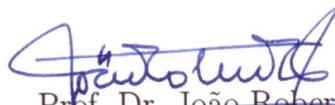


Tese apresentada à Pró-Reitoria de Pós-Graduação e Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, como parte dos requisitos para obtenção do título de Doutor em Ciências no Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia

**Franco Jefferds dos Santos Silva**

**ESTUDO DE DESEMPENHO DE TURBINAS A GÁS  
SOB A INFLUÊNCIA DE TRANSITÓRIOS DA  
GEOMETRIA VARIÁVEL**

Tese aprovada em sua versão final pelos abaixo assinados:



Prof. Dr. João Roberto Barbosa  
Orientador

Prof. Dr. Celso Massaki Hirata  
Pró-Reitor de Pós-Graduação e Pesquisa

Campo Montenegro  
São José dos Campos, SP - Brasil  
2011

**Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)**  
**Divisão de Informação e Documentação**

Silva, Franco Jefferds dos Santos

Estudo de Desempenho de Turbinas a Gás sob a Influência de Transitórios da Geometria Variável / Franco Jefferds dos Santos Silva.

São José dos Campos, 2011.

132f.

Tese de Doutorado – Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica. Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2011. Orientador: Prof. Dr. João Roberto Barbosa. .

1. Turbina a Gás. 2. Desempenho. 3. Transitório. 4. Simulação Numérica. 5. Geometria Variável. 6. Controlador PID. I. Centro Técnico Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Turbomáquinas. II. Título.

## **REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA**

SILVA, Franco Jefferds dos Santos. **Estudo de Desempenho de Turbinas a Gás sob a Influência de Transitórios da Geometria Variável**. 2011. 132f. Tese de Doutorado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

## **CESSÃO DE DIREITOS**

NOME DO AUTOR: Franco Jefferds dos Santos Silva

TÍTULO DO TRABALHO: Estudo de Desempenho de Turbinas a Gás sob a Influência de Transitórios da Geometria Variável.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Tese / 2011

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias desta tese e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta tese pode ser reproduzida sem a autorização do autor.

---

Franco Jefferds dos Santos Silva

DR. Mário Sampaio Martins, 278

CEP 12.245-600 – São José dos Campos–SP

# ESTUDO DE DESEMPENHO DE TURBINAS A GÁS SOB A INFLUÊNCIA DE TRANSITÓRIOS DA GEOMETRIA VARIÁVEL

**Franco Jefferds dos Santos Silva**

Composição da Banca Examinadora:

Profa. Dra.	Cristiane Aparecida Martins	Presidente	-	ITA
Prof. Dr.	João Roberto Barbosa	Orientador	-	ITA
Prof. Dr.	Oswaldo José Venturini		-	UNIFEI
Dr.	João Carlos Ceschini Hoff		-	Embraer
Prof. Dr.	Luiz Carlos Sandoval Góes		-	ITA
Prof. Dr.	Cleverson Bringhenti		-	ITA

**ITA**

À minha esposa Ruse  
sempre dedicada  
e compreensiva.

À minha filha Júlia,  
motivo de tanta alegria.

Aos meus pais Zeide e Carlos  
que sempre me apoiaram em  
todos os momentos.

# Agradecimentos

Ao professor João R. Barbosa  
pelo exemplo de trabalho e desprendimento,  
pela orientação neste trabalho e pela motivação que me permitiram concluí-lo.

Ao professor Cleverson Bringhenti por me auxiliar sempre que necessitei  
e pela contribuição de seus trabalhos anteriores.

Ao professor Jesuino Takachi Tomita  
pelo apoio na realização desse e tantos outros trabalhos.

A Deus,  
pela oportunidade de estarmos todos aqui  
aprendendo a cada dia e tendo a possibilidade de realizar tanto.

*"Terei toda a aparência de quem falhou  
e só eu saberei se foi a falha necessária."*

*A Paixão Segundo G.H*

— CLARICE LISPECTOR

*"Tudo aquilo que usufruímos  
é fruto do trabalho de alguém."  
Entrevista na Folha de São Paulo.*

— NAYAN CHANDA

# Resumo

A simulação é uma atividade importante na fase de projeto, testes e operação de turbinas a gás. Uma ferramenta capaz de simular motores nas diversas configurações durante essas fases de desenvolvimento tem importância fundamental, tanto em análises de motores existentes quanto nos estudos para desenvolvimento da tecnologia necessária a novos motores de alto desempenho. A capacidade de prever os parâmetros de desempenho em ponto de projeto e fora do ponto de projeto em regime permanente é condição fundamental para estes programas. No entanto, a análise e projeto de motores de alto desempenho necessitam de conhecimento das características relacionadas à dinâmica do motor. Assim, a simulação em regime permanente é capacidade imprescindível para um ferramenta de simulação. O Centro de Referência de Turbinas a Gás do ITA desenvolveu um programa computacional base com as capacidades de simulação em regime permanente no ponto de projeto, simulação em regime permanente fora do ponto de projeto, simulação em regime permanente com geometria variável e simulação de transitórios com geometria fixa. Neste trabalho foram adicionados os módulos computacionais necessários para estender a capacidade de simulação do programa computacional base, acrescentado a capacidade de simulação de transitórios com variação simultânea de geometria, de forma que a influência desta última possa ser avaliada na dinâmica do motor. Essa implementação estende de maneira considerável as capacidades do programa computacional em

desenvolvimento, uma aplicação é no projeto de sistema de controle de estabilidade dos motores. Foi implementada ainda a capacidade de simulação utilizando um controlador PID com capacidade para controlar a variação da geometria do compressor e manter a margem de bombeamento positiva durante acelerações e desacelerações. Simulações foram realizadas para verificar qualitativamente os resultados fornecidos pelos novos módulos do programa computacional.

# Abstract

*Modelling and simulation is an important activity in the phases of design, testing and operation of gas turbines. A tool able to simulate engines in various configurations during these stages of development is of fundamental importance, both for the analysis of existing engines and studies of technology necessary for development of new high-performance engines. The ability to predict the performance parameters at design point and off-design point in steady state is required as a prior condition for these tools. However, the analysis and design of high performance engines require knowledge of the characteristics related to dynamics of the engine. Thus, the simulation in steady state capacity is essential for a simulation tool. The Reference Center for Gas Turbines of ITA has been developing a computer program with the capabilities to simulation in steady state at design point, simulation in steady state at off-design points, steady-state simulation with variable geometry and simulation of transient with fixed geometry. In this work it was added computational modules required to extend the simulation capabilities of the computer program by adding the ability to simulate the transient and the variable geometry simultaneously, so that the influence of the variable geometry can be evaluated in the engine dynamics. This implementation extends considerably the computer program under development. One application is the design of stability control system of engines. It was implemented the ability to simulate a PID controller capable of controlling the variation of geometry compressors*

*to maintain stability during acceleration and deceleration. Simulations were carried out to determine qualitatively the results provided by the new computer program modules.*

# Sumário

LISTA DE FIGURAS . . . . .	xiv
LISTA DE TABELAS . . . . .	xviii
LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS . . . . .	xix
LISTA DE SÍMBOLOS . . . . .	xxiii
<b>1 INTRODUÇÃO . . . . .</b>	<b>27</b>
<b>1.1 Programa de Turbinas do Centro de Referências em Turbinas a Gás</b>	<b>27</b>
1.1.1 Importância da Simulação Numérica . . . . .	28
1.1.2 Modelos de Simulação: Revisão Histórica . . . . .	31
1.1.3 Estado da Arte e Compressor Inteligente . . . . .	34
1.1.4 Contribuição do Trabalho . . . . .	36
<b>1.2 Objetivo . . . . .</b>	<b>36</b>
<b>1.3 Metodologia . . . . .</b>	<b>37</b>
1.3.1 Critérios de Verificação e Validação . . . . .	38
<b>2 BASE TEÓRICA . . . . .</b>	<b>40</b>
<b>2.1 Simulação de Desempenho . . . . .</b>	<b>41</b>
<b>2.2 Tipos de Turbinas a Gás e Suas Principais Características . . . . .</b>	<b>43</b>
<b>2.3 Regimes e Condições de Operação . . . . .</b>	<b>47</b>

---

2.3.1	Ponto de Projeto . . . . .	48
2.3.2	Operação Fora do Ponto de Projeto . . . . .	50
2.3.3	Operação em Regime Transitório . . . . .	57
2.3.4	Bombeamento . . . . .	65
<b>2.4</b>	<b>Regime Transitório com Geometria Variável . . . . .</b>	<b>65</b>
<b>2.5</b>	<b>Controladores . . . . .</b>	<b>66</b>
2.5.1	Controlador PID . . . . .	69
<b>2.6</b>	<b>Modelo de Simulação . . . . .</b>	<b>71</b>
2.6.1	Modelos Aerodinâmicos . . . . .	72
<b>3</b>	<b>IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL . . . . .</b>	<b>74</b>
<b>3.1</b>	<b>Programa Básico . . . . .</b>	<b>74</b>
3.1.1	Simulação em Regime Permanente - Geometria Fixa . . . . .	74
3.1.2	Simulação em Regime Permanente - Geometria Variável . . . . .	77
3.1.3	Simulação em Regime Transitório . . . . .	80
<b>3.2</b>	<b>Transitório com Geometria Variável . . . . .</b>	<b>83</b>
3.2.1	Implementação do controlador PID . . . . .	84
<b>4</b>	<b>VERIFICAÇÃO DE VALIDADE . . . . .</b>	<b>91</b>
<b>4.1</b>	<b>Projeto TAPP - Turbina Aeronáutica de Pequena Potência . . . . .</b>	<b>92</b>
<b>4.2</b>	<b>Simulação do Motor TAPP . . . . .</b>	<b>96</b>
4.2.1	Simulação do Transitório sem geometria Variável . . . . .	98
4.2.2	Simulação do Transitório com Geometria Variável . . . . .	102
<b>5</b>	<b>ESTUDOS DE CASOS . . . . .</b>	<b>107</b>
<b>5.1</b>	<b>Simulação de Turboeixo com Dois conjuntos Rotativos . . . . .</b>	<b>107</b>

---

6	COMENTÁRIOS, CONCLUSÕES E INDICAÇÃO DE NOVAS PES- QUISAS . . . . .	116
6.1	Avanço conseguido . . . . .	116
6.2	Comentários e Conclusões . . . . .	116
6.3	Proposição de continuidade de pesquisa . . . . .	119
	REFERÊNCIAS . . . . .	121
	ANEXO A – ARQUIVOS DE ENTRADA DAS SIMULAÇÕES . . . . .	128
A.1	Turboeixo simples de 5kN - Motor TAPP . . . . .	128
A.2	Turboeixo com turbina ligada - Dois Conjuntos Rotativos . . . . .	129
	ANEXO B – PSEUDOLISTAGEM DO PROGRAMA . . . . .	131
B.1	Pseudolistagem . . . . .	131

# Lista de Figuras

FIGURA 1.1 – Processo típico de projeto de uma turbina a gás. Fonte: Saravanamuttoo e MacIssac <sup>(1)</sup> . . . . .	30
FIGURA 1.2 – Variação das constantes de tempo obtidas com os modelos utilizados por Lawrence <sup>(7)</sup> . Fonte: Saravanamuttoo e MacIssac <sup>(1)</sup> . . . . .	32
FIGURA 2.1 – Diagrama esquemático do Turbojato simples. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup> . . . . .	43
FIGURA 2.2 – Diagrama esquemático de um Turbojato com dois conjuntos rotativos. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup> . . . . .	44
FIGURA 2.3 – Diagrama esquemático de um Turbofan de três eixos com alta razão de desvio. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup> . . . . .	45
FIGURA 2.4 – Arranjo do motor Spey mostrando os principais componentes, entre eles a VIGV, Válvula de sangria e Bocal variável. Fonte: Evans <sup>(40)</sup> . . . . .	46
FIGURA 2.5 – Diagrama esquemático de um Turbo hélice. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup> . . . . .	47
FIGURA 2.6 – Diagrama esquemático de um Turboeixo com dois conjuntos rotativos e turbina livre para acionamento da carga. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup> . . . . .	48
FIGURA 2.7 – Mapa de combustão para aumento de temperatura na câmara de combustão, temperatura na entrada (TECC) e relação ar-combustível teórica. Fonte: Razak <sup>(38)</sup> . . . . .	49

---

FIGURA 2.8 – Ponto de projeto $DP$ , pontos fora do ponto de projeto $ODPs$ e linha de operação em regime permanente sobre o mapa da razão de pressão do compressor. . . . .	50
FIGURA 2.9 – Ponto de projeto $DP$ , pontos fora do ponto de projeto $ODPs$ e linha de operação em regime permanente sobre o mapa da eficiência isentrópica do compressor. . . . .	51
FIGURA 2.10 – Ponto de projeto, linha de operação em regime permanente e linha de operação em regime transitório sobre o mapa da razão de pressão de compressor de baixa pressão em um turbojato com dois conjuntos rotativos. . . . .	58
FIGURA 2.11 – Ponto de projeto, linha de operação em regime permanente e linha de operação em regime transitório sobre o mapa da eficiência isentrópica de compressor de baixa pressão em um turbojato com dois conjuntos rotativos. . . . .	59
FIGURA 2.12 – Esquema de um conjunto rotativo compressor-eixo-turbina. . . . .	59
FIGURA 2.13 – Modelo para cálculo da dinâmica do fluido. Fonte Silva <sup>(12)</sup> . . . . .	61
FIGURA 2.14 – Esquema de atuação do sistema de controle sobre um turboeixo simples. . . . .	69
FIGURA 3.1 – Mapas do compressor sintetizado Bringhenti <sup>(27)</sup> para ângulos de estatores de $0^\circ$ , $-10^\circ$ e $-25^\circ$ . Fonte: Bringhenti <sup>(27)</sup> . . . . .	78
FIGURA 3.2 – Estágio de turbina. Fonte: Bringhenti <sup>(27)</sup> . . . . .	79
FIGURA 3.3 – Rotação do estator. Fonte: Bringhenti <sup>(27)</sup> . . . . .	79
FIGURA 3.4 – Esquema da montagem da palheta do estator. Fonte: Bringhenti <sup>(27)</sup> . . . . .	79
FIGURA 3.5 – Fluxograma do Algoritmo - cálculos em regime transitório. Fonte: Silva <sup>(12)</sup> . . . . .	82
FIGURA 3.6 – Fluxograma simplificado do algoritmo da sub-rotina “volume”. Fonte: Silva <sup>(12)</sup> . . . . .	83

---

FIGURA 3.7 – Fluxograma do Algoritmo - cálculos em regime transitório com geometria variável. . . . .	89
FIGURA 4.1 – Vistas do Gerador de Gases na Versão Turbojato. . . . .	93
FIGURA 4.2 – Visualização do Modelo CAD do Compressor e Secção do seu Grupo Rotativo. . . . .	93
FIGURA 4.3 – Mapa do compressor - Razão de pressão versus vazão em massa de ar corrigida. . . . .	94
FIGURA 4.4 – Mapa do compressor - Eficiência isentrópica - versus versus vazão em massa de ar corrigida. . . . .	95
FIGURA 4.5 – Malha Hexa Tipo O-GRID nas Superfícies das Palhetas do Compressor. . . . .	95
FIGURA 4.6 – Rotor do compressor. . . . .	96
FIGURA 4.7 – Rotor da Turbina. . . . .	96
FIGURA 4.8 – Câmara de Combustão Anular. . . . .	97
FIGURA 4.9 – Esquema do Turbojato TAPP . . . . .	97
FIGURA 4.10 –Variação da Vazão de combustível. . . . .	99
FIGURA 4.11 –Variação da TET. . . . .	99
FIGURA 4.12 –Variação da Rotação. . . . .	100
FIGURA 4.13 –Variação da Tração. . . . .	100
FIGURA 4.14 –Linhas de operação do motor TAPP para um transitório com geometria fixa sobre o mapa da razão de pressão. . . . .	100
FIGURA 4.15 –Linhas de operação do motor TAPP para um transitório com geometria fixa sobre o mapa da eficiência isentrópica. . . . .	101
FIGURA 4.16 –Variação na Margem de Bombeamento. . . . .	102
FIGURA 4.17 –Variação da TET na simulação com VIGV. . . . .	103
FIGURA 4.18 –Linhas de operação do motor TAPP para um transitório com geometria variável sobre o mapa da razão de pressão. . . . .	103

---

FIGURA 4.19 –Linhas de operação do motor TAPP para um transitório com geometria fixa sobre o mapa da eficiência isentrópica. . . . .	104
FIGURA 4.20 –Variação na Margem de Bombeamento. . . . .	104
FIGURA 4.21 –Variação da posição da VIGV imposta pelo controlador PID. . . . .	105
FIGURA 4.22 –Variação da Rotação para Simulação com Geometria Variável. . . . .	106
FIGURA 4.23 –Variação da Tração para Simulação com Geometria Variável. . . . .	106
FIGURA 5.1 – Esquema para turboeixo com dois conjuntos rotativos. . . . .	107
FIGURA 5.2 – Vazão de combustível imposto para simulação do transitório. . . . .	109
FIGURA 5.3 – Linhas de operação sobre o mapa do compressor de baixa pressão. . . . .	109
FIGURA 5.4 – Linhas de operação sobre o mapa do compressor de alta pressão. . . . .	110
FIGURA 5.5 – Variação das margens de bombeamento para os compressores de baixa e alta pressão. . . . .	110
FIGURA 5.6 – Variação da potência fornecida pelo motor. . . . .	111
FIGURA 5.7 – Vazão de combustível imposto para simulação do transitório para Simulação com Geometria Variável. . . . .	112
FIGURA 5.8 – Variação do ângulo da VIGV do compressor de baixa pressão definida pelo controlador. . . . .	113
FIGURA 5.9 – Linhas de operação sobre o mapa do compressor de baixa pressão. . . . .	114
FIGURA 5.10 –Linhas de operação sobre o mapa do compressor de alta pressão. . . . .	114
FIGURA 5.11 –Variação das margens de bombeamento para os compressores de baixa e alta pressão para simulação com geometria variável. . . . .	115
FIGURA 5.12 –Variação da potência fornecida pelo motor para simulação com geometria variável. . . . .	115

# Lista de Tabelas

TABELA 3.1 – Blocos disponíveis no programa . . . . .	75
TABELA 3.2 – Variáveis . . . . .	76
TABELA 3.3 – Erros . . . . .	76
TABELA 3.4 – Coeficientes utilizados nas discretizações da equação 3.3 para cálculo do incremento no sinal do controlador PID. Fonte Åström e Hägglund <sup>(76)</sup> . . . . .	87
TABELA 4.1 – Parâmetros de projeto do motor TAPP. . . . .	92
TABELA 4.2 – Parâmetros do ciclo do motor utilizados para simulação. . . . .	97
TABELA 5.1 – Parâmetros do ciclo do motor utilizados nas análises. . . . .	108
TABELA 5.2 – Parâmetros para simulação do transitório de turboeixo de dois conjuntos rotativos com turbina ligada e geometria fixa nos componentes. . . . .	108
TABELA 5.3 – Parâmetro para Simulação do Transitório com Geometria variável - Motor Turboeixo com Dois Conjuntos Rotativos. . . . .	112
TABELA 5.4 – Ganhos do controlado PID para simulação de um turboeixo com dois conjuntos rotativos. . . . .	113

# Lista de Abreviaturas e Siglas

admis	- Admissão
ambie	- Ambiente
auxpower	- <i>Auxiliar Power</i> (Potência auxiliar)
block	- Bloco
camar	- Câmara de combustão
contr	- Controlador
compr	- Compressor
<i>CFD</i>	- <i>Computer Fluid Dynamics</i>
<i>COTRAN</i>	- <i>Computer Code for Simulation of Unsteady Behavior of Gas Turbines</i>
desem	- Desempenho
dtisa	- Variação da condição ISA
<i>DEAN</i>	- <i>A program for Dynamic Engine Analysis</i>
<i>DYGEN</i>	- <i>A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines</i>
<i>DIGTEM</i>	- <i>Digital program for generating dynamic turbofan engine models</i>
<i>DESTUR</i>	- <i>Scheme for aero-industrial gas turbine engine design point and transient performance calculation</i>
<i>DP, dp</i>	- <i>Design Point</i> (Ponto de projeto)

---

DCTA	- Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
ee	- Estação de entrada 0
ee2	- Estação de entrada 2
es	- Estação de saída 0
es1	- Estação de saída 1
escap	- Escapamento
eta	- Eficiência térmica
etadmiss	- Eficiência isentrópica da admissão
etam	- Eficiência mecânica do acoplamento compressor - turbina
etat	- Eficiência isentrópica da turbina
etc	- Eficiência isentrópica do compressor
flag	- <i>Flag</i> (Variável do programa)
fimmo	- Fim dos módulos
<i>EGT</i>	- <i>Exhaust Gas Temperature</i>
<i>HYDES</i>	- <i>A Generalized Hybrid Computer Program for Studying Turbojet or Turbofan Engine Dynamics</i>
<i>GTTRANS</i>	- <i>Digital Simulation of Gas Turbine Performance arbitrary gas turbine engines with arbitrary control systems</i>
<i>GTAnalysis</i>	- <i>Gas Turbine Analysis Program</i>
<i>IGV</i>	- <i>Inlet Guide Vane</i>
<i>ITA</i>	- Instituto Tecnológico de Aeronáutica
<i>IA</i>	- Inteligência Artificial
<i>ISA</i>	- <i>International Standard Atmosphere</i>

---

itrans	- = 1 indica leitura de dados para o transitório
ideterioration	- = 1 Indica estudo de deterioração
itypestudy	- Indica tipo de estudo
irepeat	- = 1 - Indica repetição do cálculo do ponto de projeto com variações
ibypass	- = 1 Indica <i>bypass</i> do <i>fan</i>
<i>LHV</i>	- <i>Lower heating value</i>
mach	- Número de Mach
nclig	- Número do compressor ligado
nmap	- Número do mapa do compressor
<i>NEPOMP</i>	- <i>The Navy Engine Performance Program</i>
<i>NGV</i>	- <i>Nozzle Guide Vanes</i>
<i>NO<sub>x</sub></i>	- Termo genérico para Óxidos de Nitrogênio
<i>NNEP</i>	- <i>The Navy Nasa Engine Program</i>
<i>NARMAX</i>	- <i>Nonlinear Autoregressive Moving Average Model with Exogenous Variables</i>
<i>ODP, odp</i>	- <i>Off Design Point</i> (Fora do ponto de projeto)
pctp	- Porcentagem de perda de pressão na saída 0 do divisor de massa
pctp1	- Porcentagem de perda de pressão na saída 1 do divisor de massa
pctxm	- Porcentagem de fluxo de massa na entrada 1 do divisor
permam	- Permanente
<i>PID</i>	- Proporcional, Integral e Derivativo
rc	- Razão de compressão
sm	- <i>Surge Margin</i> (Margem de bombeamento)

---

<i>sfc</i>	- <i>Specific fuel consumption</i> (Consumo específico de combustível)
teixo	- Turboeixo
tjato	- Turbojato
totc	- Total de compressores ligados à turbina
ttmax	- Temperatura total máxima (Saída da câmara)
turbi	- Turbina
typeengine	- Tipo do motor
<i>TGV</i>	- Turbocompressor com Geometria Variável
<i>TET</i>	- Temperatura de entrada da Turbina (Saída da câmara)
<i>TURBOMATCH</i>	- <i>Computatinal Program for Gas Turbine Simulation</i>
<i>TURBOTRANS</i>	- <i>Computatinal Program for Gas Turbine Simulation to Transient</i>
<i>Trans</i>	- <i>Trasient</i> (Transitório)
<i>TECC</i>	- Temperatura na Entrada da Câmara de Combustão
TAPP	- Turbina Aeronáutica de Pequena Potência
<i>VIGV</i>	- <i>Variable Inlet Guide Vanes</i>
<i>VNGV</i>	- <i>Variable Nozzle Guide Vanes</i>
<i>VSV</i>	- <i>Variable Stator Vane</i>
xndp	- Rotação no ponto de projeto

# Lista de Símbolos

$A$	Área
$A_D$	Ação integral
$a_d$	Coefficiente utilizado na discretização de $\Delta D(t_k)$ , (ver tabela 3.4)
$A_I$	Ação integral
$A_P$	Ação proporcional
$b$	<i>setpoint weighting</i>
$b_d$	Coefficiente utilizado na discretização de $\Delta D(t_k)$ , (ver tabela 3.4)
$b_{i1}$	Coefficiente utilizado na discretização de $\Delta I(t_k)$ , (ver tabela 3.4)
$b_{i2}$	Coefficiente utilizado na discretização de $\Delta I(t_k)$ , (ver tabela 3.4)
$CO$	Sinal do controlador (saída do controlador)
$c_p$	Calor específico a pressão constante
$D$	Diâmetro hidráulico
$e$	Erro
$F$	Tração
$f(x)$	função da variável ' $x$ '
$h_{alt}$	Altitude
$h$	Entalpia estática
$h_o$	Entalpia total
$I$	Momento de Inércia

---

$K_d$	Ganho derivativo
$K_i$	Ganho integrativo
$K_p$	Ganho proporcional
$L$	Comprimento
$M$	Número de <i>mach</i>
$m$	Massa
$\dot{m}$	Vazão em massa
$] \dot{m}_{ar}$	Vazão em massa de ar
$\dot{m}_{corr}$	Vazão em massa de ar corrigida
$\dot{m}_{gas}$	Vazão em massa de gás
$\dot{m}_f$	Vazão de combustível
$N$	Rotação
$N_{corr}$	Rotação corrigida
$PR$	Razão de pressão no ponto de operação considerado
$PR_{surge}$	Razão de pressão na qual o compressor alcança da condição de bombeamento
$PV$	Variável do processo
$p$	Pressão estática
$p_o$	Pressão total
$p_{ref}$	Pressão estática
$\dot{q}$	Fluxo de calor
$R$	Constante dos gases
$R_x$	Força viscosa
$sm$	<i>Surge margim</i> (Margem de bombeamento)

---

$SP$	<i>Set point</i> (Valor de referência)
$T$	Temperatura estática
$t$	Tempo
$T_d$	Tempo derivativo
$T_{ET}$	Temperatura na entrada da turbina
$T_{GE}$	Temperatura dos gases de exaustão
$T_i$	Tempo integral
$t_k$	Instante atual
$t_{k-1}$	Instante anterior
$T_o$	Temperatura total
$T_w$	Tensão viscosa na parede
$U$	Energia total
$u$	Energia interna
$V$	Velocidade
$vol$	Volume
$\dot{W}$	Potência
$\dot{W}_A$	Potência Auxiliar
$\dot{W}_{aux}$	Potência consumida pelos sistemas auxiliares
$\dot{W}_C$	Potência do compressor
$\dot{W}_{carga}$	Potência absorvida pela carga
$\dot{W}_T$	Potência da turbina
$\dot{W}_L$	Potência requerida
$\Delta D(t_k)$	Varição do sinal da ação derivativa
$\Delta I(t_k)$	Varição do sinal da ação integral

---

$\Delta p$	Perda de pressão
$\Delta p_{oCC}$	Perda de pressão na câmara de combustão
$\Delta P(t_k)$	Varição do sinal da ação proporcional
$\Delta t$	Passo no tempo
$\Delta\beta_C$	Ângulo da VIGV
$\Delta\beta_T$	Ângulo da NGV
$\eta$	Eficiência isentrópica
$\eta_{admiss}$	Fator de recuperação de pressão total na admissão
$\eta_c$	Eficiência do compressor
$\eta_{cc}$	Eficiência da combustão
$\eta_{th}$	Eficiência térmica do motor
$\gamma$	Razão de calores específicos
$\eta_c$	Eficiência isentrópica do compressor
$\rho$	Massa específica
$\xi$	Coefficiente de atrito

# 1 Introdução

Esta tese é composta de seis capítulos. Neste primeiro capítulo é feita uma introdução como objetivo de situar o leitor no tema da tese. Busca-se motivar o leitor e evidenciar os objetivos do trabalho. No segundo capítulo são apresentadas as bases teóricas do trabalho, com a abordagem dos temas principais relacionados à dinâmica e simulação em regime transitório com geometria variável no compressor e na turbina. No terceiro capítulo são delineados a metodologia e os algoritmos da implementação computacional do modelo escolhido. No quarto capítulo é apresentado um estudo de caso que serve como verificação dos resultados obtidos com a implementação computacional realizada. O quinto capítulo apresenta o resultado de simulações feitas com o programa computacional desenvolvido. Por último, no sexto capítulo são apresentadas as conclusões e feitas recomendações para o prosseguimento da pesquisa.

## 1.1 Programa de Turbinas do Centro de Referências em Turbinas a Gás

O Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) possui um Centro de Referência de Turbinas a Gás que desenvolve ferramentas computacionais apropriadas a projetos de

turbinas a gás e de seus componentes.

Diversos projetos de pesquisa e desenvolvimento têm sido realizados, consolidando conhecimentos de tecnologias de turbinas a gás para aplicações industriais e aeronáuticas, maior ênfase tem sido dada à aplicação geração de energia elétrica. Ferramentas computacionais estão sendo desenvolvidas e aperfeiçoadas para auxiliar projetos de componentes de turbinas a gás, como turbinas e compressores, bem como para a simulação de desempenho de motores completos.

O programa de pesquisa do Centro prevê o desenvolvimento de uma ferramenta robusta para simulação de motores diversos. Simulações de ponto de projeto, fora do ponto de projeto, transitório de eixo e volume, e transitório com geometria variável são capacidades necessárias para esta ferramenta. Este trabalho mostra o modelo adotado para implementação da simulação do transitório com geometria variável e os algoritmos para a simulação da operação do motor com controle da estabilidade e de parâmetros de desempenho.

### 1.1.1 Importância da Simulação Numérica

A simulação numérica é uma opção de baixo custo para a obtenção da informações sobre as características de funcionamento do motor em qualquer ponto de operação. Ela é fundamental nas primeiras fases do projeto de um novo motor, pois permite o conhecimento de parâmetros importantes que indicam que o motor satisfaz requisitos de operação<sup>(1)</sup>.

Com a simulação numérica pode-se determinar o conjunto de parâmetros chaves para o projeto. Citam-se a temperatura máxima de ciclo (TET), vazões em massas, eficiências

e margens de estabilidade, que podem ser determinados a priori. Pode-se apresentar como exemplo o estudo realizado por Gentino<sup>(2)</sup> com simulações dos transitórios que ocorrem quando se deseja acelerar o motor a partir de baixas rotações até a rotação de projeto, obtendo-se as vazões de combustível necessárias. Esforços mecânicos também podem ser obtidos a partir de simulações do motor. O torque máximo pode ser determinado, por exemplo, de uma simulação com variações de carga. Geralmente os parâmetros que se deseja obter estão inter-relacionados.

Saravanamuttoo e MacIssac<sup>(1)</sup> apresentam a Figura 1.1 para mostrar que no processo de projeto e desenvolvimento de uma turbina a gás é imprescindível, ainda em suas primeiras etapas, a realização da simulação numérica.

