,bleed} + \dot{B}_{fan\,bleed} + \dot{B}_T + \dot{B}_{destr} \tag{4.21}$$

Neste caso considera-se a exergia do empuxo como um dos efeitos úteis diretos e calcula-se a exergia destruída levando em consideração este termo. A exergia da vazão de saída é totalmente perdida pois não é mais aproveitada fora do propulsor.

Resultados Na tabela 4.2 são apresentados os resultados obtidos com o referencial fixo no solo.

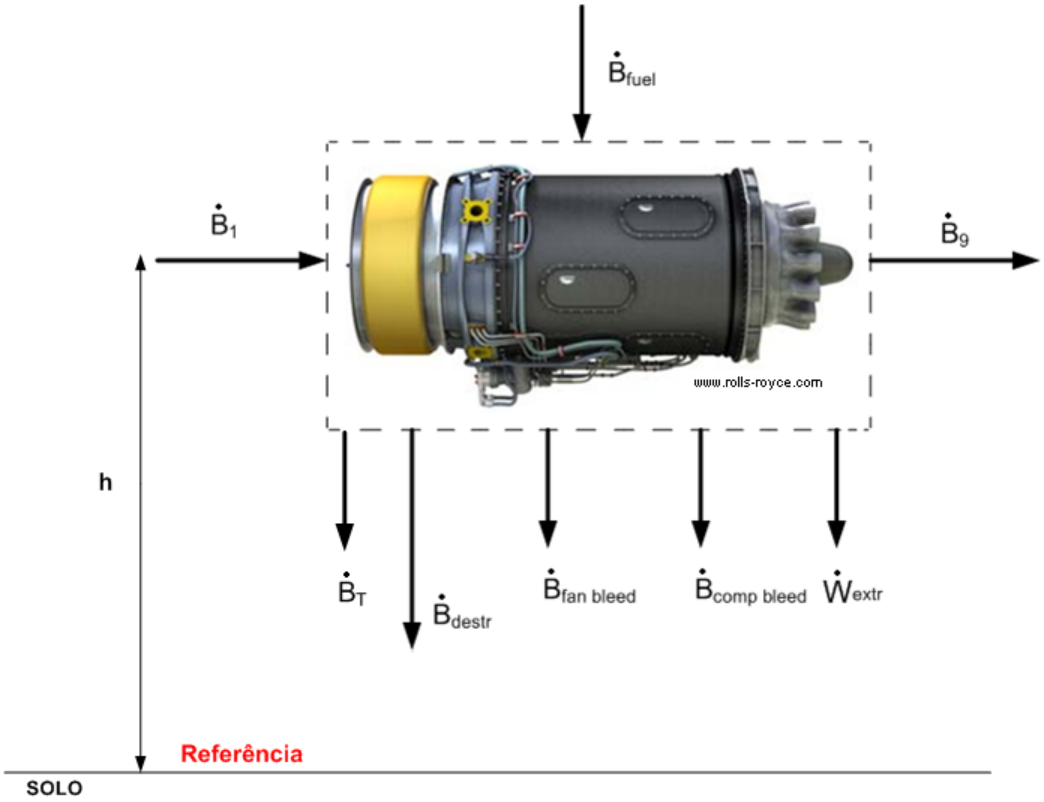

Figura 4.3: Esquema dos fluxos exergéticos do balanço global do motor com referência no solo.

4.3.3 A escolha do estado de referência

A entropia gerada, calculada no estudo exergético com os dois referenciais diferentes, é comparada com a análise entrópica desenvolvida. Usando esta análise como base, encontra-se que o modelo global, que usa o solo como referencial, tem um resultado mais próximo com um erro de 3,31 [%] . O modelo com o estado de referência no motor apresenta um resultado com um erro de 6,38 [%] em relação à análise entrópica.
Fazem-se as seguintes considerações:

- o resultado da análise entrópica é independente do referencial escolhido;
- as análises exergéticas habituais (focadas em sistemas fixos ou que se movimentam no solo) usam como estado de referência o solo: com esta base podem ser aplicadas as relações habituais para o cálculo dos vários termos da exergia. Usando como referencial um gás (ar), que se encontra em grande altitude, cujas características físicas e químicas são obtidas através modelos padrões atmosféricos, podem-se gerar erros dificilmente quantificáveis e provavelmente crescentes com a altitude;
- para uma análise local dos componentes de um motor a jato pode ser usado um referencial com o sistema independente da altitude, pois o

objetivo é estudar o funcionamento e o desempenho comparativo das instalações em relação uma a outra;

- para uma análise global de uma missão, seja relacionando fases pontuais, seja estudando integralmente todo o vôo, usar um referencial fixo parece ser a solução melhor:

    - quantitativamente, a entropia gerada, calculada na fase de vôo na maior altitude (cruzeiro), é muito próxima à entropia gerada segundo a análise entrópica;

    - de um ponto de vista relativo, usar referências diferentes para cada fase de vôo e comparar os resultados obtidos pode criar erros porque o máximo trabalho realizável (exergia) pelo ar depende do referencial, sendo que a exergia específica do combustível praticamente não varia com a altitude.

Assumindo tais considerações, se analisa toda a missão do avião pondo o referêncial fixo no solo, usando uma temperatura e uma pressão respectivamente de $298,15\,K$ e $1,01325\,bar$.

4.3.4 Resultados

Na figura D.4 é mostrada a repartição exergética encontrada na fase de cruzeiro. Os resultados de todas as fases pontuais de vôo são resumidos no gráfico 4.5, e mostrados singularmente no apêndice D. Nota-se que, a soma do termo de exergia relativa do empuxo e das extrações (que inclui as extrações de potência e de ar do fan e do compressor), representa a eficiência exergética, segundo a seguinte expressão:

$$\eta_b = \frac{\sum_i \dot{B}_i}{\sum_j \dot{B}_j} \tag{4.22}$$

Onde:

i representa os fluxos úteis de saída
j representa os fluxos de entrada.

Estas eficiências são resumidas na tabela 4.3. Os gráficos analisados juntos, fornecem uma serie de importantes informações e conclusões:

- A fase de maior duração no vôo é o cruzeiro. Nesta fase encontra-se a maior eficiência exergética, 26 [%], o que mostra, como esperado, que o ponto de projeto do motor é o mais eficiente (e também que o desempenho dos motores aeronáuticos é baixo);

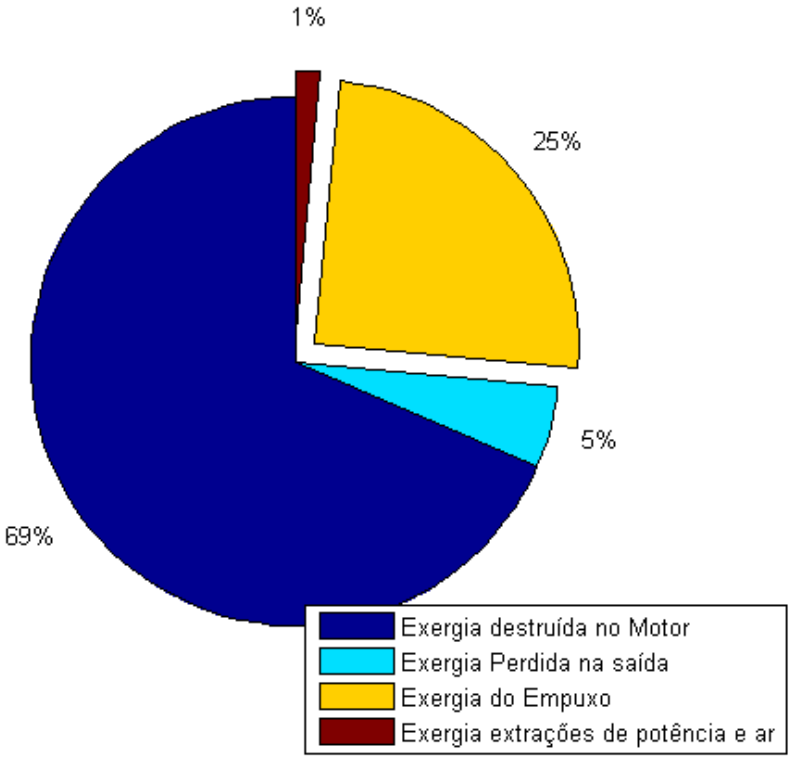

Figura 4.4: Repartições Exergéticas nas fases de vôo 4-OFF - Cruzeiro ("Cruise").

- A eficiência exergética, menor de 10 [%] na fase de decolagem, cresce ao longo da missão até chegar ao valor máximo no cruzeiro. Depois diminui novamente até o pouso, onde assume o valor mínimo, 6 [%];

- A exergia perdida na saída é uma função da velocidade do avião e do empuxo. Este resultado introduz uma interessante e útil consideração: uma maior eficiência não é obtida primariamente através de uma maior eficiência do funcionamento do propulsor em si (nota-se que a exergia destruída pelo motor não varia proporcionalmente entre a decolagem e o cruzeiro), mas através uma constante diminuição da exergia perdida na saída devida as condições de vôo;

- Na análise das fases com o sistema anti-gelo em operação, nota-se que a exergia útil das extrações é justamente maior, chegando até a ter o mesmo valor da exergia do empuxo.

Estes resultados são extremamente válidos para analisar de maneira aprofundada o real funcionamento e desempenho do motor em uma missão completa. É necessário comentar que em duas fases, as de descida, foram encontrados problemas devidos ao referencial usado e as particulares características de funcionamento do propulsor.

O balanço global apresentado refere-se às fases pontuais da missão. É conduzida também uma análise integral que considera as durações das fases (mostradas nas tabelas 2.3 e 2.4). Este estudo permite relacionar, em todos

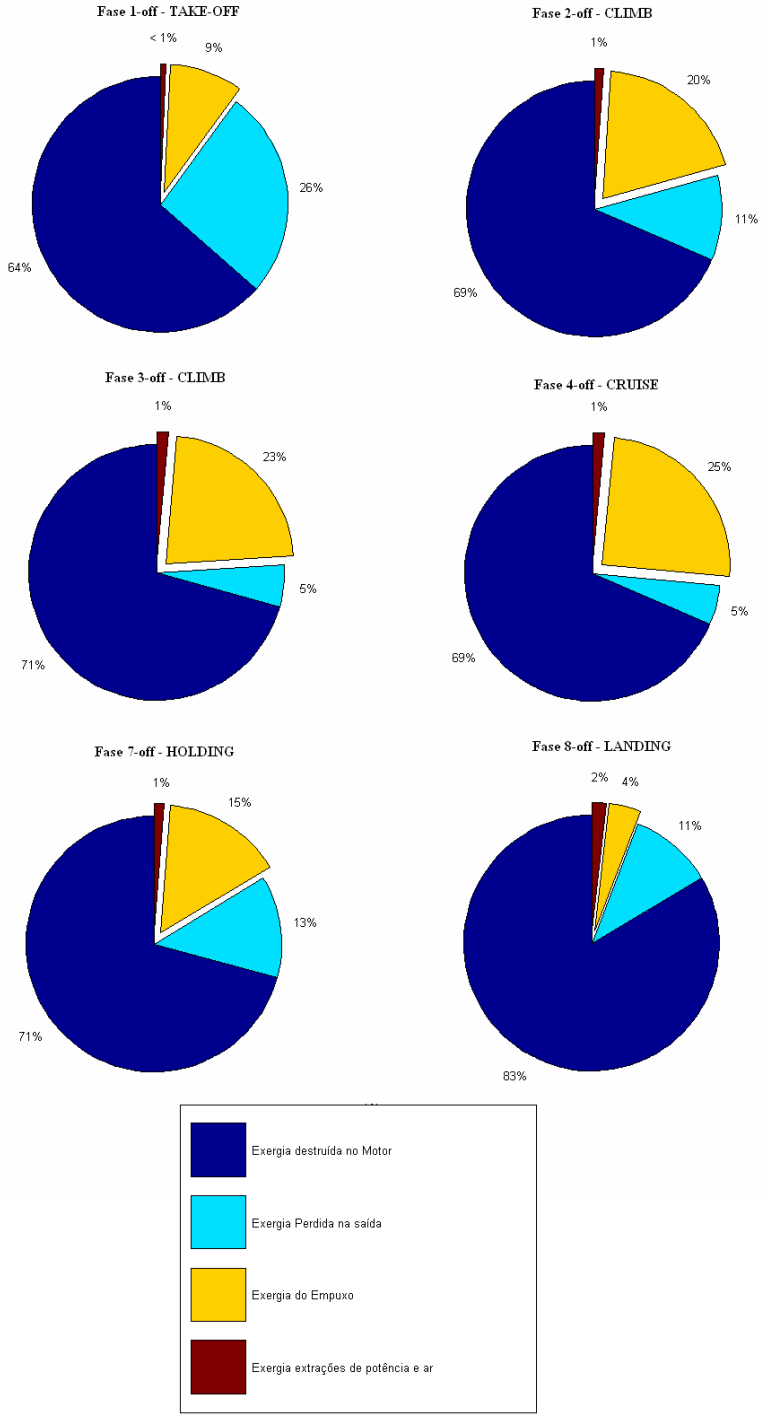

Figura 4.5: Repartições Exergéticas nas fases de vôo com anti-gelo OFF ("anti-ice OFF").

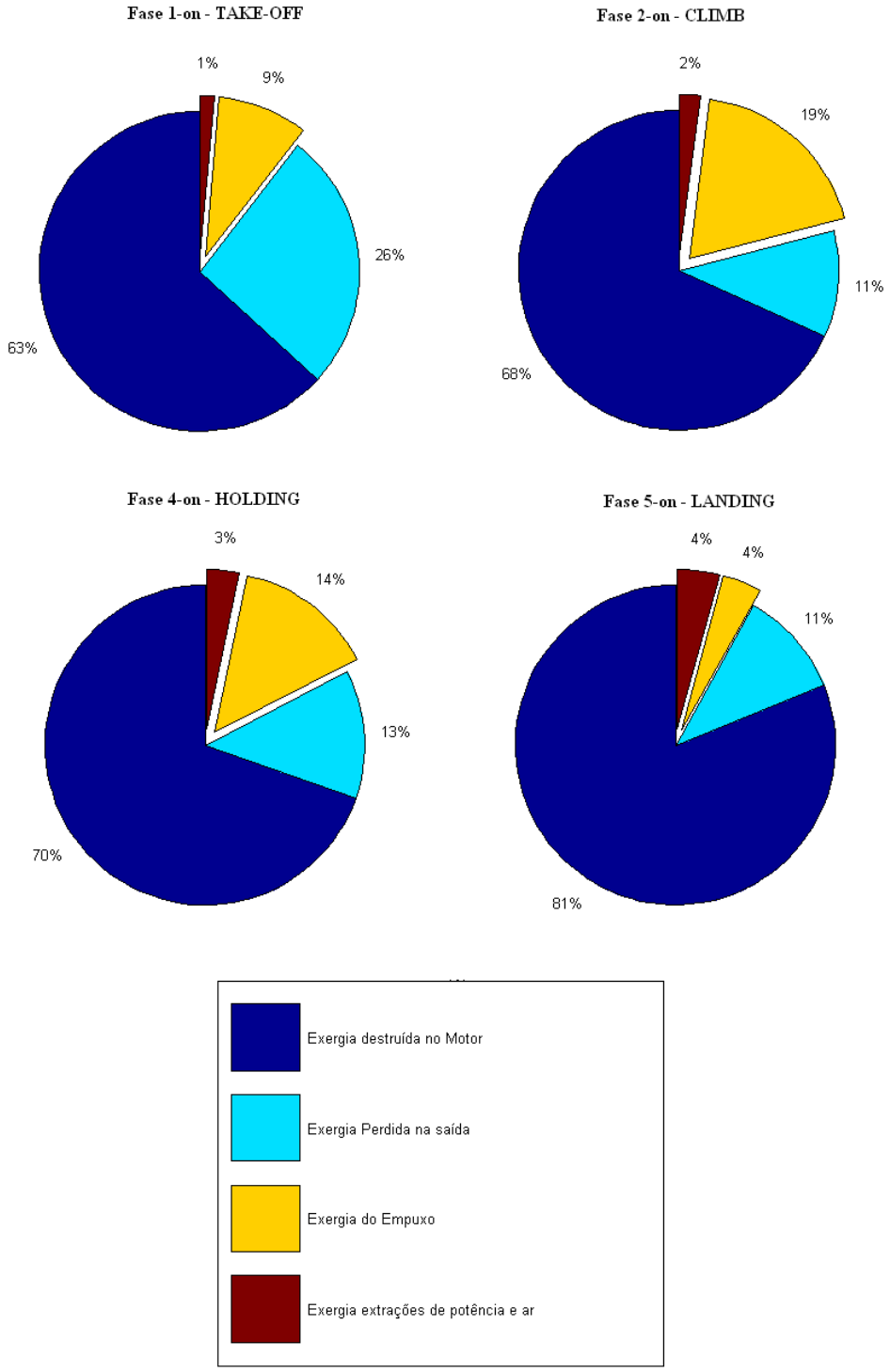

Figura 4.6: Repartições Exergéticas nas fases de vôo com anti-gelo ON ("anti-ice ON").

Tabela 4.3: Eficiência exergética em cada fase de vôo

N° Fase	Descrição fase	Eficiência exergética [%]
1-OFF	*Take-off*	10,06
2-OFF	*Climb*	20,71
3-OFF	*Climb*	24,07
4-OFF	*Cruise*	26,46
5-OFF	*Descent*	20,37
6-OFF	*Descent*	13,94
7-OFF	*Holding*	16,34
8-OFF	*Landing*	5,87
1-ON	*Take-off*	10,55
2-ON	*Climb*	21,01
3-ON	*Descent*	14,86
4-ON	*Holding*	17,44
5-ON	*Landing*	8,14

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

os momentos do vôo, a exergia destruída pontualmente (proporcional ao empuxo e à vazão de combustível) à duração da fase, permitindo avaliar quais são os momentos críticos do vôo. O resultado é mostrado na figura 4.7, que define claramente que o cruzeiro, mesmo tendo a maior eficiência exergética, é a condição em que é destruída a maior quantidade de exergia por ser a fase mais demorada do vôo.

4.4 Modelo e Balanço Local do Motor

Os propulsores aeronáuticos são máquinas extremamente complexas e formadas por uma grande quantidade de instalações e componentes cuja função primária é gerar empuxo. Mesmo assim, o motor tem a função fundamental de sustentar energeticamente o avião fornecendo energia elétrica e pneumática. Além dos componentes principais, o motor é composto por elementos de controle e de segurança. De um ponto de vista energético e exergético, todos os equipamentos não ligados à criação de empuxo e sustentação da aeronave podem ser desconsiderados nesta análise. Desta forma é introduzida a análise local do motor, que estuda os fluxos exergéticos em cada componente principal, para determinar sua eficiência e seu desempenho em relação ao do motor. Esta análise, a mais comumente direcionada em estudos exergéticos de propulsores, é muito importante porque permite identificar os componentes críticos sobre quais uma otimização seria mais proveitosa.
De um ponto de vista funcional, o estado e o sistema de referência são colocados no próprio motor, assim como mostrado na primeira análise global, e a exergia dos fluxos é calculada usando suas grandezas totais. Neste modelo, o fluxo de saída de um equipamento representa a entrada do seguinte. Como os eixos introduzem exergia das turbinas no "FAN"e no compressor, todas

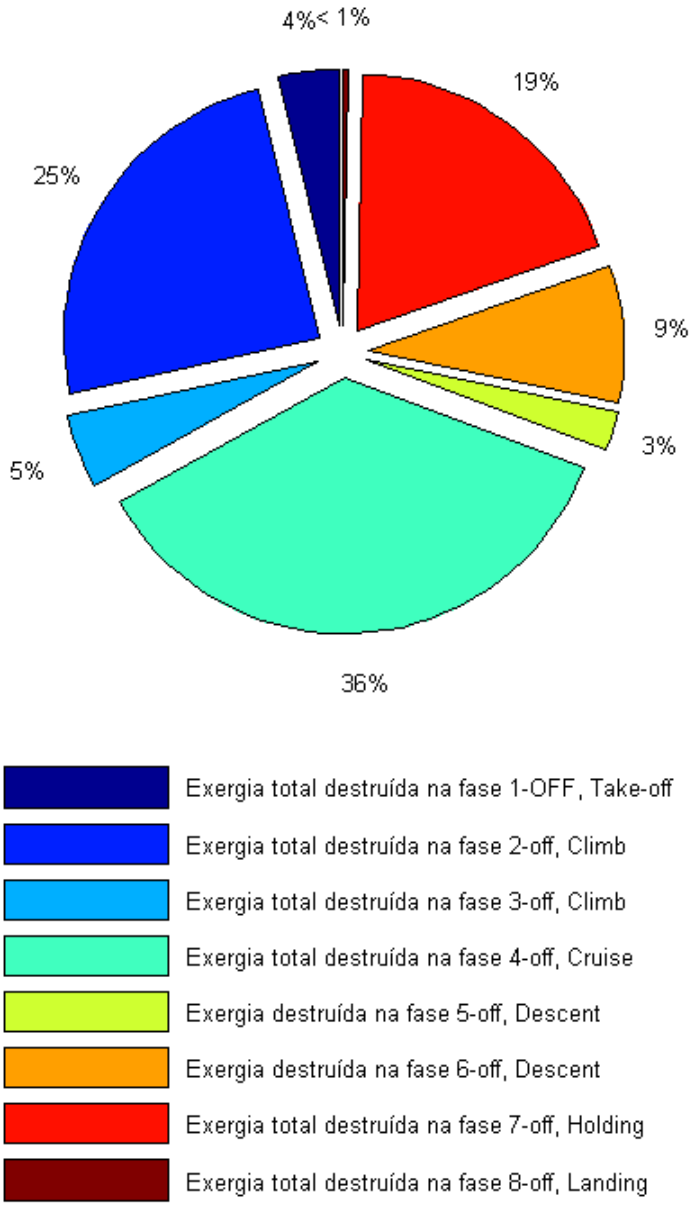

Figura 4.7: Exergia total destruída nas várias fases de vôo.

as equações são ligadas entre si, e para solucionar o problema é necessário resolver um sistema de equações. Em seguida, na figura 4.8 é mostrado como exemplo o balanço local para o fan.

