



ISEL

INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA

Departamento de Engenharia Mecânica



Análise de Desempenho de Turboreatores

DANIEL DA FONSECA SOUSA
(Licenciado em Engenharia Mecânica)

Trabalho Final de Mestrado para obtenção do grau de Mestre
em Engenharia Mecânica

Orientador (es):

Prof. Doutor Jorge Mendonça e Costa
Eng.º Ricardo Azevedo

Júri:

Presidente: Prof. Doutor Silvério João Crespo Marques

Vogais:

Prof. Doutor Silvério João Crespo Marques
Prof. Doutora Isabel Maria Pereira Bastos Malico
Prof. Doutor Jorge Mendonça e Costa

Outubro 2018

Agradecimentos

Antes de iniciar o presente trabalho final de mestrado gostaria de agradecer ao Engenheiro António Ferreira, pela oportunidade concedida de realizar o estágio curricular na área de Engenharia e Qualidade pertencente à manutenção de motores da TAP Air Portugal.

Agradecer aos orientadores, Ricardo Azevedo, da TAP e aos professores Jorge Mendonça e Costa e Nuno Domingues, do ISEL, por toda a sua dedicação, tempo despendido, apoio e partilha de conhecimentos. O contributo de ambos foi vital no desenvolvimento do presente trabalho final de mestrado, conduzindo à presente versão final.

A todos os colaboradores da TAP M&E, quer do departamento de engenharia assim como todos os técnicos que sempre mostraram prontidão na ajuda, especialmente aos Engenheiros Francisco Azevedo e João Vizinha, Ricardo Santos e Tiago Godinho.

Aos colegas do ISEL, por todo o apoio dado ao longo dos últimos 5 anos.

Agradeço à Mara Ferreira, por todo o seu amor mantendo sempre a minha cabeça erguida ao longo das dificuldades ultrapassadas.

Por último, mas não menos importante agradecer aos meus pais, por toda a sua dedicação ao longo da minha vida e por assumirem um papel vital na minha formação, sem eles não seria possível tornar-me na pessoa que sou hoje.

The whole secret of a successful life is to find out what is one's destiny to do, and then do it. Henry Ford

Resumo

O objetivo do presente trabalho final de mestrado, consiste na análise de desempenho de dois motores aeronáuticos, o CF6-80C2 e o motor da família CFM56-7B permitindo um melhor conhecimento para as empresas de manutenção nesta área. É o caso da TAP Air Portugal que ambiciona um maior domínio nesta temática.

Para que a análise conduza a resultados mais precisos, o autor necessita de conhecer as propriedades de funcionamento globais assim como as características termodinâmicas do fluido de trabalho ao nível modular. Sendo uma temática onde a troca de informação é praticamente inexistente entre o fabricante e as empresas de manutenção, é necessário recorrer aos ensaios de calibração do banco de ensaios pela sua maior quantidade de informação, permitindo isolar os módulos do motor, uma vez que a informação relativa a pressões, temperaturas e outras variáveis de desempenho são medidas neste tipo de ensaio e por o mesmo ser efetuado num motor que apresenta as condições necessárias para ser considerado representativo, o que vem permitir a certificação do banco de ensaios. Ao longo da dissertação são também abordadas as principais causas que levam à degradação do desempenho dos constituintes do motor

De forma a efetuar a simulação o autor recorreu a um dos poucos softwares de simulação *performance* de turbinas a gás, denominado por *GasTurb v11*, desenvolvido por Joachim Kurzke. Posteriormente à criação do mesmo é necessário efetuar a sua validação.

Ao longo da dissertação é focada a influência de determinadas ações de manutenção no desempenho global dos motores.

Este trabalho fornece à equipa de engenharia da TAP, um maior conhecimento na previsão da *performance* dos reatores, apresentando dados que até aqui eram desconhecidos, isto vem permitir reduzir os casos de não aceitação e, em situações que ocorram, permite elaborar planos de trabalho de forma mais rápida, poupando recursos de mão-de-obra e económicos, que são cada vez mais restritos.

Palavras-chave: Desempenho de turbinas a gás, CF6-80, Margem de EGT, degradação de compressores

Abstract

The main objective of this final master's work is the performance analysis of two aeronautical engines, the Nf6-80C2 and the CFM56-7b family engine allowing a better knowledge for the maintenance companies in this area. This is the case with TAP Air Portugal that aims to have a greater dominance in this issue.

For the analysis to lead to more accurate results, the author needs to know the global operating properties as well as the thermodynamics at the modular level. Being a thematic where the exchange of information is virtually non-existent between the manufacturer and the maintenance companies, it is necessary to use the calibration tests of the test bench for its greatest amount of information, allowing to isolate the modules of the Engine, since the information on pressures, temperatures and other performance variables are measured in this type of test and that it is carried out in an engine which has the necessary conditions to be considered representative, which will allow the Test Bench certification. Throughout the dissertation are also addressed the main causes that lead to the performance degradation of the constituents of the engine to perform the simulation the author has resorted to one of the few simulation software performances of gas turbines, called by GasTurb V11, developed by Joachim Kurzke. After the creation of the same it is necessary to validate it.

Throughout the dissertation is focused on the influence of certain maintenance actions in the overall performance of the motors.

This work provides the TAP's engineering team with a greater understanding of the performance of the reactors, presenting data that has hitherto been unknown, this has allowed to reduce cases of non-acceptance and, in situations that occur, allows to elaborate Work plans more quickly, sparing manpower and economic resources, which are more and more restricted.

Keywords: Performance of Gas Turbines, CF6-80, EGT Margin, compressor degradation

Índice

Agradecimentos	iii
Resumo	vii
Abstract	ix
Índice de Figuras	xiv
Índice de Tabelas	xvii
Índice de Gráficos	xix
Nomenclatura	xxi
Abreviaturas	xxiv
1 Introdução	1
1.1 Objetivo	7
1.2 Estrutura da dissertação	8
2 Bases termodinâmicas de propulsão aeronáutica	9
2.1 Sistema de propulsão aeronáutico	9
2.2 Turbina a Gás	10
2.2.1 Ciclo ideal das turbinas a gás	11
2.2.2 Propriedades do escoamento	13
2.2.2.1 Escoamento Incompressível	13
2.2.2.2 Escoamento compressível	14
2.2.3 Ciclo Real das Turbinas a Gás	15
2.2.4 Rendimento politrópico	17
2.2.5 Processo de combustão	18
3 Reator CF6-80C2	19
3.1 Família de motores CF6	19
3.2 Constituição do CF6-80C2	22
3.3 Efeitos da degradação dos componentes do reator	29
3.3.1 Conceito de margem de EGT	29
3.3.2 Caracterização de danos nos compressores e turbinas	33
4 TAP Air Portugal	35
4.1 TAP Manutenção e Engenharia	36
4.2 Banco de Ensaio da TAP M&E	38
4.2.1 Dados retirados em banco de ensaio	41

4.2.2	Limitações do banco de ensaio da TAP M&E	45
4.2.3	Correção de dados para valores de <i>Standard Day</i>	47
5	Modelação do reator CF6-80C2	49
5.1	Design	50
5.1.2	Criação de ponto de referência do ciclo	56
5.2	Modelação em condições de Off-Design	64
5.2.1	Ajuste à modelação em condições de <i>off-design</i>	66
5.2.2	Ajuste dos mapas dos componentes	67
5.2.2.1	Mapa da Fan	68
5.2.2.2	Mapa do <i>Booster</i>	68
5.2.2.3	Mapa do HPC	68
5.2.2.4	Mapa da HPT	68
5.2.2.5	Mapa da LPT	69
5.2.3	Validação do modelo	69
6	Aplicação do modelo termodinâmico	72
6.1	Análise de Sensibilidade	72
6.2	<i>Model Based Test Analysis</i>	74
6.3	Caso de estudo para o reator CFM56-7B	77
6.4	Análise de Resultados obtidos	79
6.4.1	Impacto das ações de manutenção no rendimento dos módulos	79
6.4.2	Análise de Sensibilidade das leituras de banco de ensaio	90
7	Conclusões	92
7.1	Conclusões Finais	92
7.2	Objetivos Cumpridos	94
7.3	Trabalho Futuro	94
	Referências	96
	Anexo I	101
	Anexo II	105
	Anexo III	109
	Anexo IV	114