Numa fase mais avançada do projeto, a simulação numérica do desempenho do motor permite a especificação dos testes, diminuindo o número de horas no banco de testes do motor, e conseqüentemente os custos que são consideráveis no projeto e desenvolvimento de uma turbina a gás.

Durante a fase de operação do motor simulações numéricas permitem a avaliação do comportamento do motor mesmo em operação de risco como rupturas de eixo, excessos de velocidades, altas temperaturas e outras condições de operação críticas.

Os modelos computacionais são frequentemente utilizados no projeto de turbinas a gás, mas a despeito de todo o desenvolvimento desses modelos ainda é imprescindível a utilização de bancos de ensaios para verificar o comportamento do motor em eventos tais como colisões com pássaros, ingestão de água, despalletamentos, etc., como lembrado por Saravanamuttoo e MacIssac<sup>(1)</sup>.

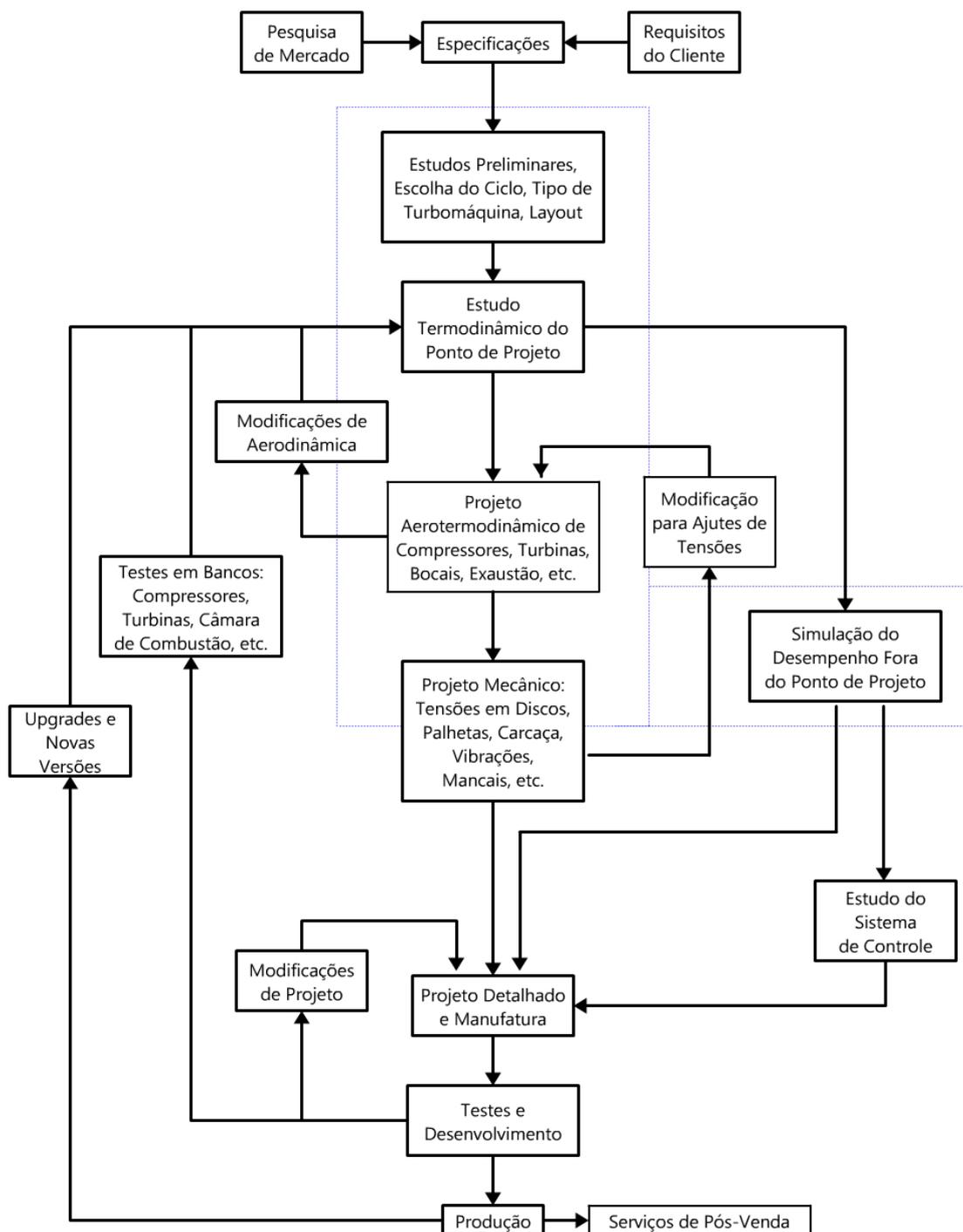


FIGURA 1.1: Processo típico de projeto de uma turbina a gás. Fonte: Saravanamuttoo e MacIssac<sup>(1)</sup>

### 1.1.2 Modelos de Simulação: Revisão Histórica

Alves<sup>(3)</sup>, Alves e Barbosa<sup>(4)</sup> e Otto e Taylor<sup>(5)</sup> mostram que o regime transitório de turbinas a gás vem sendo estudado desde a década de 50, quando esses motores começaram a ser utilizadas.

Saravanamuttoo e MacIssac<sup>(1)</sup> apresentam um breve histórico do início da pesquisa, ressaltando que nas universidades o desenvolvimento de modelos matemáticos era apoiado por *mainframes* analógicos. Na década de 50, Gold e Rosenzweig<sup>(6)</sup> mostraram que a rotação do gerador de gases num turbojato possui uma resposta de sistema de primeira ordem, que pode ser convenientemente representada por uma equação de transferência. Bons resultados são obtidos com modelos lineares como mostrado por Lawrence<sup>(7)</sup>. A figura 1.2 apresentada por Saravanamuttoo<sup>(1)</sup>, obtida dos resultados de Lawrence, mostra que a constante de tempo prevista pela teoria proposta por este último fornece um resultado bastante preciso no ponto de projeto, apesar de não haverem obtido resultados muito expressivos com o controle devido às limitações dos computadores, sensores e atuadores. Larrowe, Spencer e Tribus<sup>(8)</sup> realizaram trabalho para desenvolvimento de modelos que pudessem ser utilizados para projeto de controladores evitando a utilização de motores reais.

Nas década de 60 e 70, Saravanamuttoo<sup>(9, 10)</sup> desenvolveu um modelo baseado em geradores de funções bi-variantes para prever o comportamento de motores em regimes transitórios ainda na fase de desenvolvimento. Também foram realizados estudos de modelos que pudessem simular os efeitos da transferência de calor entre as partes do motor, variações de folgas, eficiência da combustão e mudanças dos mapas dos componentes durante os transitórios. Bauerfeind<sup>(11)</sup> discutiu ainda na década de 60 esses efeitos.

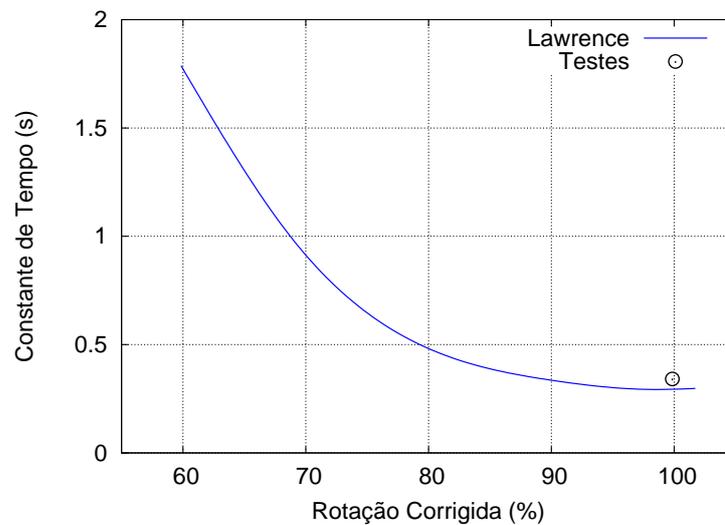


FIGURA 1.2: Variação das constantes de tempo obtidas com os modelos utilizados por Lawrence<sup>(7)</sup>. Fonte: Saravanamuttoo e MacIssac<sup>(1)</sup>

Em trabalho anterior, Silva<sup>(12)</sup> apresenta como exemplos alguns trabalhos desenvolvidos nas últimas seis décadas. Podem ser citados:

- ↪ Palmer<sup>(13)</sup> e Palmer e Annad<sup>(14)</sup>, que utilizaram o conceito de módulos em programas computacionais para simulação de turbinas a gás.
- ↪ Szuch<sup>(15)</sup> e Szuch, Krosel e Bruton<sup>(16)</sup>, com o desenvolvimento do programa computacional *HYDES*, para estudo da dinâmica de turbojatos e turbofans;
- ↪ Shapiro e Caddy<sup>(17)</sup>, com o programa computacional *NEPOMP* com cálculo de ponto de projeto e fora do ponto de projeto em regime permanente;
- ↪ Macmilliam<sup>(18)</sup>, com o programa computacional *TURBOMATCH*, que podia fazer o cálculo do motor também em ponto de projeto e fora do ponto de projeto, em regime permanente.
- ↪ Fishbach e Caddy<sup>(19)</sup>, com o programa computacional *NNEP*, para o cálculo de ponto

- de projeto e em regime permanente;
- ↷ Seller e Daniele<sup>(20)</sup>, com o programa computacional *DYNGEN*, capaz de simular o desempenho no ponto de projeto, fora do ponto de projeto e em regime transitório em turbojatos e turbofans;
  - ↷ Daniele<sup>(21)</sup> desenvolveu o programa computacional *DIGTEM*, versão digital do programa computacional HYDES, de características mais avançadas que as do *DYNGEN*;
  - ↷ Sadler e Melcher <sup>(22)</sup>, que desenvolveram o programa computacional *DEAN*, para simulação dinâmica;
  - ↷ Saravanamuttoo e MacIssac<sup>(1)</sup>, com o desenvolvimento de programas de simulação numérica de turbinas a gás;
  - ↷ Palmer<sup>(23)</sup>, com o programa computacional *TURBOTRANS*, para simulação de desempenho de turbinas a gás em regime permanente e transitório, com sistema controle;
  - ↷ Pilidis<sup>(24)</sup>, com o programa computacional *GTTRANS*, também capaz de fazer o cálculo de ponto de projeto, fora do ponto de projeto e transitório de eixo, fluido e térmico;
  - ↷ Schobeiri<sup>(25)</sup>, com o programa *COTRAN*, para simulação de turbinas a gás estacionárias.
  - ↷ Bringhenti<sup>(26, 27)</sup>, com o programa computacional *GTAnalysis*, para simulação em regime permanente de motores em diversas configurações, capaz de simular turboeixos, turbojatos e turbofans com vários eixos, motores industriais com turbina livre e com trocadores de calor; interação entre motor e sistema reversor de empuxo, variação de geometria e deterioração de desempenho;

- ↔ Alves<sup>(28, 3)</sup>, com o programa computacional DESTUR, capaz de simular turbinas a gás em regime permanente e em regime transitório, no ponto de projeto, fora do ponto de projeto e dos fenômenos relacionados com o transitório de eixo, de fluido e térmico;
- ↔ Jefferds, Bringhenti e Barbosa<sup>(29)</sup>, com a implementação da simulação dos transitórios de eixo e de fluido no programa desenvolvido por Bringhenti<sup>(26, 27)</sup> e
- ↔ Pozzani<sup>(30)</sup>, com a modelagem da dinâmica de um turbojato de 1  $kN$  de empuxo, utilizando a teoria de grafos de ligação para o modelamento. Foi Obtido um modelo *NARMAX* para a turbina a gás em estudo.

### 1.1.3 Estado da Arte e Compressor Inteligente

Compressor inteligente pode ser definido como aquele compressor que opera nas condições de máximo desempenho em todas as condições de operação, em regimes permanente ou transitórios. Os compressores hoje existentes não atendem a tais requisitos dados os critérios de projeto, geométricos e de materiais hoje existentes. Dado o significativo aumento de desempenho que se pode conseguir nos motores que forem construídos com compressores inteligentes, um grupo de universidades e de especialistas em compressores foi constituído para estabelecer os fundamentos sob os quais se poderiam projetar compressores inteligentes, mesmo que as tecnologias necessárias ainda não existissem. O Centro de Referência do ITA participou dos entendimentos iniciais para a formação do grupo de estudos dos compressores inteligentes, mas não pôde ter sua participação confirmada devido a restrições impostas pelos países que apoiariam financeiramente o projeto. A participação do ITA seria no desenvolvimento de ferramentas de simulação numérica de compressores e do motor completo, dada a capacidade de simulação já existente no

Grupo. Ainda que a participação no grupo de estudo de compressores inteligentes não tenha se tornado possível, o Centro de Referência em Turbinas a Gás continua desenvolvendo capacidade de simulação numérica de compressores e de motores completos visando ao estudo de compressores inteligentes. Neste contexto se insere o presente trabalho, com a disponibilização de ferramenta capaz de controlar a operação do compressor em condições pré-estabelecidas. Ainda que a tecnologia desses compressores seja a convencional, o programa computacional, desenvolvido em módulos, pode ser adaptado para refletir novas tecnologias.

O programa computacional como ora desenvolvido incorpora a tecnologia de turbinas a gás com geometria variável, ainda relativamente nova no que tange a parte da turbina. Compressores, turbinas e bocais propulsores de geometria variável podem ser simulados. A incorporação de geometria variável em dutos de admissão pode ser conseguida com relativa facilidade, não sendo objeto do presente estudo.

### **1.1.3.1 Aplicação da Geometria Variável em Motores Alternativos**

Atualmente, uma das aplicações mais frequentes da geometria variável em máquinas de fluxo é em turbo compressores. Neste tipo de máquina, estatores de geometria variável são utilizados para alinhar o escoamento nas diversas grades de que são feitos os compressores e turbinas. O objetivo da geometria variável nos turbo compressores é manter altas as suas eficiências em todas as condições de operação. Em certos casos, a geometria variável é indispensável para a operação estável do motor. Esta tecnologia é utilizada ainda para garantir a estabilidade do motor, além torná-los mais eficientes. A melhoria de eficiência reduz o consumo de combustível e, como consequência, reduz a emissão de poluentes como  $CO_2$  e  $NO_x$ .

Com relação a aplicações em motores de combustão interna convencionais (motores a pistão), os trabalhos de Okazaki<sup>(31)</sup>, Qiu e Baines<sup>(32)</sup>, Baines<sup>(33)</sup> e Uchida<sup>(34)</sup> mostram que turbo compressores com turbinas com geometria variável possibilitam aumento do torque do motor em baixas rotações e melhora o tempo de resposta do mesmo, quando em operação no regime transitório.

### 1.1.4 Contribuição do Trabalho

Motores inteligentes são um paradigma que surgiu nos anos 2000 a partir do desenvolvimento das técnicas de controle auxiliados por capacidade computacional. Métodos de otimização de parâmetros utilizando técnicas de controle avançado e modelos de inteligência artificial (IA) têm contribuído bastante para obtenção desses motores inteligentes.

Técnicas de IA têm sido utilizadas principalmente para a previsão de desempenho, como apoio na manutenção e no monitoramento da integridade e desempenho do motor.

O trabalho ora apresentado fornece contribuição direta para o desenvolvimento de motores inteligentes, dada a capacidade de simulação e controle de transitórios em compressores.

## 1.2 Objetivo

Este trabalho tem por objetivo o desenvolvimento de um modelo capaz de simular o comportamento e os parâmetros de desempenho de turbinas a gás operando em regime transitório e com geometria variável e sua implementação no programa computacional em contínuo desenvolvimento no Centro de Referência em Turbinas a Gás.

Foram desenvolvidos e implementados modelos computacionais para a simulação de transitório com geometria variável no compressor.

Foram descritos os sistemas que representam turbinas a gás e seu comportamento dinâmico, possibilitando o entendimento da simulação discretizada no tempo. Para possibilitar simulações em regime transitório foram implementados sistemas de controle Proporcional, Integral e Derivativo.

O programa computacional será desenvolvido em módulos, com vistas a permitir a implementação de outros módulos capazes de simular sistemas de controle que caracterizem turbinas a gás inteligentes.

### 1.3 Metodologia

O desenvolvimento da pesquisa parte da premissa de que um modelo semi empírico é adequado para a simulação de desempenho de turbinas a gás em regime transitório e com variação de parâmetros geométricos que indicam a variação de geometria de compressores e turbinas. A premissa estabelece ainda que é possível implementar o modelo utilizando o paradigma da programação procedural em linguagem FORTRAN.

Um modelo de simulação de estados para diversas configurações de turbinas a gás foi desenvolvido e adaptado para a simulação de desempenho em regime transitório. Foi utilizada uma metodologia de discretização do tempo para obtenção da resposta dinâmica do motor em transitórios de eixo e volume.

O estudo dos transitórios da geometria variável será realizado através da implementação de métodos que permitem a simulação da variação da posição das palhetas que guiam o escoamento na entrada do compressor *IGVs* e das pás estatoras da turbina *NGVs* e

como resultado será obtida a previsão do comportamento do motor através de parâmetros adequados.

### 1.3.1 Critérios de Verificação e Validação

Simulação de desempenho de turbinas a gás podem ter objetivos distintos, como consequência os modelos desenvolvidos devem refletir esses objetivos.

O entendimento dos requisitos de projeto e especificações têm carácter mais qualitativo, uma vez que as simulações utilizam parâmetros de entrada com algum grau de incerteza. No entanto, essas simulações podem fornecer os limites dos requisitos necessários para um determinado projeto, indicando tendências e zonas de operação críticas para um determinado conjunto de requisitos.

A otimização de projetos busca simulações com maior grau de precisão numérica dos parâmetros envolvidos e, portanto, possui carácter mais quantitativo. Esse tipo de simulação é difícil de ser realizada em sistemas fortemente não-lineares, como é o caso das turbinas a gás. A complexidade desses sistemas e seu alto número de variáveis impossibilitam modelos analíticos. É comum que modelos semi-empíricos sejam utilizados. Esses modelos semi empíricos dependem de dados de entrada geralmente obtidos em banco de ensaios com custo financeiro altos. Khalid<sup>(35)</sup> mostrou a função da simulação dinâmica no projeto e desenvolvimento de motores da *Pratt&Whitney* e discute a aplicação da simulação no projeto do sistema de controle e no desenvolvimento de testes.

A operação eficiente e segura dos motores, por sua vez, necessita de modelos que sejam capazes de fornecer respostas antecipadas do desempenho do motor. Neste caso, modelos altamente empíricos, baseados em tabelas e equações características, são necessários para

---

se obter a simulação do motor em tempo real.

A verificação dos resultados do programa será feita através da análise dos resultados da simulação de um turbojato de 5 kN empuxo no ponto de projeto, atualmente em desenvolvimento no Centro de Referência. A validação será qualitativa, uma vez que dados de banco de ensaios ainda não estão disponíveis.

## 2 Base Teórica

A simulação de desempenho das turbinas a gás é feita considerando a necessidade de conhecimento das suas características de operação em regime permanente, no ponto de projeto e fora do ponto de projeto. Fenômenos relativos à dinâmica do motor também devem ser considerados. As características dessa dinâmica dependem de fenômenos bastante conhecidos, que usualmente estão descritos em livros textos sobre desempenho de turbinas a gás, como o livro de Saravanamuttoo, Rogers e Cohen<sup>(36, Capítulos 8-9)</sup>. Nele, é feita uma introdução sobre simulação de desempenho de turbinas a gás. O livro de Walsh e Fletcher<sup>(37)</sup> também apresenta a teoria necessária para análise de desempenho de diversas configurações de motores comumente utilizadas e em diversas condições de operação. Enquanto o primeiro tem um enfoque didático, o segundo oferece informações mais pormenorizadas sobre as equações que são utilizadas para a modelagem do motor.

A simulação em regime transitório é tratada na maioria dos livros, mas em caráter introdutório sendo pouco discutido, tratando-se apenas dos aspectos básicos. Razak<sup>(38)</sup>, por exemplo, faz um breve tratamento das características do desempenho das turbinas a gás em regime permanente com geometria variável. Assim, a título de complementação, é feita uma revisão da teoria sobre simulação de desempenho em regime transitório para estabelecimento dos conceitos que serão empregados como base para as simulações e análises que serão feitas nas seções seguintes.

## 2.1 Simulação de Desempenho

A simulação das turbinas a gás, como tratada neste trabalho, tem como base modelos termodinâmicos. São avaliados os parâmetros relacionados ao ciclo termodinâmico, a partir de requisitos impostos pela configuração empregada, como tração ou potência de eixo. Os motores são modelados como arranjos de componentes. Cada componente é modelado matematicamente, utilizando as equações de conservação de massa, de quantidade de movimento e de energia<sup>(12)</sup>. O fluido de trabalho pode, ou não, ser considerado como gás perfeito, com propriedades constantes ou variáveis. A solução do sistema de equações que modela o motor requer condições iniciais e de contorno, usualmente obtidas de testes com os componentes ou, de forma menos precisa, de modelos específicos para esses componentes (usualmente para compressores, turbinas, câmara de combustão, bocais, etc).

Esses dados de entrada geralmente são apresentados através de mapas de desempenho, que relacionam a vazão em massa corrigida com razões de pressão e eficiência isentrópica. São obtidos experimentalmente ou sintetizados por programas computacionais<sup>(39)</sup>. O Centro de Referência em Turbinas a Gás do ITA desenvolve diversas classes de programas computacionais para projeto e simulação de desempenho desses componentes. O uso desses mapas de desempenho sintetizados para uma determinada aplicação permitem uma simulação mais fiel do motor, quando comparada com modelos que usam mapas genéricos.

O primeiro passo para definir o desempenho de um turbina a gás é especificar o ponto de projeto (*Design Point - DP*). Se necessário, a partir do conhecimento das características do motor no ponto de projeto, podem ser realizados os cálculos para outros pontos fora do ponto de projeto (*Off Design Points - ODP*). A metodologia para o cálculo nas condições

fora do ponto de projeto pode ser ampliada para o cálculo das variações no tempo dos parâmetros de desempenho e, assim, obter o desempenho do motor durante transitórios. Para efeito de unificação de terminologia, neste trabalho cada um desses tipos de cálculo é tratado como modo de cálculo de desempenho, ou seja: Modo DP para cálculo no ponto de projeto, Modo ODP para o cálculo fora do ponto de projeto e Modo Trans para o cálculo do desempenho durante os transitórios.

Com a capacidade do Modo Trans podem ser tratados os casos durante condições de operação diferentes, tais como acelerações, desacelerações e mudança de condições nos envelopes de voo. Os modelos ainda podem ser modificados para estudos de operação em regiões de instabilidade (região de bombeamento do compressor) e de *stall* rotativo. Partidas e paradas, rupturas de eixos, operação com abertura de válvulas de sangria, operações com geometria variável em compressores, turbina e bocais de admissão e propulsor são outros casos que comumente são estudados. Neste trabalho será abordada a simulação do motor em regimes transitórios, levando em conta a variação no tempo da geometria do compressor. A extensão para outros componentes com geometria variável é possível, mas não foi totalmente abordada neste trabalho. Foi considerado que os resultados apresentados são suficientes para a verificação da capacidade de simulação requerida e para verificar a robustez dos modelos e implementações computacionais realizadas. O tratamento da simulação em turbinas a gás e em bocais será tema de publicações posteriores.

A análise dos resultados das simulações requer o conhecimento dos fenômenos envolvidos, o comportamento do motor e os parâmetros que os controlam.

## 2.2 Tipos de Turbinas a Gás e Suas Principais Características

Neste trabalho serão simulados alguns motores. A seguir é fornecida uma breve introdução sobre os tipos de motores.

### Turbojato simples

A Figura 2.1 mostra que no turbojato simples o ar ambiente é admitido através do bocal de admissão, com variação do número de *Mach* para se ajustar às condições de entrada do compressor, onde é comprimido. O compressor eleva a pressão e, nesse processo, o ar é aquecido. O ar aquecido entra na câmara de combustão e é misturado ao combustível, formando uma mistura ar combustível, que é queimada para produzir gases quentes e a alta pressão. Saindo da câmara de combustão os gases são expandidos numa turbina, produzindo trabalho de eixo suficiente para manter a rotação do compressor e dos sistemas auxiliares<sup>(40)</sup>. A pressão dos gases que saem da turbina é ainda maior que a do ambiente e é aproveitada para, através de um bocal propulsor, acelerar o escoamento, produzindo um jato de alta velocidade, responsável pela tração gerada<sup>(37)</sup>. Os turbojatos têm uma área frontal pequena e são ideais para aeronaves de alta velocidade<sup>(40)</sup>.

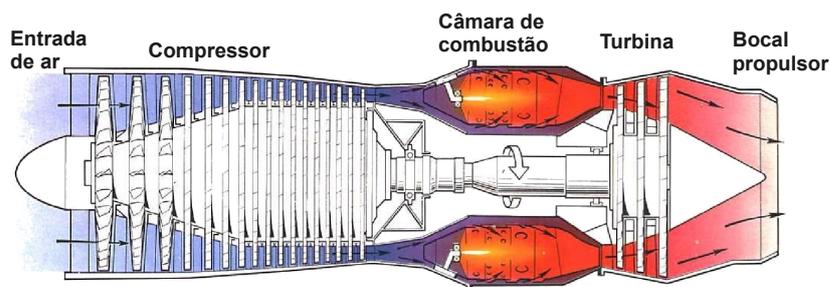


FIGURA 2.1: Diagrama esquemático do Turbojato simples. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup>

## Motores com dois ou mais conjuntos rotativos

É bem sabido que a faixa de operação estável de um compressor, de elevada relação de pressão, é pequena. Instabilidades surgem no compressor quando este opera em baixa rotação. O desalinhamento do escoamento, devido à baixa rotação, resulta em restrição do escoamento nos últimos estágios e descolamento nos estágios anteriores<sup>(36)</sup>. Arranjos com dois ou três conjuntos rotativos, que separam a compressão em etapas, ajudam a solucionar este problema e são largamente usados nos motores.

### Turbojato com dois conjuntos rotativos

A Figura 2.2 mostra o arranjo esquemático de um turbojato com dois conjuntos rotativos. O conjunto de alta pressão, juntamente com a câmara de combustão, é conhecido como gerador de gases.

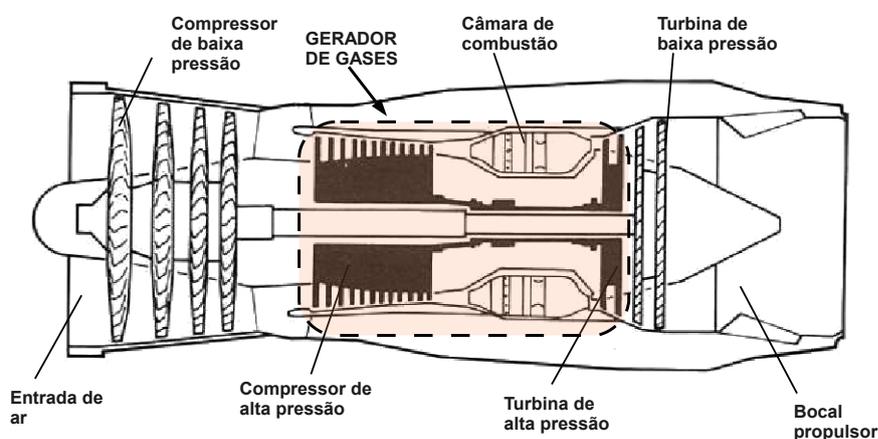


FIGURA 2.2: Diagrama esquemático de um Turbojato com dois conjuntos rotativos. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup>

### Turbofans

No *turbofan* somente parte do ar que entra no motor passa pelo núcleo quente do motor. O *fan* produz um jato anular de ar frio, com velocidade média baixa, acarretando

uma melhor eficiência propulsiva. O gerador de gases do motor produz um fluxo de gases quentes que aciona as turbinas dos compressores de alta pressão e de pressão intermediária. Os mesmos gases quentes acionam ainda a turbina do *fan* e geram um jato quente. Este jato de gases quentes produz tração ao ser acelerado pelo bocal propulsor. A tração total do *turbofan* é a soma das trações fornecidas pelos jatos quente e frio. O *turbofan* é o tipo de motor mais utilizado para a propulsão de aeronaves comerciais atualmente<sup>(40)</sup>. A razão entre a vazão em massa de ar frio e vazão em massa de ar que passa pelo núcleo quente do motor é chamada razão de *by-pass*. Turbofans modernos têm razão de *by-pass* elevada<sup>(40)</sup> (o GE90, por exemplo, tem valor acima de 8).

Para melhorar o desempenho dos turbofans, configurações de três eixos são geralmente utilizadas, Figura 2.3. Nesses motores a instabilidade é evitada e a eficiência térmica é mantida elevada devido à possibilidade de operar os três eixos em rotações apropriadas.

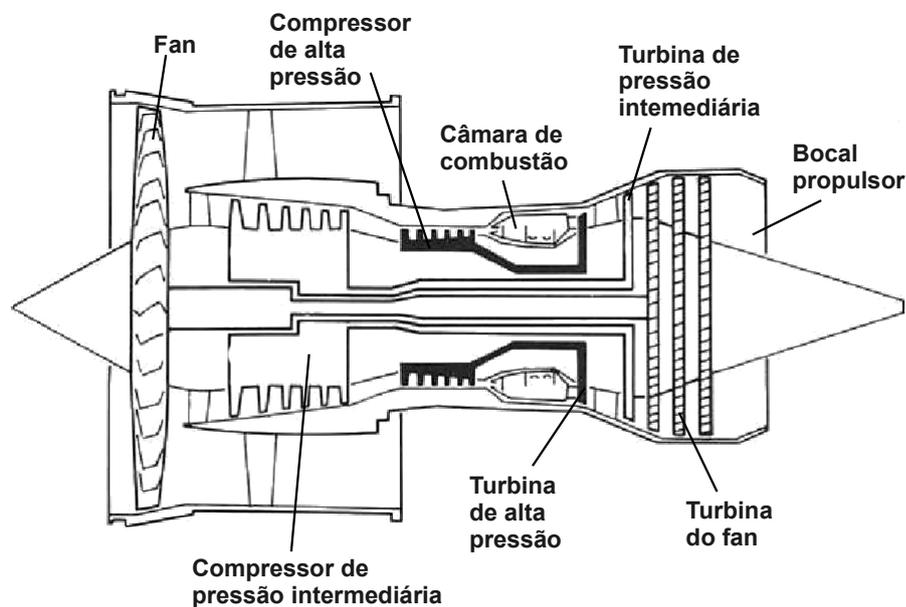


FIGURA 2.3: Diagrama esquemático de um Turbofan de três eixos com alta razão de desvio. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup>

### Alternativas para múltiplos conjuntos rotativo

A geometria variável nos estatores do compressor e válvulas de sangria de ar podem ser usadas como alternativas para reduzir o problema de instabilidade e evitar o uso de dois conjuntos rotativos<sup>(36)</sup>. Evans<sup>(40)</sup> apresenta as características do motor Spey, de dois eixos e com geometria variável no compressor, nos bocais propulsores e válvula de sangria, como mostrado na Figura 2.4.