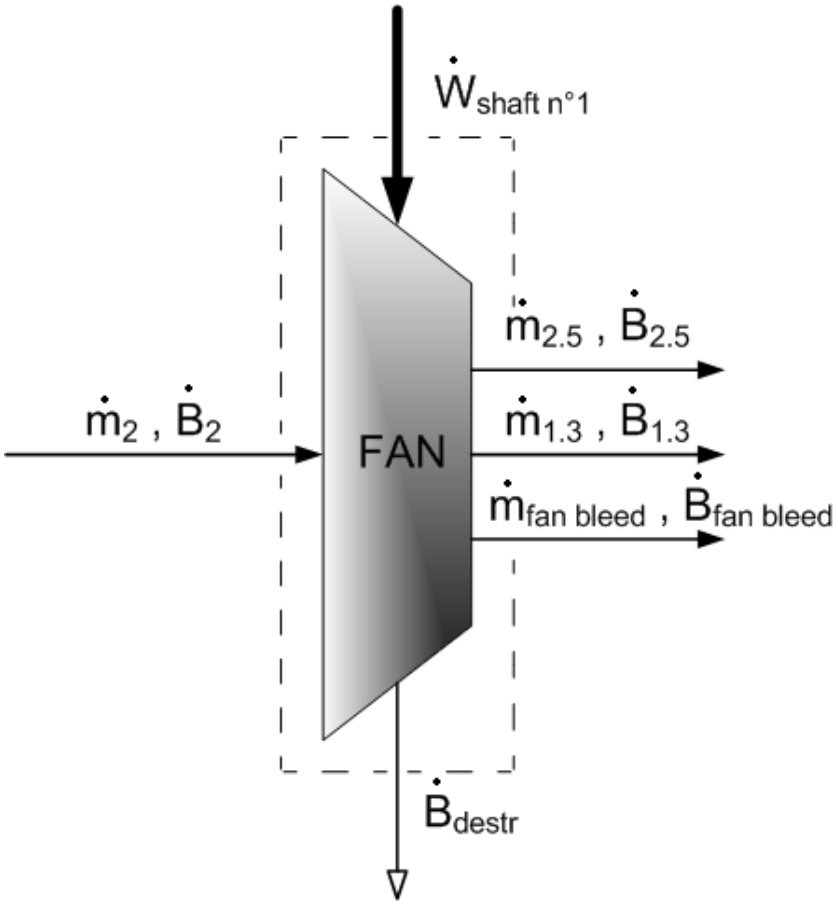

Figura 4.8: Balanço exergético local para o fan.

FAN

$$\dot{B}_2 + \dot{W}_{shaft\,n°1} = \dot{B}_{2.5} + \dot{B}_{1.3} + \dot{B}_{fan\,bleed} + \dot{B}_{destr} \tag{4.23}$$

Onde $\dot{W}_{shaft\,n°1}$ é a potência do eixo de baixa velocidade introduzida no fan.

4.4.1 Resultados

Para cada fase de vôo, determinou-se a distribuição de irreversibilidades nos componentes internos do motor e a exergia perdida na saída. No gráfico 3.8 é apresentado o resultado relativo ao total de exergia destruída e perdida na fase de cruzeiro. Os gráficos de todas as fases de vôo são resumidos na figura 4.10 e reportados no apêndice E.

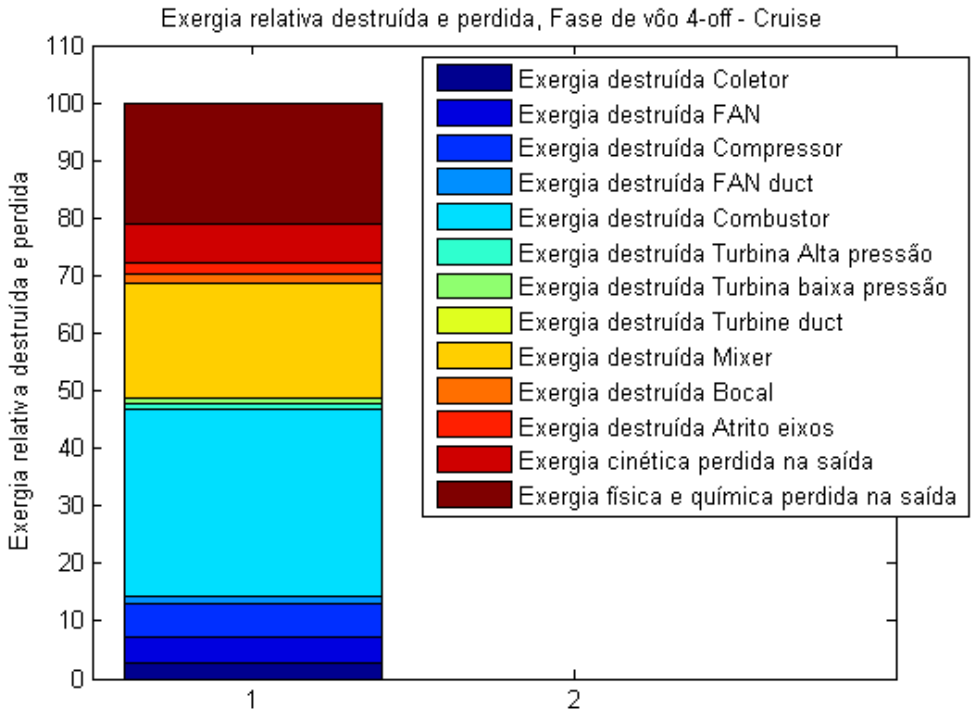

Figura 4.9: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 4-OFF - Cruzeiro ("Cruise").

Tabela 4.4: Classificação dos equipamentos mais irreversíveis em toda a missão do motor

Classificação	Equipamento
1	Combustor
2	Mixer
3	Compressor
4	FAN
5	Coletor / Atritos Eixos / Bocal
6	Atritos Eixos / Coletor / Bocal
7	Bocal / Atritos Eixos
8	*Fan Duct*
9	Turbina 1
10	Turbina 2
11	*Turbine Duct*

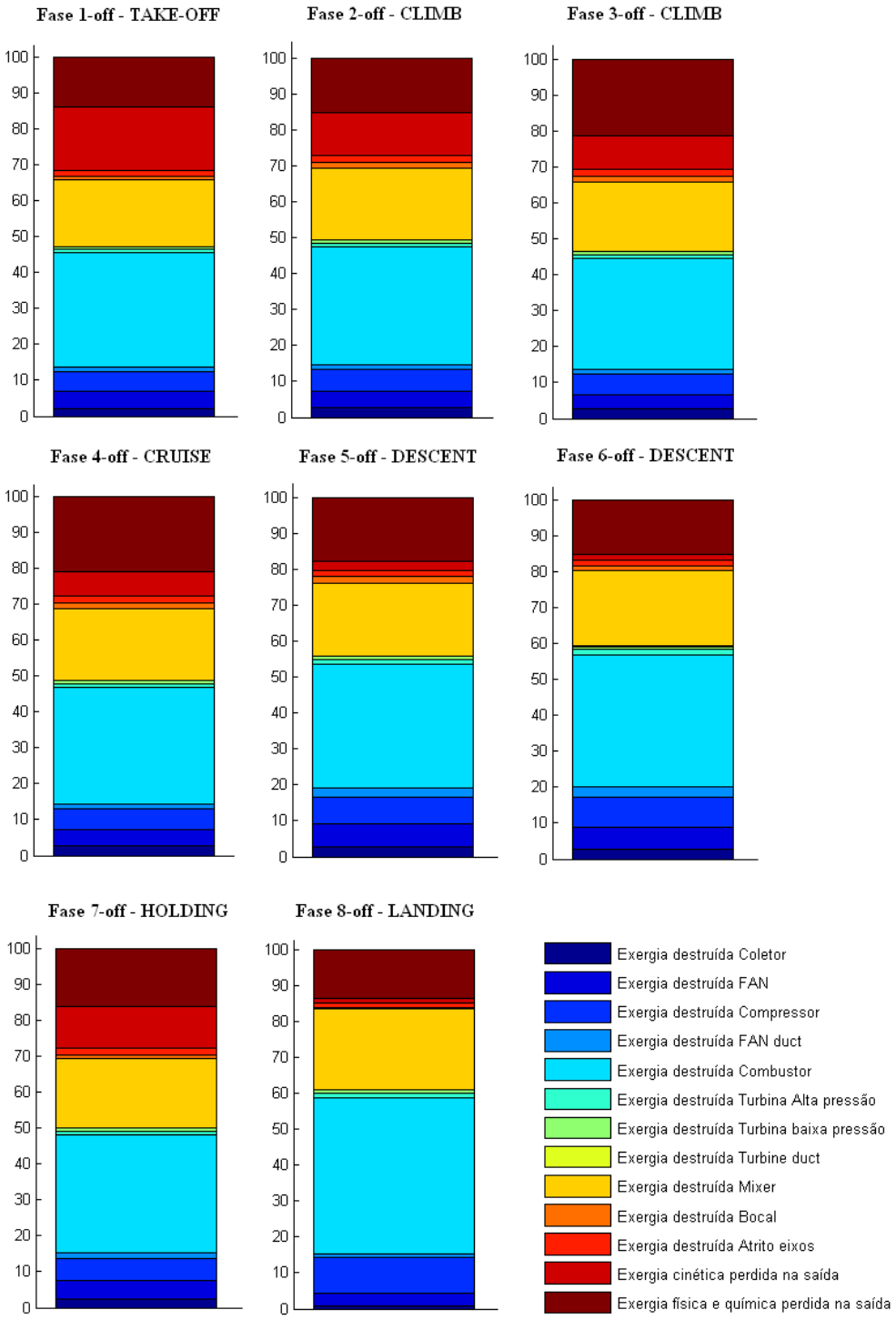

Figura 4.10: Exergias relativas destruídas e perdidas nas várias fases de vôo com anti-gelo OFF ("anti-ice OFF").

Através dos gráficos mostrados nota-se, como esperado, que os equipamentos que destroem a maior quantidade de exergia são aqueles onde ocorrem os processos mais irreversíveis, o combustor e o mixe". Dependendo da fase, eles são responsáveis entre 50 % e 66 % da destruição e perda total exergética. Além destes componentes, a perda exergética que ocorre na saída do motor é muito grande e é formada pela perda de exergia cinética, física e química. É importante evidenciar que a soma destes termos e aqueles relativos ao combustor e ao mixer, representa até 86 [%] do total de exergia destruída e perdida.
O que se pretende mostrar através destes gráficos, é que a ordem de distribuição das irreversibilidades não varia ao longo da missão, como pode-se ver na tabela 4.4. Desprezando mínimas variações na ordem entre coletor, bocal e atritos dos eixos, nota-se que um termo pode aumentar ou diminuir mais em relação aos outros, mas sua posição em relação aos gastos exergéticos permanece a mesma. Esta é uma consideração fundamental para as análises de otimização porque direciona estudos focados em determinados componentes críticos constantes na missão, podendo alcançar resultados globalmente melhores.
Podem-se resumir e apresentar as seguintes conclusões:

- A exergia destruída pelo motor varia geralmente entre 70 e 80 % do total de exergia não útil ao propulsor, sendo ela inversamente proporcional ao valor do empuxo gerado. Nas fases com grande e médio empuxo o valor fica em torno de 70 %, nas com empuxo pequeno pode alcançar até 85 %;

- Os componentes do motor que destroem mais exergia são o combustor e o "mixer"em todas as fases de vôo;

- A avaliação de estudos de otimização sobre determinados equipamentos do motor precisa levar em consideração aspectos econômicos e tecnológicos. Com esta consideração pode-se concluir que não necessariamente os componentes mais irreversíveis são o foco de proveitosas análises futuras. Em particular, considerando as configurações "more electric", parece importante verificar as variações do desempenho exergético dos equipamentos diretamente influenciados pelas extrações de ar e potência: o fan, o compressor e as turbinas.

- Os componentes das fases de compressão destroem mais exergia em relação aos das fases de expansão. Demonstram-se os conhecimentos sobre as irreversibilidades das máquinas de fluxo através do conceito de potencial de trabalho;

- A exergia cinética perdida na saída é diretamente proporcional ao empuxo (ou a velocidade relativa dos gases de saída). Quanto maior é a exergia cinética perdida, maior é o empuxo (ou maior é a velocidade relativa dos gases de saída). Chega-se assim, através da análise exergé-

tica, ao conceito de eficiência de propulsão[2]. A eficiência de propulsão seria máxima, se a velocidade relativa dos gases de saída fosse nula (e a exergia cinética destruída seria nula), mas assim seria impossível gerar empuxo. Através deste conceito desenvolveu-se um motor mais eficiente em relação ao turbojato, o turbofan.

Para a fase de cruzeiro são apresentados os resultados detalhados em seguida, nas tabelas 4.5 e 4.6, e na figura 4.11 é mostrado o gráfico exergia específica-entalpia específica (na tabela 4.5 os valores entre as parênteses se referem respectivamente à exergia cinética perdida e à exergia física e química perdidas). Na figura 4.12 é mostrado o diagrama de Grassman que esquematiza, através de barras de largura proporcional aos respectivos fluxos exergético, as entradas, as saídas e as irreversibilidades ao longo das transformações no propulsor .

$\dot{B}_{destr}$ = 4276 [kW] ;
$\dot{B}_{cin\,perdida}$ = 394,7 [kW] ;
$\dot{B}_{fis,qui\,perdida}$ = 1245,3 [kW] ;
$\dot{B}_T$ = 1745 [kW] ;
$\dot{B}_{extr}$ = 96,19 [kW].

[2]A eficiência de propulsão representa a proporção entre o efeito útil gerado, o empuxo no caso de um propulsor, e o total da potência disponível. Definindo:
P_T : potência do empuxo
P_{tot} : potência total disponível
T : empuxo
V_{TAS} : velocidade de vôo
V_9 : velocidade dos gases de saída
$\dot{m}_{air}$: vazão de ar
$\dot{m}_{fuel}$: vazão de combustível
Pode-se escrever:

$$\eta_{prop} = \frac{P_T}{P_{tot}} = \frac{T\,V_{TAS}}{T\,V_{TAS} + \frac{1}{2}\,(\dot{m}_{air} + \dot{m}_{fuel})\,(V_9 - V_{TAS})^2}$$

Que, considerando desprezível a vazão de combustível escreve-se:

$$\eta_{prop} = \frac{2\,V_{TAS}}{V_{TAS} + V_9}$$

Através desta última expressão observa-se que a eficiência de propulsão tende ao valor unitário quando W tende a V (ou seja, quando a energia cinética de saída tende a ser nula). A eficiência de propulsão é tanto maior quanto menor é a velocidade absoluta de saída. Conclui-se que para alcançar altos valores de eficiência é necessário usar uma grande vazão de ar e acelerar pouco o fluxo.

Tabela 4.5: Percentagem de exergia total introduzida no motor

$\dot{B}_{destr_{motor}}[\%]$	55,12
$\dot{B}_{cin\,perdida}[\%]$	5,09
$\dot{B}_{fis,qui\,perdida}[\%]$	16,05
$\dot{B}_T[\%]$	22,49
$\dot{B}_{extr}[\%]$	1,24

Tabela 4.6: Fluxos exergéticos totais e eficiência exergética em fase de cruzeiro, referência no Motor

Exergia Total perdida e destruída [kW]	5916
Exergia Total Útil [kW]	1841
Exergia Total perdida e destruída [%]	76,26
Exergia Total Útil [%] (Eficiência exergética global do motor)	23,74

4.5 Resultados gerais das análises exergéticas

As análises exergéticas globais e locais determinaram uma grande quantidade de resultados e dados que precisam ser interpretados. Assim como mostrado nos respectivos capítulos, chegou-se a definir as fases instantâneas e integrais mais críticas do vôo e os equipamentos e os fenômenos mais irreversíveis. Estes resultados são fundamentais como base para estudos de otimização. Pode-se concluir que a análise exergética é um potente instrumento que permite associar o potencial de trabalho introduzido na máquina aos responsáveis pelos gastos e aos efeitos úteis.
Além dos resultados mais evidentes já apresentados, podem-se enfatizar dois aspectos fundamentais que surgiram ao longo do estudo que merecem ser aprofundados.

1. **O sistema e o estado de referência** Para conduzir uma análise exergética é preciso usar um sistema e um estado de referência. Nos estudos comuns de sistemas fixos ou que se movimentam no solo, a definição de um referencial não é um problema. No estudo de uma aeronave ou de um propulsor aeronáutico, sendo envolvido um sistema de referência físico, um estado de referência termodinâmico e um sistema analisado em movimento em altitudes variáveis, apresentam-se dificuldades na definição de referenciais adequados para os cálculos. Nesta escolha é preciso relacionar o referencial ao tipo de análise conduzida, pois dependendo do ponto escolhido podem-se gerar erros ou podem-se obter benefícios em termos de facilidade de cálculo e comparação. Neste estudo foi considerado valido um referencial fixo com o motor para o estudo local dos equipamentos, e fixo com o solo para um es-

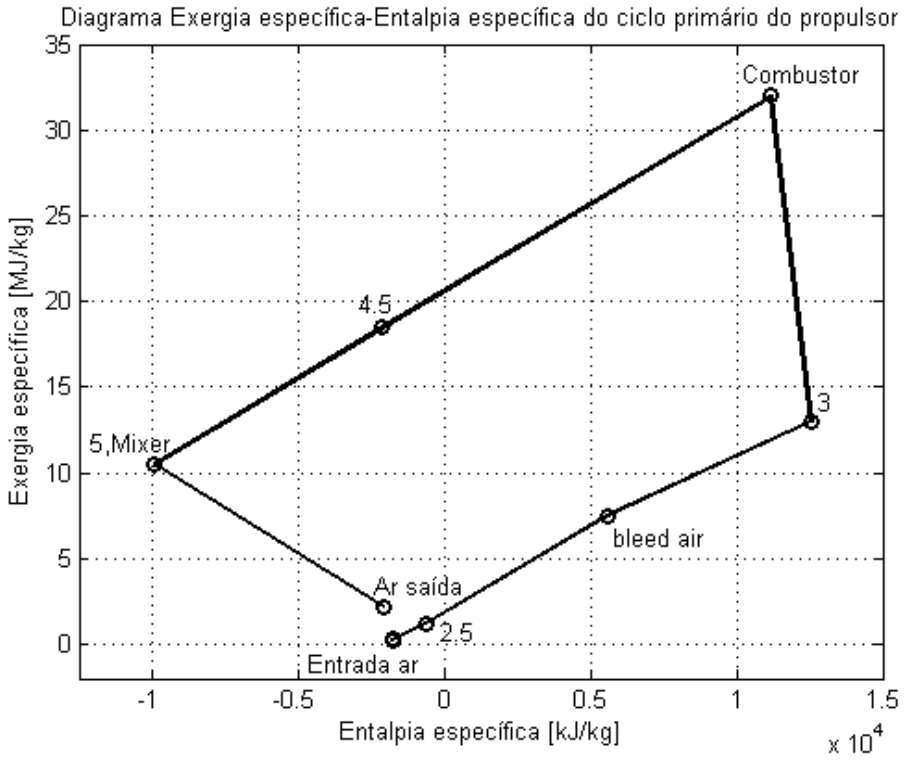

Figura 4.11: Diagrama Exergia específica-Entalpia específica do ciclo primário do propulsor na fase de Cruzeiro.

tudo global da missão. Esta ultima escolha, mesmo sendo avaliada através de outra análise, apresentou problemas por causa de particulares condições operacionais e ambientais. Considera-se importante, para conduzir e aprofundar os estudos destes tipos de sistemas, ampliar e aprimorar a teoria exergética relacionada;

2. **O potencial da análise exergética** A exergia pode ser usada para estudar de forma aprofundada fenômenos complexos, pois qualquer um é envolvido pelo potencial de trabalho. Ela pode ser usada como instrumento de análise fundamental de sistemas complexos, alcançando os resultados obtidos através de métodos convencionais e fornecendo ulteriores informações importantes válidas para direcionar estudos suplementares como o termoeconômico. Para exemplificar, neste projeto conseguiram-se detalhados e importantes resultados sobre o verdadeiro funcionamento do motor durante o vôo, caracterizando a exergia destruída, perdida e útil entendendo os conceitos e as variáveis que os determinam. Através dos resultados da análise exergética se caracterizou e quantificou também a eficiência de propulsão de um motor a jato estudando o fluxo de exergia perdida na saída. Estas considerações mostram a importância e a validade da exergia como instrumento de análise de sistemas e propõem seu uso em estudos avançados e complexos nas fases de projeto, avaliação e otimização.

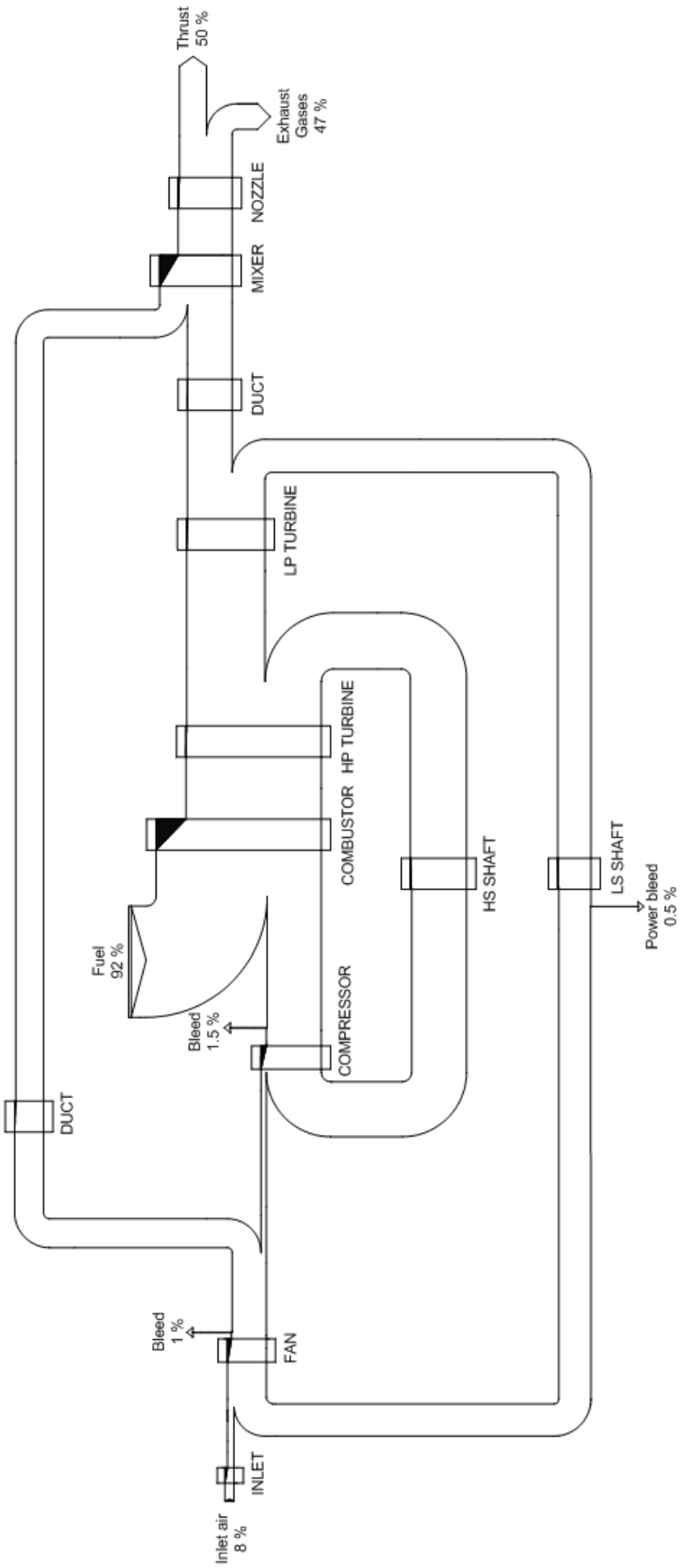

Figura 4.12: Diagrama de Grassman da fase de Cruzeiro.