Índice de Figuras

Figura 1.1 - Tendências de potência por peso (hp / Ib) e rendimento global (η_o) dos sistemas de propulsão aeronáutica.....	2
Figura 1.2 - Exemplos de turbinas a gás aplicadas na aviação.....	3
Figura 1.3 - Esquema de um <i>Turbofan</i>	4
Figura 1.4 - Procedimento típico de desenvolvimento de uma turbina a gás [10].....	6
Figura 2.1 – Sistema de propulsão aeronáutico.....	9
Figura 2.2 - Esquema do ciclo de Brayton.....	12
Figura 2.3 - Diagramas P-V e T-S do ciclo a gás [1].....	12
Figura 2.4 - Evolução real vs. Isentrópica [12].....	16
Figura 2.5 - Ciclo de Brayton aplicado a um motor de 2 veios.....	16
Figura 3.1 - Evolução do reator CF6.....	19
Figura 3.2 - Aplicações dos reatores da família CF6 [15].....	20
Figura 3.3 - Representação do reator e seus módulos [15].....	23
Figura 3.4 - Módulo da <i>Fan</i> [15].....	24
Figura 3.5 - Módulo do <i>core</i> [15].....	25
Figura 3.6 - Módulo da turbina de alta pressão [15].....	25
Figura 3.7 - Módulo da turbina de baixa pressão [15].....	26
Figura 3.8 - Módulo da caixa de acessórios [15].....	26
Figura 3.9 - Caudal parasita do reator [15].....	27
Figura 3.10 - Filosofia de funcionamento de uma sump [18].....	28
Figura 3.11 - Margem de EGT em T/O [22].....	30
Figura 3.12 - Margem de EGT ao longo da vida útil do reator [23].....	30
Figura 3.13 - Deterioração do módulo do <i>core</i> (HPC).....	31
Figura 3.14 - Temperatura da combustão em função da relação combustível/ar.....	32
Figura 3.15 - Principais fugas de ar nas pás do compressor de alta pressão.....	33
Figura 3.16 - Danos típicos na turbina de alta pressão.....	34
Figura 4.1 - Estrutura acionista do grupo TAP [26].....	35
Figura 4.2 - Custos associados à manutenção aeronáutica [27].....	36
Figura 4.3 - Processos e custos associados a uma <i>Shop Visit</i> [27].....	38
Figura 4.4 - Tipos de instalações de bancos de ensaio.....	39
Figura 4.5 - Sala de controlo do banco de ensaios presente na TAP M&E.....	39

Figura 4.6 - Configuração do banco de ensaio da TAP M&E [31].....	41
Figura 4.7 - Estações termodinâmicas do CF6-80C2.....	42
Figura 4.8 - Exemplo de ciclo de ensaio de reator em banco de ensaio.....	44
Figura 4.9 - Relatório de ensaio de reator do banco de ensaios presente na TAP M&E	44
Figura 4.10 - CIT Sensor [38]	47
Figura 5.1 – Diferenças entre duas curvas impulso vs. EGT [29].....	52
Figura 5.2 - Processo de criação de modelo termodinâmico [33]	52
Figura 5.3 - Variação do modificador de impulso [38]	53
Figura 5.4 - Eficiência de refrigeração das HPT [39].....	54
Figura 5.5 - Escolha da configuração utilizada para o CF6 [40].....	56
Figura 5.6 - Princípio de operação das VSV's	58
Figura 5.7 - Influencia do número de Reynolds no rendimento politrópico [42].....	59
Figura 5.8 - Ponto de referência do ciclo.....	62
Figura 5.9 - Estações aerodinâmicas do motor.....	62
Figura 5.10 - Mapas padrão dos componentes	65
Figura 5.11 - Schedule de VBV [36].....	67
Figura 5.12 - Impacto das VSV's na linha de operação do <i>Booster</i>	67
Figura 5.13 - Validação do modelo criado	70
Figura 6.1 - Operação de um reator entre ações de manutenção.....	75
Figura 6.2 - Estrutura de um programa de <i>Synthesis</i> [40]	75
Figura 6.3 - Comparação entre dados lidos e o modelo	76
Figura 6.4 - Dados de input para análise MBTA.....	76
Figura 6.5 - Exemplo de análise MBTA para um reator CFM56-7B27.....	79
Figura 6.6 - Relação entre condições atmosféricas e de entrada da <i>Fan</i>	91
Figura I.1 – Ciclo de referência do CF6-80C2	103
Figura I.2 – Diagrama T – S para o ciclo do CF6	103
Figura II.1 – Ciclo de referência do CFM56-7B	107
Figura II.2 – Diagrama T – S para o ciclo do CFM56-7B27.....	107
Figura III.1 – Validações do modelo	112

Índice de Tabelas

Tabela 3.1 – Diferentes rates do CF6-80 [15]	20
Tabela 3.2 - Principais características técnicas do CF6-80C2 [16].....	22
Tabela 4.1 - Reatores para os quais a TAP M&E possui certificação [28]	37
Tabela 4.2 - Dados recolhidos em banco de ensaio.....	43
Tabela 4.3 - Correção efetuadas em banco de ensaio [39]	48
Tabela 5.1 - Dados retirados do Ensaio de Correlação.....	60
Tabela 5.2 - Iterações utilizadas na simulação	60
Tabela 5.3 - Comparação dos valores obtidos na simulação com o teste de correlação do CF6	63
Tabela 6.1 – Análise de sensibilidade ao motor de referência	73
Tabela 6.2 - Características do reator CFM56-7B.....	78
Tabela 6.3 - Condições de <i>Input</i> para o -7B	78
Tabela 6.4 – Modificadores de rendimento obtidos pelo <i>GasTurb</i> ao comparar com o modelo criado	82
Tabela 6.5 - Variação de parâmetros de funcionamento do reator em função da performance modular.....	83
Tabela 6.6 - Ações de manutenção vs. Margem de EGT	85
Tabela 6.7 - Variações de eficiência do motor n°4 relativos ao modelo	86
Tabela 6.8 - Diferenças de margem de EGT do motor n°4 comparativamente com o modelo	86
Tabela 6.9 - Variações de eficiência do motor n°21relativos ao modelo	89
Tabela 6.10 - Diferenças de margem de EGT do motor n°21 comparativamente com o modelo	89
Tabela IV.1 - Analise de sensibilidade do CFM56-7B	115

Índice de Gráficos

Gráfico 4.1 - Ensaios efetuados no banco de ensaios da TAP M&E [30].....	41
Gráfico 6.1 - Margem de EGT HD vs. Desvios face ao modelo	86
Gráfico 6.2 - Margem de EGT HD vs. Desvios face ao modelo para reator nº9.....	87
Gráfico 6.3 - Capacidade do HPC vs. Rendimento da HPT	88
Gráfico 6.4 - Margem de EGT HD vs. Desvios face ao modelo para reator nº9.....	89
Gráfico 6.5 - Margem de EGT HD vs. TSFC.....	90

Nomenclatura

Símbolo	Unidades SI	Designação
A	m^2	Área
a	m/s	Velocidade do som
d_{T45}		Varição da Temperatura da posição 45
D_{T5}		Varição da Temperatura da posição 5
$EGTK$	$^{\circ}C$	Temperatura dos gases de escape corrigida
$EPRK$	-	Razão de pressão do motor corrigida
f_{E213}	-	Fator do rendimento de saída da <i>Fan</i>
f_{E221}	-	Fator do rendimento à entrada da <i>Fan</i>
f_{E2224}	-	Fator do rendimento do <i>booster</i>
f_{E253}	-	Fator do rendimento do HPC
f_{E4_43}	-	Fator do rendimento da HPT
f_{E45_5}	-	Fator do rendimento da LPT
f_{Fg}	-	Fator de Impulso
f_{W2}	-	Fator do caudal da <i>Fan</i>
f_{W22}	-	Fator do caudal do <i>booster</i>
f_{W25}	-	Fator do caudal do HPC
f_{W4_43}	-	Fator do caudal da HPT
f_{W45_5}	-	Fator do caudal da LPT
F_n	N	Força de Impulso
g_c	$(kg \cdot m) / (N \cdot s^2)$	Constante de Newton
h	j/kg	Entalpia
h_0	j/kg	Entalpia de estagnação
M	-	Número de Mach
\dot{m}_a	kg/s	Caudal mássico de ar
\dot{m}_f	kg/s	Caudal mássico de combustível
N_{2K}	rpm	Velocidade de rotação de alta pressão corrigida
η_c	-	Rendimento do Compressor
η_o	-	Rendimento global

η_p	-	Rendimento Propulsivo
η_s	-	Rendimento isentrópico de um andar
η_t	-	Rendimento da Turbina
η_{th}	-	Rendimento Térmico
η_∞	-	Rendimento Politrópico
$\eta_{\infty c}$	-	Rendimento Politrópico do compressor
P	Pa	Pressão
P_0	Pa	Pressão de estagnação
PCI	J/kg	Poder calorífico inferior
Q	J	Calor
R	J/kg K	Constante do gás
ρ	kg/m ³	Massa Volúmica
SFC	g/Ns	Consumo específico de combustível
T	°C	Temperatura
T_0	°C	Temperatura de Estagnação
V	m/s	Velocidade do escoamento
V_j	m/s	Velocidade do jato
WFK	kg/s	Consumo de combustível corrigido