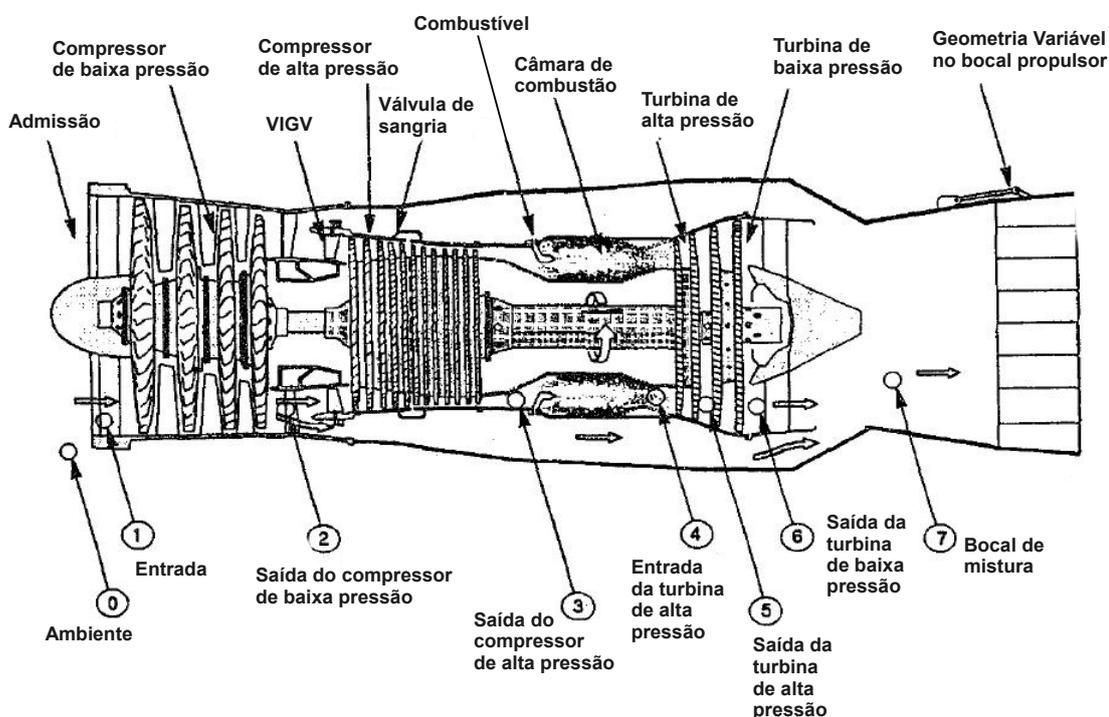


FIGURA 2.4: Arranjo do motor Spey mostrando os principais componentes, entre eles a VIGV, Válvula de sangria e Bocal variável. Fonte: Evans<sup>(40)</sup>.

### Turboeixo com conjunto rotativo conectada a carga

Para as aplicações de acionamento mecânico, tais como em aviões turbo hélice, utilizam-se os turboeixos. Nesses motores a carga fica conectada ao eixo de um do conjunto rotativo de menor pressão, como mostrado na Figura 2.5. Nos turboeixos os gases são totalmente expandidos nas turbinas até a pressão ambiente, passando em seguida por um sistema

difusor de exaustão, que reduz a velocidade dos gases a valores bastante baixos.

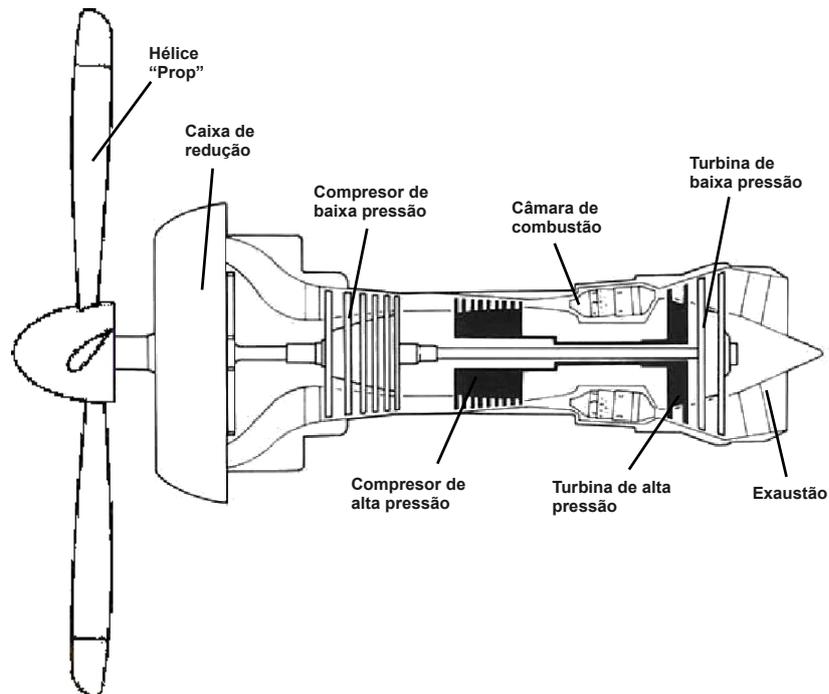


FIGURA 2.5: Diagrama esquemático de um Turbo hélice. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup>

### Turboeixo com turbina livre

Para obter motores mais flexíveis quanto a rotação e carga e com melhor desempenho em carga reduzida, utilizam-se turbinas livres como mostrado na figura 2.6 para acionamento da carga. Nesse motor a turbina do conjunto rotativo do gerador de gases produz a potência necessária para acionar apenas o compressor e alguns equipamentos auxiliares, enquanto que a turbina livre aciona diretamente a carga.

## 2.3 Regimes e Condições de Operação

As turbinas a gás possuem diversas aplicações e operam em condições diversas. Seu funcionamento pode ocorrer na condição de projeto, fora da condição de projeto, em

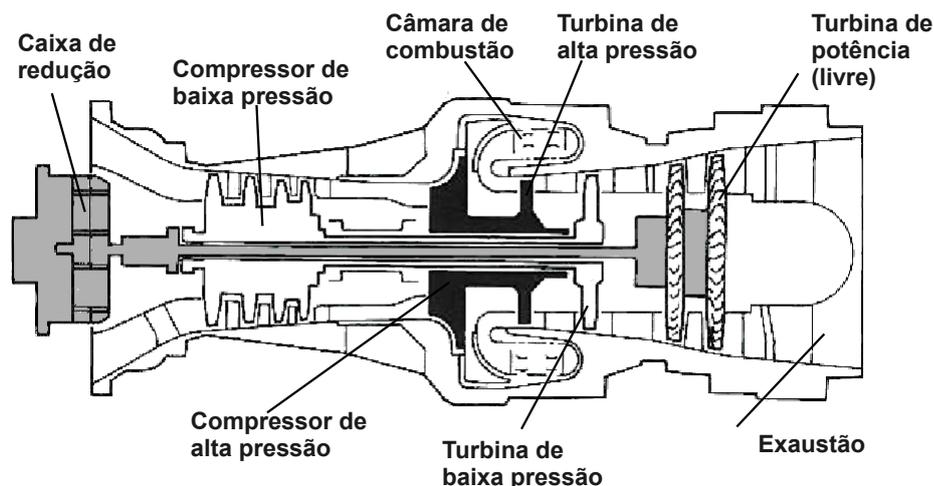


FIGURA 2.6: Diagrama esquemático de um Turboeixo com dois conjuntos rotativos e turbina livre para acionamento da carga. Fonte: Rolls-Royce PLC <sup>(41)</sup>

regime permanente, em condições variadas como partidas, paradas, acelerações e desacelerações. Outras condições de operação podem levar a condições de instabilidade, com risco de bombeamento e *stall* rotativo.

As tecnologias aplicadas para controle e melhoria do desempenho, bem como os tipos de turbinas a gás, levam a condições específicas de operação. As características de funcionamento e as variações de parâmetros de desempenho do motor dependem da quantidade de conjuntos rotativos, da presença e da atuação de válvulas de sangria, da geometria variável e do sistema de controle.

### 2.3.1 Ponto de Projeto

O cálculo do ponto de projeto fornece os parâmetros de desempenho do motor nos quais ele deve operar na maior parte de sua vida útil e é realizado a partir dos parâmetros do ciclo termodinâmico e de características dos componentes, tais como pressão e temperatura na entrada do motor, razão de pressão do compressor, eficiências isentrópicas dos compressores e das turbinas, perda de pressão na câmara de combustão, eficiência da

combustão, temperaturas na entrada da turbina e perdas na admissão e na exaustão.

Razak<sup>(38)</sup> enumera três métodos para o cálculo do ponto de projeto:

- I. Os valores de  $c_p$  and  $\gamma$  são mantidos constantes ( $c_p = 1005 \text{ J/kg.K}$  e  $\gamma = 1,4$ ) para processos de compressões, expansões e troca de calor, ver Rogers and Mayhew<sup>(42)</sup>;
- II. Diferentes valores para  $c_p$  and  $\gamma$  são usados e os processos de adição de calor são calculados com o auxílio de mapas de combustão, Figura 2.7, ver Saravanamuttoo<sup>(36)</sup>;
- III. Uso de mapas de combustão (Figura 2.7) e aproximações para os valores de entalpia e entropia.

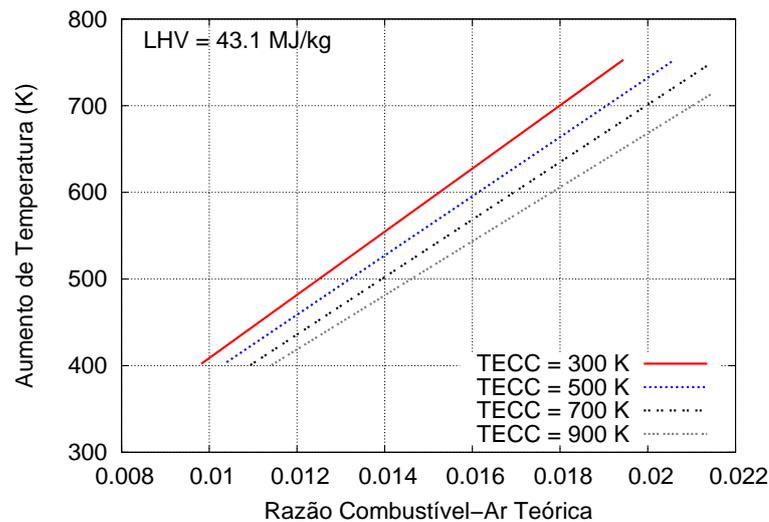


FIGURA 2.7: Mapa de combustão para aumento de temperatura na câmara de combustão, temperatura na entrada (TECC) e relação ar-combustível teórica. Fonte: Razak<sup>(38)</sup>.

No cálculo do ponto de projeto para um turboeixo simples feito por Razak<sup>(38)</sup> o método I fornece erro percentual de 14% na potência fornecida pelo motor em comparação com aquela obtida pelo método III, indicando que o método I não deve ser utilizado quando se deseja cálculos mais precisos.

### 2.3.2 Operação Fora do Ponto de Projeto

O motor pode operar em regime permanente em condições diferentes das do ponto de projeto e o seu desempenho será afetado por fatores como carga ou tração, condições ambientais e deterioração de componentes<sup>(43)</sup>. Todos esses fatores podem levar o motor a operar fora da sua condição de projeto.

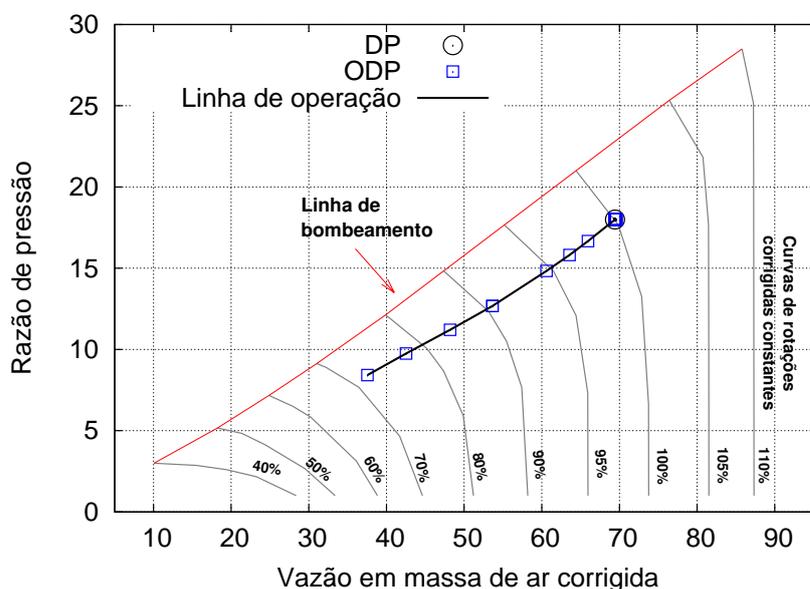


FIGURA 2.8: Ponto de projeto  $DP$ , pontos fora do ponto de projeto  $ODPs$  e linha de operação em regime permanente sobre o mapa da razão de pressão do compressor.

Assim como o ponto de projeto, as condições de operação fora do ponto de projeto são geralmente representadas nos mapas dos compressores. As figuras 2.8 e 2.9 mostram mapas de um compressor onde são representados vários pontos de operação em regime permanente. Esses mapas mostram as relações entre as razões de pressão desenvolvidas no compressor,  $p_{o2}/p_{o1}$ , e as suas eficiências isentrópicas,  $\eta_c$ , em função das vazões em massa de ar corrigidas,  $m\sqrt{T_{o1}}/p_{o1}$ ; são mostradas também as curvas de rotação corrigidas,  $N/\sqrt{T_{o1}}$ . Esses três grupos são suficientes para representar o desempenho do motor, uma

vez a fixação deles fixa também os demais grupos de parâmetros do motor<sup>(37)</sup>. A linha de bombeamento fornece os limites de operação estável do compressor, a região acima da linha de bombeamento é região de instabilidade onde a condição de bombeamento irá ocorrer.

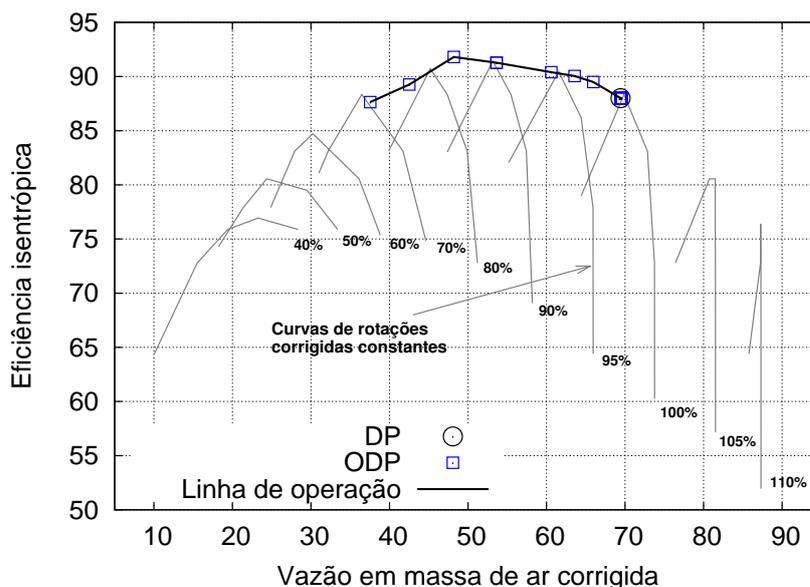


FIGURA 2.9: Ponto de projeto  $DP$ , pontos fora do ponto de projeto  $ODPs$  e linha de operação em regime permanente sobre o mapa da eficiência isentrópica do compressor.

A curva que une os pontos de operação fora do ponto de projeto, sobre os mapas do compressor é a curva de operação em regime permanente.

### 2.3.2.1 Cálculo do Motor em Regime Permanente

No cálculo dos motores, cada componente é modelado individualmente, são calculadas as condições de entrada e saída dos mesmos a partir da determinação das variáveis chaves que são temperatura total,  $T_o$ , pressão total,  $p_o$ , vazão em massa através do escoamento através dos componentes,  $\dot{m}$  e número de  $mach$ ,  $M$ . No cálculo, em cada componente

parâmetros como eficiência isentrópica,  $\eta$ , perda de pressão,  $\Delta p$ , rotação,  $N$ , potências requeridas,  $\dot{W}$ , vazão de combustível,  $\dot{m}_f$ , entre outros; precisam ser conhecidas ou determinadas de outros parâmetros fornecidos como dados de entrada.

### Bloco ambiente

No bloco ambiente são definidas as condições de entrada do motor. Um dos requisitos, potência  $\dot{W}_L$ , tração,  $F$ , ou vazão em massa de ar,  $\dot{m}_{ar}$ , deve ser fornecido. As Equações 2.1 a 2.5 mostram o esquema de cálculo do bloco ambiente.

$$\text{Dados} \left\{ \begin{array}{l} \dot{m}_0 = \text{vazão em massa de ar, ou} \\ F = \text{tração, ou} \\ \dot{W}_L = \text{Potência requerida,} \\ h_{alt} = \text{altitude,} \\ M_O = \text{Mach de voo.} \end{array} \right. \quad (2.1)$$

$$T_0 = f_1(h_{alt}) \quad (2.2)$$

$$p_0 = f_2(h_{alt}) \quad (2.3)$$

$$T_{o0} = T_0 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (2.4)$$

$$p_{o0} = p_0 \left( \frac{T_{o0}}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.5)$$

**Bloco admissão**

Neste bloco são feitos os cálculos para determinação das condições do escoamento à entrada do compressor. Para o cálculo do fator de recuperação de pressão total,  $\eta_{admiss}$ , o mapa do bocal de admissão deve ser fornecido. As Equações 2.6 a 2.12 mostram o esquema de cálculo do bloco admissão.

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_0 \quad (2.6)$$

$$T_{o1} = T_{o0} \quad (2.7)$$

$$p_{o1} = f_3(h_{alt}, M_0) \quad (2.8)$$

$$Dados \left\{ \begin{array}{l} \eta_{admiss} = \text{fator e recuperação de pressão total} \\ = f_4(p_{o1}, T_{o1}, M_0, M_1, \text{ geometria}) = \text{mapa} \end{array} \right. \quad (2.9)$$

$$T_{o2} = T_{o1} \quad (2.10)$$

$$p_{o2} = \eta_{admiss} p_{o1} \quad (2.11)$$

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_1 \quad (2.12)$$

**Bloco compressor**

O cálculo do compressor necessita, como dados de entrada, dos mapas de desempenho que fornecem razão de pressão,  $r_c$ , e eficiência isentrópica,  $\eta_c$  em função da vazão em massa

de ar corrigida,  $\dot{m}_{corr}$  e da rotação corrigida,  $N_{corr}$ . As Equações 2.13 a 2.19 mostram o esquema de cálculo do bloco compressor.

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_2 \quad (2.13)$$

$$\dot{m}_{corr} = \dot{m}_3 \frac{\sqrt{RT_{o2}}}{p_{o2}} \quad (2.14)$$

$$Dados \begin{cases} p_{o3} = f_5(p_{o2}, N_{corr}, \dot{m}_{corr}) = \text{mapa da razão de pressão} \\ \eta_c = f_6(N_{corr}, \dot{m}_{corr}) = \text{mapa da eficiência isentrópica} \end{cases} \quad (2.15)$$

$$h = f_7(R, T) \quad (2.16)$$

$$T_{o3} = f_8(T_{o2}, N, \dot{m}_{corr}, \eta_c) \quad (2.17)$$

$$h_o = f_9(c_p, T_o) \quad (2.18)$$

$$\dot{W}_c = \dot{m}_3(h_{o3} - h_{o2}) \quad (2.19)$$

### Bloco câmara de combustão

No bloco da câmara de combustão são feitos os cálculos relativos ao aumento da entropia no escoamento e às modificações na vazão em massa devido à injeção de combustível. São necessárias as informações de desempenho da câmara de combustão, fornecidas na forma de mapas. O dado de entrada para o cálculo é a vazão em massa de combustível,

$\dot{m}_f$ , ou a temperatura máxima do ciclo,  $T_{o4}$  (temperatura na saída da câmara, igual à de entrada da turbina,  $TET$ ). As Equações 2.20 e 2.21 mostram o esquema de cálculo do bloco da câmara de combustão.

$$\text{Dados} \left\{ \begin{array}{l} \dot{m}_f = \text{Vazão em massa de combustível ou} \\ T_{o4} = \text{temperatura máxima do ciclo na saída da câmara (TET)} \\ \eta_{cc} = f_{10}(p_{o3}, T_{o3}, T_{o4}, \text{razão combustível-ar}) = \text{mapa da eficiência da combustão} \\ \Delta p_{oCC} = f_{11}(p_{o3}, T_{o3}, T_{o4}, \text{geometria}) = \text{mapa de perda} \\ \hspace{15em} \text{de pressão na câmara de combustão} \end{array} \right. \quad (2.20)$$

$$p_{o4} = p_{o3} \left( 1 - \frac{\Delta p_{oCC}}{p_{o3}} \right) \quad (2.21)$$

### Bloco turbina

No bloco turbina a potência disponível para o acionamento do compressor, sistemas auxiliares e carga (para motores turboeixo com carga conectada à turbina) é determinada. Para os cálculos requeridos são utilizados os parâmetros do escoamento na entrada da turbina e as características de desempenho da turbina, fornecidas também na forma de mapas. As Equações 2.22 a 2.24 mostram o esquema de cálculo do bloco da turbina.

$$\text{Dados} \left\{ \begin{array}{l} \eta_T = f_{12}(p_{o4}, T_{o4}, \dot{W}_c, \eta_c, \eta_m, N) = \text{mapa da eficiência} \\ \hspace{15em} \text{isentrópica da turbina} \\ I = \text{Momento de inércia do conjunto rotativo da turbina} \\ h_{05} = f_{13}(p_{o4}, T_{o4}, \eta_T, \dot{W}_c, \eta_c, \eta_m, N) = \text{mapa da desempenho da turbina} \end{array} \right. \quad (2.22)$$

$$\dot{W}_T = \frac{1}{\eta_m} \dot{W}_c + \dot{W}_{aux} + \dot{W}_{carga} \quad (2.23)$$

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_4 \quad (2.24)$$

### Bloco duto de exaustão

Na exaustão são calculados os parâmetros que determinam o ajuste de vazão em massa do escoamento através do motor. Estes cálculos são feitos a partir de dados da área da seção de entrada,  $A_6$  e da área da seção de saída,  $A_7$ , e dos mapas de desempenho do duto de exaustão. As Equações 2.25 e 2.26 mostram o esquema de cálculo do bloco do duto de exaustão.

$$\text{Dados} \left\{ \begin{array}{l} \eta_7 = f_{14}(p_{o6}, T_{o6}, A_6, A_7, \text{ geometria}) = \text{ mapa de desempenho} \\ \hspace{15em} \text{do duto de exaustão} \\ T_{o7} = \text{ temperatura total na saída da exaustão} \\ P_{o7} = \text{ pressão total na saída da exaustão} \end{array} \right. \quad (2.25)$$

$$\dot{m}_7 = \dot{m}_6 \quad (2.26)$$

### 2.3.3 Operação em Regime Transitório

Os motores operam constantemente em condições que não podem ser consideradas de regime permanente.

Durante partida, paradas, acelerações, desacelerações, operação de abertura de válvulas de sangria ou operação com geometria variável, os parâmetros de desempenho do motor variam com o tempo e o seu comportamento será diferente daquele observado na operação em regime permanente.

As curvas da operação em regime transitório representadas nos mapas dos compressores se afastam da curva do regime permanente. As Figuras 2.10 e 2.11 mostram a linha de operação para uma desaceleração sobre os mapas de um compressor de baixa pressão de um turbojato de dois conjuntos rotativos. No compressor de baixa pressão desse tipo de motor a característica da linha de operação em regime transitório é tal que está cruza a linha de operação em regime permanente tanto na desaceleração quanto na aceleração.

A posição da curva de operação do regime transitório é definida pela taxa de variação

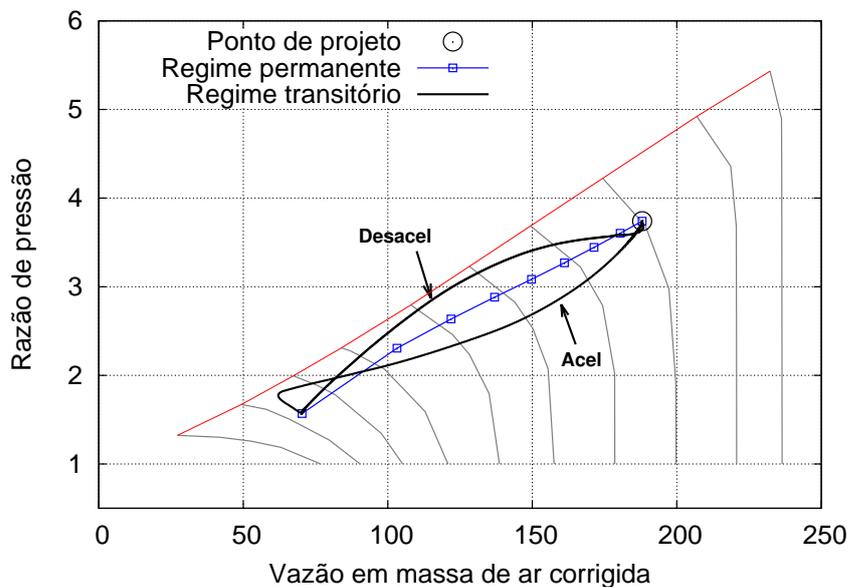


FIGURA 2.10: Ponto de projeto, linha de operação em regime permanente e linha de operação em regime transitório sobre o mapa da razão de pressão de compressor de baixa pressão em um turbojato com dois conjuntos rotativos.

do parâmetro que produz o transitório. Por exemplo, uma aumento muito rápido da vazão de combustível levará a posição da curva de operação para próximo da linha de bombeamento no início da aceleração.

Os fenômenos transitórios principais são o transitório de eixo, o transitório de volume e o transitório térmico.

### Transitório de eixo

O transitório de eixo é causado pelo desbalanceamento das potências de acionamento do compressor e a produzida pela turbina de um mesmo conjunto rotativo. Esse desbalanceamento de potência causa alteração na velocidade angular do conjunto rotativo, esquematizado na Figura 2.12.

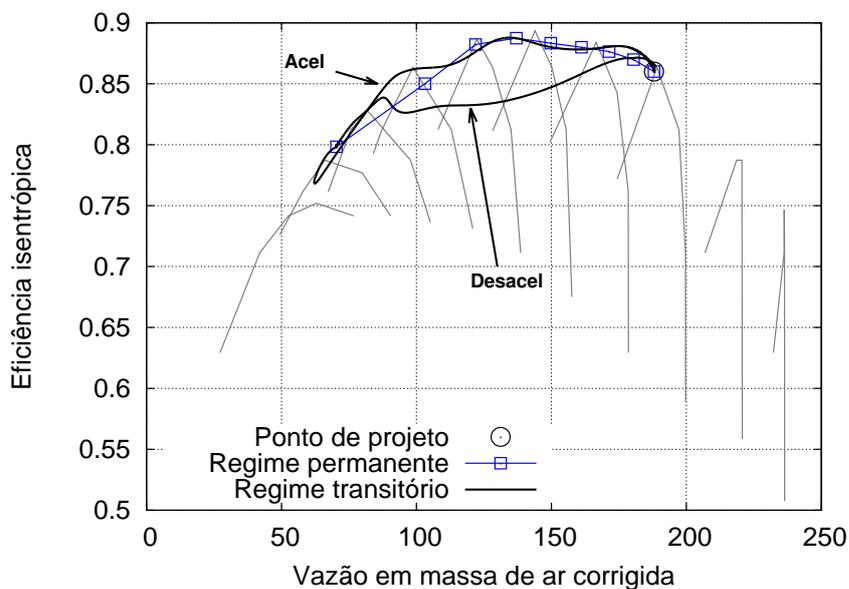


FIGURA 2.11: Ponto de projeto, linha de operação em regime permanente e linha de operação em regime transitório sobre o mapa da eficiência isentrópica de compressor de baixa pressão em um turbojato com dois conjuntos rotativos.

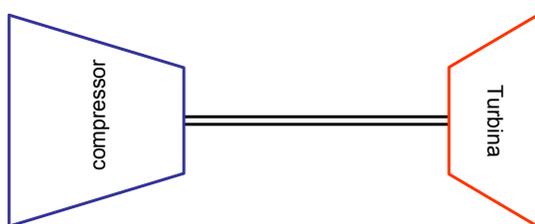


FIGURA 2.12: Esquema de um conjunto rotativo compressor-eixo-turbina.

A partir da diferença entre a potência fornecida pela turbina e aquelas consumidas pelo compressor e pelos sistema auxiliares, Equação 2.27,

$$\dot{W} = \dot{W}_T - \dot{W}_C - \dot{W}_A \quad (2.27)$$

pode-se calcular a variação da rotação no conjunto rotativo utilizando a equação 2.28.

$$\frac{dN}{dt} = \frac{\dot{W}}{I.N} \left( \frac{\pi}{30} \right)^{-2} \quad (2.28)$$

Discretizando a Equação 2.28 utilizando a técnica de Euler obtém-se a equação 2.29.

$$N(t + \Delta t) = N(t) + \frac{\dot{W}}{I.N(t)} \left( \frac{\pi}{30} \right)^{-2} \cdot \Delta t \quad (2.29)$$

Onde  $N(t + \Delta t)$  é a rotação no tempo  $t + \Delta t$ ,  $N(t)$  é a rotação no instante  $t$ ,  $\dot{W}$  é diferença entre a potência fornecida pela turbina e as consumidas pelo compressor e sistemas auxiliares dadas pela Equação 2.27,  $I$  é o momento de inércia do conjunto rotativo e  $\Delta t$  é o passo no tempo.

### Transitório de volume

Câmara de combustão, dutos, trocadores de calor e outros componentes que possuem volumes significativos podem influenciar significativamente no desempenho em regime transitório, devido ao acúmulo (ou diminuição) de massa e variações de pressão e temperatura nos seus limites, pois também podem influenciar no desbalanceamento de potência<sup>(44)</sup>. Apesar dessa influência poder ser reduzida, os transitórios de volume devem ser considerados, principalmente nos transitórios rápidos<sup>(45, 1)</sup>.

As leis fundamentais da conservação de massa, quantidade de movimento, energia e as leis da termodinâmica formam a base de análise do escoamento no volume de controle esquematizado na Figura 2.13<sup>(12)</sup>.