Capítulo 5

Análise Termoeconômica

Prefácio A análise termoeconômica baseia-se na grandeza termodinâmica exergia. Usando os resultados obtidos no capítulo precedente, desenvolvem-se avaliações dos custos dos vários fluxos exergéticos do propulsor.
O capítulo é dividido da forma seguinte:

- **Introdução à análise Termoeconômica**;
- **A análise de sistemas térmicos**;
- **Análise termoeconômica global do motor**;
- **Análise termoeconômica local do motor**.

Introduz-se na primeira seção a teoria termoeconômica e suas principais funções. Na segunda parte do capítulo é mostrada e exemplificada a análise de sistemas térmicos, que é usada nas seguintes seções para estudar globalmente e localmente o propulsor aeronáutico.

5.1 Introdução à Análise Termoeconômica

Os sistemas térmicos interagem com o meio ambiente trocando calor, trabalho, e podem transferir massas por meio de fluxos que podem ser misturas de gás quimicamente reativas. Estes sistemas são presentes praticamente em todo setor industrial e se encontram comumente na vida das pessoas.
O projeto de instalações térmicas necessita dos princípios da termodinâmica, da mecânica dos fluidos, do projeto mecânico, dos materiais e dos processos de fabricação. Pela realização de tais instalações é necessário considerar o lado econômico, sendo que os custos são parte fundamental de qualquer projeto. O conjunto do estudo econômico e do projeto de engenharia de sistemas térmicos, é a análise termoeconômica (ou exergoeconômica). Usa-se esta análise, que no específico combina a exergia e a economia, para projetar, analisar e otimizar instalações térmicas.

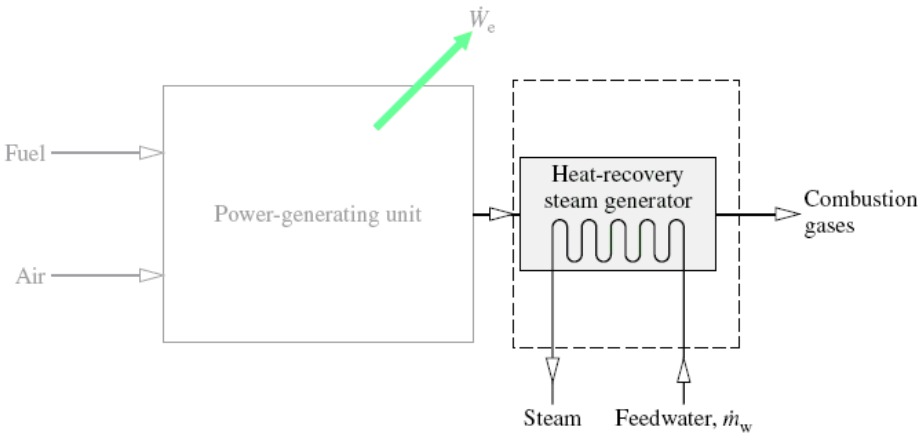

Figura 5.1: Sistema térmico simplificado que mostra o uso da exergia na fase de projeto[21]

5.1.1 Utilização da exergia na fase de projeto

Mostra-se a utilização da exergia durante a fase de projeto de sistemas na figura 5.1, que esquematiza um sistema de geração de potência unido a um recuperador de calor/gerador de vapor.

O sistema de geração de potência produz eletricidade e um fluxo de combustão que, junto a um fluxo de água $\dot{m}_W$, entra no recuperador de calor. Neste componente, a água recebe exergia através de uma transferência de calor pelos produtos do combustor, e sai na forma de vapor para poder ser utilizada em outros processos.
Os gases da combustão, que entram no equipamento recuperador, precisam ser considerados produtos que possuem um valor econômico. A fonte de exergia é o combustível, que deve ser usado como base para avaliar o custo do fluxo de combustão.
Estudando o processo utilizando a segunda lei da termodinâmica, pode-se observar que a diferença entre os dois gases, que passam através do trocador de calor, representa um índice das irreversibilidades do processo (estas irreversibilidades se anulam quando a temperatura se aproxima de zero). Pelo recuperator de calor/gerador de vapor na figura 5.1, esta destruição de exergia produz uma perda econômica em termos de custo do combustível. A figura 5.2 mostra os custos anuais da fonte exergética associados à irreversibilidade do trocador de calor em função do ΔT_{ave}. O custo aumenta com o aumento desta variável porque a geração entrópica é diretamente proporcional à diferença de temperatura.

No estudo da troca de calor, nota-se que existe uma relação inversamente proporcional entre a ΔT_{ave} e a área necessária para garantir uma determinada troca térmica. Quanto maior a potência térmica que se deseja trocar, maior a superfície do trocador de calor necessária, e conseqüentemente maiores o custo do sistema empregado e do capital investido.

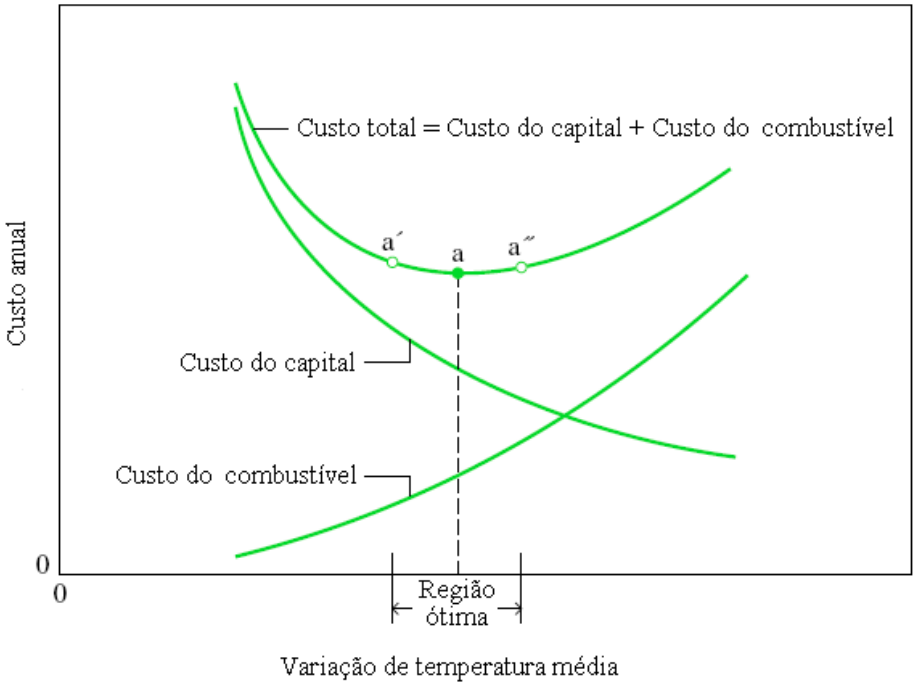

Figura 5.2: Curvas do custo para um trocador de calor[21]

A figura 5.2 apresenta também o andamento do custo do capital investido na aquisição do trocador em função da ΔT_{ave}. Observa-se que o custo do capital decresce com o aumento da ΔT_{ave}.
O custo total é representado pela soma do capital investido e do custo do combustível. Na figura 5.2 nota-se que a curva do custo total apresenta um andamento relativamente plano, portanto existe um intervalo amplo de valores da variável independente que pode ser considerado ótimo do ponto de vista do mínimo custo total. Considerando-se mais favorável reduzir o custo do combustível, o sistema precisa ser projetado para operar no ponto $a^{'}$. Ao invés, o ponto operativo $a^{''}$ deve ser preferido para um projeto que privilegie a minimização do custo do capital. Estas considerações preliminares são comuns nas fases de projeto.
Todavia, na realidade, o projeto de um sistema termodinâmico varia extremamente em relação a este simples caso considerado. Inicialmente, os custos são dificilmente previsíveis. Os custos do combustível podem variar muito com o passar dos anos, e o custo do sistema é de difícil avaliação. Estes sistemas são fabricados em quantidades limitadas, portanto seus custos dependem da produção (figura 5.2).
Os sistemas térmicos são formados por vários componentes que interagem entre si. A otimização de um único componente, separadamente do resto do sistema como no caso do trocador, muitas vezes não garante a otimização do sistema completo. O exemplo apresentado considera apenas a ΔT_{ave} como variável de projeto, sendo que é necessário examinar diversas variáveis que precisam ser otimizadas simultaneamente.

5.1.2 Utilização dos custos exergéticos nas análises de sistemas térmicos

Um importante aspecto da termoeconõmia é que pode relacionar a exergia aos custos de cada produto de um sistema térmico. A obtenção desta análise é subordinada à atribuição, para cada produto, do custo total necessário para produzi-lo; nominalmente este é representado pelo custo do combustível e dos outros ingressos somados ao custo do próprio sistema e pelos outros custos operacionais (custo do capital, custos de operação e manutenção). Esta subdivisão dos custos representa um problema comum nos sistemas onde a potencia elétrica, a água refrigerada, o ar comprimido e o vapor são gerados em um componente e utilizados em outro. Para analisar corretamente o sistema é necessário conhecer os custos de geração de cada produto útil para se ter certeza que os componentes restantes variam de acordo com o tipo e o valor de cada produto utilizado. Além disso, é necessário utilizar os fundamentos das análises de engenharia e econômica que incluem: procedimentos de subdivisão dos custos anuais e conhecimentos específicos para distribuições dos custos.
As informações geradas pela análise termoeconômica são distintas daquelas obtidas pelos métodos tradicionais de avaliação econômica que determinam parâmetros como tempo de retorno de investimento, taxa interna de retorno e valor presente líquido. A análise termoeconômica determina custos de produção e apresenta vantagens em sua utilização quando são estudados processos em que há mais de um produto, pois nesses casos, o uso de critérios de partição de custos em base exergética introduz um critério mais racional de distribuição, uma vez que a base de locação de custos é o valor termodinâmico de cada produto[2].
Do ponto de vista da análise e otimização de sistemas de conversão de energia, a análise termoeconômica agrega, basicamente, dois conjuntos de equações aos balanços de massa energia e exergia: os balanços de custo para cada equipamento/processo e os critérios de partição de custos para os equipamentos/processos em que há mais de um produto.
A análise termoeconômica completa compreende as seguintes etapas[25]:

1. Análise exergética detalhada do sistema;
2. Análise econômica detalhada dos equipamentos;
3. Custeio exergético;
4. Avaliação exergoeconômica de cada equipamento do sistema.

Quanto mais individualizada for a análise termoeconômica, mais detalhado será o resultado do processo de formação de custo dos produtos da planta.

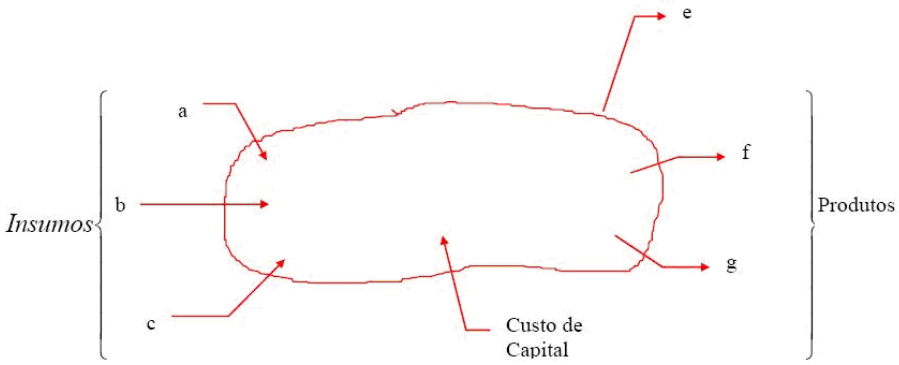

Figura 5.3: Volume de controle genérico para aplicação do balanço de custos.

5.2 A análise de sistemas térmicos

5.2.1 Balanço geral dos custos

O balanço dos custos para um sistema genérico é calculado igualando o somatória de todas a despesas à somatória dos valores dos produtos obtidos:

$$\sum (\text{Valores das despesas}) = \sum (\text{Valores dos produtos}) \tag{5.1}$$

Nesta equação as despesas são representadas pelo custo do capital investido, pelo custo operacional do sistema (incluso o combustível e todo outro recurso necessário ao funcionamento do sistema) e pelo custo de manutenção. Considera-se um volume de controle que inclui todos os componentes do sistema e conseqüentemente todos os processos (figura 5.3). Considerando que neste volume de controle são consumidos os recursos a, b e c e que se gera os produtos e, f e g, o balanço dos custos para o sistema completo em funcionamento em condições estacionárias pode ser escrito da seguinte forma:

$$C_a + C_b + C_c + C_{capital} = C_e + C_f + C_g \tag{5.2}$$

Esta expressão refere-se a uma unidade de tempo de funcionamento do sistema, portanto cada termo representa um custo por unidade de tempo (por exemplo \$/ano).

Introduz-se o custo médio unitário c_i, definido como:

$$c_i = \frac{C_i}{N_i} \tag{5.3}$$

Onde N_i representa uma grandeza termodinâmica do sistema como fluxo de energia o fluxo de exergia. Portanto, colocando em evidência os custos médios unitários, pode-se escrever:

$$c_a\, N_a + c_b\, N_b + c_c\, N_c + C_{capital} = c_e\, N_e + c_f\, N_f + c_g\, N_g \tag{5.4}$$

No caso de um sistema multi-produto (como aquele considerado na figura 5.3), uma só relação entre os custos não é suficiente sendo que os parâmetros c_e, c_f, e c_g restam indeterminados. São portanto necessários critérios adicionais para relacionar os custos unitários dos diferentes produtos. Geralmente estes critérios referem-se a avaliações econômicas e atribuem os custos aos produtos considerando os últimos como:

1. Um produto usado ao interno do sistema;
2. Um produto destinado a ser vendido no mercado;
3. Produto primário;
4. Subproduto do processo.

Estas análises econômicas são muito arbitrárias e ligadas ao mercado, portanto a utilização da exergia como base pela atribuição de custos é muito útil. De fato, o método de atribuição de custos em base exergética refere-se a considerações exclusivamente termodinâmicas, privilegiando a eficiência de produção e desconsiderando considerações relacionadas ao mercado[20].

5.2.2 Critérios de partição de custos

Em um processo multi-produtos, o numero de equações que se obtém para o balanço dos custos é sempre inferior ao numero de incógnitas (representadas pelos custos específicos de cada produto). Portanto é necessário utilizar critérios de partição de custos que fornecem relações adicionais para igualar o número de equações ao número de incógnitas.
Na literatura podem se encontrar muitos critérios baseados em considerações econômicas que permitem a partição/atribuição de custos. Aqueles usados tradicionalmente são:

1. método da igualdade;
2. método da extração;
3. método do subproduto.

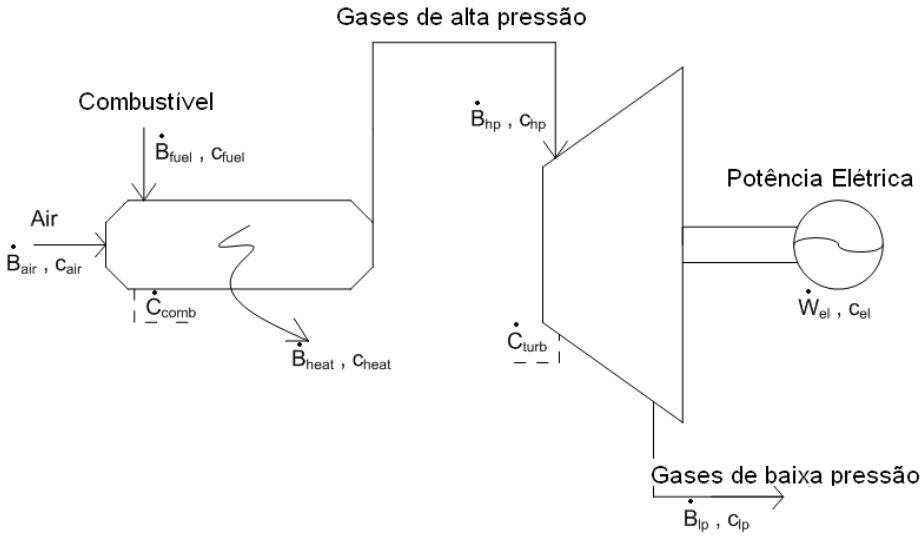

Figura 5.4: Sistema de cogeração simplificado

Para descrever estes métodos, considera-se uma simples planta de cogeração formada por um combustor e uma turbina que gera como produtos uma potência elétrica e um fluxo de gás pressurizado, como mostrado na figura 5.4.

Referindo-se ao esquema da figura 5.4, pode-se escrever o balanço de custos do combustor e da turbina como (considerando a exergia como grandeza termodinâmica):

$$c_{hp}\,\dot{B}_{hp} + c_{heat}\,\dot{B}_{heat} = c_{fuel}\,\dot{B}_{fuel} + c_{air}\,\dot{B}_{air} + \dot{C}_{comb} \tag{5.5}$$

$$c_{lp}\,\dot{B}_{lp} + c_{el}\,\dot{W}_{el} = c_{hp}\,\dot{B}_{hp} + \dot{C}_{turb} \tag{5.6}$$

Onde os termos $\dot{C}_{comb}$ e $\dot{C}_{turb}$ representam a soma dos custos de capital, de operação e manutenção associados respectivamente ao combustor e a turbina.
Nas equações consideram-se conhecidos os fluxos exergéticos obtidos através da análise exergética e os valores de $\dot{C}_{comb}$, $\dot{C}_{turb}$ e dos fluxos de entrada calculados através de uma análise econômica. O custo do calor rejeitado é definido igual à zero, sendo considerado uma perda. É preciso determinar três variáveis que são o custo unitário do gás de alta pressão (c_{hp}), do gás de baixa pressão (c_{lp}) e o custo da eletricidade (c_{el}). Dispondo somente de duas equações independentes, o balanço de custos do combustor e da turbina, é necessário conseguir uma terceira relação através um dos métodos de partição/atribuição de custos.

Método da igualdade Neste método considera-se que o sistema precisa satisfazer todas as demandas exergéticas, portanto todos os produtos possuem o mesmo custo exergético específico. Todos os custos são divididos entre os produtos em função de seus fluxos de exergia. No caso apresentado na figura 5.4), se o fluxo de gás pressurizado e a eletricidade produzida necessitam serem fornecidos para suprir as necessidades de uma planta, os produtos possuem a mesma importância e o custo da instalação precisa ser repartido entre eles. Utilizando-se o método da igualdade, se obtém:

$$c_{el} = c_{lp} \tag{5.7}$$

e calcula-se o custo específico da seguinte forma:

$$c_{el} = c_{lp} = c_{hp} \left(\frac{\dot{B}_{hp}}{\dot{B}_{lp}\, \dot{W}_{el}} \right) + \frac{\dot{C}_{turb}}{\left(\dot{B}_{lp} + \dot{W}_{el} \right)} \tag{5.8}$$

Define-se a eficiência exergética como:

$$\eta_{b,turb} = \frac{\dot{W}_e + \dot{B}_{lp}}{\dot{B}_{hp}} \tag{5.9}$$

Método da extração Neste método considera-se que o sistema analisado tem uma única função, portanto os custos de todos os equipamentos no volume de controle são atribuídos ao produto útil. Com este critério aplica-se todos os custos da exergia destruída, do capital investido, de operação e da manutenção dos equipamentos ao fluxo produzido. No exemplo mostrado, se o objetivo da turbina é somente gerar potência elétrica, o custo do equipamento será atribuído à eletricidade produzida. O custo do gás de baixa pressão não será influenciado pela presença da turbina, pois:

$$c_{lp} = c_{hp} \tag{5.10}$$

Evidencia-se que, apesar de ter o mesmo custo específico em base exergética, os dois fluxos de gás de alta e baixa pressão têm custos mássicos diferentes, pois:

$$\left(c_{hp}\right)_m = c_{hp}\, b_{hp} \tag{5.11}$$

e

$$(c_{lp})_m = c_{lp}\, b_{lp} \tag{5.12}$$

portanto:

$$(c_{hp})_m > (c_{lp})_m \tag{5.13}$$

Isto justifica o maior valor termodinâmico da vazão mássica de alta pressão e conseqüentemente o seu maior custo. O custo específico da eletricidade é calculado da seguinte maneira:

$$c_{el} = c_{hp}\left(\frac{\dot{B}_{hp} - \dot{B}_{lp}}{\dot{W}_{el}}\right) + \frac{\dot{C}_{turb}}{\dot{W}_{el}} \tag{5.14}$$

Como no método da extração considera-se a eletricidade como único produto útil da turbina, a eficiência exergética é assim definida:

$$\eta_{b,turb} = \frac{\dot{W}_{el}}{\dot{B}_{hp} - \dot{B}_{lp}} \tag{5.15}$$

Método do sub-produto O uso do critério de partição de subproduto implica a determinação de um dos custos específicos em um cenário completamente diferente daquele de operação da planta[2].

5.3 Análise Termoeconômica global do Motor

A análise termoeconômica objetiva a alocação de custos para os fluxos exergéticos do motor e uma análise de seu desempenho em termos financeiros. Sendo conduzida estudando um sistema já construído e definido, pretende analisar as características e as ineficiências de funcionamento do propulsor em relação à eficiência exergética, levando em consideração os custos dos recursos utilizados e dos equipamentos. Este procedimento fornece informações sobre o desempenho termodinâmico do sistema e, principalmente, agrega considerações físicas e econômicas, que representam o cenário em que a instalação energética opera. A análise é conduzida usando os fluxos exergéticos calculados usando duas referências diferentes, assim como feito inicialmente na análise exergética:

1. Referência fixa com o motor na fase de cruzeiro;

2. Referência fixa com o solo na fase de cruzeiro.

5.3.1 Método de análise

Referência no motor Considerando o sistema de referência no motor, pode-se escrever o seguinte balanço global estacionário:

$$\dot{C}_9 + \dot{C}_{fan\,bleed} + \dot{C}_{comp\,bleed} + \dot{C}_{hp} + \dot{C}_{el} = \dot{C}_{air,1} + \dot{C}_{fuel} + \dot{Z}_M \qquad (5.16)$$

Onde:

$\dot{C}_9 = c_9\,\dot{B}_9$
$\dot{C}_{fan\,bleed} = c_{fan\,bleed}\,\dot{B}_{fan\,bleed}$
$\dot{C}_{comp\,bleed} = c_{comp\,bleed}\,\dot{B}_{comp\,bleed}$
$\dot{C}_{hp} = c_{hp}\,\dot{W}_{hp}$
$\dot{C}_{el} = c_{el}\,\dot{W}_{el}$
$\dot{C}_{air,1} = c_{air,1}\,\dot{B}_{air,1}$
$\dot{C}_{fuel} = c_{fuel}\,\dot{B}_{fuel}$
$\dot{Z}_M = a\,\left(Z^{CI} + Z^{OM}\right)$

Assim como explicado na análise exergética, no balanço com referencial no motor não se considera o termo do empuxo porque constitui parte da exergia dos gases de saída. Portanto não é possível considerar nulo o custo específico desta mistura (c_9), porque representa o custo do empuxo.
Analisando detalhadamente todos os termos das expressões acima:

- Os fluxos exergéticos $\dot{B}_9$, $\dot{B}_{fan\,bleed}$, $\dot{B}_{comp\,bleed}$, $\dot{B}_{air,1}$ e $\dot{B}_{fuel}$ são conhecidos através da análise exergética mostrada no capítulo 3;

- As potências extraídas ($\dot{W}_{hp}$ e $\dot{W}_{el}$) são conhecidas porque são dados do motor;

- Os termos de empuxo (T) e de velocidade da aeronave (V_{TAS}) necessários para o cálculo do fluxo exergético útil (parte do fluxo de saída) $\dot{B}_T$ são conhecidos porque são dados do motor;

- O valor do custo médio do combustível por unidade de exergia (c_{fuel}) precisa ser determinado através de uma análise econômica mostrada em seguida;

- O termo $\dot{Z}_M$ representa a soma do custo do capital, dos custos de operação e de manutenção do propulsor. Assim como para o custo do combustível, este termo é definido através de uma específica análise econômica mostrada em seguida;

- O custo específico do ar de entrada ($c_{air,1}$) é considerado nulo porque não possui um valor econômico;

- Os custos específicos dos fluxos de ar extraídos ($c_{fan\,bleed}$, ($c_{comp\,bleed}$), os custos específicos das extrações de potência (c_{hp} , c_e) e o custo específico dos gases de saída (ou do empuxo, $c_9 = c_T$) são os objetivos das análises. Para determinar tais incógnitas, tendo uma única relação de balanço de custos, é necessário constituir ulteriores quatro equações independentes. Estas relações são encontradas utilizando um dos critérios de repartição de custos apresentados precedentemente.