Abreviaturas

Abreviatura	Designação
BPR	<i>Bypass Ratio</i>
CAMO	<i>Continuing Airworthiness Management Organization</i>
CIT	<i>Compressor Inlet Temperature</i>
CTR	<i>Correlation Test Report</i>
DOA	<i>Design Organizations Approvals</i>
EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i>
ECU	<i>Engine Control Unit</i>
EGT	<i>Exhaust Gas Temperature</i>
EPR	<i>Engine Pressure Ratio</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FADEC	<i>Full Authority Digital Electronic Control</i>
FM	<i>Facility Modifiers</i>
FN	<i>Net Thrust</i>
HPC	<i>High Pressure Compressor</i>
HPT	<i>High Pressure Turbine</i>
IASG	<i>International Aviation Services Group</i>
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>
IGV	<i>Inlet Guide Vanes</i>
LPC	<i>Low Pressure Compressor</i>
LPT	<i>Low Pressure Turbine</i>
MBTA	<i>Model Based Test Analysis</i>
MEC	<i>Main Engine Control</i>
MRO	<i>Maintenance Repair and Overhaul</i>
N1	<i>Velocidade de Rotação da Fan</i>
N2	<i>Velocidade de Rotação do Core</i>
OAT	<i>Outside Air Temperature</i>
OEM	<i>Original Equipment Manufacturer</i>
PMUX	<i>Performance Multiplexer</i>
PVL	<i>Peças de vida limitada</i>
TAP	<i>Transportes Aéreos Portugueses</i>
TAP M&E	<i>TAP Maintenance & Engineering</i>
TRF	<i>Turbine Rear Frame</i>
VBA	<i>Excel Visual Basic</i>

VBV

Variable Bleed Valve

VSV

Variable Stator Vanes

Capítulo 1

Introdução

Na atual sociedade industrializada em que vivemos, um dos setores com maior peso estratégico é a indústria aeronáutica, onde existe o desenvolvimento e produção de produtos bastante evoluídos a nível tecnológico e de grande valor acrescentado. Um desses exemplos é o das turbinas a gás onde se observa uma grande evolução nos últimos 20 anos [1].

Com o primeiro voo dos irmãos Wright em dezembro de 1903 foi criada uma das evoluções mais marcantes do século 20, com a ambição pela possibilidade de um voo controlado pelo ser humano. Por esta altura a aerodinâmica era um conceito que se encontrava na sua infância [2], especialmente a força de sustentação que era vista como uma temática que não era bem dominada cientificamente

Nesta época as principais formas de produzir trabalho mecânico eram essencialmente à custa de motores a vapor e de combustão interna. Desde cedo os irmãos Wright perceberam que existia um enorme potencial e para tal desenvolveram uma versão mais leve capaz de ser usada em aplicações de voo. Com o passar dos anos, por volta de 1909 os aviões deixaram de ser vistos como algo utilizado para lazer, mas sim com o potencial de armas.

Segundo Douhet, um general italiano, conhecido por enunciar os princípios e vantagens de utilização da força aérea na organização tática e de conflitos armados [3],

“O céu está prestes a tornar-se um novo campo de batalha, tão importante quanto a terra e o mar ... Para conquistar o ar, é necessário privar o inimigo de todos os possíveis meios de voo, atingindo a partir do ar as suas bases operacionais e centros produtivos. Nós devemos acostumar-nos com essa ideia, e estar preparados”.

No decorrer da segunda guerra mundial verificou-se que os aviões de combate eram limitados para satisfazer o poder de aceleração requerido, tanto pelo tamanho do motor e pela quantidade de energia capaz de ser extraída do combustível. Foi com estas

limitações e com o aparecimento de exigências cada vez superiores que se tornou oportuno o estudo de um novo sistema de propulsão para as aeronaves [4].

No fim dos anos 30 e início dos anos 40, a utilização de turbinas a gás na aviação começou a ser tida em consideração e apareceu o primeiro motor do tipo *turbojet*. Com este novo sistema de propulsão eram alcançadas razões de potência/peso na ordem de três, contudo com uma eficiência global bastante baixa face à geração anterior de impulso [2], esta comparação é apresentada na figura 1.1.

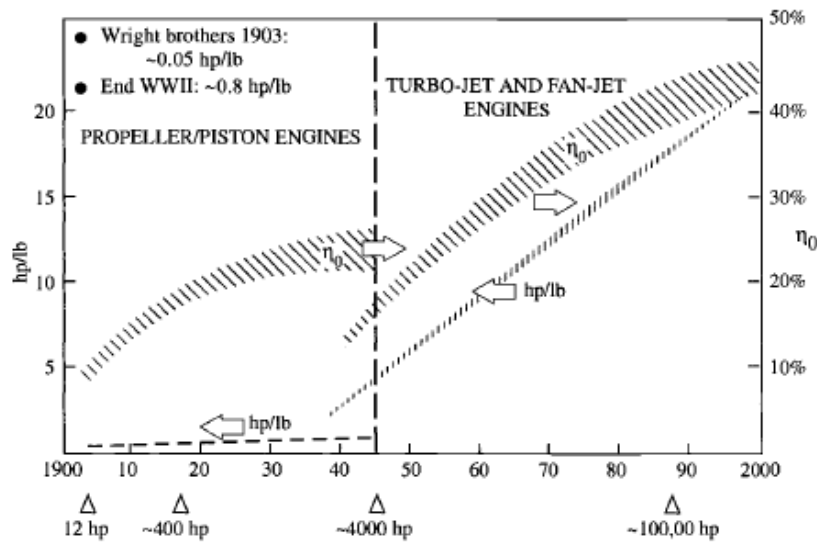


Figura 1.1 - Tendências de potência por peso (hp / lb) e rendimento global (η_0) dos sistemas de propulsão aeronáutica

As turbinas a gás usadas na propulsão aeronáutica são equipamentos nos quais existe uma grande produção de energia tendo em conta o tamanho e peso próprios, o seu funcionamento têm por base a troca de energia entre o escoamento contínuo de um fluido de trabalho compressível, neste caso o ar, e um sistema de rotores e estatores. Existem diversas configurações construtivas, que apresentam uma alta fiabilidade, alto desempenho, possibilidade de efetuar diversos ciclos e com uma operação flexível ao longo do *flight envelope*. As configurações mais utilizadas na aviação são denominadas por *turbojet* (ilustrado na figura 1.1a) e *turbofan* (ilustrado na figura 1.1b). Estas duas configurações apresentam no mínimo um compressor, uma câmara de combustão e uma turbina.

Um *turbojet* é a forma mais simples de turbina a gás onde é produzido o impulso à custa da aceleração dos gases no interior do reator, o ar percorre inicialmente um canal de admissão onde posteriormente é elevada a sua pressão e temperatura através do compressor. Nestas condições o gás é misturado com combustível, processando-se a sua

queima. Os gases de combustão passam por uma turbina que aproveita a energia do fluido em que converte a energia cinética produzida em energia mecânica, parte desta energia é transmitida por um veio para alimentar o compressor [5]. Apesar deste processo de expansão que ocorre na turbina reduzir a temperatura e pressão dos gases, existe ainda uma quantidade remanescente de energia cinética, capaz de criar uma movimentação de gases a alta velocidade, uma vez que expandem à pressão atmosférica através da passagem pela tubeira de escape. Este fenómeno cria uma força oposta aos gases de escape, o que na aviação é designado por impulso (*Thrust*).

No caso dos *Turbofans* o princípio de funcionamento é muito semelhante aos anteriores, contudo na fase inicial uma parcela do ar efetua um *Bypass* ao ciclo descrito anteriormente originando dois caudais, o primário e o secundário. Este caudal secundário gera muito mais impulso que no caso anterior e representa aproximadamente 80% do ar admitido [6], sendo possível assim alcançar maiores eficiências no consumo de combustível resultando em melhores desempenhos.



(a) configuração *turbojet*

(b) configuração *turbofan*

Figura 1.2 - Exemplos de turbinas a gás aplicadas na aviação

Com a evolução que ocorreu nos últimos anos, as turbinas a gás sofreram modificações na sua configuração de modo a permitir o máximo aproveitamento de energia que o fluido de trabalho consegue fornecer, para tal existe um maior número de componentes do motor, um esquema mais recente de uma configuração de *turbofan* é apresentado na figura 1.3.