As equações de conservação na forma integral são avaliadas como feito por Alves<sup>(3)</sup> e Alves e Barbosa<sup>(4)</sup> e podem ser escritas como:

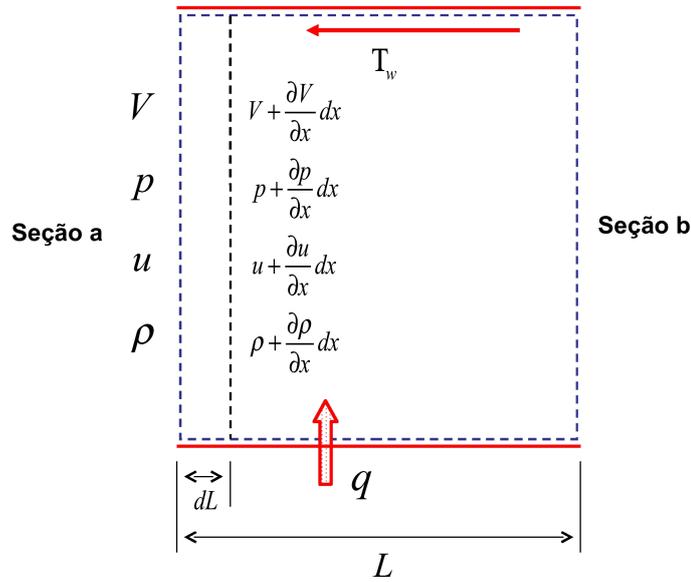


FIGURA 2.13: Modelo para cálculo da dinâmica do fluido. Fonte Silva<sup>(12)</sup>.

***Equação de continuidade***

$$\frac{\partial m}{\partial t} = \dot{m}_a - \dot{m}_b \tag{2.30}$$

Onde  $m$  é massa presente no volume considerado,  $\dot{m}_a$  é a vazão em massa na entrada e  $\dot{m}_b$  a vazão em massa da na saída do volume.

***Equação da quantidade de movimento***

$$\frac{\partial (mV)}{\partial t} + \dot{m}_b V_b - \dot{m}_a V_a = (p_a - p_b) A - R_x \tag{2.31}$$

com

$$R_x = T_w \pi D L \tag{2.32}$$

e

$$T_w = \xi \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2.33)$$

Nas Equações 2.31, 2.32 e 2.33 referindo-se ao volume considerado,  $V$  é uma média das velocidades do escoamento,  $V_a$  é a velocidade na entrada,  $V_b$  é a velocidade na saída,  $\dot{m}_a$  é a vazão em massa na entrada e  $\dot{m}_b$  é vazão em massa na saída,  $p_a$  é a pressão estática na entrada,  $p_b$  é a pressão estática na saída,  $A$  é média das áreas das seções do escoamento,  $R_x$  é a força viscosas associada ao escoamento,  $T_w$  é a Tensão viscosa na parede,  $D$  é o diâmetro hidráulico,  $L$  é o comprimento do volume tomado na direção do escoamento e  $\xi$  é o coeficientes de atrito.

### ***Equação de conservação de energia***

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \dot{m}_b \left( h_b + \frac{V_b^2}{2} \right) - \dot{m}_a \left( h_a + \frac{V_a^2}{2} \right) = \dot{q} \quad (2.34)$$

Ainda com relação ao volume considerado  $U$  é a energia total,  $V_a$  é a velocidade na entrada,  $V_b$  é a velocidade na saída,  $\dot{m}_a$  é a vazão em massa na entrada e  $\dot{m}_b$  é vazão em massa na saída,  $h_a$  é a entalpia na entrada,  $h_b$  é a entalpia na saída e  $\dot{q}$  é o fluxo de calor entrado através das paredes.

Efetuando simplificações e substituições nas equações de conservação obtêm-se as Equações 2.35 a 2.40<sup>(3, 4)</sup>. Estas equações são aplicadas no cálculo do volume durante o regime transitório<sup>(12)</sup>. Nestas equações  $\Delta$  representa a variação do parâmetros no intervalo de tempo finito considerado,  $p$  é a pressão estática,  $T$  é a temperatura absoluta,  $\dot{m}$  é a vazões em massa do gás,  $vol$  é o volume,  $V$  é a velocidade do escoamento,  $R_x$  é a

força viscosas associada ao escoamento,  $L$  é o comprimento do volume tomado na direção do escoamento,  $u$  é a energia total específica,  $R$  é a constante universal do gas,  $h_o$  é a entalpia total,  $\dot{q}$  é o fluxo de calor e  $A$  é a área da seção do escoamento.

$$\frac{\partial p}{\partial t} = RT \frac{\Delta \dot{m}}{vol} + \frac{p}{T} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (2.35)$$

$$\frac{\partial \dot{m}}{\partial t} = \frac{A \Delta p + \Delta (\dot{m} V) - R_x}{L} \quad (2.36)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} = \frac{RT}{p} \left( \frac{\Delta (\dot{m} h_o) - u \Delta \dot{m} + \dot{q}}{vol} \right) \quad (2.37)$$

considerando

$$pA + \dot{m}V = kp_oA \quad (2.38)$$

onde  $k$  é uma constante dada por

$$k = \frac{1 + \gamma M^2}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (2.39)$$

A Equação 2.36 pode ser reescrita como

$$\frac{\partial \dot{m}}{\partial t} = \frac{A \Delta (kp_o) - R_x}{L} \quad (2.40)$$

Silva<sup>(12)</sup> faz uma descrição detalhada da implementação dos modelos definidos pelas equações 2.27 a 2.40 para cálculo dos transitórios de eixo e volume.

### ***Equação de estado do gás perfeito***

$$p = \rho RT \quad (2.41)$$

O parâmetro  $p$  é a pressão estática,  $\rho$  é a massa específica do gás,  $R$  é a constante universal do gás e  $T$  é a temperatura absoluta.

### **Transitório térmico**

Nas acelerações e desacelerações ocorrem variações de temperatura dos gases na câmara de combustão em função da variação da vazão de combustível. Parte da energia fornecida pelo combustível é absorvida pelas partes metálicas do motor, notadamente carcaça e discos de compressores e turbinas. Walsh e Fletcher<sup>(37)</sup> citam que essa absorção pode chegar a 30% da energia adicionada na câmara de combustão, durante uma aceleração.

A transferência de energia para as partes metálicas alteram o desempenho do motor durante os transitórios devido principalmente a dois tipos efeitos: (1) efeitos sobre a temperatura e a densidade do fluido que escoam através dos componentes e (2) efeitos sobre as dimensões dos componentes<sup>(46, 37)</sup>.

Thiriet *et al.*<sup>(47)</sup> mostram um método para cálculo do transitório térmico utilizando a abordagem de modelamento do motor em módulos. Os coeficientes de troca de calor são definidos a partir das correlações de Lelchuck<sup>(48)</sup>, Childs e Turner<sup>(49)</sup> e as leis de Reeves<sup>(50)</sup> e Cho e Goldstein<sup>(51)</sup>. Thiriet *et al.*<sup>(47)</sup> citam ainda que outros autores consideram valores fixos para os coeficientes de transferência de calor<sup>(52, 53, 54, 55)</sup>.

Embora Thiriet *et al.*<sup>(47)</sup> mostrem que os resultados do cálculo levando em consideração o transitório sejam mais precisos, este fenômeno não será tratado neste trabalho.

### 2.3.4 Bombeamento

O bombeamento é caracterizado por oscilações acentuadas, com reversão do escoamento no compressor<sup>(56, 57, 37, 58)</sup>. Estas oscilações podem levar ao apagamento da chama na câmara de combustão.

Para evitar o bombeamento, ações de controle precisam ser exercidas sobre o motor. Usualmente o sistema de controle deve reduzir a vazão de combustível, adequar a geometria variável dos componentes e abrir as válvulas de sangria de ar, de forma isolada ou concomitantemente.

## 2.4 Regime Transitório com Geometria Variável

Para melhorar o desempenho dos motores em operações fora do ponto de projeto é comum a utilização de geometria variável no compressor, na turbina e nos dutos de admissão e de escapamento. Muhammad<sup>(59)</sup> lembra que a curva de operação pode ser alterada de duas maneiras, a saber:

- a. Utilizando-se pás estatoras com geometria variável na turbina- *Variable nozzle guide vanes (VNGV)*, ou
- b. Bocais com geometria variável - *Variable Area Nozzle*.

Geometria variável pode ainda ser usada para controle de estabilidade e durante falhas de operação do motor. Muhammad<sup>(59)</sup> afirma que bombeamento pode ser previsto, retardado ou induzido utilizando-se geometria variável nas turbinas dos conjuntos rotativos intermediário e de alta pressão.

Conforme mostrado por Razak<sup>(38)</sup>, a geometria variável é utilizada em compressores de alta razão de pressão. O fechamento de estatores, nas condições de baixa rotação, diminui o carregamento, a deflexão e a difusão nos estágios do compressor, alterando a vazão em massa através do motor e possibilitando a operação com desempenho adequando.

Vignau *et al.*<sup>(60)</sup> observa que os motores devem ser otimizados para atender a boas condições de desempenho para uma dada aplicação. Ele lembra que, quando a geometria é fixa, os compromissos de desempenho são mais difíceis de serem alcançados em condições de carga reduzida, principalmente em motores pequenos, como os de helicópteros.

Geometria variável é geralmente utilizada em turbinas de potência e menos utilizada nas turbinas de acionamento de compressores e *fans*. Na turbina de potência as NGVs são giradas para alterar a capacidade de vazão em baixa potência, particularmente quando um trocador de calor é adicionado. Turbinas com geometria variável têm melhor aceleração quando as NGVs são completamente abertas. Também podem ser usadas para fornecer substancial frenagem ao motor, com a abertura adequada das NGVs<sup>(38)</sup>.

O estudo de desempenho é feito da mesma forma que no ODP, mas, a cada instante, a previsão de desempenho com geometria variável deve considerar os efeitos da variação de geometria dos componentes, isto é, a alteração de seus mapas. Para cada posição da VSV - (*variable stator vane*) ou VIGV existe um valor de vazão em massa, um valor de razão de pressões e um valor de eficiência representados em um mapa de operação.

## 2.5 Controladores

Para manter as condições de desempenho é necessário manter o motor operando dentro de certos limites. Isto é feito atuando em parâmetros que permitam controlar o motor.

Controladores são essenciais para acionamento de válvulas de sangria, geometria variável de compressores, de turbinas e de bocais, bem como na injeção de combustível.

Razak<sup>(38)</sup> lembra que um sistema de controle deve proteger o motor para não ultrapassar os limites para os quais foi projetado. Esses limites incluem velocidades das rotações de componentes, temperaturas e regiões de operação que podem resultar em bombeamento do compressor.

O controlador atua nos componentes com geometria variável modificando a posição das pás e bocais móveis, com conseqüente variação de áreas para controle da vazão. O controle da vazão auxilia, por exemplo, a manter a temperatura de exaustão elevada em ciclos com recuperadores calor.

A ação de controle de parâmetros chaves do motor é necessária durante a operação, especialmente em condições de baixa potência. Essa ação é realizada de maneira a manter condições de estabilidade do motor, diminuir a potência necessária para partidas ou manter temperatura de entrada da turbina dentro de limites aceitáveis. A relação ar-combustível também pode ser modificada pela ação do controlador sobre a vazão de combustível.

A operação do motor deve acontecer sujeita a várias condições limitantes, que impedem danos ao motor. Razak<sup>(38)</sup> cita as mais comuns para a operação de uma turbina a gás de dois eixos e para uma turbina de potência livre.

- (1) Limite de temperatura do gás de escape ( $TGE$ ) - é usado para prevenir as turbinas contra superaquecimento.
- (2) Limite de velocidade de rotação - impede que as partes rotativas tenham falhas estruturais ou o motor opere em condição de estabilidade, tais como, *stall* rotativo e

bombeamento.

De forma geral, é feita a especificação dos limites aceitáveis para parâmetros que determinem, direta ou indiretamente, o desempenho e a segurança da operação do motor. São exemplos de variáveis que deve ser limitadas no motor a margem de bombeamento,  $sm$ , a temperatura na entrada da turbina,  $TET$ , Temperatura dos gases de exaustão,  $TGE$ , vazão em massa de gás na turbina,  $\dot{m}_{gas}$  entre outras. A Figura 2.14 mostra um esquema da estrutura simplificada de controle para um turboeixo simples. Não são mostrados, por exemplo, nessa figura os atuadores. Ainda na Figura 2.14, o sufixo  $D$  representa valor ou faixa de valores desejados, para um parâmetro de desempenho chave do motor.

Na Figura 2.14 está esquematizado que o controlador pode atuar no compressor corrigindo a margem de bombeamento,  $sm$ , variando o ângulo da VIGV,  $\Delta\beta_C$ . O controlador pode atuar ainda na vazão de combustível,  $\dot{m}_f$ , para manter a temperatura na entrada da turbina,  $TET$ , dentro dos limites aceitáveis e, conseqüentemente, manter a eficiência térmica do motor,  $\eta_{th}$ , aceitável. Outras ações de controle possíveis são as variação do ângulo da NGV,  $\Delta\beta_T$  ou das áreas de entrada,  $A_g$ , e saída,  $A_s$ , da exaustão para controle da vazão em massa de gás,  $\dot{m}_{gas}$  através da turbina. Essas ações podem ser utilizadas com objetivo de manter a temperatura dos gases de exaustão,  $TGE$ , e eficiência térmica do motor,  $\eta_{th}$ , dentro dos limites propostos.

Este trabalho trata apenas da ação do controlador no compressor, para controle da margem de bombeamento.

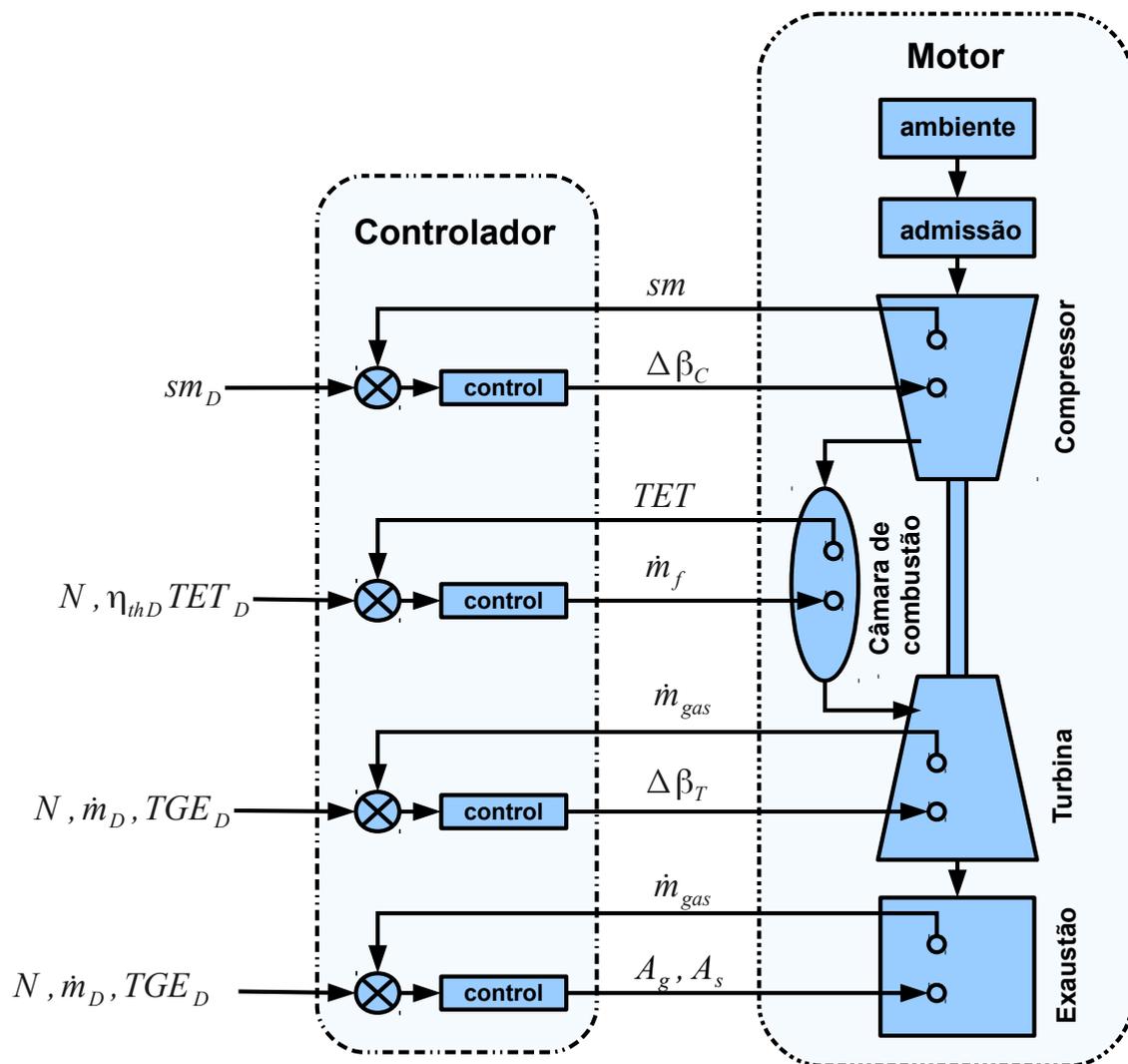


FIGURA 2.14: Esquema de atuação do sistema de controle sobre um turbóeixo simples.

### 2.5.1 Controlador PID

Baseia-se na anulação da diferença entre valores esperados e medidos de alguns parâmetros de operação da turbina. Em um sistema de controle de circuito fechado um valor de referência é utilizado, juntamente com a resposta do sistema, para determinar um erro a partir do qual o sinal de controle é especificado. O controlador PID é projetado de forma que a especificação do sinal de controle seja feita a partir das ações proporcional, integral e derivativa.

Razak<sup>(38)</sup> fornece uma descrição do controlador PID e dos princípios de sistemas de

controle de turbinas a gás. Ele inicia pela definição do erro, dado por  $e = SP - PV$ , onde  $SP$  é a variável de referência (*setpoint*) e  $PV$  é a resposta do sistema ou variável do processo e descreve a influência das ações proporcional, integral e derivativa no funcionamento do motor.

Os resultados da ação proporcional produz uma saída,  $A_p$ , que é proporcional ao erro,  $e$ , e é dada pela Equação 2.42, onde  $K_p$  é o ganho proporcional do controlador.

$$A_P = K_p e \quad (2.42)$$

A ação proporcional deixa um erro de estado estacionário que pode ser eliminado pela ação integral. A ação integral ocorre, portanto, como um resultado do erro,  $e$ , sendo integrado de forma contínua ou discreta e é dada pela Equação 2.43, onde  $K_i$  é o ganho integral do controlador.

$$A_I = K_i \int e dt \quad (2.43)$$

A ação derivativa melhora a saída do controlador durante a resposta transitória. É normalmente utilizada quando a resposta do sistema é muito lenta e é dada pela Equação 2.44, onde  $K_d$  é ganho derivativo.

$$A_D = K_d \frac{de}{dt} \quad (2.44)$$

O saída do controlador PID pode ser dada então pela Equação 2.45.

$$CO = K_p e + K_i \int e dt + K_d \frac{de}{dt} \quad (2.45)$$

## 2.6 Modelo de Simulação

A simulação computacional da operação de turbinas a gás em regime transitório foi feita neste trabalho a partir de modelos aerotermodinâmicos e é modelada em vários níveis.

Outros tipos de modelos diferentes dos aerotermodinâmicos podem ser usados para a simulação de motores, como os que usam funções de transferência. Os modelos com função de transferência são utilizados geralmente para prever o desempenho dos motores em tempo real, quando estes são acompanhados por um controlador<sup>(61)</sup>. Evans<sup>(40)</sup> cita alguns trabalhos utilizando o paradigma do modelamento por funções de transferência, como o de Fitchie *et al.*<sup>(62)</sup>, que estudou um turbojato de dois eixos e mostrou que cada eixo pode ser modelado como sendo de primeira ordem, com um efeito de segunda ordem fraco no eixo de baixa pressão e uma variação das constantes de tempo com a rotação nos conjuntos rotativos. Saravanamuttoo e MacIsaac<sup>(1)</sup> argumentam que o eixo de alta pode ser modelado com um sistema de primeira ordem, mas que o comportamento do eixo de baixa pressão tem características diferentes num motor de dois eixos. Não entram em detalhes sobre como obter as constantes associadas às funções de transferência, usualmente difíceis de serem obtidas.

Os modelos com função de transferência são fortemente dependentes do arranjo dos componentes do motor. Motores de um, dois ou três eixos precisarão de modelamentos distintos quando é utilizado o paradigma da modelagem por funções de transferência, o que

resulta numa grande desvantagem para implementação computacional. O modelamento aerotermodinâmico apresenta uma abordagem mais generalista, capaz de simular muitas e diferentes configurações de turbina a gás. Neste caso, a implementação computacional tem vantagem de poder simular motores diferentes apenas com a modificação dos dados de entrada do programa.

Os resultados que são obtidos pelo programa desenvolvido podem ser utilizados para a identificação de parâmetros e obtenção das constantes das funções de transferência, produzindo resultados como se fossem de bancos de ensaios.

### 2.6.1 Modelos Aerotermodinâmicos

Silva<sup>(12)</sup> observa que a base do modelo aerotermodinâmico são as equações de conservação, as relações termodinâmicas e os mapas de desempenho dos componentes do motor e que estes modelos possuem capacidade de simulação teoricamente ilimitados. Na prática, existem limites ligados à complexidade dos processos que ocorrem no motor que, por sua vez, dependem de capacidade computacional para solução e dos métodos numéricos utilizados no cálculo desses processos.

Com os modelos aerotermodinâmicos e a abordagem modular implementada nos programas computacionais desenvolvidos no Centro de Referência de Turbinas a Gás do ITA, cada componente do motor e modo de operação são representados por um módulo de cálculo. Assim, dependendo da configuração do motor e do tipo de operação que esteja sendo simulada, os módulos são agrupados, podendo ser programado esse agrupamento dinamicamente no programa computacional.

Bringhenti<sup>(26, 27)</sup> demonstra de forma detalhada a implementação do modelamento

---

aerodinâmico num programa computacional, que foi utilizado para simulação de turbinas a gás de qualquer configuração, em regime permanente. O mesmo programa foi estendido por Silva<sup>(12)</sup> com a implementação a capacidade de simulação em regime transitório.

# 3 Implementação Computacional

## 3.1 Programa Básico

O programa base foi inicialmente desenvolvido por Bringhenti<sup>(26)</sup> com a capacidade de simulação para motores com diversas configurações em regime permanente. Em seguida foi adicionada a capacidade de simulação em regime permanente para geometria variável<sup>(63, 27, 64)</sup>. A capacidade de simulação de transitório com geometria fixa foi implementada por Silva<sup>(29, 12, 65)</sup> e diversas simulações foram realizadas para demonstrar a capacidade e robustez do programa. O programa computacional base para este trabalho é capaz de simular, numericamente, turbinas a gás em regime permanente, em regime permanente com geometria variável e em regime transitório, com transitórios de eixo e de volume.

### 3.1.1 Simulação em Regime Permanente - Geometria Fixa

O modelo aerodinâmico foi implementado por Bringhenti<sup>(26)</sup> com o motor sendo dividido em módulos representativos dos componentes do motor. A Tabela 3.1 lista os blocos disponíveis. Suas implementações matemáticas são detalhadamente apresentadas por Bringhenti<sup>(26)</sup>. Dada a modularidade do programa, novos blocos poderão ser facilmente

TABELA 3.1: Blocos disponíveis no programa

Bloco	Simula
Admissão	Dutos e bocais de admissão
Ambiente	Condições ambientais
Bocal propulsor convergente	Bocal propulsor convergente
Bocal propulsor divergente	Bocal propulsor divergente
Câmara de combustão	Câmara de combustão, pós queimador
Compressor	Compressor, <i>fan</i>
Divisor de Massa	Sangria de ar, <i>splitter</i>
Duto	Dutos em geral
Misturador simplificado	Misturador em que uma das vazões é muito pequena em relação a outra
Misturador	Misturador em que as vazões são comparáveis
Reversor	Simula o sistema de reversão de tração
Trocador de calor lado frio	Lado frio de trocador de calor tubular
Trocador de calor lado quente	Lado quente de trocador de calor tubular
Turbina	turbina
Escapamento	Escapamento de turbinas industriais
Caldeira lado quente	lado de passagem dos gases de exaustão
Caldeira lado vapor	lado de passagem do vapor d'água

incorporados ao programa, ampliando bastante a sua capacidade. Cada componente é identificado por um estação de entrada e uma de saída. Os componentes são simulados de maneira que a saída de um componente coincide com a entrada do componente seguinte. No programa, o número da estação de saída de um componente é o mesmo da estação de entrada do componente seguinte. As propriedades do escoamento são referenciadas aos números dessas estações.

O cálculo das propriedades à entrada e à saída dos componentes é feito a partir das equações de conservação e dos requisitos de acoplamento mecânico e aerodinâmico dos componentes do motor. Os dados de operação no ponto de projeto são fornecidos para cada um dos componentes, seja por dados fornecidos por um arquivo de entrada, ou por mapas de desempenho dos componentes. Costuma-se designar de modelo semi empírico o modelo utilizado neste trabalho, em função da utilização dos mapas, que são obtidos

quase sempre de bancos de teste.

No programa computacional desenvolvido está incorporada uma biblioteca de mapas de desempenho de compressores, de câmaras de combustão, de turbinas e de bocais, com acesso direto pelo usuário. A biblioteca pode ser enriquecida com novos mapas, que a ela podem ser facilmente incorporados.

O cálculo no ponto de projeto é feito de forma direta a partir de dados dos componentes conhecidos. O cálculo fora do ponto de projeto é iterativo, dada a necessidade de se buscar o casamento de rotações, potências, pressões e vazões em todos os compressores do motor.

Os oito parâmetros tratados como variáveis pelo programa são listados na Tabela 3.2. O programa utiliza um processo de cálculo semelhante ao método de Brown<sup>(66, 67)</sup>, descrito por Viana<sup>(68)</sup>, para resolver os sistemas de equações não-lineares resultantes da modelagem do motor. Os erros são avaliados sobre as variáveis calculadas e são listados na Tabela 3.3.

TABELA 3.2: Variáveis

Compressor	Taxa de compressão e porcentagem de rotação
Turbina	Vazão em massa de ar corrigida, rotação da turbina livre e potência da turbina livre
Divisor de massa	Razão de <i>bypass</i>
Câmara de combustão	Temperatura de saída da câmara de combustão
volume	Vazão em massa de gás na saída do volume

TABELA 3.3: Erros

Blocos	Fonte dos erros
Compressor	Vazão em massa de ar
Turbina	Vazão em massa de gás e taxa de expansão
Bocal convergente ou divergente	Pressão total
Misturador	Pressão estática
Volume	Vazão em massa calculada na saída do volume

### 3.1.2 Simulação em Regime Permanente - Geometria Variável

Este trabalho é um desenvolvimento extensivo do trabalho de Bringhenti<sup>(27)</sup>. Bringhenti implementou no programa computacional base a capacidade de simulação do desempenho em regime permanente de motores com geometria variável em compressores, turbinas e bocais. Essa capacidade foi implementada a partir da investigação da influência da geometria variável nos motores e da sintetização dos mapas de compressores e turbinas, utilizados no modelo aerodinâmico do programa computacional.

Segundo o estudo realizado por Bringhenti<sup>(27)</sup> que cita Sirinoglou<sup>(69)</sup> e Roy-Aikins<sup>(70)</sup>, o compressor com geometria variável pode alterar a margem de estabilidade do motor afastando a linha de bombeamento no mapa do compressor da linha de operação. Ainda conforme o estudo de Bringhenti, a vazão de massa no motor não é controlada pelo compressor e sim pela turbina e pelo bocal propulsor com a linha de operação, portanto, não podendo ser modificada pela geometria variável no compressor e sim pela turbina e no bocal propulsor. Estas características foram constatadas nas simulações realizadas por Bringhenti e em outros trabalhos relacionados<sup>(63, 71, 64)</sup>.

A simulação do motor com geometria fixa implementada (ver Subseção 3.1.1) incorpora cinco mapas padrões de compressores que possibilitam o cálculo sem geometria variável. Para a simulação com geometria variável Bringhenti sintetizou conjuntos de mapas para os compressores com geometria variável para posições dos estatores definidas a cada  $5^\circ$ , variando de  $-25^\circ$  a  $+25^\circ$ . A Figura 3.1 mostra os mapas para as posições do estator do compressor a  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $25^\circ$ , a linha de operação do motor também é mostrada na figura para uma simulação onde a rotação é variada de 100% a 90% da rotação nominal. Um programa computacional baseado no método de Howell e Calvert<sup>(72)</sup> foi usado para

sintetizar os mapas do compressores.

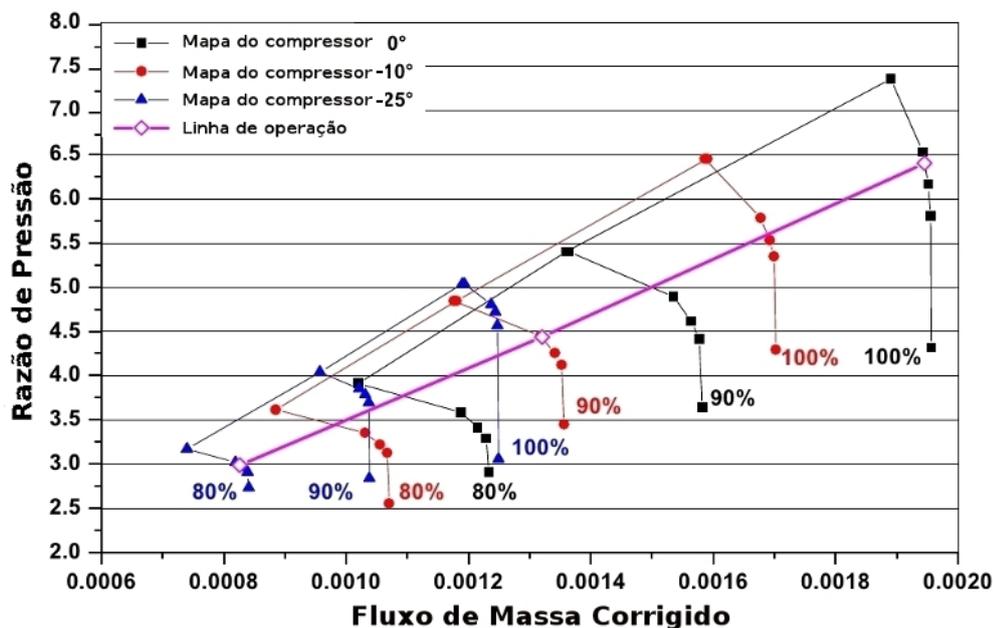


FIGURA 3.1: Mapas do compressor sintetizado Bringhenti<sup>(27)</sup> para ângulos de estatores de  $0^\circ$ ,  $-10^\circ$  e  $-25^\circ$ . Fonte: Bringhenti<sup>(27)</sup>

Para realizar a simulação é necessário que as características de desempenho das turbinas também estejam disponíveis. Os mapas de turbinas, como no caso dos compressores, são difíceis de serem obtidos pois dependem de teste em banco de ensaios, geralmente a custos bastantes elevados. Bringhenti<sup>(27)</sup> utilizou o método de Ainley-Mathieson<sup>(73)</sup> com modificações<sup>(74, 75)</sup> para sintetizar os mapas para turbinas com geometria variável.