Referência no solo A análise desenvolvida usando o referencial fixo com o solo, é conduzida como a com o referencial no motor introduzindo diretamente a potência exergética do empuxo no balanço global, que se escreve da seguinte maneira:

$$\dot{C}_9 + \dot{C}_{fan\,bleed} + \dot{C}_{comp\,bleed} + \dot{C}_{hp} + \dot{C}_{el} + \dot{C}_T = \dot{C}_{air,1} + \dot{C}_{fuel} + \dot{Z}_M \quad (5.17)$$

Neste caso pode-se considerar nulo o custo dos gases de saída pois são perdidos e inutilizados. Para os outros termos valem as considerações listadas em precedência.

5.3.2 Cálculo do custo termoeconômico unitário do combustível

Para ter uma estimativa do custo médio do combustível por unidade de exergia (c_{fuel}), é necessário fazer várias considerações. Este custo representa uma despesa ao longo do tempo sujeita a um aumento periódico que precisa ser considerado, tanto como a taxa de inflação. Para obter o valor do combustível calcula-se uma série de fatores que permitem usar um único custo para todo o período de funcionamento que leva em consideração os aspectos citados:

$$c_{fuel} = c_{f0} \frac{k_f \left(k_f^n - 1\right)}{k_f - 1} CRF \quad (5.18)$$

$$k = \frac{1 + r_m}{1 + i_e} \quad (5.19)$$

$$CRF = \frac{i_e \left(1 + i_e\right)^n}{\left(1 + i_e\right)^n - 1} \quad (5.20)$$

Tabela 5.1: Parâmetros utilizados no estudo termodinâmico do motor AE-3007

Poder calorífico inferior do kerosene aeronáutico Jet A-1, H_f [MJ/kg]	42,8
Custo médio unitário (anos 2006-2007) do querosene aeronáutico Jet A-1 (incluso o custo de transporte) [$/Tm]	374,79
Custo termoeconômico unitário do combustível no inicio do período de funcionamento [$/GJ]	9,022
Fator de acréscimo nominal ou aparente dos custos (excluído o combustível) (2007-2032), r_m	0,05
Fator de acréscimo nominal ou aparente r_{mf} do custo do kerosene aeronautico Jet A-1 (2007-2032)	0,06
Vida econômica do motor AE-3007 [anos]	25
Fator de utilização anual f_u	0,285
Taxa efetiva de retorno i_e	0,04
Custo do capital investido para o propulsor AE-3007 [US$]	2,000,000

$$(1 + r_{mf}) = (1 + r_r)\ (1 + r_i) \tag{5.21}$$

onde:

r_{mf} : fator de acréscimo nominal ou aparente do custo de combustível ("nominal escalation rate")
r_r : fator de acréscimo real dos custos do combustível ("real escalation rate")
r_i : taxa de inflação ("infaction rate")
CRF : fator de retorno do capital ("capital recovery factor")
n : vida econômica do motor
c_{f0} : custo termoeconômico unitário do combustível no inicio do período de funcionamento
i_e : taxa efetiva de retorno ("anual effective rate of return")

O combustível usado no motor é o querosene aeronáutico, JET A-1. Os dados usados nestes cálculos são resumidos na tabela 5.1. O custo termoeconômico unitário do combustível no início do período de funcionamento compreende o valor do transporte, avaliado em 50 $/Tm[26].

5.3.3 Hipóteses para o cálculo do custo do sistema

Existem diferentes critérios para estimar o custo do sistema dependendo do tipo de motor e do financiamento. Para o cálculo dos custos da máquina se utilizam relações e conceitos econômicos análogos aos usados na estimativa do valor do combustível. O termo $\dot{Z}_M$ é obtido calculando inicialmente o capital investido, os custos de operação e de manutenção totais e levando em consideração a inflação.

$$\dot{Z}_M = \alpha\, Z = \alpha\, \left(Z^{CI} + Z^{OM}\right) \tag{5.22}$$

onde:

$$\alpha = \frac{CRF}{\Delta t}[s^{-1}] \tag{5.23}$$

O termo $\Delta t = 31,536\,10^6\,f_u$ representa o tempo de funcionamento do sistema por ano (em s) e f_u é definido como o fator de utilização anual do motor e é mostrado na tabela 5.1.
O valor do capital investido Z^{CI} não aumenta com o tempo, somente no caso em que seja adquirido com um financiamento, o que resulta mais realístico subdividir este custo ao longo da vida do motor antes de obter o custo anual. Z_0^{OM} representa o custo de operação e de manutenção baseado no inicio da vida útil. O respectivo valor anual pode se calcular da seguinte maneira:

$$Z^{OM} = \left(Z_0^{OM}\right)\,\frac{k\,(k^n - 1)}{k - 1} \tag{5.24}$$

onde:

$$k = \frac{1 + r_m}{1 + i_e} \tag{5.25}$$

Na literatura podem se encontrar diferentes modelos que permitem estimar os custos de operação e manutenção Z_0^{OM}. Neste caso, como feito em muitas análises[26], este custo é definido em termos percentuais do capital investido. Baseando-se nas informações atualmente disponíveis, assume-se 10 %.
O valor do capital investido Z^{CI} se obtém usando o método DAPCA IV[27]. Seguindo este método pode-se calcular o preço do motor através a seguinte expressão:

$$Z^{CI} = 1548\ [0,043\,T_{max} + 243,25\,M_{max} + 0,969\,T_{turbine\,inlet} - 2228] \tag{5.26}$$

Onde:

T_{max} = Empuxo máximo do motor [lb]
M_{max} = Número de Mach máximo do motor
$T_{turbine\,inlet}$ = Temperatura de entrada na turbina [°R]

Para um turbofan, segundo as indicações do método, o valor obtido através desta expressão precisa ser acrescentado de 10 %. O preço assim calculado em dólares americanos é referido ao ano 1986, portanto precisa ser atualizado. Obtém-se desta forma um custo em cerca de $Z^{CI} = 2,000,000$ \$.

5.3.4 Uso dos critérios econômicos

As equações necessárias adicionais para solucionar a análise termoeconômica precisam ser definidas usando um critério econômico adequado. Analisando as várias possibilidade nota-se que:

- O método da extração não pode ser aplicado pois não é possível considerar que a única função do motor seja gerar empuxo. Portanto o custo de todos os equipamentos presentes no motor e os custos da exergia destruída não podem pesar somente no fluxo $\dot{m}_9$ de saída do bocal e usado para gerar o empuxo;
- O método do subproduto não pode ser usado porque como implica a determinação de um dos custos específicos em um cenário completamente diferente daquele de operação da planta, não usa a base exergética como escala de valor;
- O método da igualdade resulta a única alternativa possível pois o motor, para garantir o funcionamento da aeronave, precisa satisfazer todas as necessidades exergéticas. Seguindo este método é necessário atribuir o mesmo custo unitário por unidade de exergia.

Com estas considerações define-se que a potência elétrica, hidráulica, os fluxos de ar extraídos e o empuxo possuem igual importância, e o custo do sistema precisa ser dividido entre eles. Obtém-se:

Com o referencial no motor:

$$c_{comp\,bleed} = c_{fan\,bleed} = c_{hp} = c_{el} = c_9 \tag{5.27}$$

Com o referencial no solo:

$$c_{comp\,bleed} = c_{fan\,bleed} = c_{hp} = c_{el} = c_T \tag{5.28}$$

5.3.5 Resultados

A tabela 5.2 mostra os resultados das análises termoeconômicas com os dois referenciais.

Tabela 5.2: Resultados da análise termoeconômica global

Fluxo	Custo - Ref. no motor	Custo - Ref. no solo
Extrações do Fan [US$/t]	5,93	5,07
Extrações do compressor [US$/t]	27,21	26,52
Potêcia elétrica extraída [US$/MW h]	368,64	367,92
Potência hidráulica extraída [US$/MW h]	368,64	367,92
Empuxo [US$/MW h]	368,64	367,92

O custo de operação anual do motor é igual à soma do fluxo de custo de aquisição, de operação e manutenção e do fluxo de combustível divididos pelo fator de utilização anual (em s/ano):

$$\dot{C}_{total} = \left(\dot{Z} + c_{fuel}\,\dot{B}_{fuel}\right)\, f_u \tag{5.29}$$

Considerando o sistema de referência no solo:

$$\dot{C}_{total} = 1,697,182 \;\; [\text{US\$/ano}] \tag{5.30}$$

Considerando o sistema de referência fixo no motor:

$$\dot{C}_{total} = 1,694,330 \;\; [\text{US\$/ano}] \tag{5.31}$$

Para verificar, o mesmo valor precisa ser calculado através dos custos dos produtos do motor (que dividem entre si o custo total da instalação).

$$\dot{C}_{total} = \left(\dot{C}_T + \dot{C}_{bleed} + \dot{C}_{fan} + \dot{C}_{el} + \dot{C}_{hp}\right)\, f_u \tag{5.32}$$

Considerando o referencial no solo:

$$\dot{C}_{total} = 1,696,957 \text{ [US\$/ano]} \quad (5.33)$$

Considerando o sistema de referência fixo no motor:

$$\dot{C}_{total} = 1,694,535 \text{ [US\$/ano]} \quad (5.34)$$

A diferença nos valores é resultado das aproximações feitas nos cálculos, tanto pela análise com o referencial no motor tanto pela que usa o referencial no solo.

5.4 Análise termoeconômica local do motor

A análise termoeconômica, além de atribuir custos aos produtos do sistema, permite também determinar o custo de todos os fluxos exergéticos que fazem parte da cadeia de transformação energética. Efetua-se assim a definição dos custos dos fluxos de recursos e produtos de cada equipamento do sistema. Para cada componente são definidos:

- Produto: o resultado primário do sistema, o fluxo exergético produzido através das transformações energéticas dentre do componente;
- Recurso: todos os fluxos exergéticos absorvidos pelo funcionamento do componente que permitem a realização de produtos.

Quando um equipamento faz parte de um sistema complexo, recebe recursos dos componentes anteriores da cadeia de transformação. O primeiro componente recebe recursos do ambiente externo (ar e combustível). Assim, o valor do produto de um genérico equipamento considera a forma em que os precedentes componentes transformaram a energia. Cada irreversibilidade aumenta a necessidade de combustível para alcançar o mesmo produto.

Tabela 5.3: Custo dos equipamentos usados na análise termoeconômica local

Equipamento	Z_{EQ} [US$]	$\dot{Z}_{EQ}$ [US$/s]
Coletor Dinâmico	383,793	0,002733
Fan	1,304,895	0,009294
Compressor	1,689,000	0,01203
Câmara de combustão	1,074,619	0,007654
Turbina de alta pressão	1,380,000	0,00984
Turbina de baixa pressão	921,102	0,00656
Mixer	307,034	0,002187
Bocal	614,068	0,004373

Desta maneira as considerações de caráter termodinâmico adquirem sentido econômico no processo de atribuição de custos aos fluxos de exergia[30].
A modelagem do sistema foi feita no máximo nível de detalhe possível com os dados obtidos pela análise exergética local. Usar mais estações de subdivisão e calcular mais componentes sem aumentar a quantidade de dados seria possível só assumindo hipóteses e diminuindo assim a validade dos resultados.
Informações econômicas são fundamentais para este estudo, mas muito complicadas de se encontrar. Para esta análise os custos dos componentes são definidos em base percentual do custo total do propulsor.

5.4.1 Resultados

Depois ter estimado o valor unitário de cada componente, determinou-se os custos anuais de aquisição, operação e manutenção (em [US$/s]) através das mesmas expressões usadas para a definição do preço de toda a máquina. Os resultados são resumidos na tabela 5.3.

A tabela 5.4 mostra os custos de todos os fluxos exergéticos. Evidencia-se que todos os valores dos fluxos internos e das extrações de ar são em [US$/t] e que os custos das potências extraídas e do empuxo são em [US$/MWh].

Calcula-se novamente o custo total de operação do sistema como soma dos custos de operação de cada componente e do custo do combustível:

$$\dot{C}_{total} = \left(\sum_{equipamentos}\left(\dot{Z}_i\right) + c_{fuel}\dot{B}_{fuel}\right)\ f_u = 1,694,000\ \text{[US\$/ano]} \quad (5.35)$$

Para verificar o cálculo anterior, o mesmo valor precisa ser calculado através dos custos dos produtos do motor (que dividem entre si o custo total da instalação).

Tabela 5.4: Resultados da análise termoeconômica local

Fluxo	Custo
1.3 [US$/t]	1,92
2 [US$/t]	0,0591
2.5 [US$/t]	1,70
3 [US$/t]	19,22
4 [US$/t]	36,73
4.5 [US$/t]	22,13
5 [US$/t]	13,19
7 [US$/t]	22,80
Extrações do compressor [US$/t]	11,06
Extrações do fan [US$/t]	1,96
Potência elétrica extraída [US$/MWh]	130,60
Potência hidráulica extraída [US$/MWh]	130,60
Empuxo [US$/MWh]	380,90

Tabela 5.5: Comparação relativa entre os custos dos efeitos úteis obtidos no balanço global e local (tabelas 5.2 e 5.4)

Fluxo	Diferença relativa [%]
Extrações do compressor	146
Extrações do fan	202,6
Potência elétrica extraída	182,3
Potência hidráulica extraída	182,3
Empuxo	3,3

$$\dot{C}_{total} = 1,694,262 \ \text{[US\$/ano]} \quad (5.36)$$

A diferença nos valores é resultado das aproximações feitas nos cálculos. A análise termoeconômica atribuiu custos a todos os fluxo do sistema energético baseando-se em conceitos termodinâmicos e identificou os custos dos produtos do propulsor, o empuxo, a potência e as extrações de ar.
É importante notar que na análise local obtém-se um valor de custo do empuxo comparável com o valor obtido na análise global (com um diferença percentual de 3,5 %). O custo total de operação é comparável, todavia sua subdivisão entre os custos específicos das várias extrações resulta diferente como mostrado na tabela 5.5.

Capítulo 6

Conclusões

6.1 Considerações gerais

O objetivo fundamental deste trabalho foi de mostrar a importância e a validade de usar a análise exergética para estudar uma máquina, uma instalação já construída e em funcionamento. Com este propósito analisou-se um propulsor aeronáutico globalmente, ao longo de sua missão, e localmente considerando seus equipamentos. Desta forma se alcançaram importantes resultados que detalharam e caracterizaram numerosos aspectos das transformações no motor, da física geral da propulsão a jato e do projeto de propulsores. Através destes resultados, a análise exergética revelou-se um ótimo instrumento tanto para estudar configurações existentes, quanto para direcionar análises de otimização de componentes e desenvolver projetos, processos e tecnologias mais eficientes. Avaliado o grande potencial da grandeza termodinâmica exergia, usou-se este conceito em conjunto com a critérios e teorias econômicas para conduzir a análise termoeconômica. Como toda instalação técnica funciona e se relaciona com um ambiente dominado pela economia, qualquer projeto e otimização precisa levar em consideração este aspecto fundamental. Definiram-se os valores termoeconômicos de todos os fluxos do sistema que podem ser usados para avaliar gastos, operações de melhoras, projetos em definição e preços de produtos.
Avaliando os resultados práticos, teóricos, técnicos e econômicos, considera-se a análise exergética e as análises que usam a exergia como fundamentos, métodos de grande valor que podem ser usados como instrumentos complementares em todos os estudos de sistemas.

6.2 Comentários sobre as análises conduzidas

O estudo foi conduzido segundo duas diretrizes principais: uma análise global do propulsor e uma análise local de seus componentes.
A pretensão do estudo exergético global era de obter informações sobre o funcionamento geral de um propulsor aeronáutico para definir as eficiências e caracterizar a física da tecnologia. Mesmo encontrando-se dificuldades na definição de um referencial, alcançam-se ótimos resultados usando poucos

dados relativos aos fluxos de entrada (ar e combustível), e aos principais fluxos de saída, o empuxo e os gases de exaustão. Todavia, para estudos mais articulados como aquele conduzido pela Escola Politécnica da USP sobre configurações não convencionais de aeronaves, este procedimento revela-se insuficiente para fornecer os dados necessários. De fato, para conseguir detalhados valores exergéticos das extrações de ar do fan e do compressor, necessita-se de um modelo mais articulado e definido. Com esta consideração foi criado um modelo numérico do propulsor através do software GSP (e avaliado na fase de cruzeiro com um modelo matemático) que permite calcular todas as variáveis termodinâmicas das transformações que acontecem nos seus componentes. Os dados fornecidos por este modelo foram a base para o estudo exergético detalhado dos equipamentos do motor em todas as fases de vôo, que conseguiu resultados úteis seja para o estudo e avaliação de configurações alternativas de instalações de bordo de aeronaves, seja para análises de otimização.
A análise termoeconômica baseia-se no mesmo esquema da exergética. Esta análise emprega grandezas termodinâmicas em conjunto com critérios econômicos que são ligados ao mercado no qual o sistema opera. Pela escolha de critérios econômicos revela-se necessário basear-se em hipóteses arbitrárias definidas avaliando os fluxos da instalação. Portanto os custos obtidos são extremamente sensíveis e influenciados por estas decisões.
Os resultados encontrados considerando globalmente o motor foram úteis para avaliar o valor econômico do empuxo, mas não caracterizaram corretamente os custos das extrações de potência e de ar, pois foi preciso (por causa da própria modelagem) atribuir o mesmo valor específico a cada efeito útil. Para poder obter custos validos das extrações, necessárias para ulteriores estudos, é preciso usar um modelo mais detalhado do motor, assim como encontrado na análise exergética. Usando como dados os resultados desta última, conseguiram-se determinar os fluxos econômicos requisitados com uma válida precisão.
Através deste estudo é possível evidenciar mais uma vez a importância da aproximação do modelo usado nas análises, assim como acontece em qualquer projeto de engenharia. O modelo precisa ser relatado aos objetivos que se pretendem alcançar, pois avaliações erradas nesta fase conceitual podem se refletir gravemente sobre os resultados e podem ser difíceis de ser individualizadas em seguida.

6.3 Propósitos e estudos futuros

O trabalho executado é parte de uma ampla pesquisa conduzida pelo Departamento de Engenharia Mecânica da Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Este projeto objetiva efetuar uma análise exergética completa de uma aeronave de médio porte. É previsto o estudo detalhado de todas as instalações do avião (motor, ECS, sistema anti-gelo, sistema de condicionamento) para poder quantificar todos os fluxos exergéticos.
O objetivo final é avaliar o desempenho desta aeronave na configuração tradicional (com várias extrações de ar e de potência) e na configuração em que

se gera somente potência elétrica através de um gerador integrado no próprio motor. Portanto será útil utilizar o modelo do AE-3007 desenvolvido neste trabalho para poder estudar esta nova arquitetura, modificando oportunamente os parâmetros das extrações para obter um motor mais elétrico. Da mesma forma o procedimento de análise exergética seguido pode ser usado para este objetivo, e os resultados podem ser comparados com os da configuração convencional para caracterizar a melhor versão em termos de eficiência exergética. Obtidos estes resultados, para poder validar os reais benefícios de uma eventual nova arquitetura, a análise precisa considerar aspectos comerciais e produtivos. É preciso comparar termoeconomicamente os dois modelos considerando os custos estimados com uma análise local (incluindo todos os componentes dentre do sistema), pois foi evidenciado ao longo do estudo, que a esquematização global não permite atribuir devidamente os custos.
O procedimento mostrado, de avaliação exergética e termoeconômica de um propulsor aeronáutico ao longo de uma inteira missão de vôo, é uma ótima metodologia de verificação e comparação que pode ser usada para futuras evoluções da configuração de instalações de bordo que usam fluxos exergoeconômicos gerados pelo motor.

Apêndice A

As Leis da Termodinâmica

A Primeira Lei da Termodinâmica A Primeira lei da Termodinâmica estabelece que, durante qualquer ciclo percorrido por um sistema, a integral cíclica do trabalho é proporcional à integral cíclica do calor, ou seja, e energia total do sistema não se perde, se transforma:

$$\oint \delta Q = \oint \delta W \tag{A.1}$$

$$\delta Q - \delta W = dE \tag{A.2}$$

A variação líquida de energia - (dE), é sempre igual à transferência líquida de energia através da fronteira do sistema - (δQ - δW).
Considerando um volume de controle tem-se que (em termos de fluxo):

$$\frac{d}{dt}\int \rho \, dV + \int \rho \vec{v}\vec{n} \, dS = 0 \tag{A.3}$$

A expressão acima mostra que a variação de massa dentro do volume de controle é igual à diferença entre o fluxo de massa de entrada e saída no volume de controle.

$$\frac{dE}{dt} = \dot{Q} - \dot{W} + \sum \dot{m}_e - \sum \dot{m}_s + \dot{W}_{escoamento} \tag{A.4}$$

Onde:

$\dot{W}_{escoamento} = p\, v\, \dot{m}$

$e = u + \frac{V^2}{2} + g\, z$

O termo e se refere à energia total presente tanto no fluxo de entrada como no fluxo de saída, sendo seus termos os seguintes:

- u : energia interna;
- $\frac{V^2}{2}$: energia cinética ;
- $g\,z$: energia potencial.