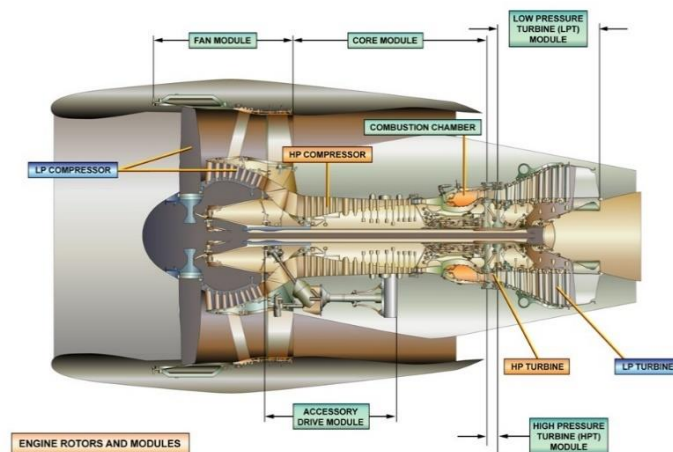


Figura 1.3 - Esquema de um Turbofan

O ar ao entrar no reator atravessa a *Fan*, o Compressor (LPC, também designado por *Booster*, e HPC), a Câmara de combustão e as turbinas (HPT e LPT). Onde cada um destes componentes afeta de forma muito significativa o rendimento global da turbina a gás. Torna-se assim vital o conhecimento profundo de cada um destes módulos de modo a avaliar a relação entre condição/desempenho. Cada reator aeronáutico após sair do fabricante (OEM) ou de uma instalação de *Maintenance Repair and Overhaul* (MRO) apresenta um nível de desempenho que foi pré-estabelecido pelo cliente. Para garantir esta exigência é necessário recorrer a um teste de aceitação (*Acceptance Check*). Tecnicamente duas áreas de funcionamento do motor devem de ser demonstradas para provar que o motor cumpre a *performance* certificada. Isto é, que o motor seja capaz de demonstrar os regimes de *Takeoff* (T/O) e *Max Continuous Thrust* (MCT) a uma velocidade da *Fan* (N1), abaixo dos limites de *Exhaust Gas Temperature* (EGT) e de velocidade do *Core* (N2) [7]. Com a entrada em serviço do reator, existe uma degradação dos componentes que se reflete numa diminuição de desempenho. Para contornar esta degradação de eficiência, os sistemas de controlo do reator, nomeadamente o *Main Engine Control* (MEC), realizam diversos ajustes no funcionamento, como por exemplo aumentar a injeção de combustível de modo a garantir o nível de impulso dentro de uma gama definida. É nesta altura que se enfrentam efeitos adversos, como o aumento de EGT. Surge conseqüentemente a questão quanto à possibilidade de estimar os parâmetros de funcionamento do motor através das análises de desempenho com base na informação recolhida de ensaios.

Esta recolha de dados para além de ser efetuada em ensaios dos motores fora de asa, também é efetuada em asa, e, portanto, na vida útil do motor. Para tal algumas

empresas de aviação dispõem nas suas equipas de técnicos que efetuam a monitorização dos parâmetros de operação ao longo de determinados números de ciclos. A principal premissa que existe, é isolar cada módulo do reator, para possibilitar a realização da monitorização da tendência (*Trend Monitoring*) em condições reais de voo e não em banco de ensaio, quer seja em T/O ou MCT. Os reatores mais recentes estão equipados com um componente designado por *Full Authority Digital Engine Control* (FADEC), onde através de uma programação interna, ao receber sinais elétricos, permite realizar a monitorização dos parâmetros, foi assim desenvolvida a tecnologia de *Performance Multiplexer* (PMUX) que apresenta canais dedicados à leitura de certos parâmetros de funcionamento.

Como já referido, aos primeiros sinais de degradação e mudança das condições ótimas do reator é injetado mais combustível, mas uma vez que se está perante um fenómeno que ocorre na natureza, e não havendo a possibilidade de violar a terceira lei de Newton, para cada ação existe sempre uma contrária de igual magnitude. Desta forma ao garantir o impulso constante leva a uma maior temperatura de EGT, que por sua vez conduz a um maior desgaste das peças a jusante da câmara de combustão. É por este motivo que se torna importante isolar cada módulo a fim de perceber quais as variações que existem face a um reator modelo na sua fase inicial de vida. Uma regra de ouro considerada pelas empresas de aviação é que para um aumento de combustível de 1% existe um aumento na temperatura de gases de escape de cerca de 10°C.

É de grande importância existirem estudos de desempenho de reatores e respetivos modelos termodinâmicos [8], permitindo assim com a informação de bancos de ensaio, conhecer as características termodinâmicas do fluido de trabalho, estes estudos são divididos em duas etapas. Uma primeira designada por análise paramétrica do ciclo (também chamada por *design point* ou *on-design*) e outra designada por análise de desempenho do reator (também conhecida por *off-design*). A informação destes estudos é considerada crucial pelas MRO's por forma a fazer uma análise de causa-efeito na eventualidade de existir um funcionamento anormal do reator, poupando assim em fatores segurança, de tempo em tarefas de manutenção/reparação e económicos, estes últimos que têm vindo a ser mais restritivos nos últimos anos [9].

O primeiro grande passo na criação de reator do tipo *turbofan*, é ter em consideração a definição correta das propriedades termodinâmicas no seu ponto de *design* [10], onde a partir desses cálculos existem fatores que devem ser levados em

consideração, como os rendimentos dos componentes, as purgas de ar, as propriedades variáveis do fluido de trabalho, entre outros. Na figura 1.4 é apresentado o fluxograma do procedimento de desenvolvimento de um motor aeronáutico.

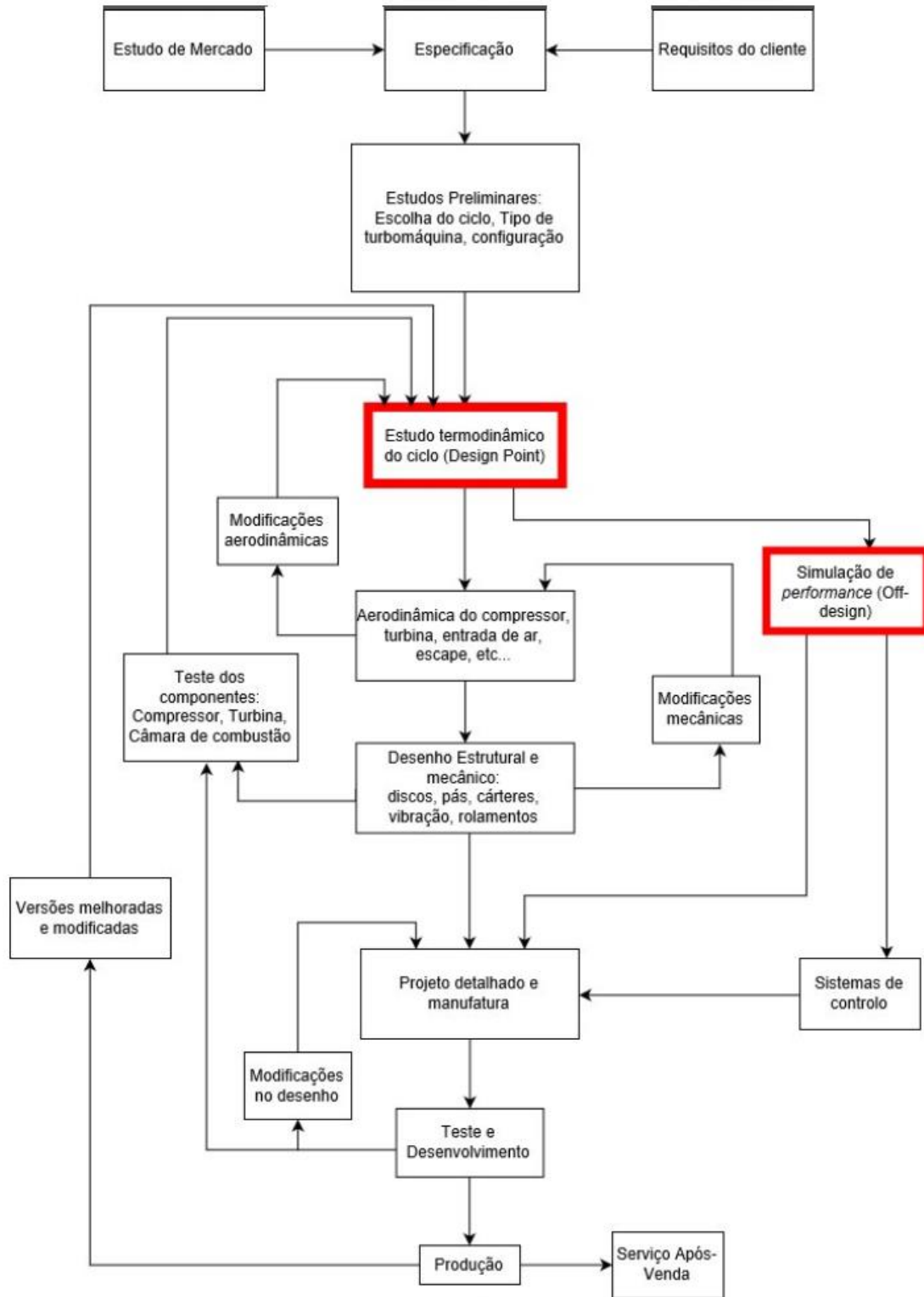


Figura 1.4 - Procedimento típico de desenvolvimento de uma turbina a gás [10]

1.1 Objetivo

O principal objetivo deste trabalho final de mestrado consiste na criação de um modelo termodinâmico do reator CF6-80C2, produzido pela General Electric.