A variação da geometria determinada para as turbinas no estudo de Bringhenti é esquematizada na Figura 3.2, 3.3 e 3.4, onde o estator gira em torno de um pino no centro da palheta.

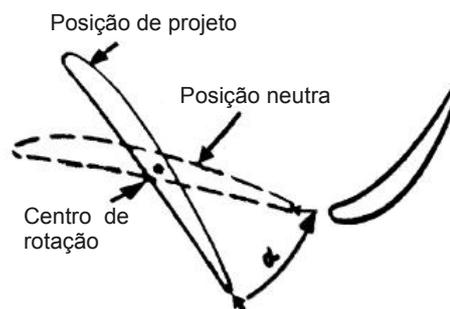
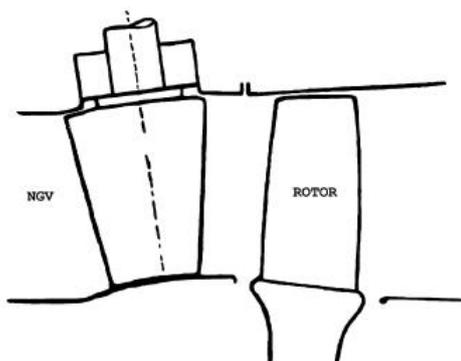


FIGURA 3.2: Estágio de turbina. FIGURA 3.3: Rotação do estator. Fonte: Bringhenti<sup>(27)</sup>

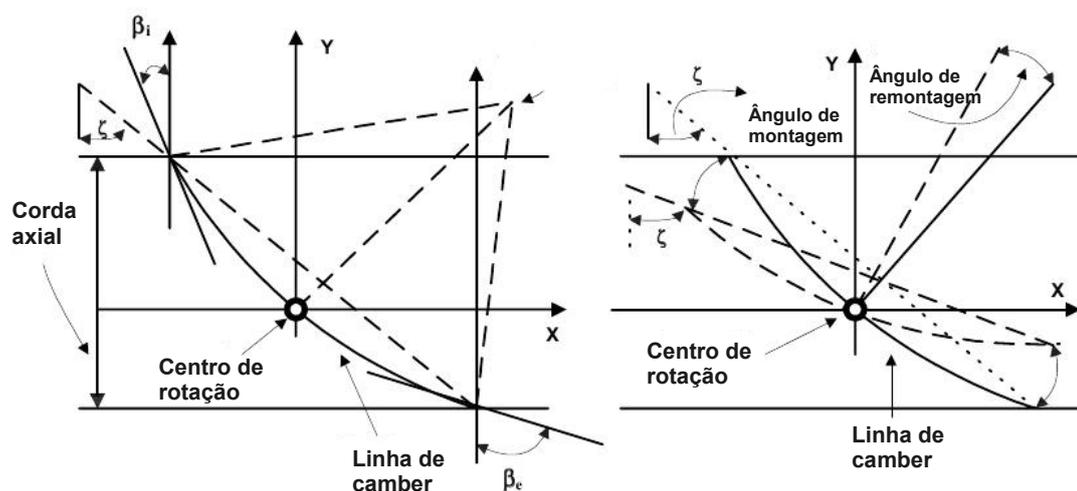


FIGURA 3.4: Esquema da montagem da palheta do estator. Fonte: Bringhenti<sup>(27)</sup>

Bringhenti<sup>(27)</sup> gerou dezessete mapas para a turbina com intervalo de  $2^\circ$  entre os mapas, variando de  $-15^\circ$  a  $15^\circ$ .

A simulação da geometria variável no bocal propulsor segue procedimento semelhante ao aplicado no compressor e na turbina. O desempenho do bocal é definido a partir de curvas em função da razão de pressão e da relação de áreas no bocal propulsor.

### 3.1.3 Simulação em Regime Transitório

Para ampliar a capacidade de simulação do programa computacional base, Silva<sup>(12)</sup> desenvolveu e implementou procedimentos no programa computacional base com o objetivo de cálculo dos transitórios de eixo e de volume. Foi considerado equilíbrio térmico nas simulações. Assim, o transitório térmico não foi implementado no programa.

O esquema para o cálculo considera que os transitórios ocorrem com a mudança da condição de operação do motor de um ponto de operação em regime permanente para outro ponto de operação também em regime permanente.

Para os cálculos em regime transitório foram implementadas sub-rotinas para o bloco “**volume**” nos modos de operação de ponto de projeto e fora do ponto de projeto; sub-rotina “**transient**” para regime transitório e a reformulação de diversos procedimentos e sub-rotinas existentes, que precisaram prever a implementação do cálculo das variações com o tempo dos parâmetros de desempenho do motor.

O cálculo do transitório de eixo é feito a partir do desbalanceamento de torque entre turbinas e compressores em um mesmo eixo, e a conseqüente variação de rotação resultante. Em regime permanente haverá igualdade de potências (a potência produzida pela turbina é consumida pelo compressor, mancais e sistemas auxiliares num mesmo eixo rotativo) e nenhuma aceleração irá ocorrer. Os modelos físico e matemático são de fácil solução numérica. Em regime transitório, a igualdade de potência não existirá e o conjunto irá acelerar ou desacelerar<sup>(29)</sup>. Alves<sup>(3)</sup> e Alves e Barbosa<sup>(4)</sup> afirmam que o transitório de eixo é em muitos casos suficiente para obtenção de informações relevantes sobre a dinâmica do motor.

O transitório de volume é calculado quando existem componentes no motor com gran-

des volumes internos onde possa ocorrer acúmulo de massa durante as variações do escoamento. É determinado avaliando-se esse acúmulo de massa e as variações dos estados termodinâmicos do gás nas estações de entrada e saída dos volumes nos componentes, representados pelo bloco volume. São utilizadas as equações de conservação para regime transitório. A Figura 3.5 mostra o fluxograma do algoritmo utilizado para o modo transitório<sup>(29, 12, 65)</sup>.

No algoritmo de cálculo a sub-rotina “**transient**” é responsável pela chamada das sub-rotinas de cálculo do motor durante o transitório. Os cálculos são iniciados a partir das condições de operação em regime permanente, no instante inicial, em seguida calcula-se o desbalanceamento de torque e o aumento de rotação correspondente no intervalo de tempo  $\Delta t$ . São calculados então as condições de escoamento nessa nova rotação. Repetem-se os cálculos até atingir um critério de parada previamente determinado, por exemplo, variação de rotação dentro de valor pré-fixado. A Figura 3.5 mostra os fluxograma do algoritmo utilizado<sup>(12)</sup>.

Na sub-rotina “**volume**” as condições na estações de entrada e saída do volume são calculadas como num duto com escoamento de Fanno<sup>(36)</sup> (Figura 3.6). Os valores de pressão e temperatura estáticas e o número de *Mach* na entrada do duto são calculados em função da uma área da seção transversal do escoamento, estimadas as dimensões e as condições de pressão e temperatura total dos componentes do motor. As condições de saída do volume são calculados utilizando as considerações de escoamento de Fanno<sup>(36)</sup>.

Foi realizada uma verificação do programa computacional utilizando resultados obtidos do programa DESTUR desenvolvido por Alves<sup>(3)</sup>.

Silva<sup>(12)</sup> realizou a simulação de alguns motores e as respostas dos transitórios de eixo e de volume foram analisadas. Os resultados apresentados mostraram que o programa é

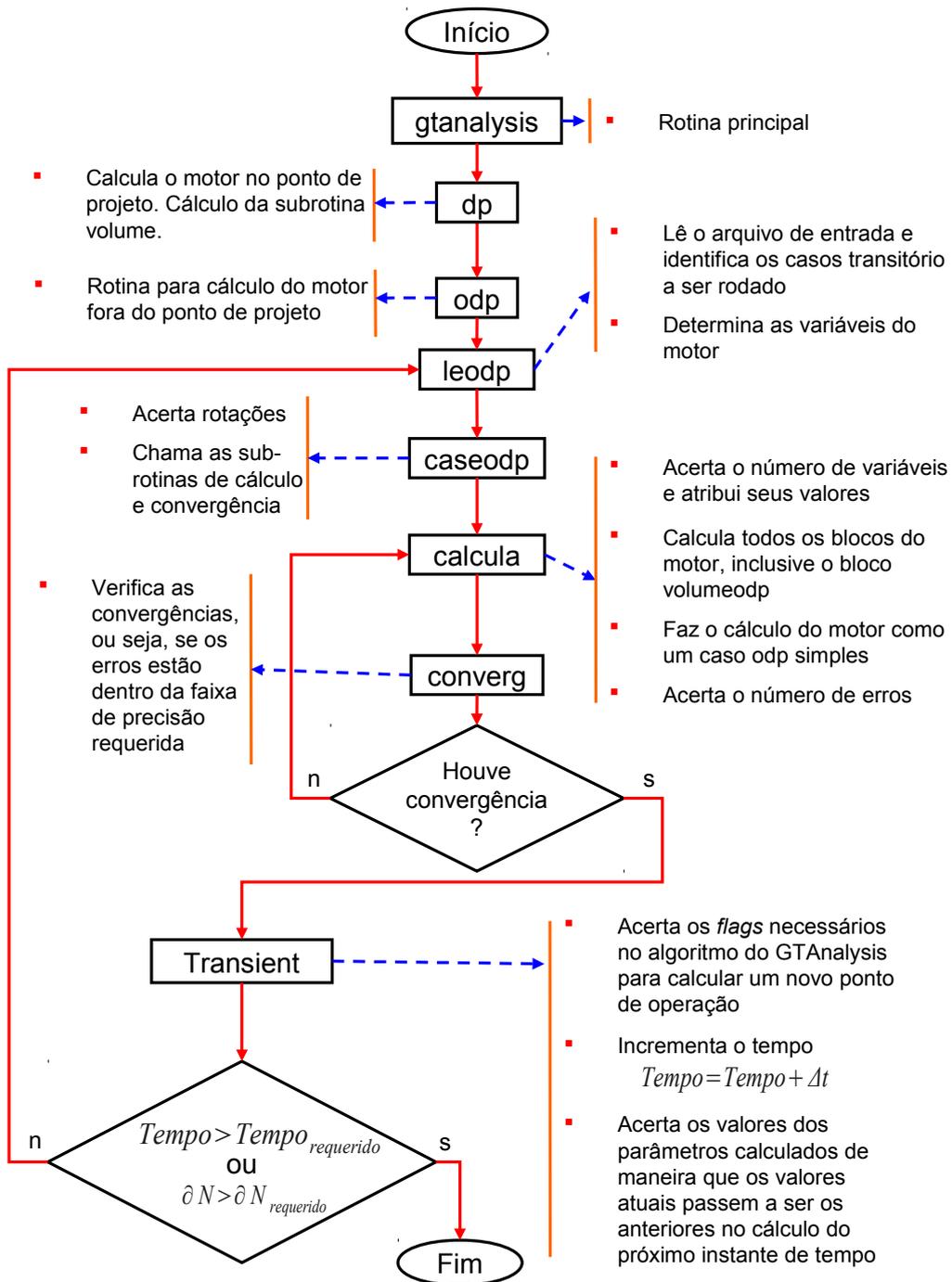


FIGURA 3.5: Fluxograma do Algoritmo - cálculos em regime transitório. Fonte: Silva<sup>(12)</sup>

capaz de fornecer informações sobre o desempenho durante o regime transitório e que são úteis para o projeto e operação eficiente dos motores.

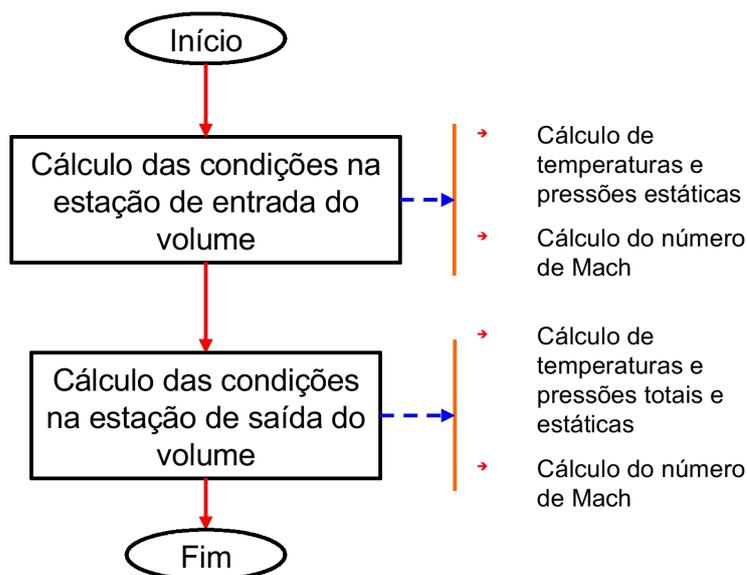


FIGURA 3.6: Fluxograma simplificado do algoritmo da sub-rotina “volume”. Fonte: Silva<sup>(12)</sup>

## 3.2 Transitório com Geometria Variável

A implementação da simulação do transitório com geometria variável foi realizada com a adição de sub-rotinas para o cálculo de interpolações dos mapas durante o transitório. O cálculo em regime transitório com geometria variável depende apenas da disponibilidade dos mapas dos componentes com geometria variável e do algoritmo para cálculo do transitório, feito a partir do desbalanceamento de potência nos conjunto rotativos e da dinâmica dos volumes.

A interpolação implementada para determinação dos parâmetros de desempenho nos compressores e turbina é feita por sub-rotinas que realizam interpolação linear entre os mapas para duas posições em sequência. Assim, se a deflexão imposta for de  $13^\circ$  no compressor, por exemplo, a necessidade de um novo mapa é determinada pela sub-rotina “newmapcompdp” e a interpolação é realizada na sub-rotina “interpnewmapc” utilizando os mapas para deflexão de  $10^\circ$  e  $15^\circ$ .

Se não estiverem disponíveis os mapas do motor simulado, obtidos de bancos de teste, os mapas padrões do programa computacional para geometria variável são utilizados para a geração do novo mapa com valores de razão de pressão, fluxo de massa corrigido e eficiências calculados pela interpolação.

Outras modificações foram realizadas nas rotinas do programa computacional. O algoritmo da sub-rotina “**transient**” foi modificado para que fossem determinadas as condições para o cálculo da variação da propriedade que provoca o transitório (possivelmente, fluxo de combustível) e da propriedade que determina a geometria variável no componente (por exemplo, deflexão na VIGV). Os transitórios neste trabalho são provocados pela variação do fluxo de combustível.

### 3.2.1 Implementação do controlador PID

As variações da geometria nos componentes são impostas como dado de entrada ou como resultado da ação de um controlador.

Embora seja possível determinar no programa como será a variação da geometria, cada simulação necessitaria de um perfil de variação diferente, uma vez que as taxas de variação da geometria influenciam nas taxas de variações dos outros parâmetros de desempenho. Além disso, seria difícil especificar os perfis de variação que mantivessem coerência quando à estabilidade do motor simulado, as taxas de variação da geometria devem ser impostas adequadamente para manter os limites de estabilidade.

Para resolver as dificuldade descritas acima, foi implementada possibilidade de controle da geometria por um controlador. O controlador implementado neste estudo foi do tipo proporcional, integral e derivativo.

A implementação foi realizada partindo da Equação 2.45, repetida na Equação 3.1 e que pode ser reescrita na forma 3.2.

$$CO = K_p e + K_i \int e dt + K_d \frac{de}{dt} \quad (3.1)$$

$$CO(t) = K_p \left( e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (3.2)$$

Na Equação 3.2,  $CO(t)$  é o sinal atual do controlador e será usado para especificar o valor da variável modificada; neste trabalho a variável modificada será o ângulo que define a variação da geometria do compressor. As constantes  $T_i$  e  $T_d$  são os tempos integrativo e derivativo e  $K_p$  é o ganho proporcional do controlador. O erro ou desvio atual,  $e(t)$ , é definido pela diferença entre a variável  $SP(t)$  (*setpoint*), que é o valor desejada para variável do processo a ser controlada e o valor seu atual,  $PV(t)$ . Nas simulações a variável do processo a ser controlada é a margem de bombeamento que define a estabilidade do compressor. O valor de  $SP$  é definido nas simulações feitas como sendo igual ao valor da margem de bombeamento no ponto de projeto (nos casos simulados 0.15 ou 15%).

A discretização implementada foi sugerida por Åström e Hägglund<sup>(76)</sup> juntamente com o algoritmo incremental. Esta implementação é feita calculando-se em cada passo no tempo o incremento no sinal do controlador PID, este incremento é dado pelo somatório dos incrementos da ação proporcional,  $\Delta A_P(t_k)$ , da ação integral,  $\Delta A_I(t_k)$  e da ação derivativa,  $\Delta A_D(t_k)$ . O valor a ser incrementado ao sinal do controlador,  $\Delta CO(t_k)$ , é dado então pela Equação 3.3 onde  $t_k$  é a referência ao instante atual e  $t_{k-1}$  a referência ao instante anterior, dado por  $t_k - \Delta t$ , com  $\Delta t$  sendo o passo no tempo considerado.

$$\Delta CO(t_k) = CO(t_k) - CO(t_{k-1}) = \Delta A_P(t_k) + \Delta A_I(t_k) + \Delta A_D(t_k) \quad (3.3)$$

Os incrementos  $\Delta A_P(t_k)$ ,  $\Delta A_I(t_k)$  e  $\Delta A_D(t_k)$  são dados pelas Equações 3.4, 3.5 e 3.6.

$$\Delta A_P(t_k) = A_P(t_k) - A_P(t_{k-1}) = K_p (b SP(t_k) - PV(t_k) - b SP(t_{k-1}) - PV(t_{k-1})) \quad (3.4)$$

Na Equação 3.4  $A_P$  é o valor da ação proporcional,  $t_k$  e  $t_{k-1}$  fazem referência ao instante atual e ao instante anterior,  $t_k - \Delta t$ .  $K_p$  é o ganho proporcional do controlador,  $SP$  é o valor de referência para a variável controlada (Margem de bombeamento no ponto de projeto) e  $PV$  o valor da variável do processo (margem de bombeamento calculada na simulação). O parâmetro  $b$ , como descrito por Åström e Hägglund<sup>(76)</sup>, surge quando o *setpoint*,  $SP$ , e a variável do processo,  $PV$ , que compõem o erro, são tratadas separadamente. O *overshoot* para variações no *setpoint* é pequeno quando  $b = 0$  e aumenta com o aumento de  $b$ . O valor de  $b$  foi fixado na implementação do controlador com o valor igual a 0,5; sendo este um valor médio nas demonstrações feitas por Åström e Hägglund<sup>(76)</sup>.

$$\Delta A_I(t_k) = I(t_k) - I(t_{k-1}) = b_{i1}e(t_k) + b_{i2}e(t_{k-1}) \quad (3.5)$$

Na Equação 3.5,  $A_I$  é o valor da ação integral,  $t_k$  e  $t_{k-1}$  fazem referência ao instante atual e ao instante anterior,  $t_k - \Delta t$ .  $e(t_k)$  é o erro ou desvio atual e  $e(t_{k-1})$  é o erro no instante anterior,  $t_k - \Delta t$ . Os parâmetros  $b_{i1}$  e  $b_{i2}$  surgem da discretização do termo integral da Equação 3.2, são fornecidos por Åström e Hägglund<sup>(76)</sup> e podem ser calculados conforme a Tabela 3.4 que mostra as equações do cálculo para discretização implícita e

explícita.

$$\Delta D(tk) = D(t_k) - D(t_{k-1}) = a_d \Delta D(tk - 1) - b_d (PV(t_k) - 2PV(t_{k-1}) + PV(t_{k_2})) \quad (3.6)$$

Na Equação 3.6,  $A_D$  é o valor da ação integral,  $t_k$  e  $t_{k-1}$  fazem referência ao instante atual e ao instante anterior,  $t_k - \Delta t$ . Os valores dos coeficientes  $a_d$  e  $b_d$  também são fornecidos por Åström e Hägglund<sup>(76)</sup> e podem ser calculados conforme a Tabela 3.4.  $SP$  é o valor de referência para a variável controlada (Margem de bombeamento no ponto de projeto) e  $PV$  o valor da variável do processo (margem de bombeamento calculada na simulação).

TABELA 3.4: Coeficientes utilizados nas discretizações da equação 3.3 para cálculo do incremento no sinal do controlador PID. Fonte Åström e Hägglund<sup>(76)</sup>

Coeficiente	Implícito	Explícito
$b_{i1}$	0	$\frac{K_p \Delta t}{T_i}$
$b_{i2}$	$\frac{K_p \Delta t}{T_i}$	0
$a_d$	$1 - \frac{N \Delta t}{T_d}$	$\frac{T_d}{T_d + N \Delta t}$
$b_d$	$K_p N$	$\frac{K_p T_d N}{T_d + N \Delta t}$

Foram implementadas as equações do esquema explícito para o cálculo de  $b_{i1}$ ,  $b_{i2}$ ,  $a_d$  e  $b_d$  retiradas da Tabela 3.4, isto porque, conforme apresentado por Åström e Hägglund<sup>(76)</sup>, no esquema implícito haverá instabilidades numérica para valores de  $T_d < N \Delta t / 2$ . Nas equações mostradas na Tabela 3.4,  $\Delta t$  é o passo no tempo utilizado e  $N$  tem valor entre 8

e 20 e é utilizado no cálculo da ação derivativa limitada para ruídos de alta frequência. Åström e Hägglund<sup>(76)</sup> apresentam uma discussão detalhada sobre as equações apresentadas, assim como da teoria do controlador PID, seu projeto e ajuste.

Uma vez que objetivo era verificar a robustez do programa computacional implementado, e se os resultados estavam de acordo com a bibliografia relacionada, não foram realizados estudos para determinação dos parâmetros do controlador, sendo estes determinados aleatoriamente dentro de suas faixas de valores aceitáveis. Estudos detalhados devem ser realizados para determinação desses parâmetros em simulações futuras que necessitem resultados mais precisos, como aquelas que devem determinar os parâmetros do projeto do controlador de um motor específico, ou ainda simulações cujos objetivos sejam emular um motor real. Neste último caso, os parâmetros do controlador implementado devem refletir o valores do controlador real, da mesma forma que os parâmetros dos componente do motor.

A sub-rotina “**transient**” foi modificada para que o erro,  $e$ , necessário nos cálculos do sinal do controlador fosse determinado

O algoritmo para o cálculo em cada passo no tempo pode ser descrito da seguinte forma:

- a. Cálculo do ponto de operação do motor com a variação da propriedade imposta para gerar o transitório, nos casos simulados a variação é feita na vazão de combustível injetada na câmara de combustão;
- b. Cálculo do erro, dado pela diferença entre *setpoint*,  $SP$ , e a variável observada no sistema  $PV$ ;
- c. Cálculo do sinal de controle feito na sub-rotina “**control**” que irá alterar o valor da

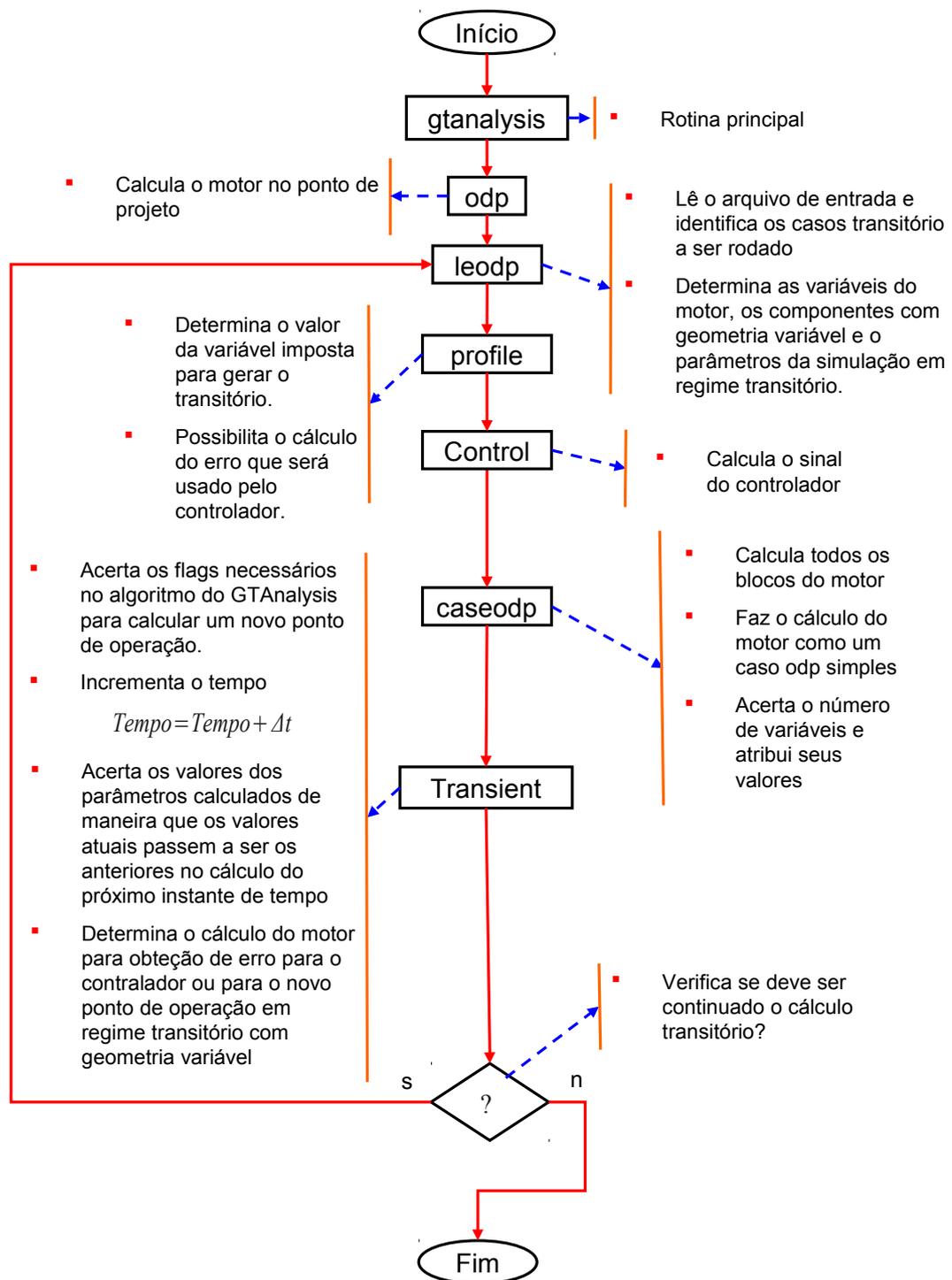


FIGURA 3.7: Fluxograma do Algoritmo - cálculos em regime transitório com geometria variável.

variável modificada, que nas simulações realizadas neste trabalho é o ângulo que determina a variação da geometria do compressor e

d. Cálculo do ponto de operação do motor com o novo valor para a variável modificada.

A Figura 3.7 mostra o esquema do cálculo do transitório com geometria variável. O Anexo B.1 mostra a sequência e cálculos e as correspondentes sub-rotinas do programa computacional, várias dessas sub-rotinas necessitaram ser modificadas para que a convergência das simulações fossem alcançadas.

## 4 Verificação de Validade

Para verificar a possibilidade de cálculo de transitório com geometria variável foram realizados estudos com um motor turbojato. O motor estudado utiliza o gerador de gases de um motor turboeixo de pequena potência desenvolvido no projeto TAPP (Turbina Aeronáutica de Pequena Potência). Diversos trabalhos estão divulgados na literatura técnica, através de congressos e revistas, como os trabalhos de Barbosa *et al.*<sup>(77)</sup>.

As características do motor simulado e as condições estabelecidas para a realização das simulações com o programa computacional desenvolvido estão indicadas neste trabalho. O objetivo da simulação é desenvolver um programa computacional confiável, capaz de realizar os cálculo do motor em regime transitório com geometria variando ao longo do tempo. Os resultados são analisados para se verificar se estão de acordo com o comportamento previsto pela bibliografia. Como o motor ainda não teve seus testes de desempenho iniciados em banco de ensaios, a confirmação deverá ocorrer futuramente e, portanto, não está incluída neste trabalho.

Todas as simulações foram realizadas num computador *desktop*, rodando sistema operacional Linux *Fedora 15*, com *8GiB* de memória e processador AMD Athlon 64 X2 Dual Core 4800+. O programa foi implementado em FORTRAN.

## 4.1 Projeto TAPP - Turbina Aeronáutica de Pequena Potência

Atualmente vem sendo desenvolvida uma pequena turbina a gás, na faixa de  $5\text{ kN}$  ( $\sim 1.2\text{ MW}$  de potência de eixo na versão turboeixo), visando à aquisição de conhecimento de projeto, fabricação, ensaio e desenvolvimento de turbina a gás. A turbina em desenvolvimento é apropriada para uso em geração de energia elétrica distribuída em ciclo combinado.

A primeira parte do projeto é o desenvolvimento do gerador de gases motor. Este gerador de gases pode ser usado tanto para uma versão turbojato quanto para uma versão turboeixo. A versão turboeixo é um motor com turbina livre de potência. Parâmetros do ciclo foram escolhidos de maneira que fossem obtidos desempenhos aceitáveis para ambas as versões. Os parâmetros de projeto mais importantes, sob condições de atmosfera padrão, são mostradas na Tabela 4.1. A Figura 4.1 mostra uma seção do motor na sua versão turbojato.

TABELA 4.1: Parâmetros de projeto do motor TAPP.

Parâmetro	Valor
Temperatura Máxima do Ciclo	1173 K
Combustível	Querosene
Tração	$5\text{ kN}$ (Versão Turbojato)
Potência de Eixo	$1.2\text{ MW}$ (Versão Turboeixo)

Os componentes principais do gerador de gases (compressor, câmara de combustão e turbina) foram projetados usando software desenvolvidos pelos grupos de pesquisa ligado ao Centro de Referência de Turbinas a Gás, com o intuito de aprimoramento da tecnologia já disponível<sup>(78, 79, 3, 26, 27, 80, 29, 12, 65)</sup>. Durante o projeto os mapas de desempenho do

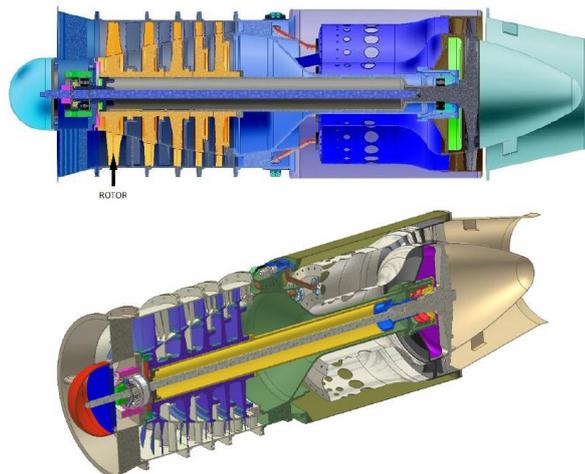


FIGURA 4.1: Vistas do Gerador de Gases na Versão Turbojato.

compressor, câmara de combustão e turbina foram calculados usados no programa de simulação implementado para o cálculo do desempenho do motor.