Associado a um escoamento qualquer, existe uma energia relacionada ao trabalho efetuado para a movimentação da massa. Isto permite a apresentação de uma nova propriedade termodinâmica, a entalpia (h), sendo definida pela expressão:

$$h = u + p\,v \tag{A.5}$$

Assim, a taxa de variação de energia dentro do volume de controle pode ser escrita em função das taxas de variação do calor trocado e do trabalho líquido, além dos fluxos de energia associados às massas que entram e saem do volume de controle, através da seguinte expressão:

$$\frac{dE}{dt} = \dot{Q} - \dot{W} + \sum \dot{m}_e \left(h + \frac{V^2}{2} + g\,z\right)_e - \sum \dot{m}_s \left(h + \frac{V^2}{2} + g\,z\right)_s \tag{A.6}$$

A definição de regime permanente, o qual será hipótese corriqueira nas etapas seguintes, é mostrada a seguir:

- O volume não se move em relação ao sistema de coordenadas, ou seja, não há trabalho associado à variação da velocidade do volume de controle;
- O estado da substância, em casa ponto do volume, não varia com o tempo:

$$\frac{dm}{dt} = 0 \tag{A.7}$$

$$\frac{dE}{dt} = 0 \tag{A.8}$$

O fluxo de massa e o estado desta massa em cada área discreta do escoamento na superfície de controle não variam não variam com tempo. As taxas nas quais o calor e o trabalho cruzam a superfície de controle permanecem constantes:

$$\sum \dot{m}_e = \sum \dot{m}_s \tag{A.9}$$

$$\dot{Q} + \sum m_e \left(h + \frac{V^2}{2} + g\,z \right)_e - \sum \dot{m}_s \left(h + \frac{V^2}{2} + g\,z \right)_s \tag{A.10}$$

Com as equações mostradas acima será possível elaborar balanços de massa e energia nos equipamentos e volumes de controle existentes nos ciclos a serem estudados. Contudo, uma forma de quantificar as perdas deverá ser introduzida a fim de possibilitar o cálculo das eficiências das transformações ocorridas.

A Segunda Lei da Termodinâmica A Segunda Lei da Termodinâmica estabelece que, durante qualquer ciclo real percorrido por um sistema, o sentido de operação não pode ser revertido sem que haja perdas e/ou gasto de energia adicional, ou seja, o estado inicial não é estabelecido.
Esta lei é representada por dois enunciados que mostram que qualquer transformação de energia acarreta perdas devido a irreversibilidades ocorridas (atrito, expansão não resistida, transferência de calor com a diferença finita de temperatura, reações químicas, misturas):

- **Enunciado de Kelvin-Planck** - é impossível construir um dispositivo que operando num ciclo termodinâmico, não produza outros efeitos além do levantamento de um peso e troca de calor com um único reservatório
- **Enunciado de Clausius** - é impossível construir um dispositivo que operando num ciclo termodinâmico, não produza outros efeitos além da transferência de calor de um corpo frio para um corpo quente.

Com isso, é conveniente definir uma eficiência máxima com a qual um ciclo possa operar. Esta eficiência é definida como Rendimento de Carnot:

$$\eta_{carnot} = 1 - \frac{T_L}{T_H} \tag{A.11}$$

Num ciclo Carnot todos os processos são reversíveis, sendo 2 isotérmicos (transferência de calor) e 2 adiabáticos (geração/fornecimento de trabalho). A fim de quantificar a medida das irreversibilidades, uma nova propriedade termodinâmica foi definida: Entropia (s). Assim, em um volume de controle:

$$\frac{dS}{dt} = \sum \frac{\dot{Q}}{T} + \sum \dot{m}_e \, s_e - \sum \dot{m}_s \, s_s + \dot{S}_{gerado} \tag{A.12}$$

Ou seja, a taxa de variação total de entropia é igual à soma da taxa líquida de transporte da entropia para o volume de controle através da sua fronteira, da taxa de geração de entropia no interior do volume de controle e da taxa de criação de entropia devido às irreversibilidades ocorridas no volume de controle.

$$\sum \frac{\dot{Q}}{T} + \dot{S}_{gerado} = \sum \dot{m}_s \, s_s - \sum \dot{m}_e \, s_e \tag{A.13}$$

Neste ponto é conveniente estabelecer um rendimento associado à geração de entropia numa determinada transformação. É sabido que um processo adiabático ($Q = 0$) e reversível (sem irreversibilidades associadas) é chamado isentrópico, assim pode-se definir como rendimento isentrópico de uma transformação de um ponto 1 qualquer para um ponto 2 qualquer, como sendo a razão entre a variação de entalpia do fluxo no processo real e aquela que ocorreria em um processo isentrópico.:

$$\eta_{ise} = \frac{h_2 - h_1}{(h_2 - h_1)_s} \tag{A.14}$$

Esta eficiência é conhecida como sendo a eficiência do ponto de vista da primeira Lei, que já compara 2 quantidades energéticas.

Apêndice B

A modelagem no detalhe do ponto de projeto

Os detalhes do ponto de projeto

Coletor dinâmico No coletor é preciso definir o fluxo de ar de entrada, a relação de compressão; é preciso definir as áreas de entrada e de saída somente no caso em que seja de interesse o cálculo das condições estáticas do fluxo (figura B.1).

Fan Para modelar o fan é necessário definir o "bypass", a velocidade de rotação e os parâmetros do duto primário e secundário (figura B.2).

Compressor Como pelo fan, é preciso definir a velocidade de rotação, a relação de compressão e a eficiência (figura B.3). Para as áreas vale o que já explicado pelo coletor.

Câmara de combustão Na interface da câmara de combustão (figuras B.4 e B.5) é necessário definir as condições de projeto da câmara e do combustível utilizado. È preciso definir: a eficiência da câmara, a perda de pressão e um parâmetro entre o fluxo de combustível, a temperatura de saída e a relação ar/combustível. Na simulação efetuada é definida a temperatura de saída do compressor (ou de entrada na turbina); o combustível utilizado é o Jet-A.

Turbinas Para definir o ponto de projeto das turbinas tem que se introduzir a velocidade de rotação e a eficiência. A massa do fluxo de entrada é calculada por meio da massa do fluxo de saída do componente anterior (a câmara de combustão ou a turbina de alta pressão). Não é necessário introduzir a relação de compressão, porque é calculada automaticamente pelo software no procedimento de cálculo do ponto de projeto por meio do balanço das potências necessárias ao compressor e fan.
Para determinar a velocidade de rotação pode-se utilizar a opção "free state rotor speed"de forma que o programa necessite como entrada só da velocidade de rotação de projeto ($V_{n2} = 14564[rpm]$), e para as simulações das

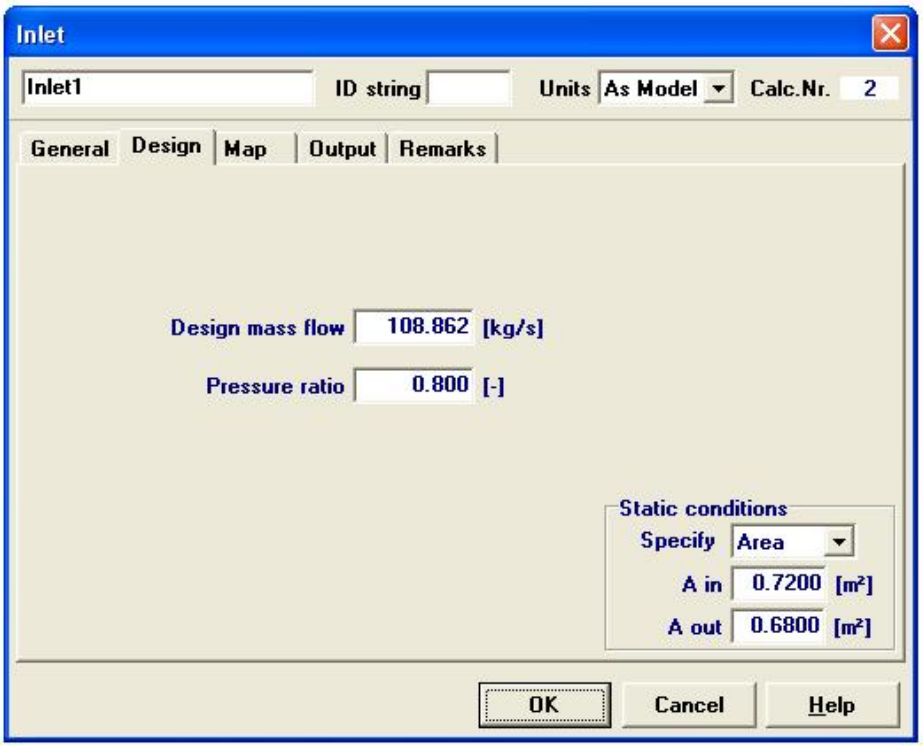

Figura B.1: Definição do ponto de projeto do coletor dinâmico

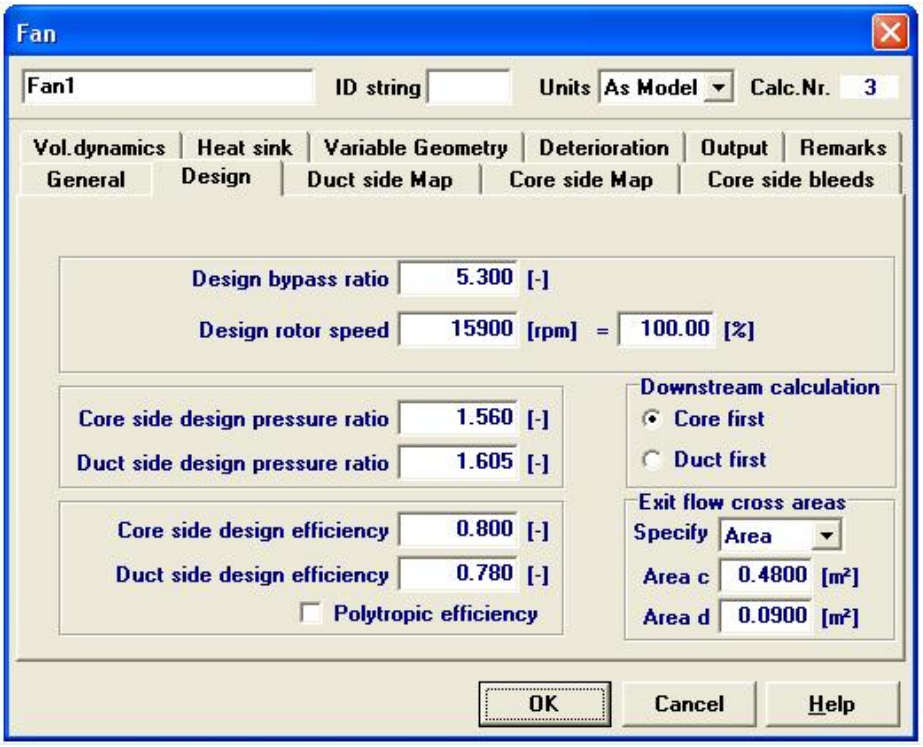

Figura B.2: Definição do ponto de projeto do fan

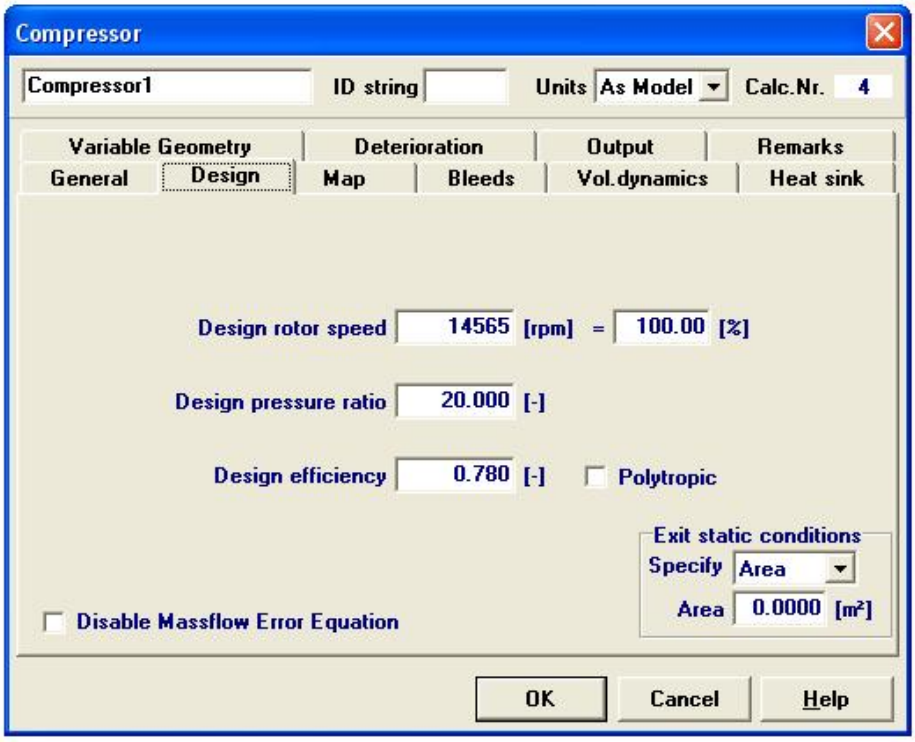

Figura B.3: Definição do ponto de projeto do compressor

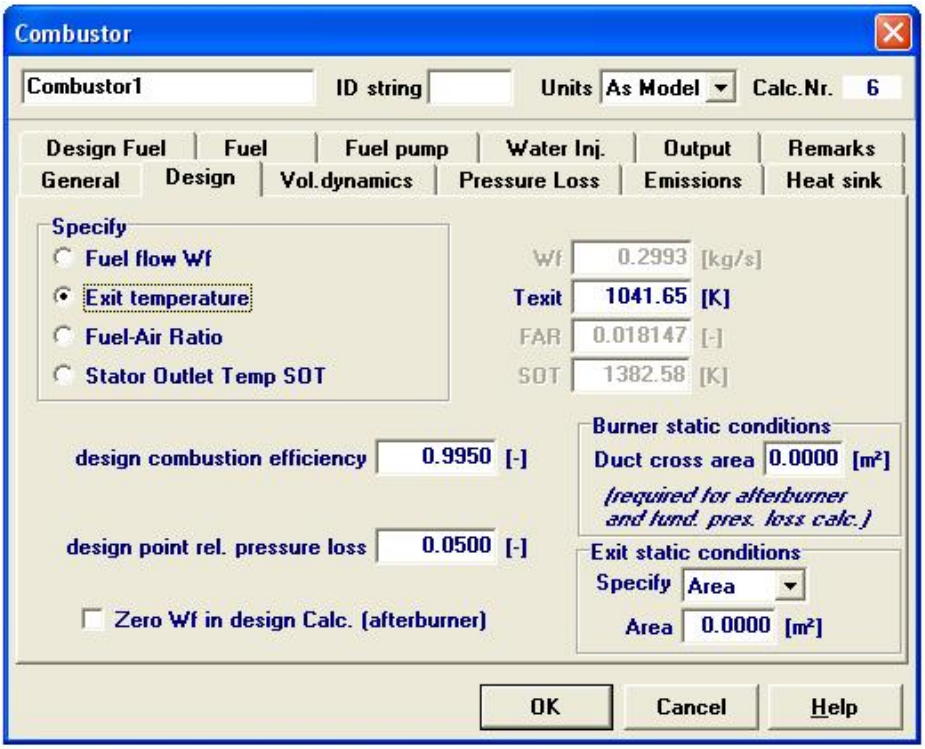

Figura B.4: Definição do ponto de projeto da câmara de combustão

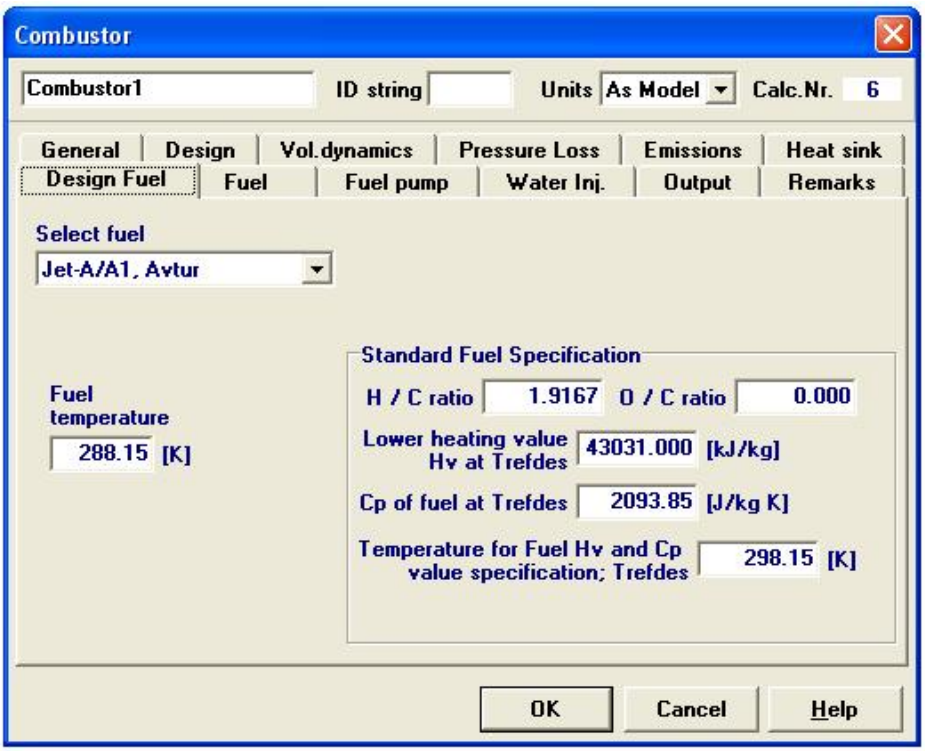

Figura B.5: Definição do ponto de projeto da câmara de combustão

condições fora de projeto ("off-design") a velocidade é calculada durante o processo de iteração.
GSP permite modelar motores com mais turbinas ou estágios de turbina instalados no mesmo eixo, portanto na interface do ponto de projeto ("design point") da turbina pode-se usar a opção que permite ao usuário dividir a potência entre as turbinas (ou estágios). É possível escolher entre 6 diferentes opções de divisão da potência (ver a figura B.6). O motor Rolls Royce AE-3007 tem dois conjuntos de turbinas que movimentam dois eixos diferentes. Avaliando os objetivos da simulação que está sendo conduzida, se determina que não é necessário modelar cada estágio de expansão das turbinas, portanto é escolhida a opção "All required", utilizada na modelagem de turbinas conectadas a um único eixo.

Mixer Utiliza-se um "mixer component"para simular a mistura do fluxo primário e secundário em um único fluxo. As condições do fluxo de saída do mixer são calculadas através da equação de conservação do momento da quantidade de movimento supondo que a relação de compressão estática do fluxo de entrada seja constante. Para poder aplicar esta equação é preciso calcular as condições estáticas e a velocidade de entrada e de saída, portanto precisa-se de dados adicionais como:

- As áreas, os números de Mach ou as velocidades das duas secções do "duct"e do "core"; neste caso a relação de compressão estática é determinada durante os cálculos do "design point"e se mantém constante

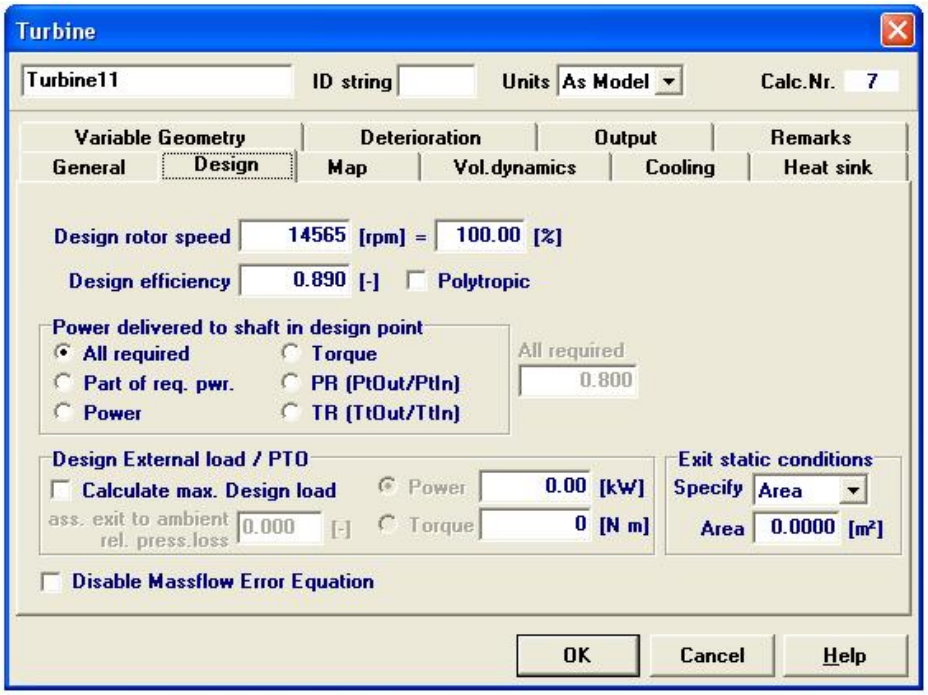

Figura B.6: Opções de divisão da potência entre as várias turbinas

para os calculos "off-design".

- A área da seção total e a relação de compressão estática; neste segundo caso as áreas das seções do "duct"e do "core"são determinadas através da relação de compressão estática usada no "design point".

A especificação destes dados precisa de um ciclo iterativo, pois não se conhecem os dados relativos.

Mapas dos componentes GSP utiliza mapas características de cada componente para determinar as correlações entre mais de 5 parâmetros típicos da condição de funcionamento do componente. Os mapas são contidos em arquivos compatíveis com o formato utilizado por GSP [16]. Estes parâmetros são corrigidos para que sejam independentes das condições de entrada do componente. Geralmente se utilizam as características de um componente escolhidas entre:

- massa do fluxo corrigida
- velocidade de rotação corrigida
- relação de compressão
- eficiência do componente
- número de Reynolds

O número de Reynolds geralmente não é utilizado porque influencia pouco o desempenho do componente. A relação de compressão (ou as respectivas

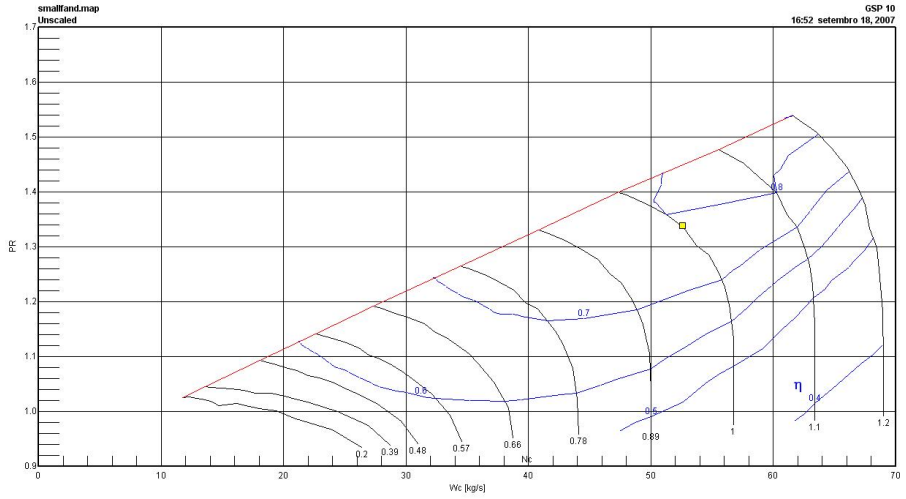

Figura B.7: Visualização do mapa do ¨core side¨ do fan (*smallfanc.map*)

perdas de pressão) e a massa do fluxo em entrada corrigidas são os parâmetros geralmente utilizados nos mapas. A velocidade de rotação e o rendimento isentrópico são utilizados exclusivamente nos componentes que representam turbomáquinas (compressor, fan, turbinas). Para definir as condições de operação dos mapas e para determinar os valores dos outros parâmetros de saída dos mapas, é necessário utilizar mais de 3 parâmetros de entrada (inclusive o número de Reynolds).
As características dos mapas podem ser escaladas para poder usá-las para diferentes turbinas a gás. Por exemplo, um mapa de um compressor com um fluxo de 100 kg/s e uma relação de compressão de 5 pode ser utilizado para representar um compressor geometricamente muito parecido mas maior e com uma relação de compressão maior (por exemplo com um fluxo de 110 kg/s e uma relação de compressão de 6 resultam fatores de escala de 1.1 e (6-1)/(5-1)=5/4). Normalmente, em presença de pequenas diferenças (<25 [%]) o procedimento que escala os mapas não introduz grandes erros (como variações do efetivo desempenho dos componentes). Se as diferenças são maiores, os erros crescem por causa das variações do número de Reynolds.
Obter mapas de componentes de um específico motor nas condições fora de projeto é muito complicado, mas GSP oferece a possibilidade de escalar os parâmetros para adaptá-los a um mapa parecido, entre aqueles contidos na livraria do programa. Pelo Rolls Royce AE-3007 são utilizados mapas do "core"e "duct"de um pequeno fan (chamadas respectivamente *smallfanc.map* e *smallfand.map*) e mapas para o compressor e a turbina (*smallhpc.map* e *smalllpt.map*). O programa oferece também a possibilidade de visualizar estes mapas evidenciando o ponto de projeto (ver as figuras B.7, B.8, B.9).