De modo a cumprir o objetivo apresentado o autor da presente dissertação juntou-se à equipa de engenharia da manutenção de motores da TAP M&E, com o propósito de elaborar a modelação do reator em questão. Numa primeira fase foi apresentada pela equipa da TAP, os principais constituintes do reator tanto de *hardware* como dos sistemas presentes.

Com base em trabalhos já desenvolvidos, a TAP possui cartas de reatores da família CFM56, dados estes que já foram correlacionados permitindo a criação do modelo termodinâmico para estes reatores. Existe agora uma tendência para seguir novos caminhos e para tal desenvolver um novo modelo efetuando a simulação integral para o reator *turbofan* CF6-80C2, assim como para o CFM56-7B. Estes modelos vêm permitir às equipas de engenharia da TAP um conhecimento mais profundo no impacto que uma determinada intervenção de reparação apresenta no funcionamento dos motores e no aumento do tempo entre reparações, permitindo assim uma maior fiabilidade e redução dos custos no ciclo de vida útil.

Para que a presente dissertação conduza aos resultados esperados, o autor terá uma ajuda constante por parte da engenharia de reator, no fornecimento de dados e ainda um contacto com os técnicos especializados do banco de ensaios presente nas instalações da TAP M&E. Com estes dados o autor poderá criar o modelo em condições de *design-point* e de *off-design*, através do software de simulação GasTurb v.11[®]. Numa fase seguinte pretende-se abordar uma análise entre a *performance* dos motores ensaiados e o modelo de referência, designado por *Model Based Test Analysis* (MBTA), ferramenta esta que está incorporada no software. Esta funcionalidade do software permite avaliar quais os módulos constituintes do reator apresentam uma maior diferença no funcionamento face ao modelo criado e desta forma se algum reator não apresentar condições que o permitam passar os testes de aceitação, a equipa de engenharia da TAP pode logo definir ações de reparação específicas para cada caso, uma vez que se conhece o componente que está a apresentar problemas no seu funcionamento.

1.2 Estrutura da dissertação

Uma introdução acerca da evolução das turbinas a gás é apresentada no capítulo 2. Será apresentado o ciclo de funcionamento, conceitos de rendimentos dos constituintes e ainda outras propriedades da operação das turbinas, como as características do escoamento.

No capítulo 3 são apresentados os diversos módulos que fazem parte do reator. Além disso são apresentadas as noções principais de desempenho e soluções tecnológicas que estão presentes no CF6. São abordadas também as principais causas de degradação nos motores

No capítulo 4 é feita uma apresentação da empresa que possibilitou o desenvolvimento da dissertação, começando com a sua importância no setor de MRO's existentes e apresentando as instalações do banco de ensaio da TAP, assim como quais os parâmetros retirados dos ensaios.

No capítulo 5 é apresentado o software de simulação que será uma ferramenta essencial no processo de desenvolvimento do modelo termodinâmico, falando dos recursos que a mesma possui e todas as funcionalidades que podemos utilizar. É focado também o conceito de ensaio de correlação e qual a sua importância para a criação do ponto de referência do ciclo. Posteriormente é feita a passagem para condições de *off-design* com a introdução do conceito de *map scaling* que possibilita a adequação das curvas dos mapas dos componentes ao caso de estudo do presente trabalho final de mestrado, é também efetuada a validação do modelo de modo a verificar a sua precisão na simulação.

Por fim no capítulo 6 é feita a aplicação ao reator em estudo, utilizando a informação de ensaios de banco e comparando com o modelo desenvolvido no capítulo 5, com o objetivo de ver as diferenças ao longo dos módulos do motor concluindo se os mesmos se apresentam em melhores ou piores condições. Prevê-se também a realização de uma análise comparada entre vários ensaios, utilizando uma folha de dados recorrendo a um template já desenvolvido em *Excel Visual Basic* (VBA) para avaliar o comportamento entre reatores.

Capítulo 2

Bases termodinâmicas de propulsão aeronáutica

2.1 Sistema de propulsão aeronáutico

Um sistema de propulsão é definido como uma unidade que se encontra rodeada por um fluido e através da qual flui. No interior deste sistema existe um mecanismo de transferência de energia, o qual acelera o fluido de trabalho aumentando assim a energia cinética. Para este sistema de troca de energia é dado o nome de motor aeronáutico [10]. Na figura 2.1 é apresentado o sistema de propulsão referido.

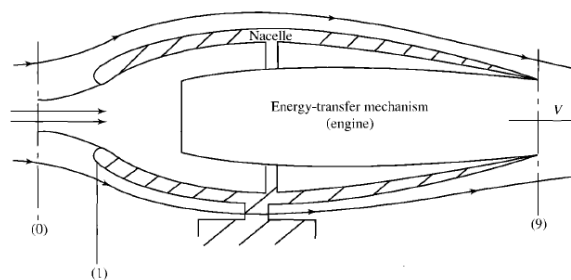


Figura 2.1 – Sistema de propulsão aeronáutico

Segundo (Mattingly, 2006) para definir o impulso de um motor é necessário conhecer a quantidade de fluido que percorre o sistema, ou seja, as pressões e consequentemente as velocidades, assim é escrita a seguinte equação que define o *Uninstalled Engine Thrust*:

$$F = \frac{\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0}{g_c} + (P_9 - P_0) * A_9 \quad (2.1)$$

De modo a perceber qual o melhor sistema de propulsão que deve de ser empregue num avião é necessário considerar o rendimento global que é dado pelo conjunto do rendimento térmico mais o rendimento de propulsão [11].

O rendimento de propulsão, compara a energia fornecida para deslocar o avião, com a taxa de aumento de energia cinética do ar ao longo do reator.

$$\eta_p = \frac{V[(\dot{m}_{ar} + \dot{m}_f) V_j - \dot{m}_{ar} V]}{\frac{1}{2}[(\dot{m}_{ar} + \dot{m}_f) V_j^2 - \dot{m}_{ar} V^2]} \quad (2.2)$$

No rendimento de propulsão definido em 2.2 existe a relação entre a taxa à qual o trabalho é efetuado para propulsionar o avião com a taxa a que aumenta a energia cinética do escoamento que atravessa o reator, contudo não inclui a energia térmica que é produzida com a queima do combustível, deste modo define-se a energia térmica da seguinte forma [11]:

$$\eta_{th} = \frac{\Delta EC}{\dot{m}_f * PCI} = \frac{\dot{m}_{ar} [v_j^2 - v^2]}{2 \dot{m}_f * PCI} \quad (2.3)$$

Uma vez que o rendimento global é definido por:

$$\eta_o = \frac{\text{Trabalho util}}{\text{Energia termica do combustivel}} = \eta_p * \eta_{th} \quad (2.4)$$

Por outras palavras pode-se substituir as equações de 2.2 e 2.3, ficando escrito da seguinte forma:

$$\eta_o = \frac{\text{Impulso} * \text{Velocidade}}{\dot{m}_f * PCI} = \frac{\text{Impulso}}{\dot{m}_f} * \frac{\text{Velocidade}}{PCI} = \frac{1}{SFC} * \frac{\text{Velocidade}}{PCI} \quad (2.5)$$

Pode-se concluir assim que para melhorar o rendimento global de propulsão de um reator existem duas variáveis fundamentais, que são o consumo específico de combustível e a velocidade dos gases ao longo do reator, o poder calorífico inferior sendo uma propriedade interna ao combustível, não pode ser alterada.

2.2 Turbina a Gás

Ao nível de produção de energia mecânica, as turbinas são em muitos dos casos a forma mais satisfatória [10], e no caso prático do ramo aeronáutico é vista como a principal escolha nas fases de projeto, uma vez que produz grandes quantidades de energia face às suas dimensões e peso. Nos últimos 20 anos tem existido um grande crescimento ao nível da tecnologia por detrás das turbinas a gás, maioritariamente devido

ao desenvolvimento dos materiais, dos revestimentos e sistemas mais eficientes de arrefecimento dos motores [1].