O compressor mostrado na Figura 4.2 possui cinco estágios e foi projetado utilizando programas computacionais que possibilitam cálculo com o método da linha média<sup>(79)</sup>, com o método da curvatura da linha de corrente<sup>(78)</sup> e CFD<sup>(81)</sup>.

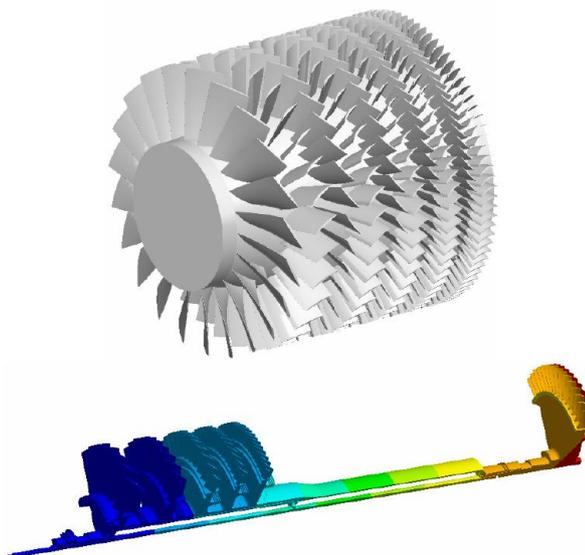


FIGURA 4.2: Visualização do Modelo CAD do Compressor e Secção do seu Grupo Rotativo.

Os mapas utilizados para o cálculo do desempenho do motor, sintetizados durante a

fase de projeto, utilizando o programa computacional desenvolvido por Tomita<sup>(79)</sup>, são mostrados nas Figuras 4.3 and 4.4. As linha de rotações corrigidas, com valores constantes indicados por percentuais do valor da rotação de ponto de projeto e a linha de bombeamento são também mostradas. A vazão em massa de ar corrigida e a rotação corrigida consideradas nas Figuras 4.3 and 4.4 são dadas pela Equação 4.1, onde  $p_{ref}$  é a pressão de referência,  $T_{ref}$  é a temperatura de referência,  $p_o$  é a pressão total na saída do compressor,  $T_o$  é a temperatura total na saída do compressor e  $\dot{m}$  a vazão em massa de ar através do compressor.

$$\dot{m}_C = \dot{m} \frac{p_{ref}}{p_o} \sqrt{\frac{T_o}{T_{ref}}} \text{ e } N_{corr} = N \sqrt{\frac{T_{ref}}{T}} \quad (4.1)$$

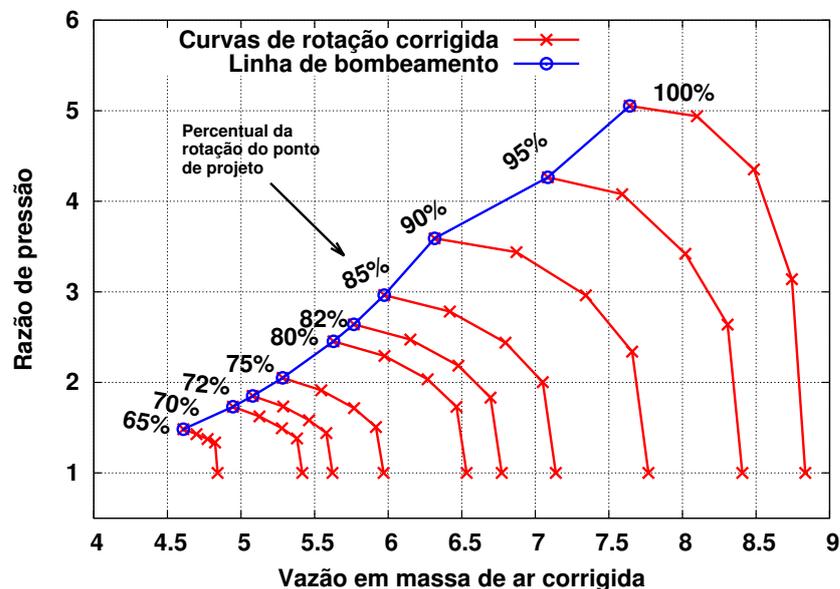


FIGURA 4.3: Mapa do compressor - Razão de pressão versus vazão em massa de ar corrigida.

A vazão em massa e a pressão no ponto de projeto foram confirmados com simulações de programa de CFD. A Figura 4.5 mostra o domínio computacional e a malha gerada

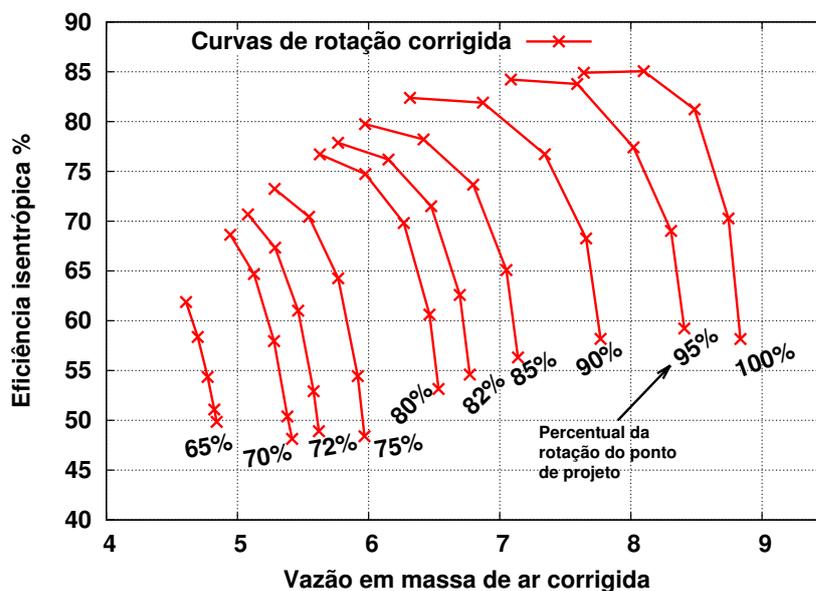


FIGURA 4.4: Mapa do compressor - Eficiência isentrópica - versus versus vazão em massa de ar corrigida.

sobre as superfícies da palhetas do compressor.

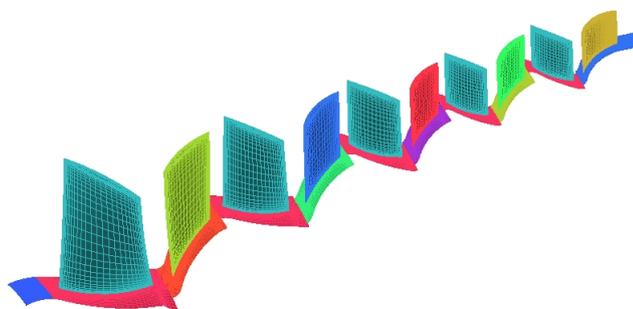


FIGURA 4.5: Malha Hexa Tipo O-GRID nas Superfícies das Palhetas do Compressor.

O cálculo da vazão em massa e da razão de pressão utilizando o código CFD foi de 7,9 kg/s e 4,9; respectivamente, e estão de acordo com a faixa de precisões esperada no projeto. Uma análise mais precisa das propriedades do escoamento serão realizadas quando este compressor for submetido a testes em banco. As Figuras 4.6 e 4.7 mostram os rotores do compressor e da turbina manufacturados e que serão submetidos a testes em

banco no futuro.



FIGURA 4.6: Rotor do compressor.



FIGURA 4.7: Rotor da Turbina.

A câmara de combustão projetada é do tipo anular e deve operar com querosene ou diesel. Detalhes da câmara são mostrados na Figura 4.8.

## 4.2 Simulação do Motor TAPP

A simulação feita previu o desempenho do turbojato tratado na Seção anterior 4.1, Figura 4.1. A simulação foi realizada incluindo os efeitos dos transitórios devido a variação da posição da VIGV.

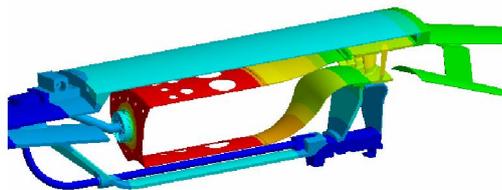


FIGURA 4.8: Câmara de Combustão Anular.

Os parâmetros do ciclo do motor usados para a simulação são mostrados na Tabela 4.2.

TABELA 4.2: Parâmetros do ciclo do motor utilizados para simulação.

Parâmetros	Valores
Vazão em Massa ( $kg/s$ )	8.1
Razão de Pressão	5.0
Temperatura Máxima do Ciclo ( $K$ )	1173.0
Tração ( $kN$ )	5.2
sfc ( $kg/h/kN$ )	102.5
Eficiência Isentrópica do Compressor (%)	86
Perda de pressão na Câmara (%)	5
Eficiência da Câmara de Combustão (%)	99
Eficiência Isentrópica da Turbina (%)	87
Eficiência Mecânica do Conjunto Rotativo (%)	0.99
Temperatura dos Gases na Exaustão ( $K$ )	857

O esquema de blocos que formam o modelo a ser simulado no programa computacional é mostrado na Figura 4.9. O arquivo de entrada do programa para a simulação com geometria variável pode ser visto no Anexo A.2.

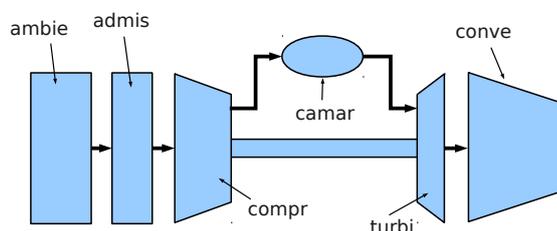


FIGURA 4.9: Esquema do Turbojato TAPP

A margem de bombeamento, dada pela Equação 4.2, foi definida em 15% no ponto de projeto, este é um valor considerado seguro para possíveis instabilidade na condições de entrada do motor. Na Equação 4.2  $sm$  é a margem de bombeamento,  $PR$  é a razão

de pressão no ponto de operação considerado e  $PR_{surge}$  é a razão de pressão na qual o compressor alcança a condição de bombeamento na mesma rotação corrigida do ponto de operação considerado.

$$sm = \frac{PR_{surge} - PR}{PR_{surge} - 1} \quad (4.2)$$

### 4.2.1 Simulação do Transitório sem geometria Variável

A simulação do motor sem geometria variável foi realizada como ponto de partida e para servir de parâmetro na avaliação da influência da geometria variável no desempenho do motor.

O transitório foi imposto a partir de uma desaceleração provocada pela diminuição da vazão de combustível partindo do valor de ponto de projeto, ( $0.14912 \text{ kg/s}$ ) até 38% desse valor ( $0.05666 \text{ kg/s}$ ). Em seguida, foi feita a aceleração modificando-se a vazão de combustível do valor de 38% até o valor de ponto de projeto (100%). Esta variação na vazão de combustível resultou em uma variação na temperatura de entrada da turbina de  $1172.8 \text{ K}$  à  $832.1 \text{ K}$ , com picos mínimos e máximos de  $756.1 \text{ K}$  e  $1236.4 \text{ K}$  na desaceleração e na aceleração, respectivamente.

As variações da vazão de combustível seguiram uma lei parabólica e os tempos de variação foram de  $2 \text{ s}$  para a desaceleração e  $5 \text{ s}$  para aceleração, embora estes tempos sejam pequenos para a maioria das aplicações eles servem para testar a robustez dos cálculos no programa computacional. Os tempos de simulação da desaceleração foi de  $100 \text{ s}$  e na aceleração de  $120 \text{ s}$ , esses tempos são suficientes para a estabilização do motor na condição de regime permanente. O tempo total de processamento da simulação foi de

4.5 s. A figura 4.10 mostra as variações impostas à vazão de combustível e a Figura 4.11 mostra as respectivas variações nas temperaturas de entrada da turbina.

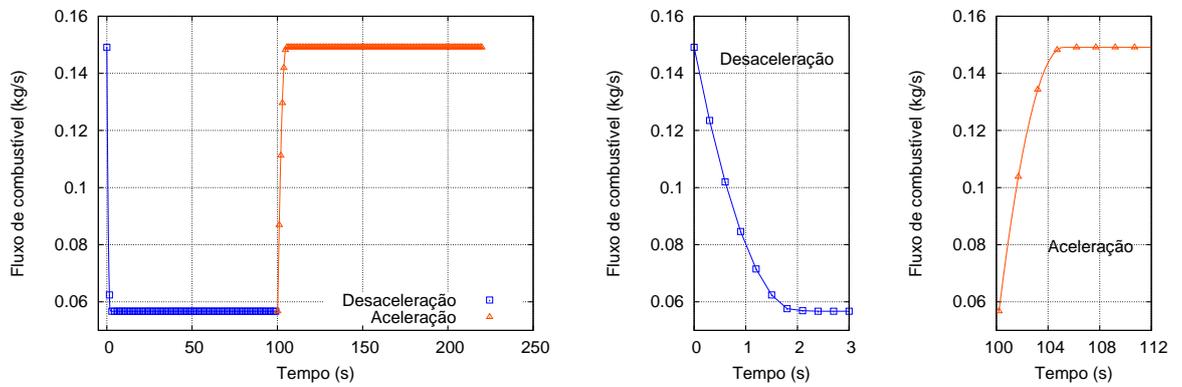


FIGURA 4.10: Variação da Vazão de combustível.

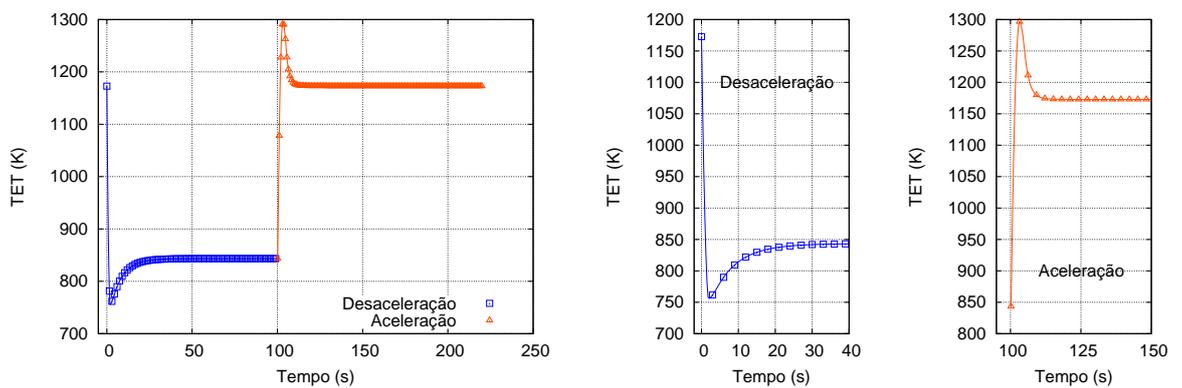


FIGURA 4.11: Variação da TET.

As variações na rotação são mostradas na Figura 4.12 e as variações na tração do motor são mostradas na Figura 4.13.

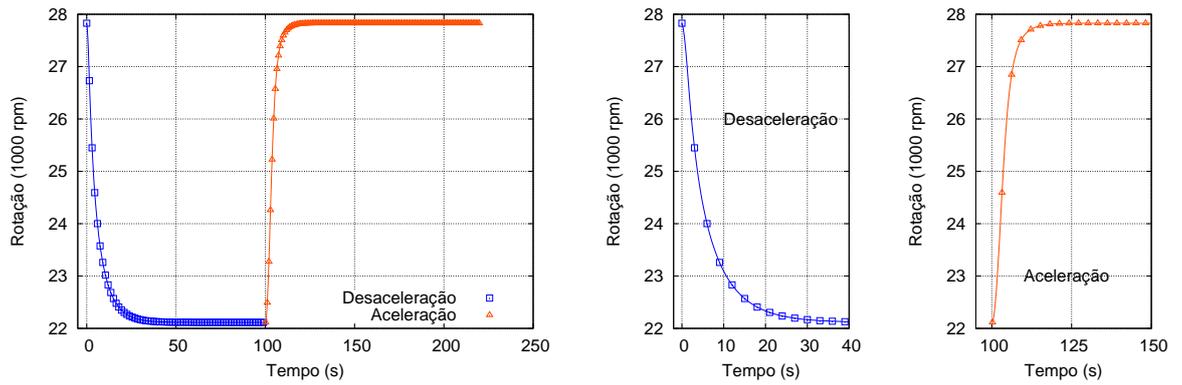


FIGURA 4.12: Variação da Rotação.

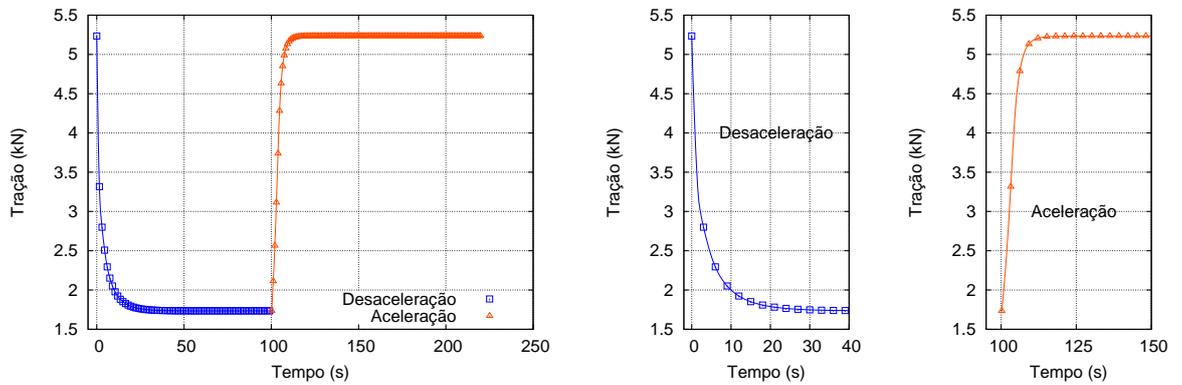


FIGURA 4.13: Variação da Tração.

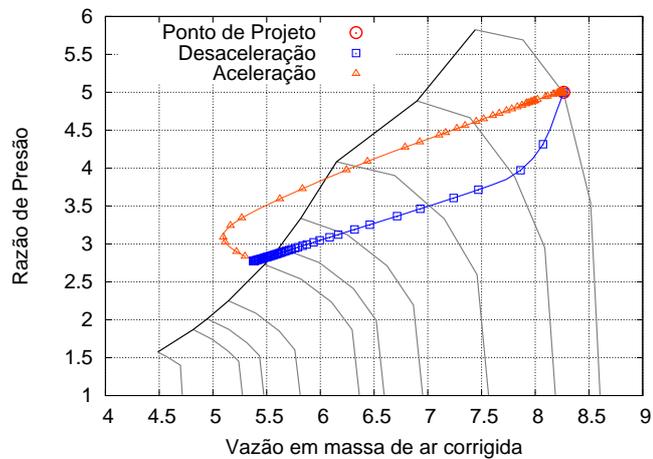


FIGURA 4.14: Linhas de operação do motor TAPP para um transitório com geometria fixa sobre o mapa da razão de pressão.

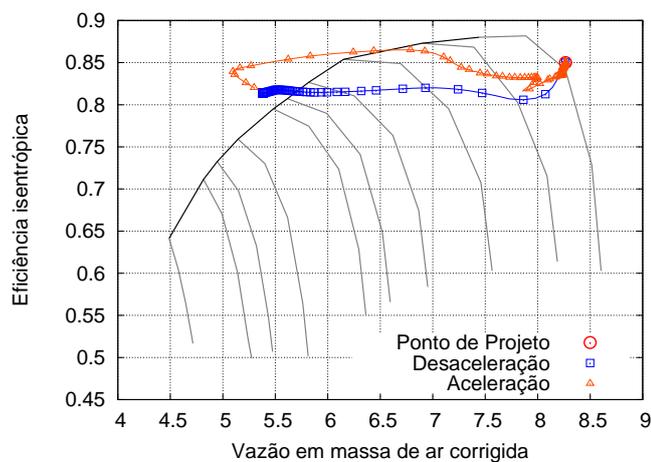


FIGURA 4.15: Linhas de operação do motor TAPP para um transitório com geometria fixa sobre o mapa da eficiência isentrópica.

As figura 4.14 e 4.15 mostram as linhas de operação do motor sobre o mapas de razão de pressão e eficiência isentrópica. Observa-se que a linha de operação avança sobre a região instabilidade do motor já na fase desaceleração e na aceleração há uma deterioração ainda maior da instabilidade com a linha de operação adentrando ainda mais na região de instabilidade. Fica evidente que a desaceleração e a aceleração imposta levam o motor à instabilidade, ao bombeamento.

A Figura 4.16 mostra as variações da margem de bombeamento do motor, definida no ponto de projeto em 15%, fica negativa na parte final da desaceleração (a partir de 13 segundos após o início da desaceleração) e durante a aceleração alcança um valor mínimo de cerca de 10% negativa. Margem negativa indica operação na região de bombeamento. Esta condição não é aceitável para a operação do motor e uma ação deve ser realizada no sentido de buscar a estabilidade do motor se desacelerações ou acelerações na mesma intensidade da simulada forem necessária numa aplicação específica.

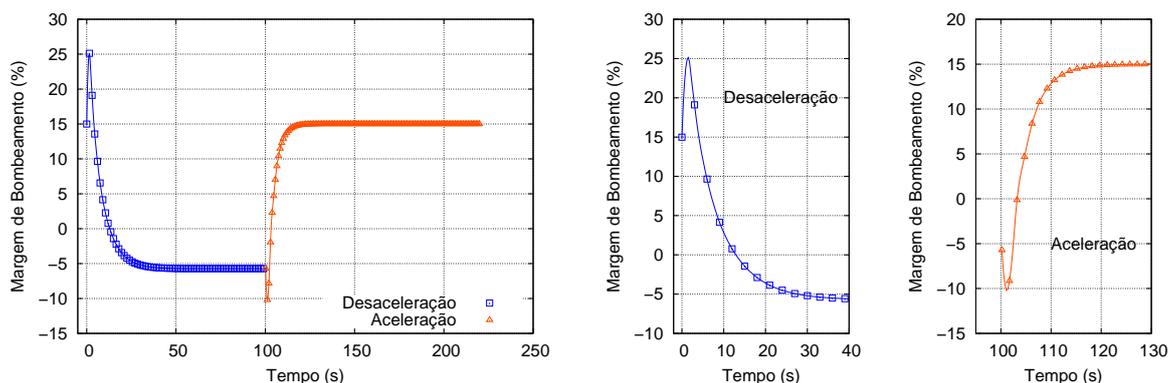


FIGURA 4.16: Variação na Margem de Bombeamento.

## 4.2.2 Simulação do Transitório com Geometria Variável

A simulação da ação de um controlador PID, controlando a posição de uma VIGV para manter a margem de estabilidade foi realizada. As mesmas variações de vazão de combustível impostas e simuladas na Subseção 4.2.1 são aplicadas. O objetivo era verificar a robustez dos cálculos no programa e verificar se o comportamento esperado é previsto pela simulação feita. A estratégia de controle consiste na variação do ângulo da VIGV pelo controlador para manter a margem de bombeamento no mesmo valor definido no ponto de projeto, conforme esquematizado na Figura 2.14 da Subseção 2.5.

Os ganhos do controlador foram ajustados manualmente com valores distintos para a aceleração e para a desaceleração. Os valores dos ganhos devem ser fornecidos com dados de entrada, e embora neste estudo não tenha sido usada nenhuma técnica de ajuste, em simulações que busquem alto desempenho do controlador, técnicas de ajustes clássicas como Ziegler & Nichols ou mais técnicas mais robustas devem ser utilizadas. O tempo de processamento computacional da simulação em regime transitório foi de 9,5 s.

As variações da vazão de combustível são as mesmas mostradas na Figura 4.10. A Figura 4.17 mostra a variação da temperatura. A temperatura na entrada da turbina

alcança pico de 1336.3 K na aceleração. Este valor é 100 K maior que o encontrado na simulação sem geometria variável. Isto ocorre pois a relação ar combustível é reduzida em função de VIGV estar fechada no início na aceleração.

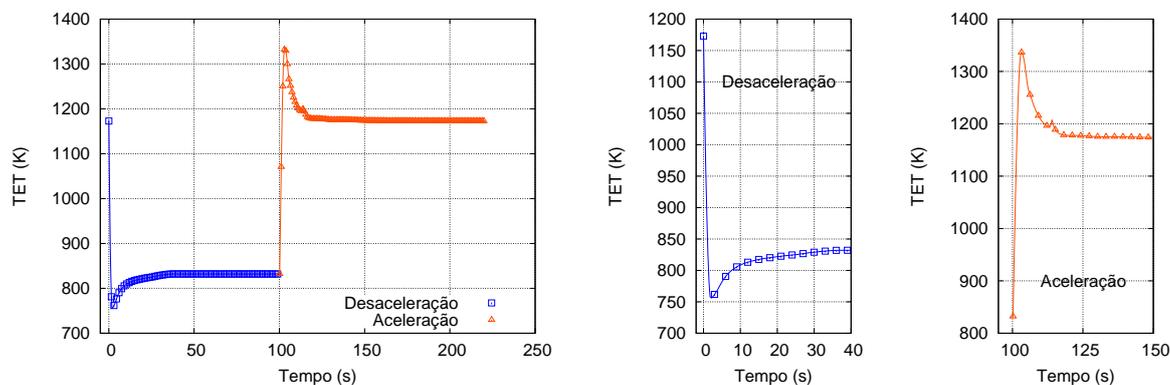


FIGURA 4.17: Variação da TET na simulação com VIGV.

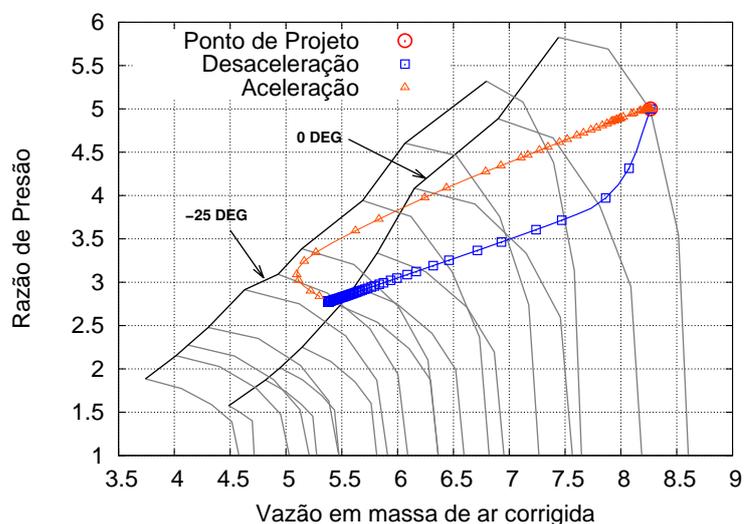


FIGURA 4.18: Linhas de operação do motor TAPP para um transitório com geometria variável sobre o mapa da razão de pressão.

As linhas de operação para a aceleração e a desaceleração com variação da VIGV são

mostradas sobre os mapas de desempenho do compressor nas Figuras 4.18 e 4.19. Embora as figuras mostrem os mapas para compressor para a posições de VIGV totalmente aberta ( $0^\circ$ ) e totalmente fechada ( $-25^\circ$ ) não é possível verificar nessas figuras se a linha de operação cruzou em algum momento a linha de bombeamento, isto porque os mapas se modificam para acomodar a variação de geometria durante o transitório.

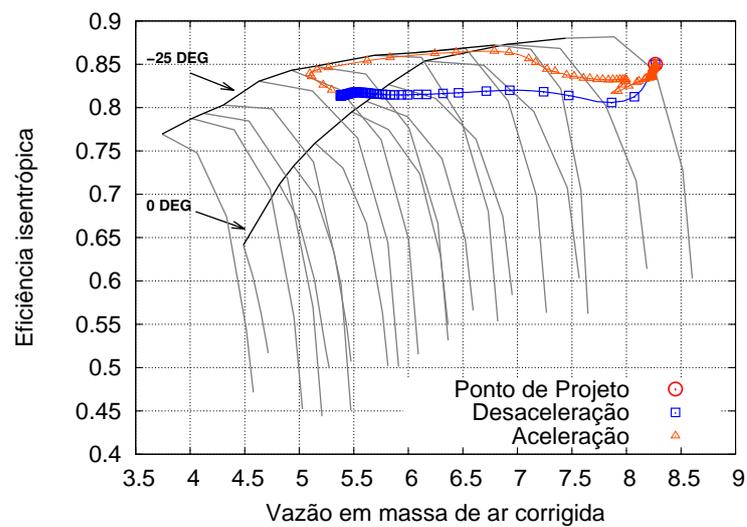


FIGURA 4.19: Linhas de operação do motor TAPP para um transitório com geometria fixa sobre o mapa da eficiência isentrópica.

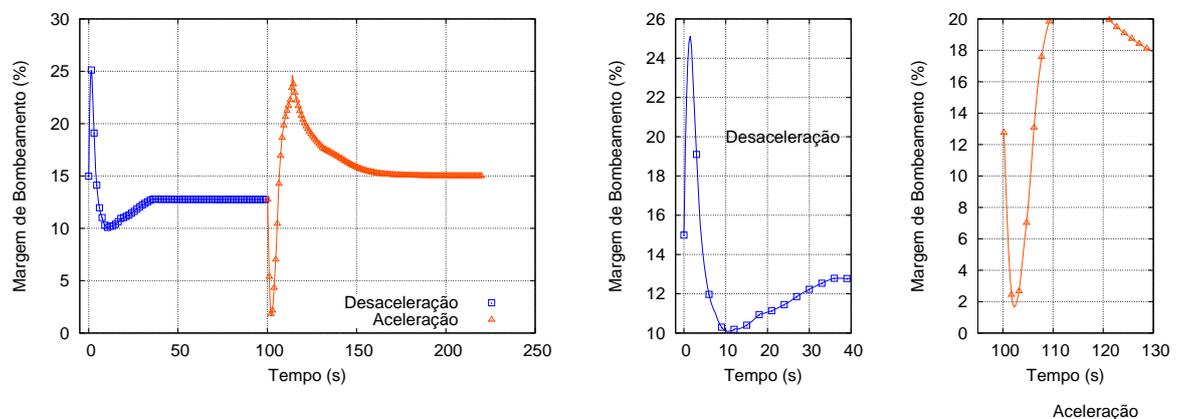


FIGURA 4.20: Variação na Margem de Bombeamento.

As Figuras 4.20 e 4.21 mostram a variação da margem de bombeamento e da posição

da VIGV, respectivamente, na simulação do transitório.