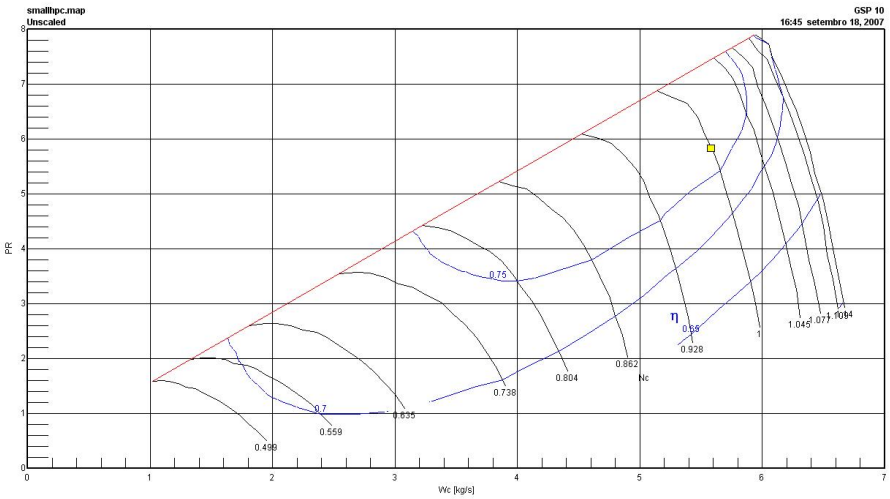

Figura B.8: Visualização do mapa do compressor (*smallhpc.map*)

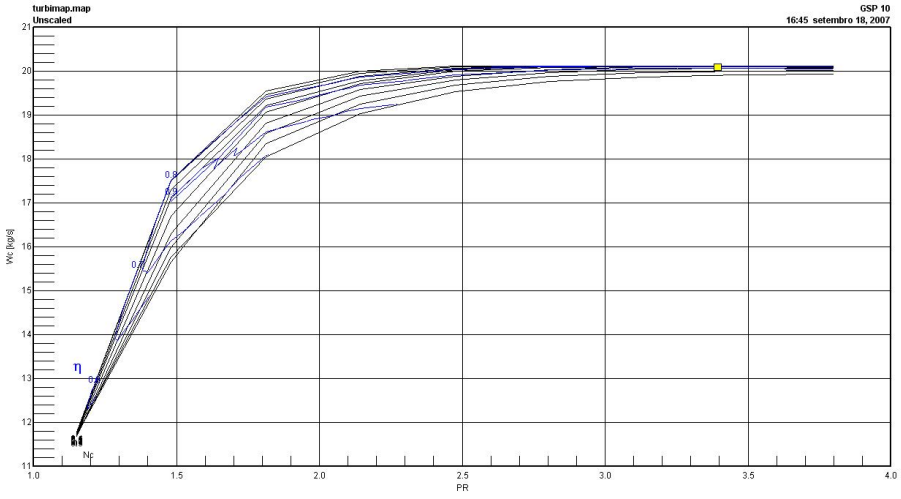

Figura B.9: Visualização do mapa da turbina de alta pressão (*smalllpt.map*)

Apêndice C

A Exergia

O conceito de exergia tem suas origens na formulação proposta por Gouy e Stodola (RIVERO, 1993) que mostra que o máximo potencial de um sistema realizar trabalho é função de sua energia interna e das condições do meio ambiente (pressão, temperatura e composição).
A quantificação da grandeza exergia pode ser introduzida a partir do conceito de trabalho reversível, assim como se pode mostrar que o balanço de exergia pode ser escrito como uma combinação linear do balanço de energia com o balanço de entropia. Essa demonstração será feita a seguir para um caso simples de processos ocorrendo em um volume de controle (Figura C.1), com uma entrada e uma saída, em regime permanente, desprezando-se os termos de energia cinética e potencial, assim como eventuais efeitos elétricos e magnéticos[2].

Pelas Primeira e Segunda Leis da Termodinâmica tem-se[1]:

$$(\dot{m}\,h)_{sada} - (\dot{m}\,h)_{entrada} = -\dot{Q} - \dot{W} \Rightarrow \Delta h = -q - w \tag{C.1}$$

$$(\dot{m}\,h)_{sada} - (\dot{m}\,h)_{entrada} = -\int \frac{\delta\dot{Q}}{T} + \dot{S}_{gerado} \Rightarrow \Delta s = -\int \frac{\delta q}{T} + s_{gerado} \tag{C.2}$$

Dado que a exergia representa a máxima quantidade de trabalho, pode-se perguntar qual o máximo trabalho obtenível, mantendo-se os mesmos estados dos fluxos mássicos na entrada e na saída, além de w e q. Assim, o incremento de trabalho poderia ser obtido introduzindo-se um motor reversível entre T_e e T_s e T_0. Para o motor reversível, pode-se escrever:

$$w_{mr} = q - q_0 \tag{C.3}$$

[1]Convenção de sinais de trabalho e calor utilizada ($q > 0$ quando o calor é recebido pelo sistema e $w > 0$ quando o sistema realiza trabalho

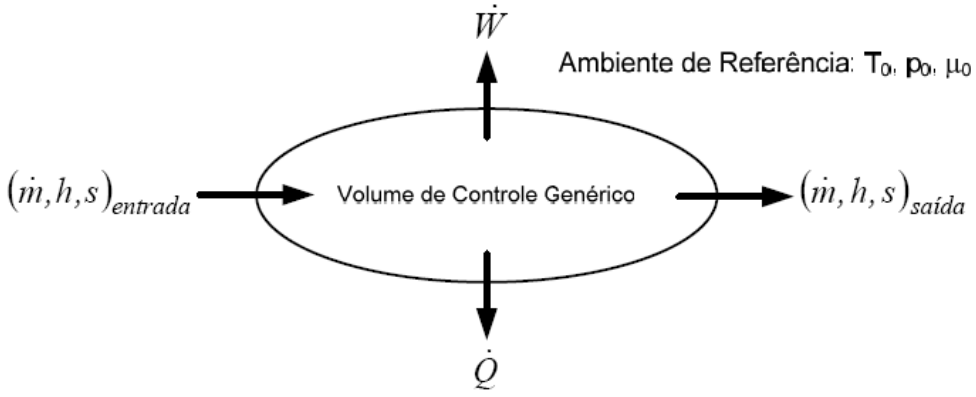

Figura C.1: Volume de controle indeformável com uma entrada e uma saída

$$\oint \frac{\delta \dot{Q}}{T} = \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta q}{T} - \int_2^1 \frac{q_0}{T_0} = 0 \Rightarrow q_0 = T_0 \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta q}{T} \tag{C.4}$$

Eliminando-se q_0:

$$w_{MT} = q - T_0 \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta q}{T} = q \left(1 - \frac{T_0}{q} \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta}{T}\right) = q\,\eta_{mr} \tag{C.5}$$

Aplicando-se a Primeira e Segunda Leis para o volume de controle englobando o motor térmico, tem-se:

$$\Delta h = -q_0 - w - w_{mr} \tag{C.6}$$

$$\Delta s = -\frac{q_0}{T_0} + s_{ger} \Rightarrow q_0 = -T_0\,\Delta s + T_0\,s_{ger} \tag{C.7}$$

Fazendo-se as substituições dos termos q_0 e w_{mr}, obtém-se:

$$\Delta h = -T_0\,\Delta s = -T_0\,s_{ger} - w - q\,\eta_{mr} \tag{C.8}$$

Observa-se que o termo $\Delta h - T_0 \Delta s$ caracteriza um potencial de realização de trabalho que, quando há processos irreversíveis, é atenuado pela existência de irreversibilidades ($T_0\,s_{ger}$).
Se todos os processos no interior do volume de controle fossem reversíveis

e o fluxo mássico na seção de saída estivesse em equilíbrio termodinâmico com o meio ambiente $h_s = h_0$ e $s_s = s_0$, ter-se-ia a expressão do máximo trabalho reversível associado ao estado do fluxo mássico na seção de entrada do volume de controle:

$$(h - h_0) - T_0 (s - s_0) = w + q \left(1 - \frac{T_0}{q} \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta q}{T}\right) = w_{max} \tag{C.9}$$

A esse trabalho máximo é associada à exergia específica do fluxo mássico na entrada do volume de controle.

$$b = (h - h_0) - T_0 (s - s_0) \tag{C.10}$$

Nota-se que a exergia específica é função de propriedades de dois estados termodinâmicos: aquele em que o fluxo mássico se encontra e aquele em que o fluxo mássico estaria em equilíbrio com o meio ambiente. Dessa forma, a exergia específica não é uma propriedade termodinâmica, pois se trata de um potencial de realização de trabalho.
Para uma situação mais geral, em que há várias entradas e saídas, trocas de calor a diferentes temperaturas T_i, o balanço de exergia fica:

$$\sum (\dot{m}\, b)_{saida} - \sum (\dot{m}\, b)_{entrada} = -\sum \dot{Q} \left(1 - \frac{T_0}{T}\right) - \sum \dot{W} - T_0 \dot{S}_{gerado} \tag{C.11}$$

$$\dot{B}_{saida} - \dot{B}_{entrada} = -\dot{B}^Q - \dot{B}^W - \dot{B}_{destruido} \tag{C.12}$$

A equação precedente representa o balanço de exergia válido para o volume de controle qualquer, em regime permanente. Esta expressão mostra a variação da exergia entre os fluxos de entrada e saída, sendo esta o máximo trabalho que poderia ser obtido nessa transformação. Esta quantidade de trabalho é igual à somatória das seguintes parcelas - lado direito da equação:

- Trabalho realizado por um motor térmico operando entre T e T_0, consumindo $\dot{Q}$ e rejeitando calor para o meio a T_0 (esta é exergia associada ao calor trocado);
- Trabalho útil realizado (exergia pura);

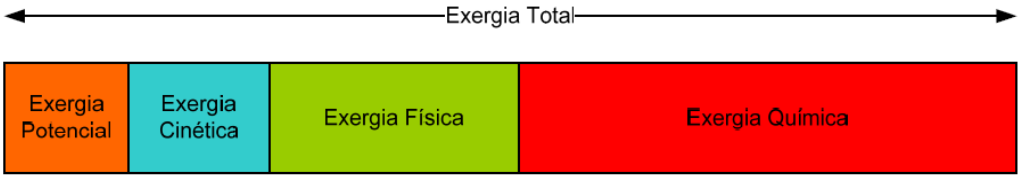

Figura C.2: Componentes da exergia

- Trabalho disponível destruído devido à presença de irreversibilidades no processo.

Assim, esta equação pode ser chamada de Lei da Degradação da Energia, uma vez que quantifica a redução da disponibilidade de realização de trabalho, devido à presença de irreversibilidades no processo. É interessante notar que, ao contrário da energia, a exergia associada a um fluxo (ou sistema) não se conserva, sendo sempre reduzida à medida que existam irreversibilidades inerentes ao processo de conversão de energia (expansão não resistida, perda de carga, mistura, troca de calor com ΔT finito, reação química).
Desconsiderando-se efeitos nucleares, magnéticos, elétricos e de tensão superficial, pode-se dividir a exergia em quatro componentes: exergia cinética, potencial, física e química, como mostrado na figura C.2.

A exergia cinética e potencial equivalem, respectivamente, à energia cinética e potencial, pois podem ser totalmente convertidas em trabalho. Na maior parte das análises de sistemas térmicos, os valores das exergias cinética e potencial podem ser desprezadas.
A exergia física equivale à máxima quantidade de trabalho possível de se obter quando um sistema ou fluxo de uma substância passa de um estado inicial ao estado de referência restrito, caracterizado pela existência de equilíbrio térmico e mecânico com o meio ambiente.
A exergia química é o máximo trabalho possível de se obter quando um sistema ou fluxo é levado do estado de referência restrito ao estado morto, caracterizado pela existência de equilíbrio térmico, mecânico e químico, interagindo reversivelmente com componentes do meio ambiente.
Para a determinação da exergia química é necessário definir um modelo de meio ambiente padrão, como proposto por Szargut, Morris e Steward (1988).

Apêndice D

Os Resultados da Análise Exergética Global

nafiguras D.1- D.10 são apresentados os resultados da análise global do motor, de todas as fases de vôo.