As turbinas a gás com aplicação na indústria aeronáutica têm sido líderes no que toca à tecnologia que apresentam, o critério principal de elaboração das mesmas assentam essencialmente na alta fiabilidade, com elevado grau de desempenho, permitindo elevados números de arranques onde para um motor que apresente um valor de 3500 horas entre ações exaustivas de manutenção é considerado como aceitável [1], no caso de estudo para o reator CF6-80C2, os mesmos dão entrada em oficina com cerca de 3400 ciclos, por razões de cumprimento de limites das peças de vida limitada (PVL). Estes motores aeronáuticos são conhecidos essencialmente pelas suas razões de impulso/peso, o aumento desta razão nos últimos anos deve-se principalmente aos desenvolvimentos de altas razões de geometria das pás dos compressores (razão entre corda e altura) assim como uma otimização ao nível das diferenças de pressão nos compressores e das temperaturas do fluido para possibilitar um máximo trabalho por unidade de escoamento.

2.2.1 Ciclo ideal das turbinas a gás

Os reatores aeronáuticos existentes na atualidade, apresentam cada vez mais uma maior complexidade ao nível de componentes, e sistemas interligados entre si de modo a fazer uma correta gestão da operação de funcionamento dos mesmos. Apesar desta maior complexidade o funcionamento de um motor do tipo *turbofan* baseia-se essencialmente no ciclo simples de uma turbina a gás, denominado por ciclo a gás ou ciclo de Brayton. No primeiro capítulo da presente dissertação, o autor apresentou as bases de funcionamento destes motores e concluiu que cada componente influencia, de determinada maneira, o funcionamento e consequentemente o rendimento global do ciclo.

O ciclo a gás ideal é composto essencialmente por três processos sendo eles: (1) a admissão de ar no compressor, geralmente nas condições atmosféricas, onde ocorrerá a compressão isentrópica do fluido de trabalho, levando assim ao aumento de pressão e de temperatura, (2) Entrada do ar comprimido, na câmara de combustão onde ocorre a mistura do ar com o combustível, existindo o aumento de temperatura devido ao processo de combustão a pressão constante. (3) Por fim os gases resultantes do processo de combustão, que se encontram a alta temperatura, são admitidos numa turbina, onde se inicia assim uma expansão isentrópica, que diminui a pressão dos gases até à pressão

ambiente uma vez que atua nas pás da turbina gerando assim movimento das mesmas e consequentemente a produção de trabalho. Parte do trabalho que é realizado na turbina é utilizado diretamente para alimentar o compressor, não sendo assim um trabalho que possa ser aproveitado, desta forma quanto pior a eficiência do compressor menor será o trabalho que efetivamente é utilizado pela turbina. Na figura 2.2 é apresentado o esquema do ciclo de Brayton simples, na figura 2.3 são ilustrados os diagramas P-V e T-S do ciclo.

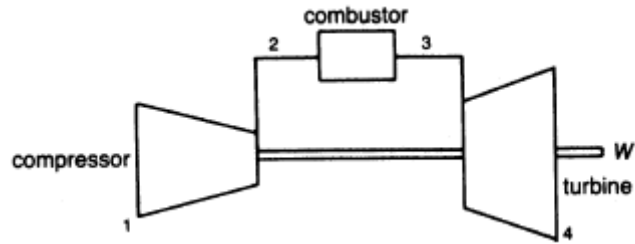


Figura 2.2 - Esquema do ciclo de Brayton

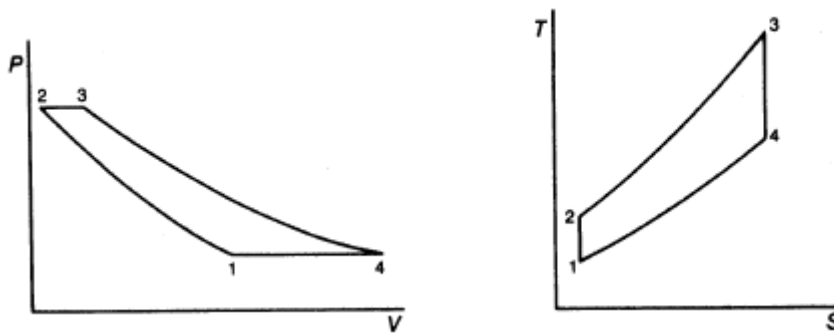


Figura 2.3 - Diagramas P-V e T-S do ciclo a gás [1]

Aplicando a primeira lei da termodinâmica, onde se admite que existe conservação de massa é possível apresentar as seguintes equações referentes ao ciclo a gás ideal.

$$Q - W = \dot{m}_{ar}(h_2 - h_1) + \frac{1}{2}(C_2^2 - C_1^2) \quad (2.7)$$

$$W_c = -\dot{m}_{ar}(h_2 - h_1) \quad (2.8)$$

$$Q_c = (\dot{m}_{ar} + \dot{m}_{fuel})(h_3 - h_4) \quad (2.9)$$

$$W_t = (\dot{m}_{ar} + \dot{m}_{fuel})(h_3 - h_4) \quad (2.10)$$

Com as expressões anteriores, é possível calcular o trabalho produzido, dado por:

$$W_{ciclo} = W_t - W_c \quad (2.11)$$

Uma vez que a única fonte de calor do ciclo é na câmara de combustão (processo 2→3), tem-se:

$$Q_{2\rightarrow3} = (\dot{m}_{ar} + \dot{m}_{fuel})(h_3) - \dot{m}_{ar}h_2 \quad (2.12)$$

Pode-se concluir assim quanto ao rendimento do ciclo de Brayton ideal, que é calculado da seguinte forma:

$$\eta_{ciclo} = \frac{W_{ciclo}}{Q_{2\rightarrow3}} \quad (2.13)$$

De facto, ter os processos a ocorrerem de forma reversível e adiabática é vantajoso pois permite de uma forma mais expedita o cálculo dos parâmetros termodinâmicos em cada componente do ciclo quer seja o compressor ou a turbina e considerando os processos isentrópicos têm-se as seguintes expressões:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.14)$$

$$\frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.15)$$

2.2.2 Propriedades do escoamento

Neste subcapítulo serão apresentadas algumas noções principais sobre a compressibilidade do escoamento de modo a uma melhor compreensão do mesmo por parte do leitor.

2.2.2.1 Escoamento Incompressível

Na mecânica de fluidos um escoamento pode ser definido como incompressível, se forem desprezados os efeitos de compressibilidade do fluido, desta forma o fluido de trabalho apresenta praticamente uma massa volúmica constante, o que na prática quando se estuda o escoamento apenas se lidam com duas variáveis a velocidade e a pressão, e

geralmente despreza-se os efeitos da compressibilidade até velocidades de 1/3 da velocidade do som, ou seja, $Mach \leq 0,3$ [12].

O número de Mach é um conceito que caracteriza o comportamento de um determinado escoamento em relação à velocidade do som. Este número é definido pela seguinte expressão:

$$M = \frac{C}{a} \quad (2.16)$$

Onde C é a velocidade do escoamento e a a velocidade do som que é definida pela seguinte equação, isto se apresentar as propriedades de um gás perfeito:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.17)$$

Onde, γ é a relação de calores específicos, R a constante do gás no qual se propaga o som e T a temperatura absoluta do fluido.

2.2.2.2 Escoamento compressível

Ao estudar um escoamento, e fazendo a aplicação da equação de Bernoulli, uma simplificação possível, é apresentada de seguida:

$$\Delta p = -\rho \frac{\Delta V^2}{2} \quad (2.18)$$

Desde que as variações de pressão e de velocidades sejam elevadas o efeito de compressibilidade já apresenta um peso importante devido às intensas variações de energia cinética, o que leva a que a massa volúmica seja uma função da temperatura e da pressão. Neste tipo de escoamento as variáveis aumentam pela mudança das propriedades do fluido, passando a ter para além da velocidade e da pressão, a massa volúmica e a temperatura.