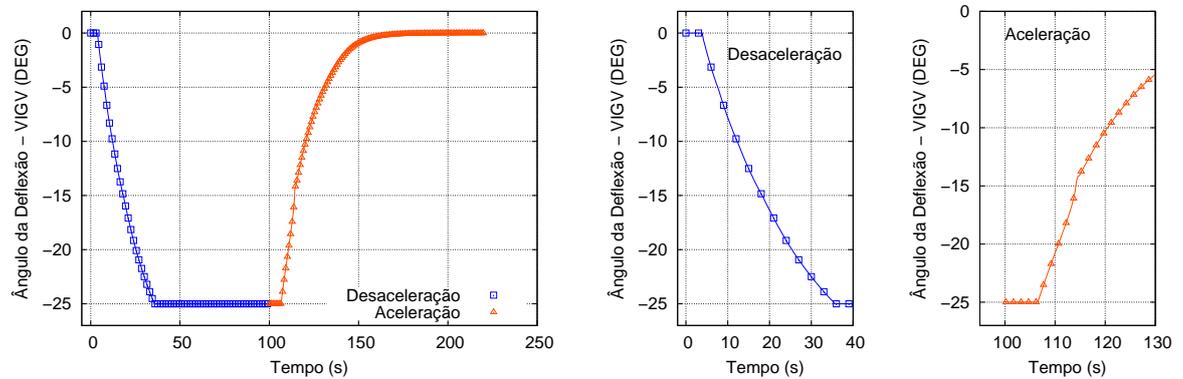


FIGURA 4.21: Variação da posição da VIGV imposta pelo controlador PID.

Na Figura 4.20 é possível observar que o controlador agindo para fechar a VIGV durante a desaceleração conseguiu eliminar totalmente a condição de operação do motor na região de bombeamento e o valor mínimo alcançado para a margem de bombeamento foi de 10%, uma melhora substancial da estabilidade do motor quando comparado com o valores negativos que foram obtidos com geometria fixa. Ainda na desaceleração, o valor da margem de bombeamento estabiliza em 12,8% quando VIGV alcança a condição totalmente fechada ( $-25^\circ$ ). Na aceleração o controlador realiza a abertura da VIGV a fim de possibilitar a retomada da tração e da rotação de ponto de projeto. Esta abertura é feita de maneira a manter a margem de bombeamento positiva durante toda a aceleração. As Figura 4.22 e 4.23 mostram, respectivamente, a variações da rotação e da tração do motor durante a desaceleração e aceleração.

Os resultados obtidos com a simulação do motor TAPP estão de acordo com o previsto a partir das observações da bibliografia. Os parâmetros de desempenho do motor obtiveram as variações esperadas durante a desaceleração e a aceleração com a abertura e fechamento da VIGV.

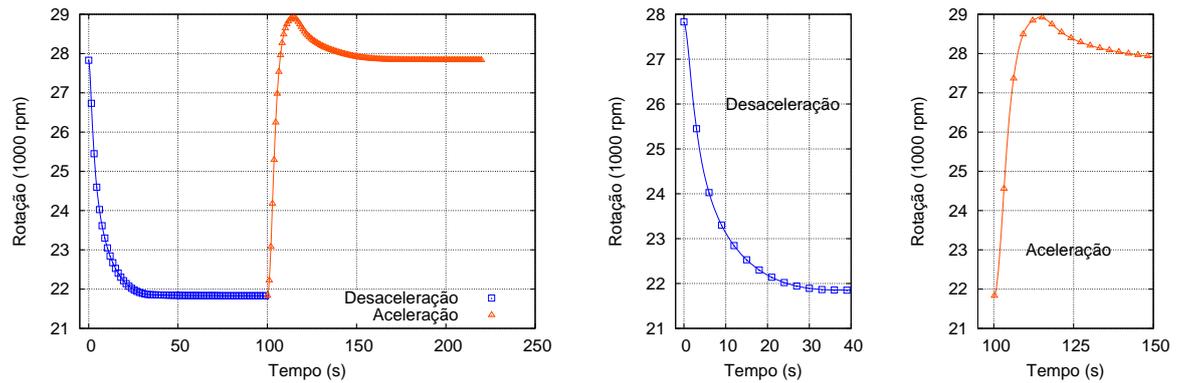


FIGURA 4.22: Variação da Rotação para Simulação com Geometria Variável.

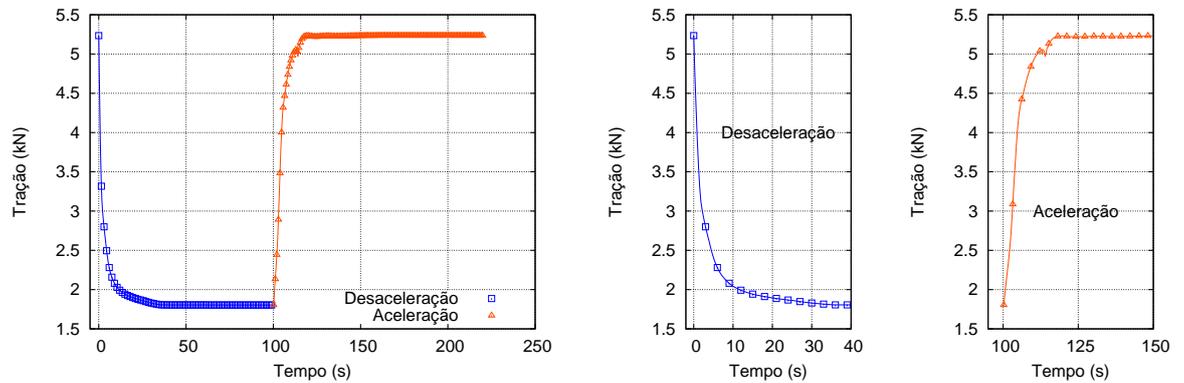


FIGURA 4.23: Variação da Tração para Simulação com Geometria Variável.

As simulações feitas mostram que o programa computacional base com a capacidade de simulação de transitório com geometria variável implementada torna-se uma importante ferramenta para projeto e análise de turbinas a gás.

A metodologia utilizada para implementação da capacidade de simulação de um controlador em conjunto com a simulação do motor poderá ser usada para a implementação de outros tipos de controladores. Já a simulação do controlador PID pode ser usada para o estudo de estratégias de controle de estabilidade de turbinas a gás.

# 5 Estudos de Casos

## 5.1 Simulação de Turboeixo com Dois conjuntos Rotativos

Foi feita a simulação de uma turbina a gás com dois eixos com carga acoplada ao eixo do conjunto rotativo de baixa pressão. A Figura 5.1 mostra um esquema da turbina simulada. Os parâmetros do motor utilizados na simulação são mostrados na Tabela 5.1.

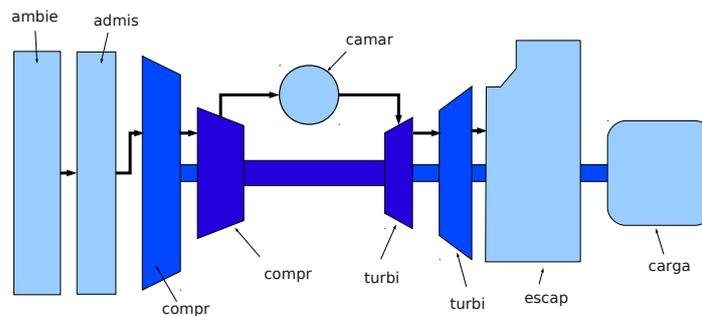


FIGURA 5.1: Esquema para turboeixo com dois conjuntos rotativos.

Este motor é utilizado para geração de eletricidade com o gerador diretamente acoplado ao eixo do conjunto rotativo de baixa pressão, o que exige uma rotação constante, de forma que a frequência do gerador possa ser mantida, por exemplo, em  $60\text{ Hz}$ , que é a frequência utilizada para geração de eletricidade no Brasil.

Para verificar este comportamento foi simulada uma diminuição da vazão de com-

TABELA 5.1: Parâmetros do ciclo do motor utilizados nas análises.

Parâmetros	Valores
Potência Fornecida ( $MW$ )	11,699
Razão de Pressão - Compressor de Baixa Pressão	4.0125
Razão de Pressão - Compressor de Alta Pressão	4.0125
Temperatura Máxima do Ciclo ( $K$ )	1335.0
sfc - Ponto de Projeto ( $kg/s$ )	0.06794
Eficiência Isentrópica do Compressor de Baixa Pressão(%)	87,35
Eficiência Isentrópica do Compressor de Alta Pressão(%)	87,35
Perda de pressão na Câmara (%)	4
Eficiência da Câmara de Combustão (%)	99
Eficiências Isentrópicas das Turbinas (%)	87
Eficiências Mecânicas dos Conjuntos Rotativos (%)	99
Momento de Inércia Estimados - Conjunto Rotativo Baixa ( $kgm^2$ )	0.35
Momento de Inércia Estimados - Conjunto Rotativo Alta ( $kgm^2$ )	0.55
Temperatura dos Gases na Exaustão ( $K$ )	747

TABELA 5.2: Parâmetros para simulação do transitório de turboeixo de dois conjuntos rotativos com turbina ligada e geometria fixa nos componentes.

Parâmetros	valores
Passo no tempo (s)	0.1
Duração da Variação do vazão de combustível (s)	5.0
Duração da simulação (s)	11.0

combustível em regime transitório, a fim de levar o motor a operar com potência reduzida, mantendo-se constante a rotação do eixo da carga. O transitório foi imposto a partir da diminuição da vazão de combustível, que foi reduzida do valor de ponto de projeto até 55% desse valor. O tempo de variação foi de 5 s, seguindo uma lei parabólica. Os parâmetros para a simulação do desempenho em regime transitório são mostrados na Tabela 5.2, nesta simulação a geometria foi mantida fixa e a rotação do conjunto rotativo de baixa pressão e da carga é mantida constante.

A Figura 5.2 mostra a variação de combustível realizada na simulação do motor com geometria fixa.

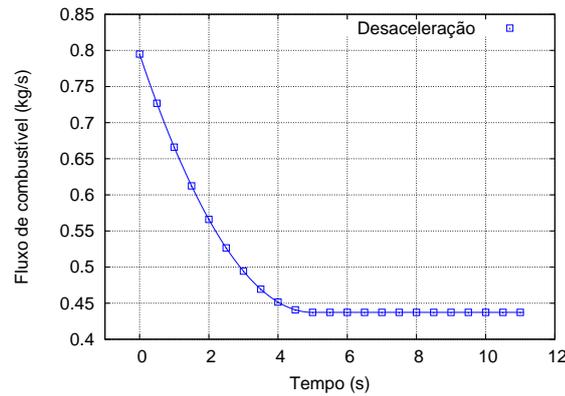


FIGURA 5.2: Vazão de combustível imposto para simulação do transitório.

As Figuras 5.3 e 5.4 mostram a linha de operação sobre os mapas dos compressores de baixa e de alta pressão. A exigência de rotação constante impõe limites à operação do motor quando este possui geometria fixa em seus componentes. Uma diminuição de potência leva o compressor de baixa pressão rapidamente para a região de instabilidade.

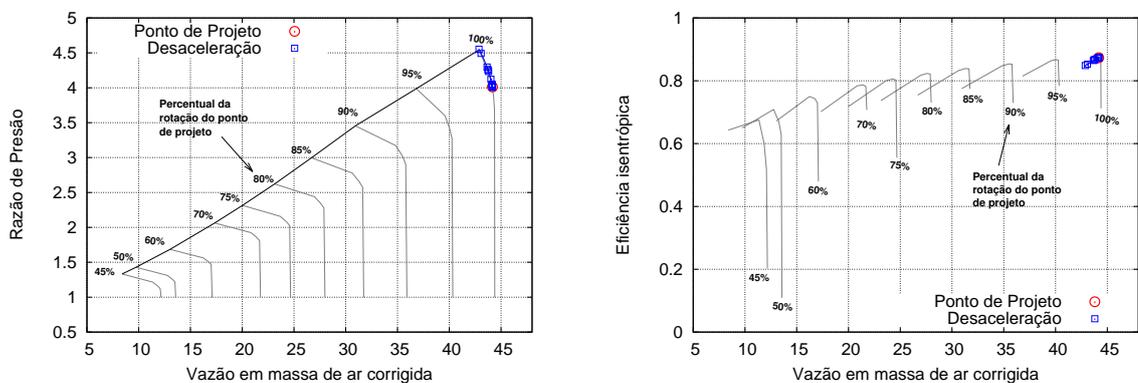


FIGURA 5.3: Linhas de operação sobre o mapa do compressor de baixa pressão.

No mapa do compressor de baixa pressão a linha de operação permanece sobre a curva de rotação corrigida de 100% e alcança a linha de bombeamento em 10,8 segundos, indicando impossibilidade de operação estável do motor além desse ponto.

As Figuras 5.5 e 5.6 mostram as variações das margens de bombeamento dos compres-

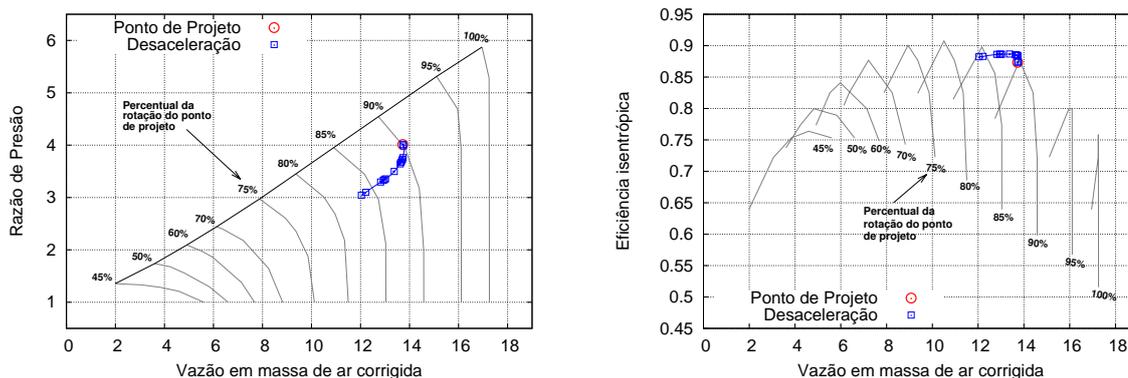


FIGURA 5.4: Linhas de operação sobre o mapa do compressor de alta pressão.

sores e na potência fornecida.

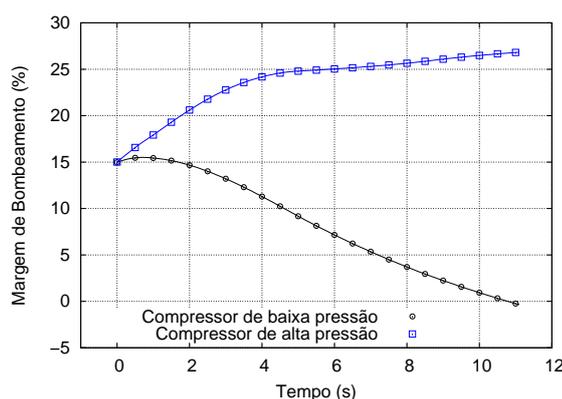


FIGURA 5.5: Variação das margens de bombeamento para os compressores de baixa e alta pressão.

A redução de potência sofrida pelo motor foi de 63,3% antes que a condição de bombeamento fosse alcançada. Apesar de a redução obtida ter sido considerável na potência fornecida o motor aproxima-se perigosamente da linha de bombeamento. Desta forma, para carga reduzida o bombeamento poderá ocorrer resultando em falha do motor. Para manter a operação segura do motor uma ação deve ser tomada a fim de manter a margem de estabilidade em níveis adequados a medida que a potência é diminuída.

Um simulação foi realizada com geometria variável no compressor de baixa potência

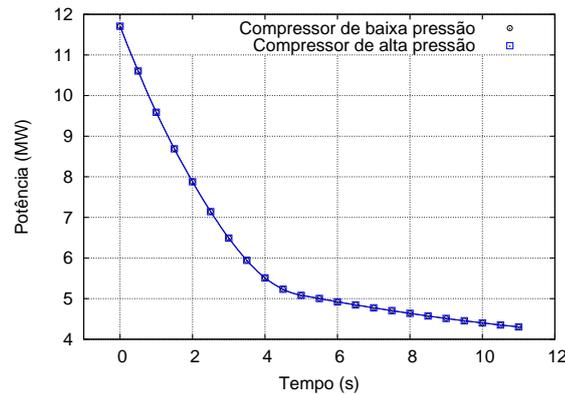


FIGURA 5.6: Variação da potência fornecida pelo motor.

a fim de verificar a influência da variação da geometria sobre o desempenho do motor. Foram utilizados para a simulação da geometria variável no compressor de baixa pressão os mapas do compressor com variação de geometria implementados por Bringhenti<sup>(27)</sup> no programa computacional.

O transitório foi imposto numa desaceleração provocada pela variação do vazão de combustível igual à da simulação com geometria fixa, e uma aceleração foi provocada logo em seguida para retomada do valor inicial. O ponto inicial do transitório é a condição de operação em regime permanente no ponto de projeto, no final da desaceleração é alcançada a condição de operação, também em regime permanente, com o vazão de combustível à 55% do valor inicial e no final da aceleração o motor volta a operar em regime permanente no ponto de projeto. A Figura 5.7 mostra a variação do vazão de combustível imposta para a simulação do transitório com geometria variável no compressor de baixa pressão.

Os parâmetros para a simulação do desempenho são mostrados na Tabela 5.3. O arquivo de entrada do programa computacional de simulação com todos os parâmetros para a simulação do motor é apresentado no Anexo A.2. O tempo de processamento da simulação foi de 114,5 segundos.

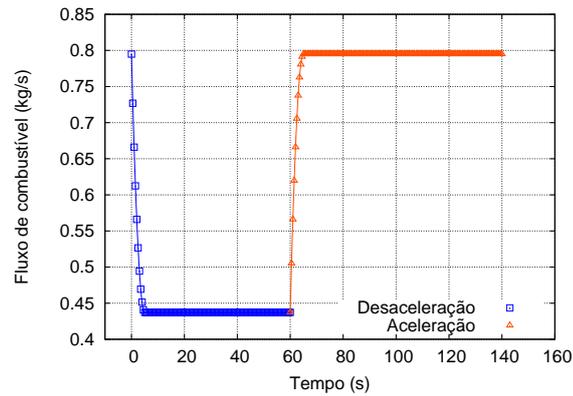


FIGURA 5.7: Vazão de combustível imposto para simulação do transitório para Simulação com Geometria Variável.

TABELA 5.3: Parâmetro para Simulação do Transitório com Geometria variável - Motor Turboeixo com Dois Conjuntos Rotativos.

Parâmetros	valores
Passo no tempo (s)	0.1
Valor Inicial do Vazão de Combustível na desaceleração ( $kg/s$ )	0.79488
Valor Final do Vazão de Combustível na desaceleração ( $kg/s$ )	0.43718
Valor Inicial do Vazão de Combustível na aceleração ( $kg/s$ )	0.43718
Valor Final do Vazão de Combustível na aceleração ( $kg/s$ )	0.79488
Duração da Variação do Vazão de combustível (s)	5.0
Duração da simulação - Desaceleração (s)	60.0
Duração da simulação - Aceleração (s)	80.0

Para a variação da geometria do compressor foi simulado um controlador PID ajustado para manter a margem de bombeamento do ponto de projeto (15%). O ajuste do controlador foi realizado manualmente com ganhos diferentes para aceleração e desaceleração. Não foi realizado estudo para especificar uma estratégia de controle e os ajustes dos ganhos do controlador foram feitos por tentativa e erro apenas para que o controlador fosse capaz de realizar o controle da margem de bombeamento durante a simulação do transitório com geometria variável e mantidas constantes durante todos os cálculos realizados. Os ganhos do controlador são mostrados na Tabela 5.4.

TABELA 5.4: Ganhos do controlado PID para simulação de um turbobexio com dois conjuntos rotativos.

Descrição	valores
Ganho Proporcional ( $K_p$ ) - Desaceleração	90.0
Ganho Integral ( $K_i$ )- Desaceleração	40.0
Ganho Derivativo ( $K_D$ )- Desaceleração	0.0125
Ganho Proporcional ( $K_p$ ) - Aceleração	100.0
Ganho Integral ( $K_i$ )- Aceleração	30.0
Ganho Derivativo ( $K_d$ )- Aceleração	0.0225

A Figura 5.8 mostra a variação no ângulo da VIGV do compressor de baixa pressão, esta variação é definida pelo sinal do controlador.

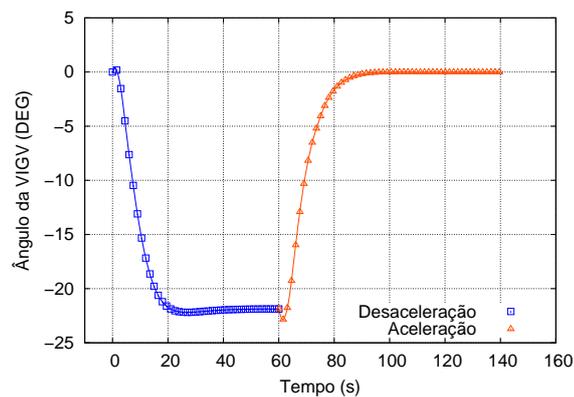


FIGURA 5.8: Variação do ângulo da VIGV do compressor de baixa pressão definida pelo controlador.

As Figuras 5.9 e 5.10 mostram a linha de operação do motor sobre os mapas do compressor de baixa e de alta pressão. São mostrados apenas os mapas para os ângulos da VIGV de  $0^\circ$  e de  $-22.8^\circ$ , este último ângulo é o mínimo alcançado durante a simulação. Deve-se observar que a rotação do conjunto rotativo de baixa pressão é mantida constante e que é a variação do ângulo da VIGV que altera o mapa. Os pontos de operação estarão sobre curvas de 100% da rotação de ponto de projeto em mapas correspondentes a cada valor de ângulo.

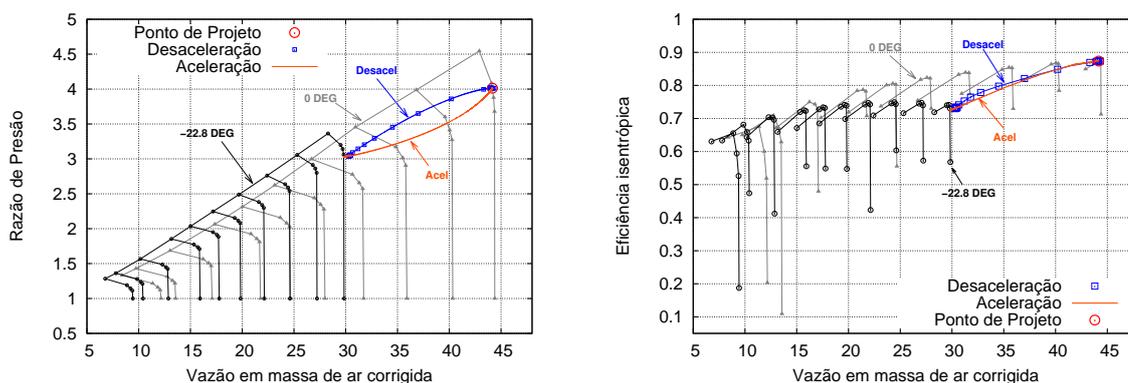


FIGURA 5.9: Linhas de operação sobre o mapa do compressor de baixa pressão.

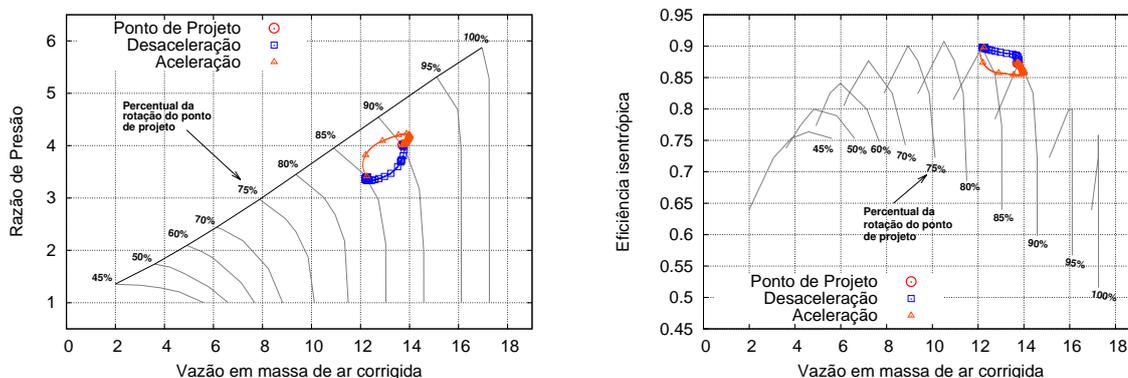


FIGURA 5.10: Linhas de operação sobre o mapa do compressor de alta pressão.

Na simulação com geometria varável foi possível levar o motor até a condição de operação em regime permanente com carga reduzida e com a rotação do conjunto de baixa pressão mantida constante. Na simulação com geometria fixa a condição de estabilidade em regime permanente não foi obtida pois o motor alcançou a região de bombeamento.

Com a presença da geometria variável no compressor de baixa pressão o motor teve sua potência reduzida, partindo da condição de ponto de projeto, até uma condição cuja potência fornecida foi reduzida a 34,6% do valor de ponto de projeto. As Figuras 5.11 e 5.12 mostram as variações na potência e nas margens de bombeamento dos compressores de alta e de baixa pressão.

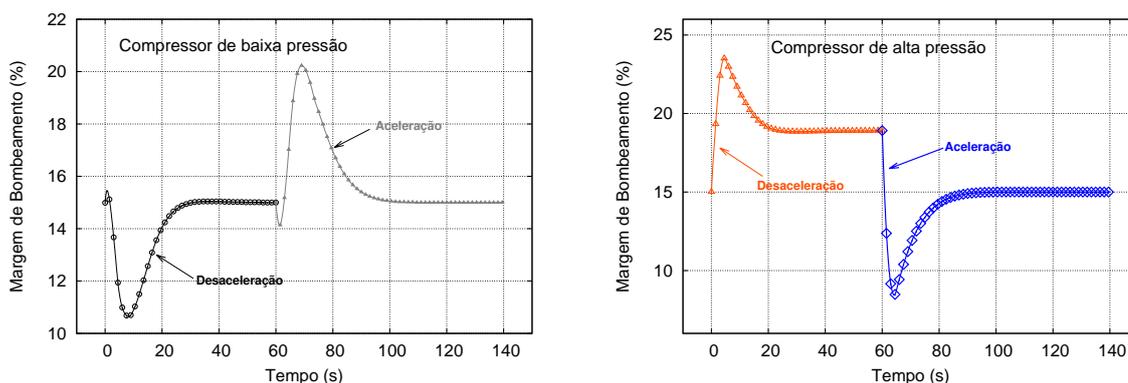


FIGURA 5.11: Variação das margens de bombeamento para os compressores de baixa e alta pressão para simulação com geometria variável.

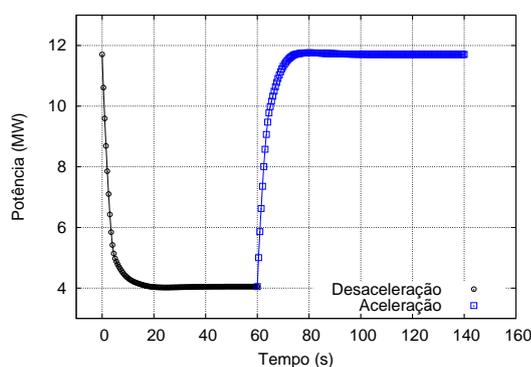


FIGURA 5.12: Variação da potência fornecida pelo motor para simulação com geometria variável.

A redução na potência foi a mesma da simulação com geometria fixa, no entanto as margens de estabilidade agora foram mantidas positivas e o valor mínimo alcançado foi de 10,6% na desaceleração no compressor de baixa pressão e de 8,4% na aceleração no compressor de alta pressão. Estes resultados mostram uma melhoria significativa na estabilidade do motor quando opera com carga reduzida com a ação de geometria variável no compressor de baixa pressão.

Os resultados da simulação estão de acordo com o esperado e as simulações indicam que o modelo implementado é adequado para a simulação de motores de dois eixos.

# 6 Comentários, Conclusões e Indicação de Novas Pesquisas

## 6.1 Avanço conseguido

O programa computacional base para simulação de desempenho de turbinas a gás foi estendido com a capacidade de simulação de transitório do motor com transitório de geometria variável no compressor e simulação de sistema de controle tipo PID. A concepção modular mantida e as modificações feitas nos algoritmos do programa computacional permitem a extensão das capacidades de simulação, por exemplo, com a inclusão de simulação de novos tipos de controladores.

## 6.2 Comentários e Conclusões

Partindo-se do programa computacional base e de sua configuração modular, que permite a simulação das diversas configurações de turbinas a gás<sup>(26, 27, 12)</sup>, foram criadas sub-rotinas para implementação da capacidade de simulação de transitórios envolvendo a variação de geometria de componentes do motor.

O programa computacional, que é baseado em modelo termodinâmico do motor, tem capacidade de simulação de alta fidelidade, pois produz os resultados baseando-se em informações detalhadas dos componentes do motor (mapas). É uma ferramenta essencial para o projeto de novas turbinas, pois tem a capacidade de produzir informações antevendo as características de operação do motor.

Dadas as características do tipo de modelo utilizado, que não permitem a determinação direta de pontos de operação do motor durante transitórios, uma vez que a simulação é feita através de avanço no tempo a partir de um ponto de operação em regime permanente, e considerando ainda o tempo de processamento requerido para a obtenção de resultados, o programa implementado não é compatível com aplicações que requerem resultados em tempo real. Entretanto, a partir dos seus resultados, podem-se montar modelos para cada motor simulado utilizando paradigmas de modelamento cujos tempos de processamento sejam compatíveis com aplicações em tempo real. Foram fornecidos tempos de processamento para simulações realizadas. Deve-se observar que esses tempos são para o programa operando em fase de desenvolvimento. Otimizações são possíveis de serem realizadas, o que resultará em tempos ainda menores de processamento.

Este trabalho é parte das pesquisas realizadas no Centro de Referência em Turbinas a Gás e o objetivo de disponibilizar no programa computacional base os módulos para simulação de transitórios da geometria variável foi atingido.

A modelagem da dinâmica do eixo foi feita levando-se em conta o desbalanceamento de potências. Entretanto, a implementação computacional requer procedimentos bem mais complexos do que as equações dos modelos adotados.

Foram simulados casos considerando apenas transitório de eixo. De um modo geral, da definição dos algoritmos para a implementação não resultaram dificuldades de convergên-

cia, usualmente encontradas quando se têm inércias relativamente grandes dos conjuntos rotativos, associadas às variações não muito significativas da velocidade de rotação do eixo. O transitório do eixo fornece as principais características dos transitórios desses motores.