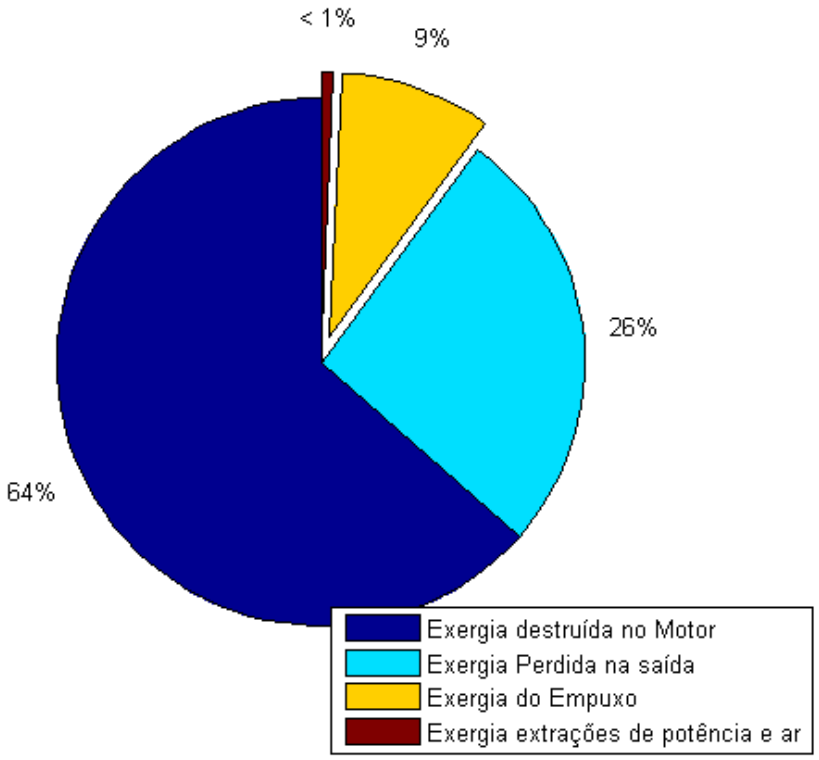

Figura D.1: Repartições Exergéticas na fase de vôo 1-off - Take-off

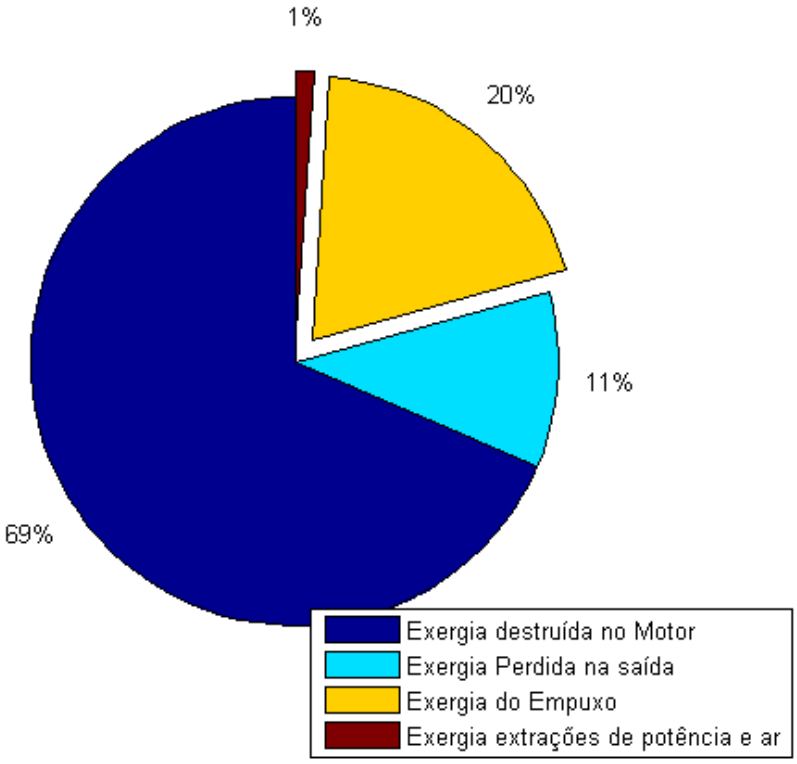

Figura D.2: Repartições Exergéticas na fase de vôo 2-off - Climb

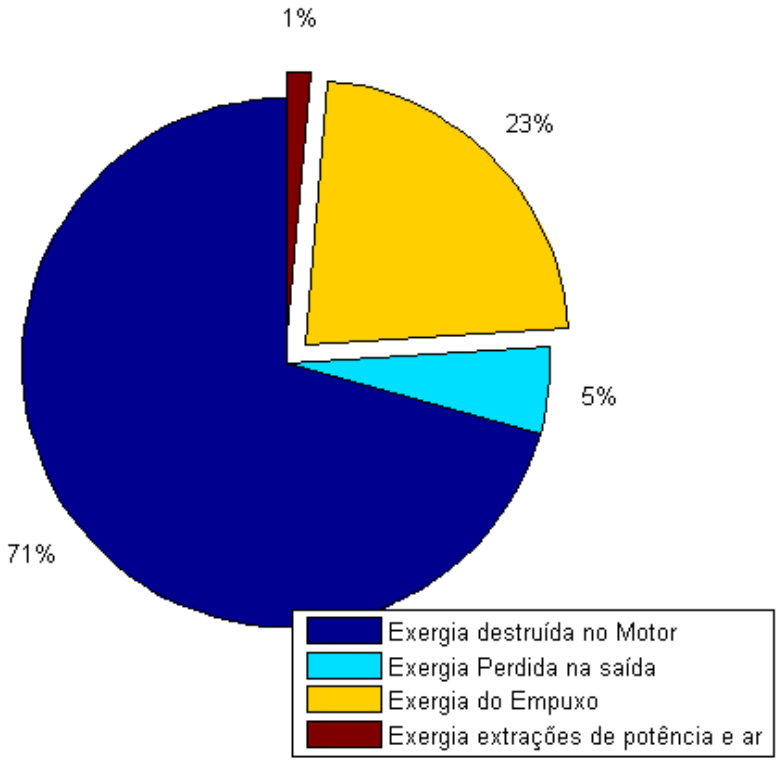

Figura D.3: Repartições Exergéticas na fase de vôo 3-off - Climb

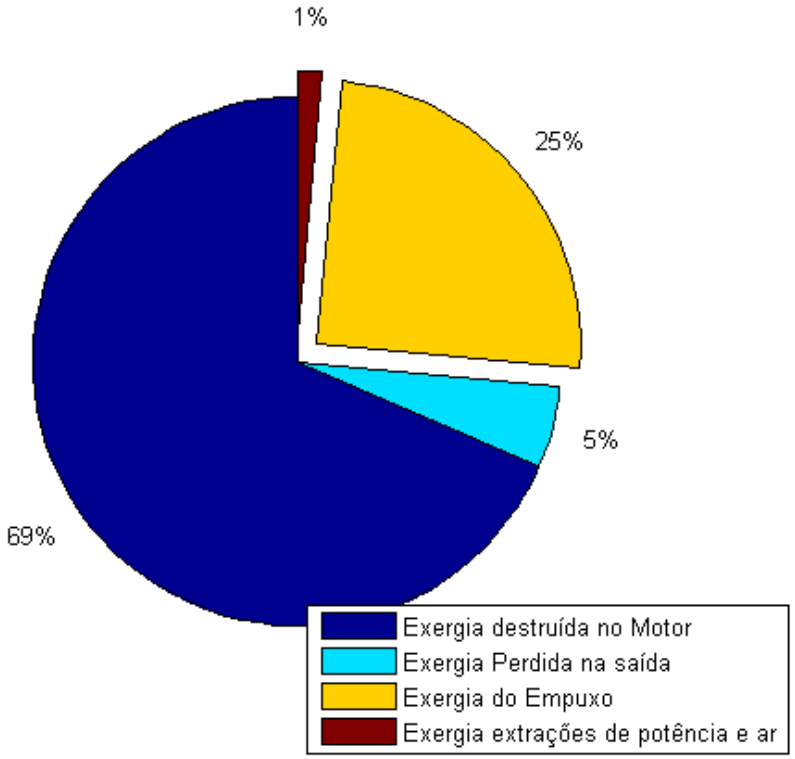

Figura D.4: Repartições Exergéticas na fase de vôo 4-off - Cruise

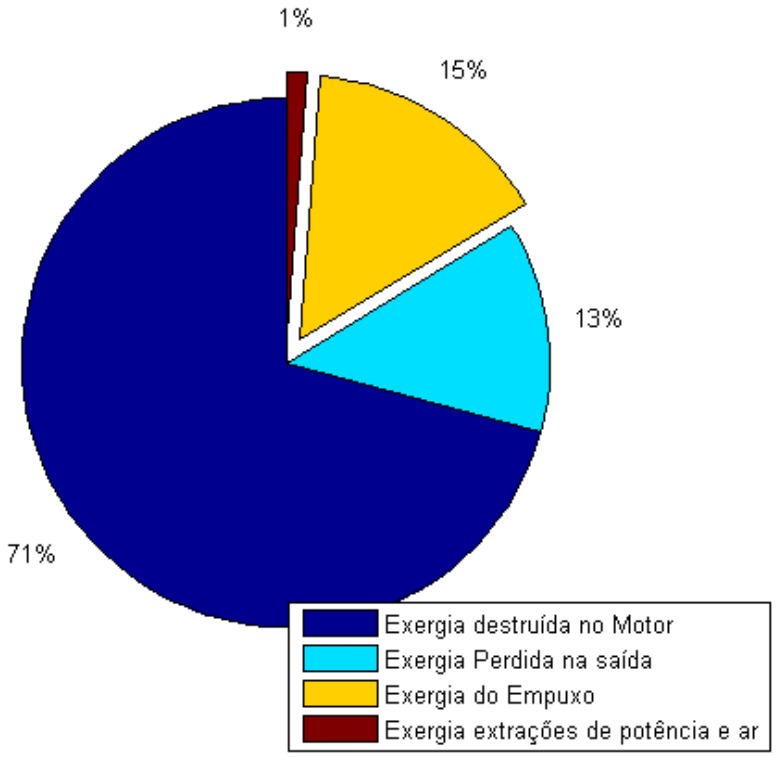

Figura D.5: Repartições Exergéticas na fase de vôo 7-off - Holding

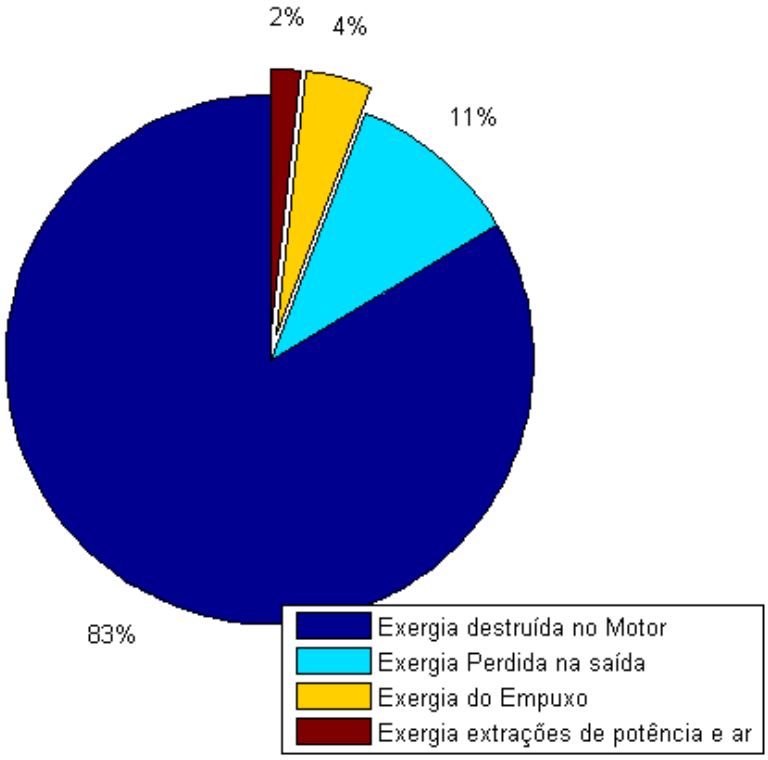

Figura D.6: Repartições Exergéticas na fase de vôo 8-off - Landing

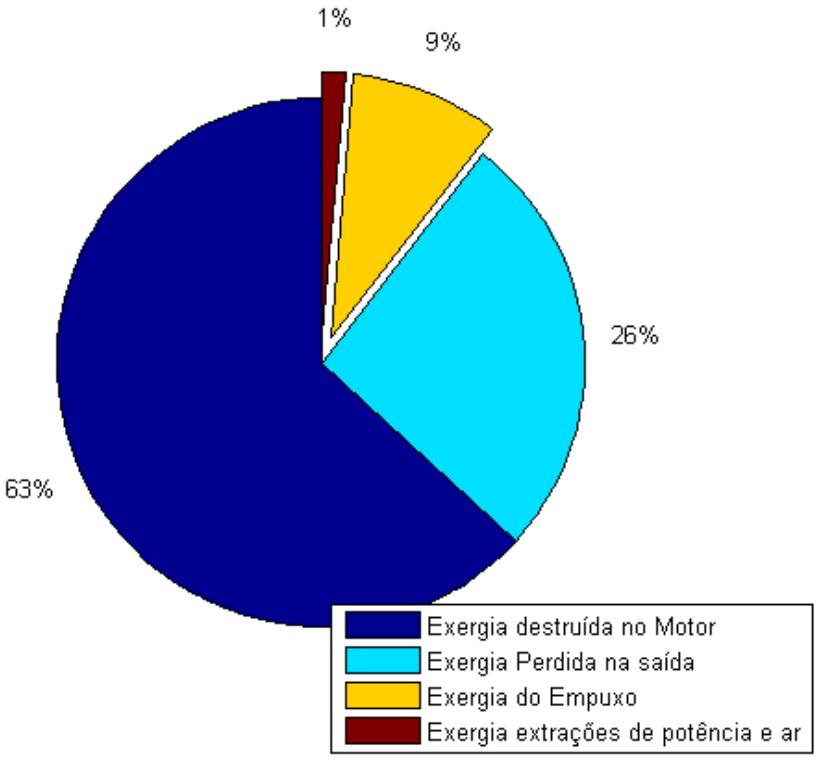

Figura D.7: Repartições Exergéticas na fase de vôo 1-on - Take-off

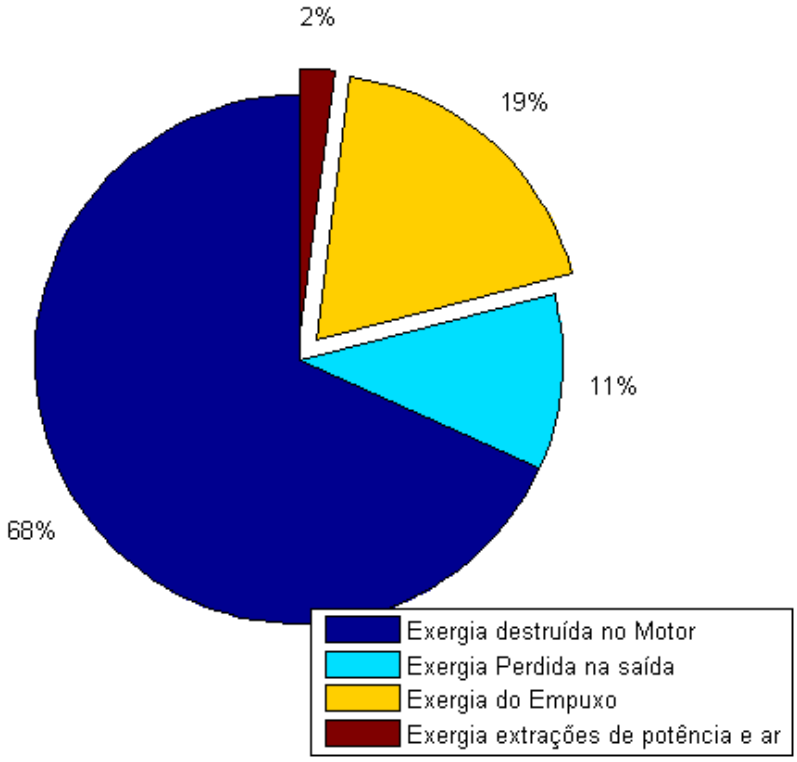

Figura D.8: Repartições Exergéticas na fase de vôo 2-on - Climb

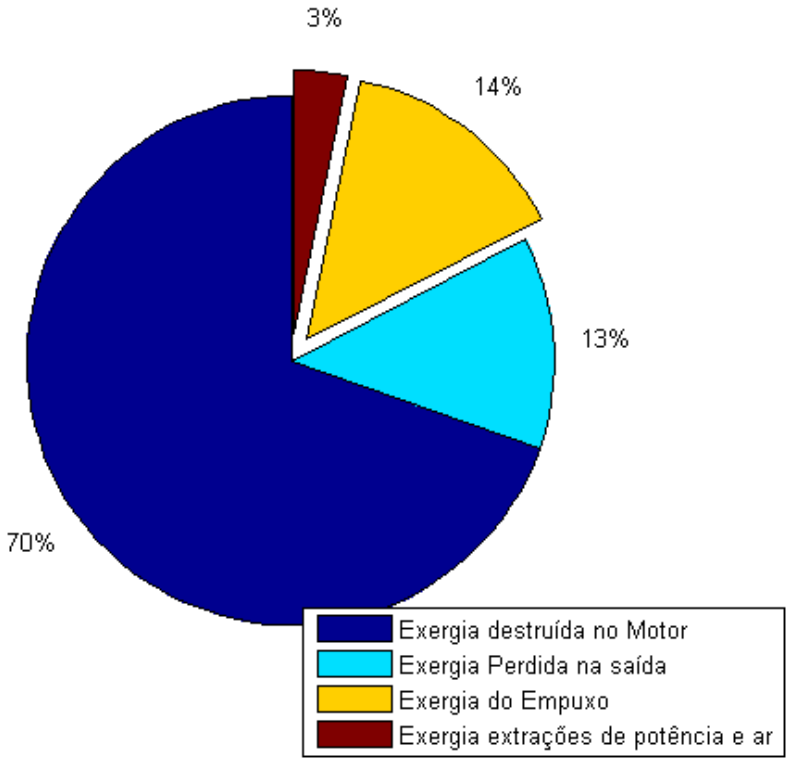

Figura D.9: Repartições Exergéticas na fase de vôo 4-on - Holding

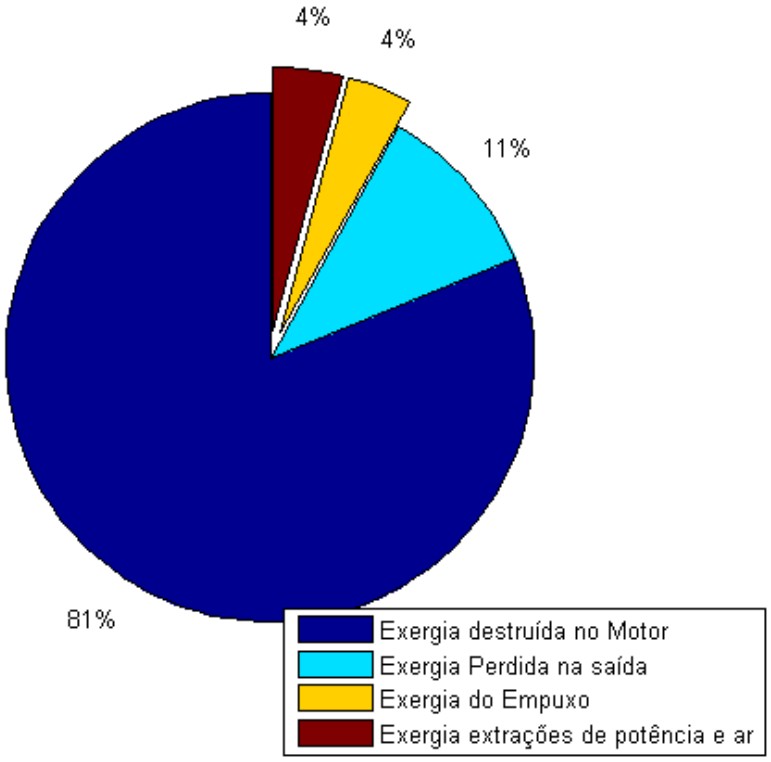

Figura D.10: Repartições Exergéticas na fase de vôo 5-on - Landing

Apêndice E

Os Resultados da Análise Exergética Local

Nas figuras E.1- E.13 são apresentados os resultados da análise local do motor, de todas as fases de vôo.

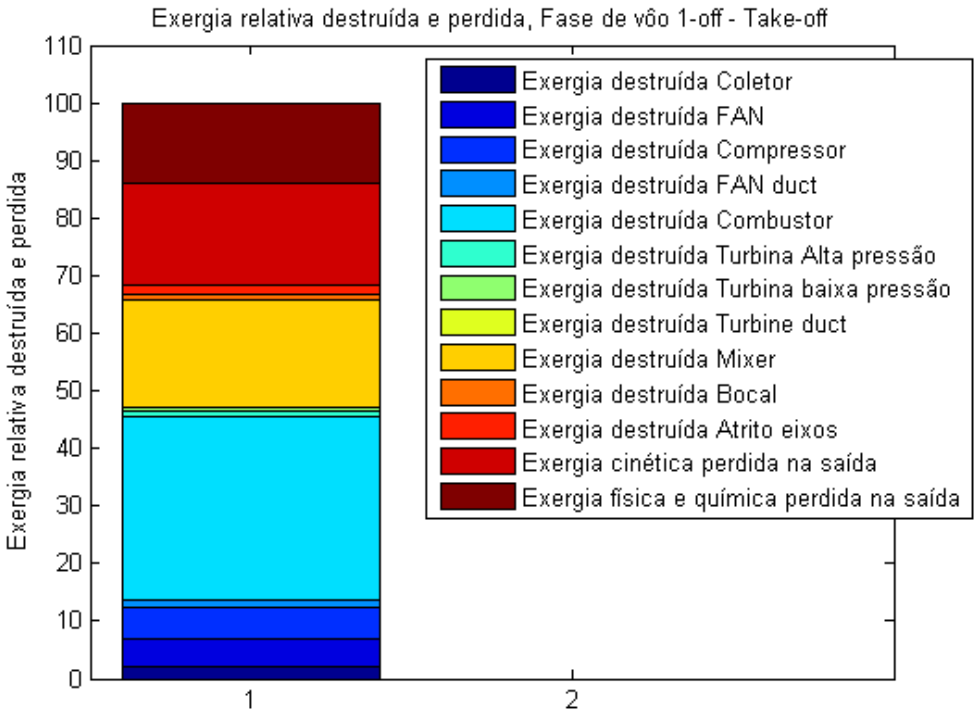

Figura E.1: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 1-off - Take-off