Para escoamentos que apresentem uma elevada velocidade, por conseguinte uma elevada energia cinética, esta não pode ser desprezada e é apresentado assim um novo conceito designado por entalpia de estagnação, apresentado pela expressão 2.19:

$$h_0 = h + \frac{c^2}{2} \quad (2.19)$$

Esta propriedade representa a entalpia de um determinado fluido levado ao repouso por uma desaceleração adiabática. Desde que o fluido de trabalho seja um gás perfeito e partindo da equação 2.19 uma nova propriedade pode ser definida, sendo ela a temperatura de estagnação [13]. Esta propriedade representa a energia que um fluido consegue atingir ao ser sujeito a uma paragem adiabática.

$$T_0 = T + \frac{c^2}{2c_p} \quad (2.20)$$

Uma vez mais tendo por base a equação da entalpia de estagnação pode-se escrever a equação relativa à pressão ganha devido a uma imobilização adiabática:

$$P_0 = P + \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.21)$$

2.2.3 Ciclo Real das Turbinas a Gás

No capítulo 2.2.1 foi apresentada a noção de ciclo ideal das turbinas a gás, nesse caso todos os processos são considerados reversíveis e adiabáticos, logo não existem fugas de gás ao longo do motor nem atritos nas paredes do compressor e nas próprias pás. Uma vez que na natureza os processos são irreversíveis e que existem sempre trocas de calor com o meio envolvente, o caso da turbina a gás não é exceção. É desta forma que devem de ser consideradas as irreversibilidades presentes nos três processos do ciclo a gás, o que levará a um aumento das quedas de pressão. Considerando as irreversibilidades existentes, o rendimento tanto do compressor como da turbina são dados pelas seguintes expressões [11]:

$$\eta_c = \frac{h_{2,is} - h_1}{h_2 - h_1} \quad (2.22)$$

$$\eta_t = \frac{h_3 - h_4}{h_3 - h_{4,is}} \quad (2.23)$$

O subscrito *is*, representa a entalpia do ponto considerando o processo isentrópico, graficamente é possível verificar estas evoluções na figura 2.4 (linhas a traço

interrompido), verifica-se também os termos 02, na figura que representam as propriedades termodinâmicas dos vários pontos nas condições de estagnação que foram abordadas no tópico 2.2.2.

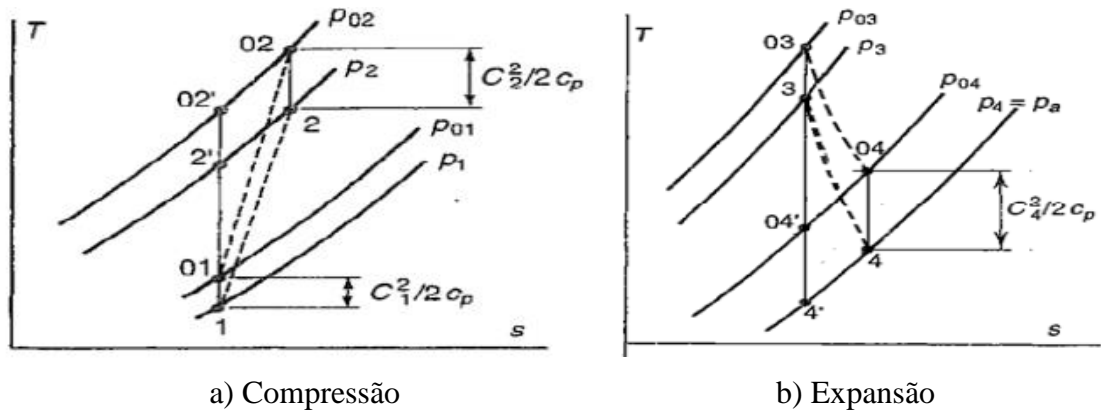


Figura 2.4 - Evolução real vs. Isentrópica [12]

Ao analisar a figura 2.4 verifica-se que as diferenças entre o ciclo real e ideal, reside nas temperaturas e por consequência direta nos valores de entalpia dos pontos e assim originando valores de W_c e W_t diferentes dos obtidos para o ciclo ideal. Na mesma figura os pontos antecidos por 0, representam aqueles referentes às propriedades de estagnação, o termo $C_X^2/2C_p$ representa o ganho de temperatura do fluido devido à imobilização adiabática.

A adicionar ao facto de que os processos não se comportam da maneira prevista para o caso ideal, é necessário ter em consideração de que as transformações termodinâmicas existentes para os casos de reatores aeronáuticos que possuam razões de pressões de compressão na ordem de 10:1 e razões de pressão dos ciclos de pelo menos 35:1 existe dois processos de compressão e dois de expansão, o que provoca uma maior complexidade ao nível de conhecer com precisão as propriedades termodinâmicas de cada ponto[10]. Na figura 2.5 é apresentado o esquema do ciclo de *Brayton* aplicado aos *turbofans*.

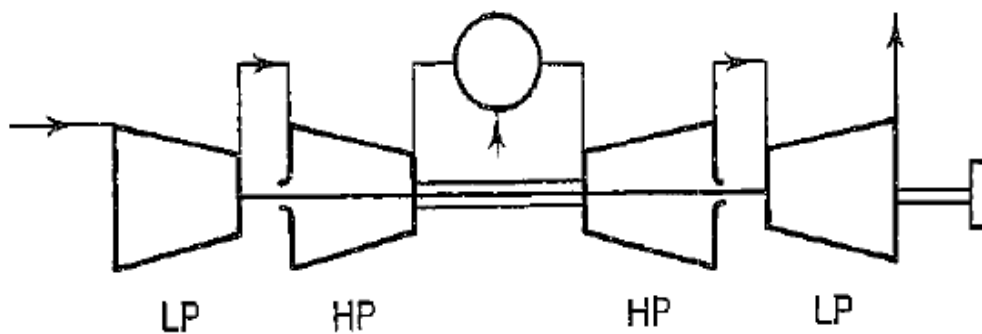


Figura 2.5 - Ciclo de *Brayton* aplicado a um motor de 2 veios

De forma a analisar o ciclo real aplicado a motores aeronáuticos do tipo *turbofan*, é importante fazer determinadas considerações, quer para o funcionamento como para as perdas, assim sendo, define-se [2]:

- O gás como sendo perfeito a montante da câmara de combustão;
- O gás como sendo perfeito a jusante da câmara de combustão;
- Os componentes apresentam comportamento adiabático (não é considerado a refrigeração na turbina);
- Os rendimentos tanto da *Fan*, compressor e turbina são apresentados recorrendo ao rendimento politrópico $\eta_{\infty F}$, $\eta_{\infty c}$ e $\eta_{\infty t}$ respetivamente.

2.2.4 Rendimento politrópico

Ao longo do trabalho desenvolvido e até esta fase, o autor ao referir os rendimentos quer do compressor ou da turbina considerava ambos como um todo e para uma determinada razão de pressão fixa, considerada ótima, onde a mesmo se mantinha constante em todo o funcionamento destes componentes. Para um aumento desta razão de pressões existe a diminuição do rendimento do compressor e em oposição o rendimento da turbina aumenta [10].

Aparece assim a questão quanto à variação do rendimento em função de um aumento ou diminuição de pressões. Para o caso dos turbofans, considerando o compressor como axial e apresentando um determinado número de andares, segundo (Saravanamuttoo, 1996) é aconselhável a definição do rendimento isentrópico para cada andar individualizado, η_s , o qual permanece constante ao longo do compressor. Desta forma tem-se, pela figura 2.4 a):

$$\frac{\eta_s}{\eta_c} = \frac{\sum \Delta T'_s}{\sum \Delta T_s} \quad (2.24)$$

Uma vez que $\sum \Delta T'_s$ é maior que $\sum \Delta T_s$ então η_c é inferior a η_s , na prática traduz-se num aumento de temperatura devido ao atrito num andar que irá resultar em mais trabalho requerido para o seguinte, denominado por efeito de pré-aquecimento [10]. De forma similar ao aplicar-se na turbina têm-se o rendimento da turbina maior que o

rendimento por andar traduzindo-se num pré-aquecimento de um andar que é parcialmente recuperado na forma de trabalho, no andar seguinte. Com estas considerações define-se o conceito de rendimento politrópico, η_{∞} .

Aplicado ao compressor o rendimento toma a seguinte expressão:

$$\eta_{\infty c} = \frac{\ln(P_2/P_1)^{(\gamma-1)/\gamma}}{\ln(T_2/T_1)} \quad (2.25)$$

2.2.5 Processo de combustão

Outro fator que revela uma grande importância na análise dos parâmetros do ciclo, é o comportamento do processo de combustão. O calor que é adicionado ao ciclo de Brayton é originário da câmara de combustão, como apresentado no capítulo 2.2.1. e pode ser calculado pela expressão 2.9, onde recebe ar do compressor e após a combustão é admitido na turbina a uma temperatura elevada, idealmente sem perdas de pressão e geralmente considerando processos de combustão pobres, com grande excesso de ar [1].

Ainda que o desenho geométrico da câmara de combustão permita minimizar qualquer perda de energia, as mesmas são inevitáveis. Idealmente pretende-se que no fim do processo de combustão todo o combustível tenha sido queimado e para tal existe uma zona que tem a função de misturar os gases quentes com o ar de diluição. Esta mistura abandona a câmara com uma alta temperatura e velocidade dirigindo-se assim para as *vanes* da turbina de alta pressão.