A implementação numérica e computacional precisou atender as necessidades de capacitação para simulação das diversas configurações de turbinas a gás. Tempo considerável foi utilizado para a obtenção de algoritmos convergentes, com a inclusão de cálculo iterativo de vários parâmetros de desempenho nos módulos que permitem o cálculo do motor em regime transitório com geometria variável.

Durante o desenvolvimento do programa verificou-se, que a simulação do transitório com geometria variável seria realizada de forma mais prática com a inclusão da capacidade de simulação de um controlador. O controlador escolhido foi do tipo PID. No entanto, os algoritmos implementados possibilitam a inclusão de outros módulos para simulação de outros tipos de controladores. Esta capacidade de simulação é essencial para aplicações de projeto de motores, sistemas de controle, projetos de testes e determinação de estratégias de controle das turbinas a gás é considerada uma contribuição importante para o programa computacional desenvolvido no Centro.

A verificação da funcionalidade e confiabilidade dos resultados foi feita através da análise dos resultados obtidos e observando-se as tendências de comportamento do motor esperadas conforme a bibliografia disponível. Essa validação não pode ser feita a partir de dados de ensaios. A razão é que, para os tipos e profundidades das simulações realizadas, são requeridas informações detalhadas de todas as partes do motor, o que não se tornou disponível pelos motivos de não estarem ainda plenamente disponíveis os meios para realização dos testes necessários. Entretanto, com os ensaios da turbina TAPP, cujo projeto foi completamente desenvolvido no DCTA, todos os dados do motor e dos ensaios futuros

estarão disponíveis e, só então, será possível a confrontação dos resultados dos cálculos com os realmente medidos. Mitigou-se a falta de dados detalhados com o uso de alguns dados da literatura que permitiram comparar as tendências dos resultados calculados com as publicadas. Os resultados obtidos mostraram-se coerentes com os resultados da literatura. A análise dos resultados mostrou ainda que os mesmos estão qualitativamente corretos.

### 6.3 Proposição de continuidade de pesquisa

O estudo de modelos e a implementação computacional dos cálculos do desempenho de turbinas a gás é um trabalho extenso, necessitando esforços em várias áreas de estudo. A experiência com a utilização e desenvolvimento do programa computacional permitem que sejam sugeridas algumas proposições de estudos a serem feitas para melhorar o desempenho do programa. Algumas dessas sugestões já estão sendo cogitadas e analisadas por outros alunos do curso de pós-graduação do ITA, conforme se pode observar na página de internet do orientador deste trabalho.

1. Ampliar a capacidade computacional do programa desenvolvido para permitir o cálculo da influência da transferência de calor nas diversas partes do motor;
2. Propor uma metodologia para implementar modelos de tempo real para simulação numérica de turbinas a gás utilizando o programa desenvolvido para gerar dados do motor a ser analisado;
3. Propor e implementar um modelo para a simulação numérica de turbinas a gás onde possam ser simulados os fenômenos de alta frequência, tais como bombeamento e

*stall* rotativo;

4. Fazer a análise dos métodos iterativos utilizados nos algoritmos implementados no programa computacional, para melhorar a convergência e diminuir o tempo de processamento computacional requeridos nas simulações;
5. Ampliar a capacidade computacional desenvolvida para permitir o cálculo de influência dos movimentos dos componentes de geometria variável em turbinas e bocais durante o transitório;
6. Propor e implementar um modelo para o cálculo de simulação do motor durante as partidas e paradas.
7. Implementar um programa computacional utilizando paradigmas de programação que permitam uma melhor interface com o usuário através de conceitos como Programação Orientada a Objetos.

# Referências

- 1 SARAVANAMUTTOO, H. I. H.; MACISSAC, B. D. An overview of engine dynamic response and mathematical modeling concepts. In: AGARD CONFERENCE PROCEEDINGS, 324., 1982, Luxembourg. **Proceedings...** Neuilly sur Seine: Research and Technology Organisation, 1982. xiv, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 60, 71
- 2 GETINO, L. H. **Análise de Desempenho de Turbinas a Gás em Regime Transitório**. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica e Aeronáutica)) — Aerodinâmica, Propulsão e Energia, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 1996. 29
- 3 ALVES, M. A. C. **Transitório não-adiabático de turbinas a gás**. Tese (Doutorado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) — Aerodinâmica, Propulsão e Energia, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2003. 31, 34, 60, 62, 80, 81, 92
- 4 ALVES, M. A. D. C.; BARBOSA, J. R. A step further in gas turbine dynamic simulation. **Journal of power and energy**, (Professional Engineering Publishing), v. 217, n. 6, p. 583–592, 2003. 31, 60, 62, 80
- 5 OTTO, E. W.; TAYLOR, B. L. Dynamics of a turbojet engine considered as a quasi-static system. **NACA**, Hampton, n. 3445, 1955. (Technical Notes 3445). 31
- 6 GOLD, H.; ROSENZWEIG, S. A method for estimating speed response of gas-turbine engines. **NACA Research Memorandum**, Hampton, n. E51 K21, 1952. (NACA RM E51 K21). 31
- 7 LAWRENCE, J. O. N. The application of servo-mechanism analysis to fuel control problems. **Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers**, (Professional Engineering Publishing), v. 172, p. 439–469, 1958. xiv, 31, 32
- 8 LARROWE, V.; SPENCER, M. M.; TRIBUS, M. A dynamic performance computer for gas turbine engines. **Transactions of the ASME**, p. 1707–1714, out. 1957. 31
- 9 SARAVANAMUTTOO, H. I. H. Analog computer study of the transient performance of the orenda 600 hp regenerative gas turbine. **ASME**, 1963. (Paper 63-AHGT-38). 31
- 10 SARAVANAMUTTOO, H. I. H.; FAWKE, A. J. Simulation of gas turbine dynamic performance. In: ASME GAS TURBINE CONFERENCE, 1970. **Proceedings...** New York: ASME, 1970. (RTO 70-GT-23). 31

- 11 BAUERFEIND, K. A new method for the determination of transient jet engine performance based on the non-stationary characteristics of the components. **AGARD Conference Proceedings**, n. 34, p. 1–23, 1968. 31
- 12 SILVA, F. J. dos S. **Simulação de desempenho de turbinas a gás em regime transitório**. Tese (Mestrado em Engenharia Mecânica e Aeronáutica) — Aerodinâmica, Propulsão e Energia, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2006. xv, 32, 41, 60, 61, 62, 63, 72, 73, 74, 80, 81, 82, 83, 92, 116
- 13 PALMER, J. R. **The “TURBOCODE”**: scheme for the programming of thermodynamic cycle calculations on an electronic digital computer. Cranfield, jul. 1967. (CoA Report Aero, 198). 32
- 14 PALMER, J. R.; ANNAND, K. P. **Description of the algol version of the “TurboCode”**. Cranfield, mar. 1968. (CoA Report Aero, 203). 32
- 15 SZUCH, J. R. Hydes: A generalized hybrid computer program for studying turbojet and turbofan engine dynamics. NASA TMS, Washington, DC, n. 3014, 1974. 32
- 16 SZUCH, J. R.; KROSEL, S. M.; BRUTON, W. M. An automated procedure for developing hybrid computer simulations of turbofan engines. Washington, DC, n. 1851, ago. 1982. 32
- 17 SHAPIRO, S. R.; CADDY, M. J. Nepcomp: the navy engine performance program. In: GAS TURBINE CONFERENCE AND PRODUCTS SHOW, 1974. **Proceedings...** New York: ASME, 1974. 32
- 18 MACMILLAN, W. L. **Development of a modular type computer program for the calculation of turbine off design performance**. Thesis (Ph.D) — Institute of Technology, Cranfield University, Cranfield, 1974. 32
- 19 FISHBACH, L. H.; CADDY, M. J. Nnep: the navy nasa engine program. Cleveland, n. NASA TMX 71857, dez. 1975. 32
- 20 SELLERS, J. F.; DANIELE, C. J. Dyngen: A program to calculate steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines. n. NASA TND 7901, abr. 1975. 33
- 21 DANIELE, C.; KROSEL, S.; SZUCH, J. Digital computer program for generating dynamic turbofan engine models (digtem). NASA, Washington, n. NASA TM 83446, set. 1983. 33
- 22 SADLER, G. G.; MELCHER, K. J. Dean: a program for dynamic engine analysis. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE, 21 st., 1985, Monterey. **Proceedings...** [S.l.]: AIAA, SAE, and ASME, 1985. 33
- 23 PALMER, J. R.; YAN, C.-Z. Turbofans: a programming language for the performance simulation of arbitrary gas turbine engines with arbitrary control systems. In: INTERNATIONAL GAS TURBINE CONFERENCE AND EXHIBIT, 27th., 1982, London. **Proceedings...** New York: ASME, 1982. 33
- 24 PILIDIS, P. **Digital simulation of gas Turbine performance**. Thesis (Ph.D) — Institute of Technology, Cranfield University, Cranfield, 1983. 33

- 25 SCHOBEIRI, T. A general computational method for simulation and prediction of transient behavior of gas turbines. In: INTERNATIONAL GAS TURBINE CONFERENCE AND EXHIBIT, 31 st., 1986, Duesseldorf. **Proceedings...** New York: ASME, 1986. 33
- 26 BRINGHENTI, C. **Analysis of steady state gas turbine performance**. Tese (Mestrado em Engenharia Mecânica e Aeronáutica) — Aerodinâmica, Propulsão e Energia, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 1999. 33, 34, 72, 74, 92, 116
- 27 BRINGHENTI, C. **Variable geometry gas turbine performance analysis**. Tese (Doutorado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) — Aerodinâmica, Propulsão e Energia, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2003. xv, 33, 34, 72, 74, 77, 78, 79, 92, 111, 116
- 28 ALVES, M. A. C. Destur: scheme for aero/industrial gas turbine engine design/off-design point performance calculation. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA, 3., 1994, Belém. **Anais...** Rio de Janeiro: ABCM, 1994. 34
- 29 JEFFERDS, F. S. S.; BRINGHENTI, C.; BARBOSA, J. R. Transient performance of gas turbine. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 18th., 2005, Ouro Preto. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM, 2005. (COBEM2005-1355). 34, 74, 80, 81, 92
- 30 POZZANI, D. **Simulação de turbinas utilizando modelagem por meio de grafos de ligação e identificação linear e não-linear**. Tese (Mestrado em Engenharia Mecânica e Aeronáutica) — Aerodinâmica, Propulsão e Energia, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2005. 34
- 31 OKAZAKI, Y.; MATSUDAIRA, N.; HISHIKAWA, A. A case of variable geometry turbocharger development. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON TURBOCHARGING AND TURBOCHARGERS, 3rd., 1986, London. **Proceedings...** London: IMechE, 1986. 36
- 32 QIU, X.; BAINES, N. C. Performance prediction for high pressure ratio radial inflow turbines. In: ASME TURBO EXPO: POWER FOR LAND, SEA AND AIR, 2007, Montreal. **Proceedings...** New York: ASME, 2007. (GT2007-27057). 36
- 33 BAINES, N. C. Radial turbines: an integrated design approach. In: EUROPEAN CONFERENCE ON TURBOMACHINERY, 6th., 2006, Lille. **Proceedings...** Courbevoie: Société Française des Mécaniciens, 2006. 36
- 34 UCHIDA, H. Trend of turbocharging technologies. **R&D Review of Toyota CRDL**, v. 41, n. 3, 2006. 36
- 35 KHALID, S. J.; HEARNE, R. E. Role of dynamic simulation in fighter engine design and development. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE, 25th., 1989, Monterey. **Proceedings...** [S.l.]: AIAA, SAE, and ASME, 1989. 38
- 36 SARAVANAMUTTOO, H. I. H.; ROGERS, G. F. C.; COHEN, H. **Gas turbine theory**. 5. ed. England: Practice Hall, 2001. 40, 44, 46, 49, 81

- 37 WALSH, P. P.; FLETCHER, P. **Gas turbine performance**. 2. ed. Oxford: Blackwell Science, 2004. 40, 43, 51, 64, 65
- 38 RAZAK, A. M. Y. **Industrial gas turbines: Performance and operability**. Cambridge, England: CRC Press LLC, 2007. xiv, 40, 49, 66, 67, 69
- 39 TOMITA, J. T.; BARBOSA, J. R. Design and analysis of an axial flow compressor for a 1 mw gas turbine. In: BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL SCIENCES AND ENGINEERING, 10th., 2004, Rio de Janeiro. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM, 2004. 41
- 40 EVANS, C. Testing and modelling aircraft gas turbines: an introduction and overview. In: UKACC INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONTROL, 1998, Swansea. **Proceedings...** New York: IEEE, 1998. xiv, 43, 45, 46, 71
- 41 ROLLS ROYCE PLC. **The jet engine**. 5. ed. Derby, 1986. xiv, 43, 44, 45, 47, 48
- 42 ROGERS, G.; MAYHEW, Y. R. **Engineering thermodynamics, work and heat transfer**. 4. ed. New York: Longman, 1992. 49
- 43 BOYCE, M. P. **Gas turbine engineering handbook**. 3. ed. Burlington: Gulf Professional Publishing, 2006. ISBN 0-7506-7846-1. 50
- 44 RAMOS, J. I.; SIRIGNANO, W. A. The calculation of the pressure in unsteady flows using a control-volume approach. **Journal of Computational Physics**, v. 41, n. 1, p. 211–216, maio 1981. 60
- 45 PERETTO, A.; SPINA, P. R. Comparison of industrial gas turbine transient responses performed by different dynamic models. In: INTERNATIONAL GAS TURBINE AEROENGINE CONGRESS EXPOSITION, 97., 1997, Orlando. **Proceedings...** New York: ASME, 1997. (97-GT-177). 60
- 46 NEAL, P. F. Mechanical and thermal effects on the transient and steady state component performance of gas turbines. Rolls Royce Ltd., Derby, n. PNR-90173, 1983. 64
- 47 THIRIET, R. *et al.* Amelioration de la prediction des performances transitoires d'une turbine a gaz. In: CONGRES FRANCAIS DE THERMIQUE, 2007, Ile des Embiez. **Proceedings...** Paris: Societe Francaise de Thermique, 2007. 64
- 48 KREITH, F.; KODJA, B. el D. **Transmission de la chaleur et thermodynamique**. Renens, Switzerland: Masson et Cie, 1967. 64
- 49 CHILDS, P. R. N.; LONG, C. A. A review of forced convective heat transfer in stationary and rotating annuli. **Journal of Mechanical Engineering Science**, Professional Engine Publishing, v. 210, n. 23, p. 123–134, 1996. 64
- 50 LEFEBVRE, A. **Gas turbine combustion**. Ann Arbor: Edwards Brothers, 1998. 64
- 51 CHO, H. H.; GOLDSTEIN, R. J. Heat (mass) transfer and film cooling effectiveness with injection through discrete holes: Part 1 - within holes and on the back surface. **Journal of turbomachinery**, v. 117, p. 440, 1995. 64

- 52 NIELSEN, A.; MOLL, C.; STAUDACHER, S. Modelling and validation of the thermal effects on gas turbine transients. In: ASME TURBO EXPO: POWER OF LAND, SEA AND AIR, 2004, Vienna. **Proceedings...** New York: ASME, 2004. 64
- 53 ALEXIOU, A.; MATHIOUDAKIS, K. Developpement of gas turbine performance models using a generic simulation tool. In: ASME TURBO EXPO: POWER OF LAND, SEA AND AIR, 2005, Reno-Tahoe. **Proceedings...** New York: ASME, 2005. 64
- 54 MERKLER, S. *et al.* Description of thermal effects in aero engines by matrices. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON AIR BREATHING ENGINES CONFERENCE, 17th., 2005, Munique. **Proceedings...** Indianapolis: ISABE, 2005. 64
- 55 MERKLER, S.; STAUDACHER, S. Modelling of heat transfer and clearance changes in transient performance calculations: a comparaison. In: . [S.l.: s.n.]. 64
- 56 GRAVDAHL, J. T. **Modeling and control of surge and rotating stall in compressores.** Thesis (Ph.D) — Norwegian University of Science and Technology, Trondheim, 1998. 65
- 57 CRAINIC, C.; HARVEY, R.; THOMPSON, A. Real time thermodynamic transient model for three spool turboprop engine. In: INTERNATIONAL GAS TURBINE AND AEROENGINE CONGRESS AND EXHIBITION, 1997, Orlando. **Proceedings...** New York: ASME, 1997. 65
- 58 BIRD, J. W.; SCHWARTZ, H. M. Diagnosis of turbine engine transient performance with model-based parameter estimation techniques. In: INTERNATIONAL GAS TURBINE AND AEROENGINE CONGRESS AND EXHIBITION, 1994, The Netherlands. **Proceedings...** New York: ASME, 1994. 65
- 59 MUHAMMAD, N. **Effect of variable geometry on engine performance.** Thesis (M.Sc) — Institute of Technology, Cranfield University, Cranfield, 2007. 65
- 60 VIGNAU, H.; RODELLAR, R.; SILET, J. Interet de la geometrie variable pour les turbomoteurs de faible puissance. In: SYMPOSIUM OF PROPULSION AND ENERGETICS PANEL, 69th., 1987, Paris. **Proceedings...** Neuilly sur Seine: AGARD, 1987. (CP-421). 66
- 61 SAE AEROSPACE. **Real-time modeling methods for gas turbine engine performance.** Warrendale, dez. 1995. (Technical Report). 71
- 62 FITCHIE, J. W. *et al.* **An experimental and theoretical study of the response of a two shaft turbojet subjected to small disturbances.** Farnborough, 1959. v. 420. (NGTE Technical Note). 71
- 63 BRINGHENTI, C.; BARBOSA, J. R. Effects of variable-area turbine nozzle over the important parameters of gas turbine performance. In: BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL AND SCIENCES AND ENGINEERING, 9th., 2002, Caxambu. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM, 2002. 74, 77
- 64 BRINGHENTI, C.; BARBOSA, J. R. Methodology for gas turbine performance improvement using variable-geometry compressors and turbines. **Journal of Power and Energy**, Professional Engineering Publishing, v. 218, n. 7, p. 541–549, 2004. 74, 77

- 65 SILVA, F. J. S.; TOMITA, J. T.; BARBOSA, J. R. Gas turbine transient performance study for axial compressor operation characteristics. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 19th., 2007, Brasília. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM, 2007. 74, 81, 92
- 66 BROWN, K. M. Algorithm 316: Solution of simultaneous non-linear equations. **Communications of the ACM**, ACM, v. 10, n. 11, p. 728–729, 1967. 76
- 67 RADUCHEL, W. J. Remark on algorithm 316: Solution of simultaneous nonlinear equations. **Communications of the ACM**, ACM, Cambridge, v. 14, n. 7, p. 493, Jul 1971. 76
- 68 VIANA, G. Métodos iterativos para resolução de sistemas de equações não lineares. **Revista Científica da Faculdade Lourenço Filho**, v. 1, n. 1, 2001. 76
- 69 SIRINOGLU, A. A. **Implementation of variable geometry for gas turbine performance simulation turbomatch improvement**. Thesis (Ph.D) — Institute of Technology, Cranfield University, Cranfield, 1992. 77
- 70 ROY-AIKINS, J. E. A. **A study of variable geometry in advanced gas turbines**. Thesis (Ph.D) — Institute of Technology, Cranfield University, Cranfield, 1988. 77
- 71 BRINGHENTI, C.; BARBOSA, J. R. Analysis of gas turbine off-design safe operation using variable geometry compressor. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 17th., 2003, São Paulo. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM, 2003. 77
- 72 HOWELL, A. R.; CALVERT, W. J. A new stage stacking technique for axial-flow compressor performance prediction. **Journal of Engineering for Power-Transactions of the ASME**, ASME, v. 100, p. 698–703, 1978. 77
- 73 AINLEY, D. G.; MATHIESON, G. C. R. **A Method of performance estimation for axial-flow turbines**. London, dez. 1951. (Aeronautical Research Council, RM 2974), (NGTE Report R. 111, May, 1952). 78
- 74 DUNHAM, J.; CAME, P. M. Improvements to the ainley-mathieson method of turbine performance prediction. **Journal of Engineering for Gas Turbines and Power**, v. 92, p. 252, 1970. 78
- 75 KACKER, S. C.; OKAPUU, U. A mean line prediction method for axial flow turbine efficiency. **Journal of Engineering for Power**, v. 104, p. 111–119, jan. 1982. 78
- 76 ÅSTRÖM, K.; HÄGGLUND, T. **PID controllers: Theory, design, and tuning**. 2. ed. Durham: Instrument Society of America Research, 1995. ISBN 1-55617-516-7. xviii, 85, 86, 87, 88
- 77 BARBOSA, J. R. *et al.* Influence of variable geometry transients on gas turbine performance. In: ASME TURBO EXPO 2011: POWER OF LAND, SEA AND AIR, 2011, Vancouver. **Proceedings...** New York: ASME, 2011. (GT2011-46565). 91

- 
- 78 BARBOSA, J. R. **A streamline curvature computer programme for performance prediction of axial flow compressors.** Thesis (Ph.D) — Institute of Technology, Cranfield University, Cranfield, 1987. 92, 93
- 79 TOMITA, J. **Numerical simulation of axial flow compressors.** Tese (Mestrado em Engenharia Mecânica e Aeronáutica) — Aerodinâmica, Propulsão e Energia, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2003. 92, 93, 94
- 80 BRINGHENTI, C.; TOMITA, J. T.; BARBOSA, J. R. Performance study of a 1 mw gas turbine using variable geometry compressor and turbine blade cooling. In: ASME TURBO EXPO 2010: POWER OF LAND, SEA AND AIR, 2010, Glasgow. **Proceedings...** New York: ASME, 2004. (GT2010-22867, p. 703-710). 92
- 81 TOMITA, J. T. **Three-dimensional flow calculations of axial compressors and turbines using CFD techniques.** Tese (Doutorado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) — Aerodinâmica, Propulsão e Energia, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2009. 93

# Anexo A - Arquivos de Entrada das Simulações

## A.1 Turboeixo simples de 5kN - Motor TAPP

Centro Tecnológico Aeroespacial  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
Centro de Referência de Turbinas a Gás  
Simulação de Desempenho

\* \* \*

*DESIGN POINT*

\*\* Turboeixo simples de 5kN - TAPP \*\*

=====

end title

```
1 0 0 1                               itypestudy, irepeat, ideterioration, itrans
ambie 1 2 0 0. 0. 0. 0. 8.1          ee, es, mach, altitude, dtisa, thrust, power, m
admis 2 3 0.98                       ee, es, etadmiss
compr 3 4 0.85 5. 6 0.15 0.994 28000. ee, es, etc, rc, nmapc, sm, pcn, xndp
camar 4 5 0.99 0.05 1173.0 43.        ee, es, eta, delp, ttmax, PCI (MJ/kg)
turbi 5 9 0.87 0.99 1 1 0. 1 1 0.0125 ee, es, eta, etam, nmap, type, auxpower, totc, nclig, I
conve 9 11                             ee, es
contr 1 3 1 0. -25. 3 1 -1           type, blkvc, typevc, vcnit, vcend,
                                       blkvref, typevref, vrefvalue
desem teixo                           typeengine
fimmo
odp
```

*OFF DESIGN POINT*

\*\* Turboeixo com trocador de calor \*\*

=====

end title

```
4. 1. 1173.          bloco, (1=Temperatura;2=Fluxo de combustível), Variável
200. 0. 0.
```

## TRANSIENT

\*\* Turbojato simples TAPP 5kN \*\*

=====

end title

1 0.00001

4 2 0.14912 0.05666 2 2. 100. 0.3 0.3 0.3 -60. -20. 0.0150

4 2 0.05666 0.14912 2 5. 120. 0.3 0.3 0.3 -40. -15. 0.0125

99. 0. 0. 0. 0 0. 0. 0. 0. 0.

bloc, flag,  $V_{ini}$ ,  $V_{fin}$ , Curva (0=degrau, 1=rampa,2=poli2),  $t_{curva}$ ,  $t_{tot}$ ,  $dt_{vol}$ ,  $dt_{eixo}$ ,  $t_{vol}$ ,  $kp$ ,  
 $ki$ ,  $kd$ 

## A.2 Turboeixo com turbina ligada - Dois Conjuntos Rotativos

Centro Tecnológico Aeroespacial  
 Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
 Centro de Referência de Turbinas a Gás  
 Simulação de Desempenho

\* \* \*

## DESIGN POINT

\*\* Simulacao Desempenho de Turbina Turboeixo - Dois Eixos \*\*

=====

end title

1 0 0 1

itypestudy, irepeat, ideterioration, itrans

ambie 1 9 0.00 0000.0 00.0 0.0 11.699 0.0 ee,es,mach,altitude,dtisa,thrust,power,m

admis 9 2 1.0 0 ee,es,etadmiss

compr 2 3 0.8735 4.0125 6 0.15 1.0 12000. ee,es,etc,rc,nmapc,sm,pcn,xndp

compr 3 4 0.8735 4.0125 1 0.15 1.0 15000. ee,es,etc,rc,nmapc,sm,pcn,xndp

camar 4 5 0.99 0.04 1335.0 43.0 0. ee,es,eta,delp,ttmax,PCI (MJ/kg)

turbi 5 6 0.87 0.99 1 1 0.0 1 2 0.35 ee,es,eta,etam,nmap,type,auxpower,totc,nclig,I

turbi 6 7 0.87 0.99 1 2 0.0 1 1 0.55 ee,es,eta,etam,nmap,type,auxpower,totc,nclig,I

escap 7 8 90.0 0.01 0 ee,es, $v_{out}$ ,delp,iflag-exhaust

contr 1 typec

desem teixo typeengine

fimmo

odp

## OFF DESIGN POINT

\*\* Simulacao Desempenho de Turbina Turboeixo - Dois Eixos \*\*

=====

end title

5 1 1335. bloco, (1=Temperatura;2=Fluxo de combustível), Variável

200. 0. 0.

*TRANSIENT*

\*\* Simulacao Desempenho de Turbina Turboeixo - Dois Eixos \*\*

=====

end title

1 0.001

5. 2 0.79488 0.43718 2 5. 60. 0.10 0.10 0.10 3 1 -25. 25. 3 1 -1 -90. -40. 0.0125

5. 2 0.43718 0.79488 2 5. 80. 0.10 0.10 0.10 3 1 -25. 25. 3 1 -1 -100. -30. 0.0225

99. 0. 0. 0. 0 0. 0. 0. 0. 0. 0 0 0. 0. 0 0 0 0. 0. 0.

bloc, flag,  $V_{ini}$ ,  $V_{fin}$ , Curva (0=degrau, 1=rampa, 2=poli2),  $t_{curva}$ ,  $t_{tot}$ , $dt_{vol}$ ,  $dt_{eixo}$ ,  $t_{vol}$ ,  $blk_v c$ ,  $type_v c$ ,  $vc_{nit}$ ,  $vc_{end}$ ,  $blk_v ref$ ,  $type_v ref$ ,  $vref_v alue$

# Anexo B - Pseudolistagem do Programa

## B.1 Pseudolistagem

### GTA

- └ **openfiles**
- └ **startcountblocks**
- └ define o tipo de simulação e imprime mensagens
- └ **constantes**
- └ **savemapcomp**
- └ **savemapturb**
- └ **ledp**
  - └ lê arquivo de entrada
  - └ para cada componente define os parâmetros adequados
  - └ faz estimativa de pressão na turbina tipo  $\geq 2$
  - └ calcula o número de turbinas ligadas ao mesmo compressor
- └ **dp**
  - └ **startcountblocks**
  - └ Inicia cálculo os componentes
  - └ *ambiente*
  - └ *admissao*
  - └ **compressor**
    - └ **scalecomp**
  - └ *divma*
  - └ *burner*
    - └ **scalecombustion**
  - └ *mixpa*
  - └ **turbine**
    - └ **scaleturbine**
      - └ **interpturb**
        - └ **interp**
  - └ *exhaust*
  - └ *perfamance*
  - └ Acerta queda de pressão na turbina tipo  $\geq 2$ 
    - └ **afterturbine**
    - └ **startcountblocks**
    - └  $\mapsto$  **dp**
  - └ **turboshaft**
  - └ **turboject**
  - └ Se **iflagxmcorr = 0**  $\mapsto$  **Reinicia cálculo os componentes**
  - └ **safevaluesdp**
  - └ **headers**
  - └ **tables**
    - └ **table\_output**
    - └ **table\_output\_summary**
    - └ **typeengine**
  - └ **ledpnew**
- └ **shafts\_count**

- └ odp
  - └ Lê dados odp no inlet
  - └ leodp
    - └ Se iflagtrans  $\neq$  0 ou ipontotrans = 1
      - └ Se iflagk = 1  $\mapsto$  **continue 600**
      - └ Se iflagcontrol = -1
        - └ **profiletemp**  $\mapsto$  **continue 1100**
      - └ Se iflagcontrol = 1
        - └ **control**  $\mapsto$  **continue 1100**
    - └  $\mapsto$  continue 600
    - └ se var1 = 98  $\mapsto$  **Fim do programa**
    - └ Se ivart1 = 200
      - └ Lê linha var1, var2, var3, tfin, nprofile, etc...
      - └ Se var1 = 99 ou var1 = 98  $\mapsto$  **continue 1100**
    - └ Se var1 > 99
      - └ Escreve cabeçalhos dos arquivos de saída
    - └ Faz ipontotrans=1 e iflagk=0
    - └  $\mapsto$  continue 1100
    - └ Se o odp for no componente **ambient** acerta flags
    - └ Se var1 > 98
      - └ Se iflagtrans < 0
        - └ **table\_typeengine**
        - └ Define o valor de typetrans
      - └  $\mapsto$  **Fim do programa**
    - └ se var1 = 98  $\mapsto$  **Fim do programa**
    - └ Procura componentes que possuam variáveis a calcular
      - └ Define variáveis do compressor
        - └ verifica se tem geometria variável
          - └ Faz acerto de geometria variável
          - └ **newmapcompodp**
          - └ **interpnewmapc**
        - └ Acerta a variável
      - └ Define variáveis do divisor de massa
      - └ Define variáveis da câmara de combustão
      - └ Define variáveis da turbina
        - └ verifica se tem geometria variável
          - └ Faz acerto de geometria variável
          - └ **newmapturbodp**
        - └ Acerta a variável
      - └ Chama rotinas necessárias para simulação de desempenho
        - └ Se for **turboject** faz os acertos necessários
        - └ Se for **turboeixo** faz os acertos necessários
    - └ Define o número de variáveis final
  - └ **acertpcn**
  - └ **caseodp**
    - └ **cacula**
      - └ Monta a lista de variáveis
      - └ zera o incremento de variáveis variáveis
      - └ escreve as variáveis nos parâmetros dos componentes
      - └ escreve as variáveis nos parâmetros dos componentes
      - └ **acertpcn**
      - └ **startcountblocks**
      - └ zera os erros
      - └ calcula os componentes
        - └ **ambiente**
        - └ **admiss**
        - └ **compressorodp**
          - └ **interpcompr**