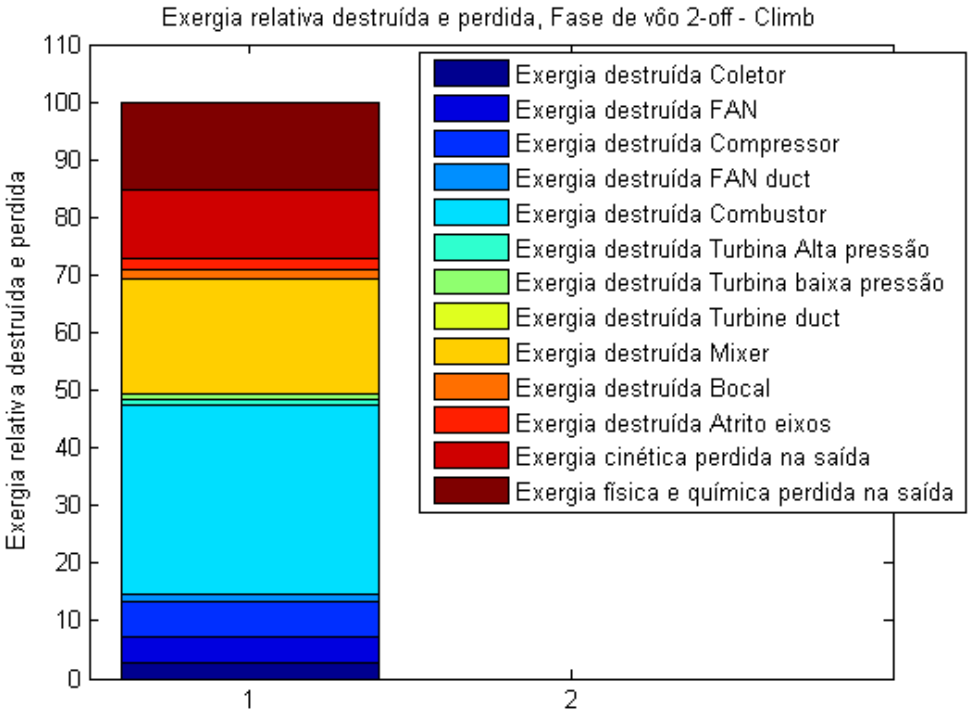

Figura E.2: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 2-off - Climb

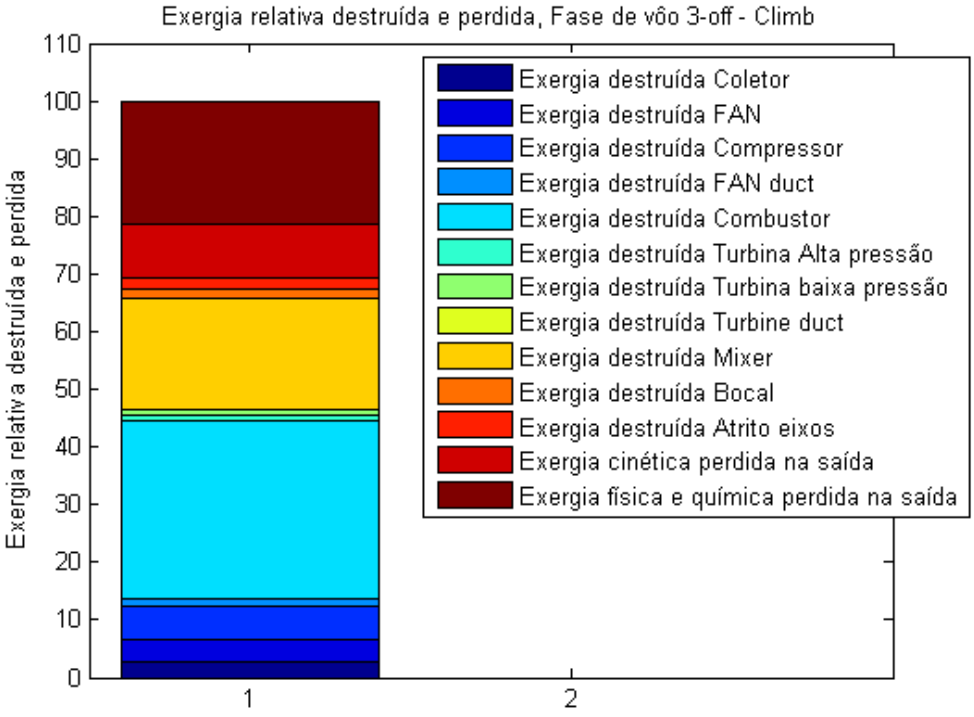

Figura E.3: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 3-off - Climb

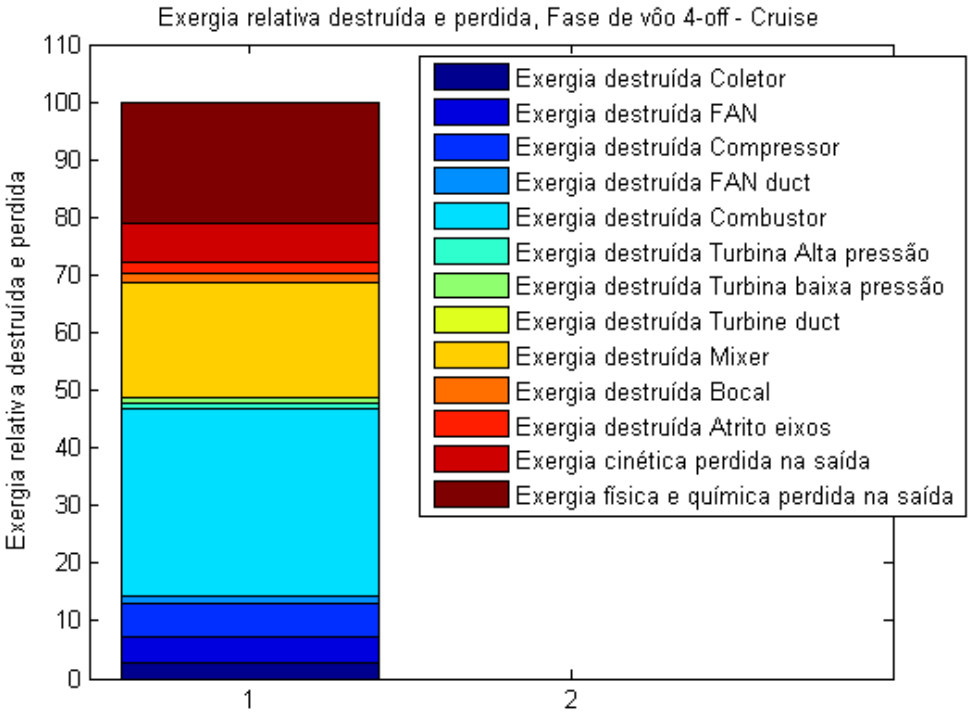

Figura E.4: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 4-off - Cruise

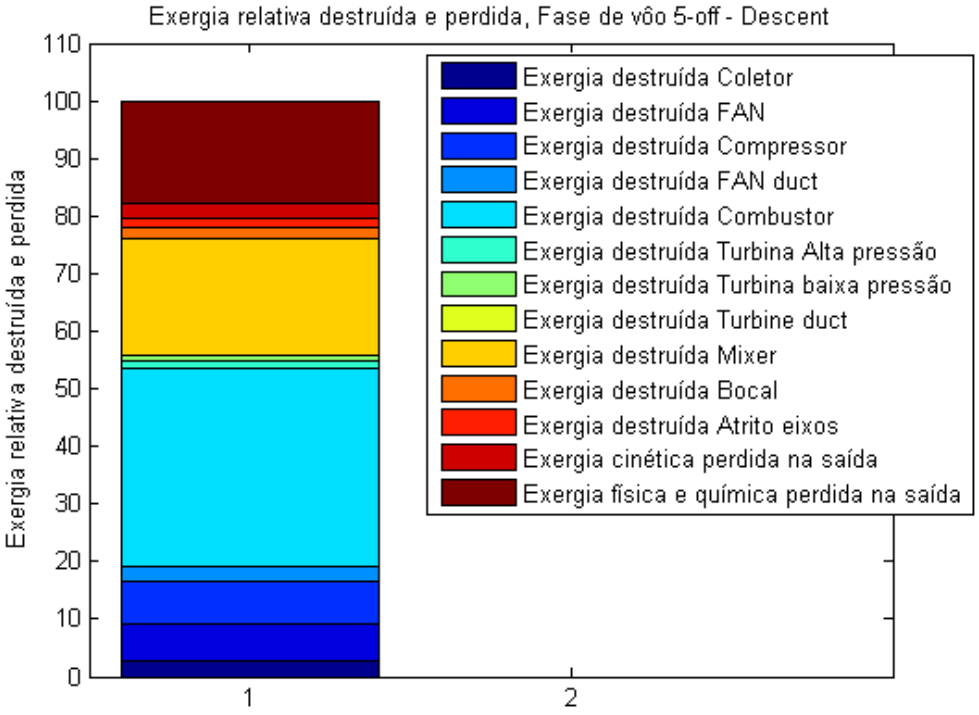

Figura E.5: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 5-off - Descent

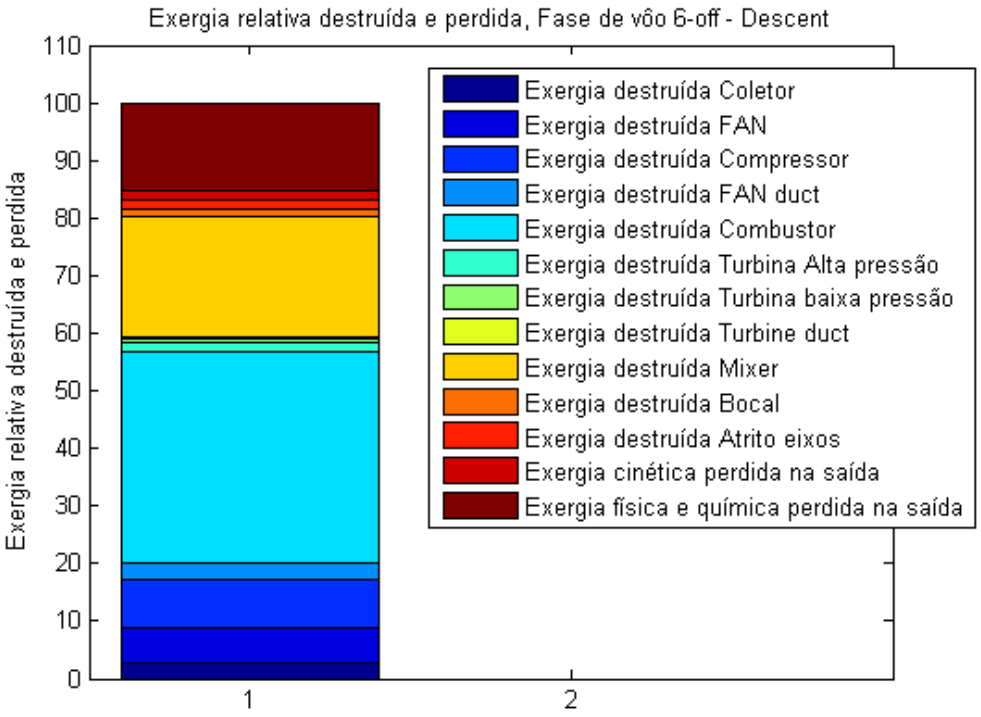

Figura E.6: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 6-off - Descent

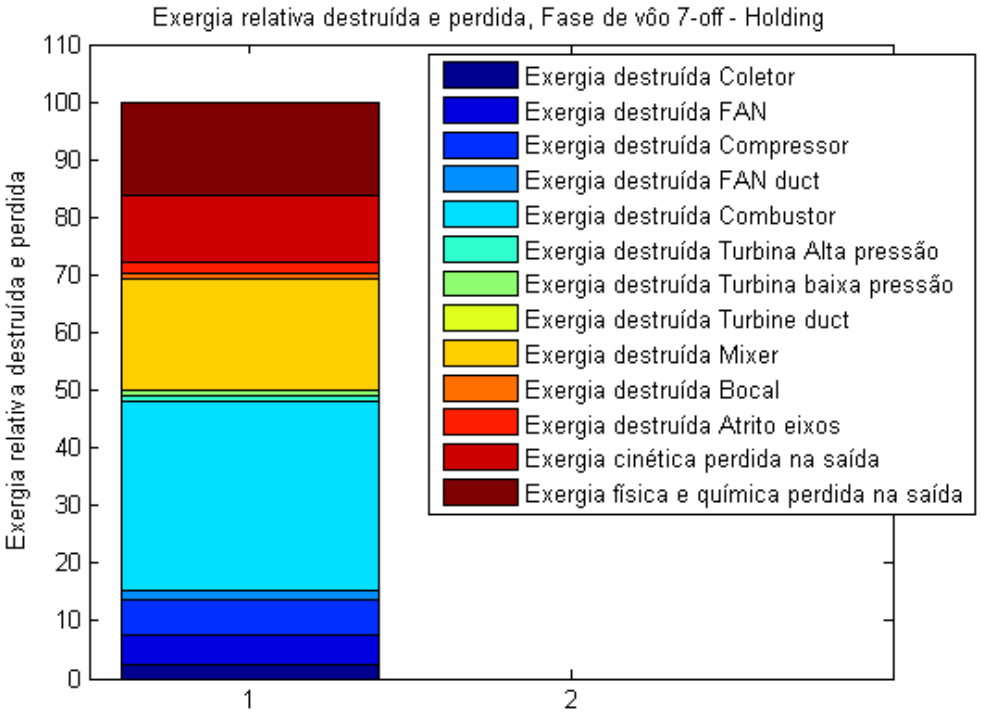

Figura E.7: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 7-off - Holding

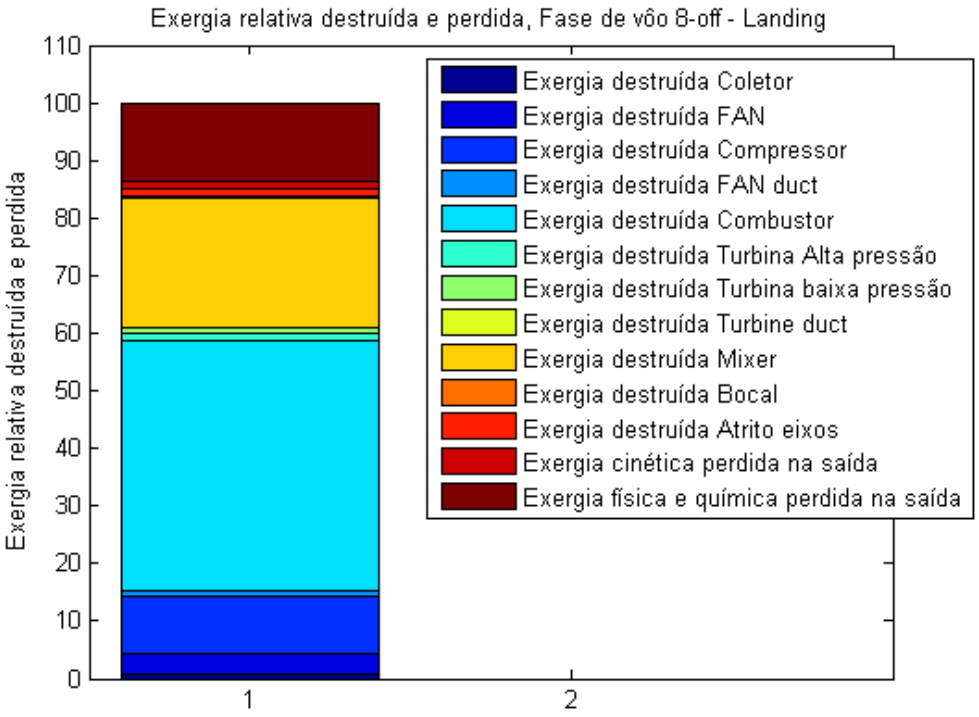

Figura E.8: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 8-off - Landing

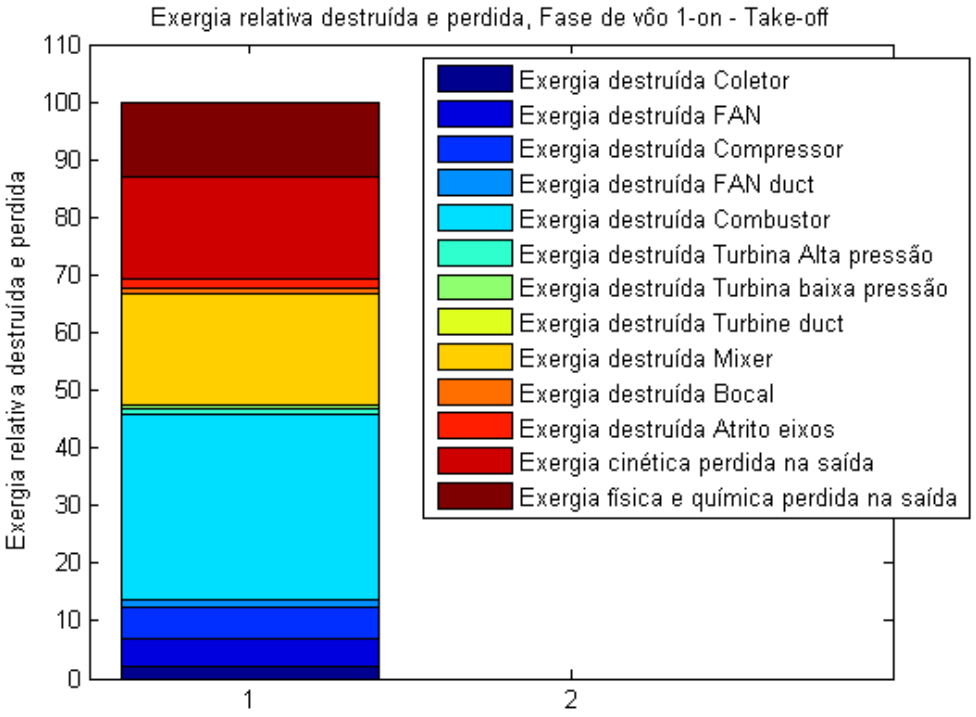

Figura E.9: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 1-on - Take-off

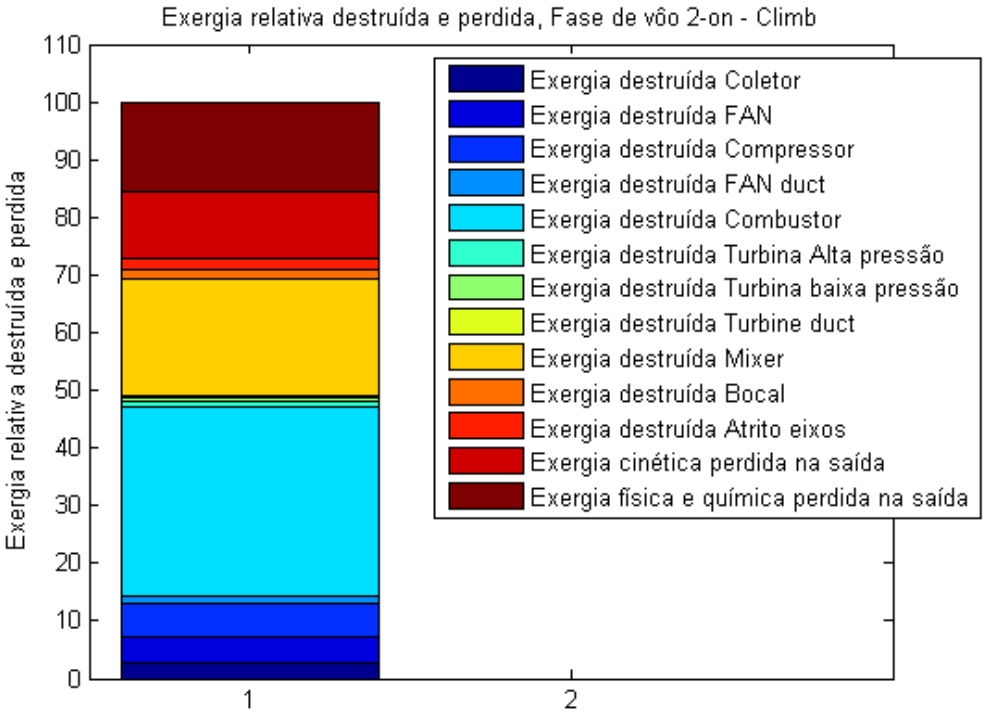

Figura E.10: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 2-on - Climb

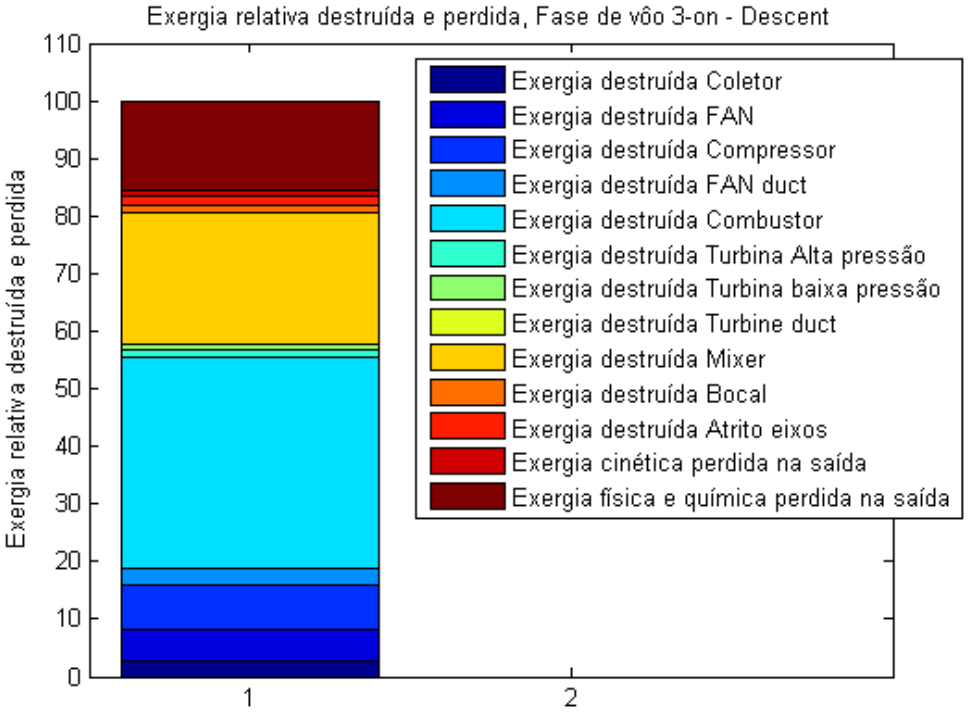

Figura E.11: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 3-on - Descent

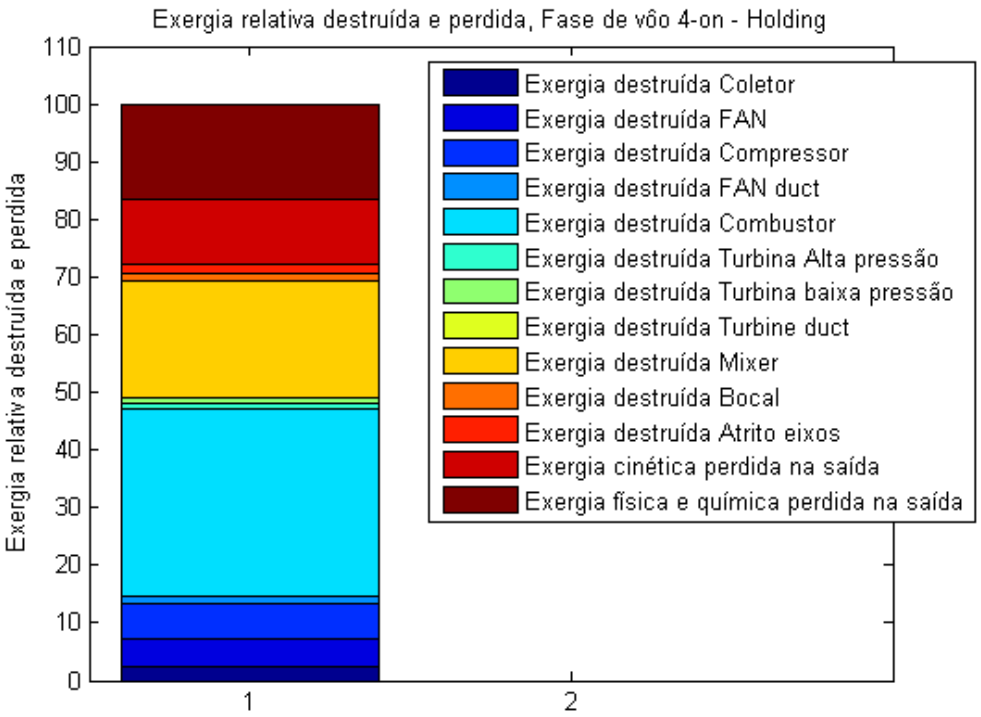

Figura E.12: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 4-on - Holding

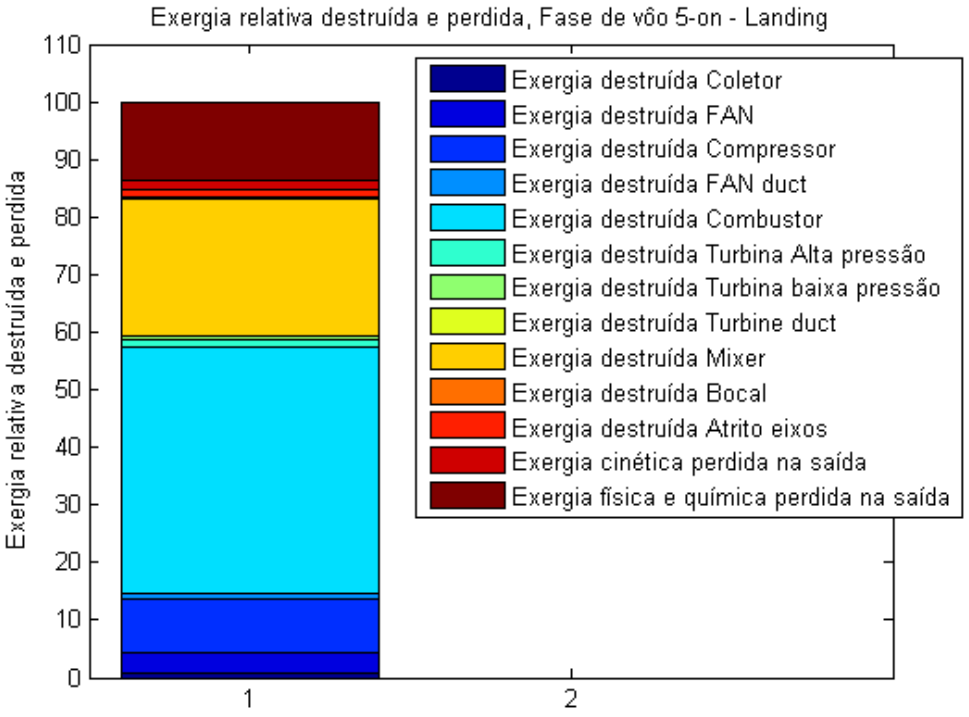

Figura E.13: Exergias relativas destruídas e perdidas, Fase de vôo 5-on - Landing

Bibliografia

[1] Thomas, R. E.,*Performance and Weight Impact of Electric Environmental Control System and More Electric Engine on Citation CJ2*, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8 - 11 January 2007, Reno, Nevada

[2] Oliveira Jr., S.,*Fundamentos da análise exergética e termoeconômica de processos de conversão de energia*, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, Departamento de engenharia mecânica - 2006

[3] Moorhouse, D. J.,*The Vision and Need for Energy-Based Design Methods*, 8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization 6-8 Sept. 2000 Long Beach, CA

[4] Roth, B. A.,*The Role of Thermodynamic Work Potential in Aerospace Vehicle Design*, ISABE 2003-1200, Aerospace Systems Design Laboratory, Georgia Institute of Technology

[5] Bejan, A. ,*A Role for Exergy Analysis and Optimization in Aircraft Energy-System Design*, ASME Intl. Mech. Eng. - Congress, Nashville, TN, Nov. 14-19, 1999

[6] Roth, B. A., Mavris, D.N.,*A comparison of thermodynamic loss models applied to the J-79 turbojet engine* , AIAA2000-3715, Georgia Institute of Technology Atlanta, GA 30332-0150

[7] Phillips, J. W.,*All electric subsystems for next generation transport aircraft* , AIAA aircraft systems and technology meeting, August 20-22, 1979 / New York, New York

[8] Roth, B. A.,*A Work Transfer Perspective of Propulsion System Performance* , AIAA, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA 30332-0150, 2004

[9] Roth, B., McDonald, R., Mavris, D.,*A Method for Thermodynamic Work Potential Analysis of Aircraft Engines* , AIAA2002-3768, Aerospace Systems Design Laboratory Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA 30332-0150

[10] Slingerland, R., Zandstra, S. ,*Bleed Air versus Electric Power Offtakes from a Turbofan Gas Turbine over the Flight Cycle* , 7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO), 18 - 20 September 2007, Belfast, Northern Ireland

[11] Turgut, E. T., Karakoc, T. H., Hepbasli, A.,*Exergetic analysis of an aircraft turbofan engine* , INTERNATIONAL JOURNAL OF ENERGY RESEARCH, DOI: 10.1002/er.1310, 2007

[12] Ordonez, J. C., Bejan, A. ,*Minimum power requirement for environmental control of aircraft* , Energy 28 (2003) 1183-1202

[13] Gandolfi, R., Pellegrini, L. F., Silva, G. A. L., Oliveira Jr., S. ,*Aircraft air management systems trade-off study using exergy analysis as a design comparison tool* , 19th International Congress of Mechanical Engineering, November 5-9, 2007, Brasília, DF

[14] Pellegrini, L. F., Gandolfi, R., Silva, G. A. L., Oliveira Jr., S. ,*Exergy Analysis as a tool for decision making in aircraft system design*, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8 - 11 January 2007, Reno, Nevada

[15] GSP Development team ,*GSP 10 User Manual* , National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam, The Netherlands, August 2004

[16] Kurzke J. ,*Advanced User-Friendly Gas Turbine Performance Calculations on a Personal Computer* , ASME 95-GT-147, ASME conference Houston TX, USA, 1995

[17] Silva, R. B. ,*Termodinâmica, pag. 8* , Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, 1965

[18] SAE Aerospace ,*Gas Turbine Engine Performance Presentation and Nomenclature for Digital Computers Using Object-Oriented Programming*, Aerospace Recommended Practice, 2005-1

[19] Klein, S. A.,*Engineering Equation Solver for Microsoft Windows Operating Systems*, F-Chart Software, Alvarado, Florida, 2007

[20] Kotas, T. J. ,*The Exergy Method of Thermal Plant Analysis* , Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, 1995

[21] Moran, M. J., Shapiro, H. N.,*Fundamentals of Engineering Thermodynamics* , John Wiley & Sons, Inc., 2004

[22] Flack, R. D. ,*Fundamentals of Jet Propulsion with Applications*, Cambridge Aerospace Series, 2005

[23] Oates, G. C. ,*Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1997

[24] Jenkinson, L. R., Darren Rhodes, P. S. ,*Civil Jet Aircraft Design*, Arnold, a member of the Hodder Headline Group, 1999

[25] Tsatsaronis, G.,*Thermoeconomic Analysis and Optimization of Energy Systems*, Progress in Energy and Combustion Science Vol.19, pp. 227-257, 1993

[26] Leo, T. J., Grande, I. P. ,*A thermoeconomic analysis of a commercial aircraft environmental control system*, Applied Thermal Engineering 25 (2005) 309325, 20 August 2004

[27] Raymer, D. P.,*Aircraft Design: A Conceptual Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992

[28] Roskam, J.,*Airplane Design, PART I: PRELIMINARY SIZING OF AIRPLANES*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985

[29] Pellegrini, L. F.,*Estudo da Cogeração em Ciclos Combinados com Gaseificação de Bagaço de Cana-de-Açúcar*, Universidade de São Paulo, Escola Politécnica, Departamento de Engenharia Mecânica, São Paulo, 2003

[30] Santarelli, M.,*Considerazioni Termodinamiche, Economiche ed Ambientali nella Analisi ed Ottimizzazione di Sistemi Energetici*, Ph.D. Thesis, Dipartimento di Energetica, Politecnico di Torino, Torino, Italy, 1998