De modo a obter o rendimento da câmara de combustão é necessário calcular a sua eficiência que irá diminuir consoante o aumento das perdas de pressão. A eficiência de combustão na verdade avalia o nível de integridade do processo de combustão, que afetará diretamente o consumo de combustível e na potência total que pode ser retirada do reator, por norma o valor das perdas é entre 2-8% da pressão estática [1]. Desta forma o rendimento vem dado pela seguinte expressão:

$$\eta_{comb} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_3 - \dot{m}_a h_2}{\dot{m}_f \cdot PCI} \quad (2.26)$$

Capítulo 3

Reator CF6-80C2

Neste capítulo é efetuada uma apresentação de um dos reatores, sobre o qual incidiu o estudo de desempenho, para tal serão abordados os principais módulos, características construtivas assim como outras informações consideradas como relevantes pelo autor.

3.1 Família de motores CF6

O CF6-80C2 pertence à família de motores CF6, sendo do tipo *turbofan*, este reator é produzido pela *General Electric Aviation* desde o final dos anos 70. A família CF6 apresenta desde então um registo operacional impressionante, totalizando aproximadamente 430 milhões de horas de voo, com certificação para operar em 13 tipos diferentes de aeronaves, culminando assim num total de 115 milhões de ciclos de voo [14].

Na figura 3.1 é apresentado o desenvolvimento das várias gerações da família CF6, na figura 3.2 são apresentadas as aeronaves onde são aplicados os reatores da família CF6. Na tabela 3.1 é feita a apresentação dos vários modelos CF6-80C2.

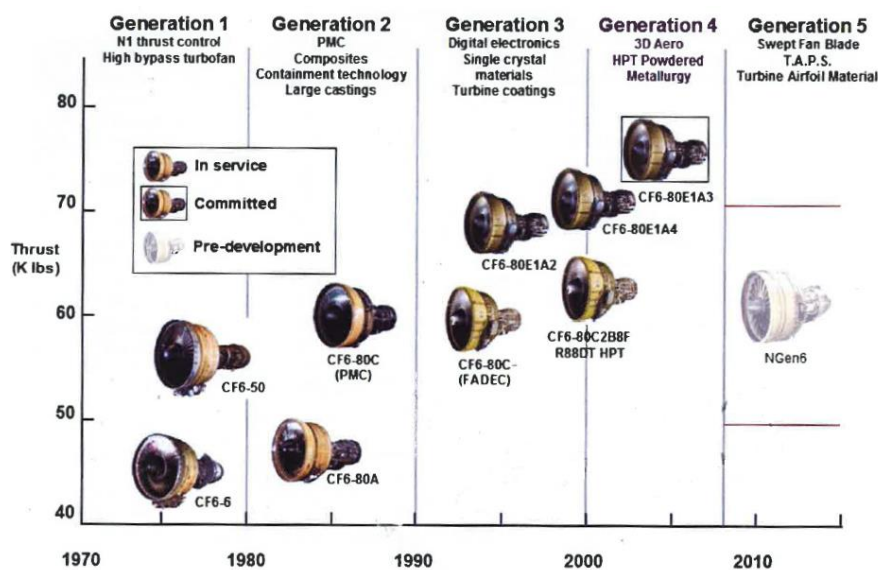


Figura 3.1 - Evolução do reator CF6

Modelo	Impulso (lb)	Aplicações
CF6-80C2A1	59000	A300-600
CF6-80C2A2	53500	A310-200/300
CF6-80C2A3	60300	A300-600
CF6-80C2A5	61300	A300-600R
CF6-80C2B1	56300	B747-200/300
CF6-80C2B2	52500	B767-200ER/300ER
CF6-80C2B4	57180	B767-200ER/300ER
CF6-80C2B6	60800	B767-200ER/300ER
CF6-80C2B7F	60800	B767-200ER/300ER/400ER

Tabela 3.1 – Diferentes rates do CF6-80 [15]



Figura 3.2 - Aplicações dos reatores da família CF6 [15]

Os reatores da família CF6 apresentam o *design* característico de 2 veios. Esta configuração efetua a ligação entre o LPC e a LPT no mesmo veio assim como a *Fan*. Este reator foi introduzido inicialmente com a designação TF39, uma versão militar do motor que equipa o avião Galaxy C-5. A nível de aviação comercial foi introduzido no DC-10-10 com a designação CF6-6D apresentando um impulso de 39000 lb. Esta primeira versão apresentava a seguinte configuração:

- 4 estágios de LPC;
- 16 estágios de HPC;
- 5 estágios de LPT;
- BPR de 5,7;
- Devido ao BPR apresentava uma boa eficiência no consumo de fuel.

Subsequentemente foi criado o CF6-50C, desenhado para equipar o DC-10-30 e as primeiras versões do Airbus A300B com as variantes -B2 e -B4, a maior parte da sua

configuração derivou do CF6-6D apenas apresentando alterações ao nível do HPC, que devido às melhorias de aerodinâmica permitiu passar de 16 para 14 andares assim como a redução de 1 andar na LPT com melhoria no sistema de arrefecimento da mesma. Mantendo o diâmetro da *FAN*, ocorreu um aumento do caudal primário, passando a ter um BPR de 4,26, apresentando um impulso de 50400 lb. Foi desenvolvida quase em simultâneo uma versão designada por -50E onde é exatamente o mesmo reator, mas com presença de VSV's nos primeiros andares da HPC, o que aumentou o impulso para 51800 lb.

Mais tarde foi apresentado o CF6-80C2, uma variante da família CF6, que segundo a *International Aviation Services Group* (IASG) [16] foi um motor que era a definição da posição de liderança na aviação:

“GE really broke into the market with the CF6-80C2 series and this engine was the defining point in creating the leadership position”

Algumas características técnicas são apresentadas de seguida:

- Com o objetivo de reduzir o consumo de combustível e controlar a margem de *stall*, o reator apresenta um sistema de VSV's, onde os primeiros cinco andares podem alterar o ângulo do estator de acordo com o regime de funcionamento do motor;
- O motor apresenta um sistema de VBV's no *booster*. Através deste sistema uma percentagem de ar do caudal primário é transferida para o secundário na fase de arranque do reator;
- Para otimizar o consumo de combustível do reator e minimizar a sua degradação, a HPT e a LPT são arrefecidas com uma purga de ar do HPC. Pelo controlo das válvulas realizado através do *Main Engine Control* (MEC) nas versões mais antigas ou recentemente através do *Full Authority Digital Electronic Control* (FADEC), as folgas entre o cárter e as pás da HPT e LPT são otimizadas para cada regime de funcionamento do reator.

Na tabela 3.1 é possível verificar a existência de várias versões dentro do reator CF6-80C2, apresentando apenas uma letra característica no fim da designação do modelo (-C2XX), no fundo apresentam as mesmas características, mas através de eletrónica são

efetuados *derates*¹, de modo a obter mais ou menos impulso, todos estes *rates* são apresentados no *Engine Shop Manual*. Na tabela 3.2 é apresentada as características globais para o CF6-80C2. No subtópico 3.2 é apresentada a análise mais detalhada dos vários módulos do motor.

Características	Componentes
LPC	1 estágio Fan / 4 estágios <i>Booster</i>
HPC	14 estágios primários (5 com VSV's)
HPT	2 estágios
LPT	5 estágios
Diâmetro da fan (m)	2,69
Comprimento (m)	4,27
Peso (kg)	4300 - 4472
Overall Pressure Ratio	27,1 - 31,8
Razão de Bypass	5 - 5,31

Tabela 3.2 - Principais características técnicas do CF6-80C2 [16]

3.2 Constituição do CF6-80C2

Como é observado na tabela 3.2, um reator aeronáutico apresenta diferentes módulos nos quais existe uma enorme quantidade de componentes e complexidade na dependência entre si. O reator em causa foi desenhado, utilizando um conceito modular. Este conceito permite uma maior facilidade nas ações de manutenção assim como uma maior disponibilidade em casos de *Overhaul* [17]. No *Engine Shop Manual* (ESM), existe a apresentação exhaustiva de cada componente do reator, num âmbito mais oficial. Uma vez que no capítulo 5 será realizada a modelação do motor, onde se assume de antemão alguns conceitos e fundamentos relativos ao normal funcionamento de um *turbofan*, como já adquiridos. O autor apresentará de forma sucinta a constituição do CF6. Na figura 3.3 é ilustrada uma representação lateral deste caso de estudo.

¹ Ajuste eletrónico dos parâmetros de funcionamento do motor

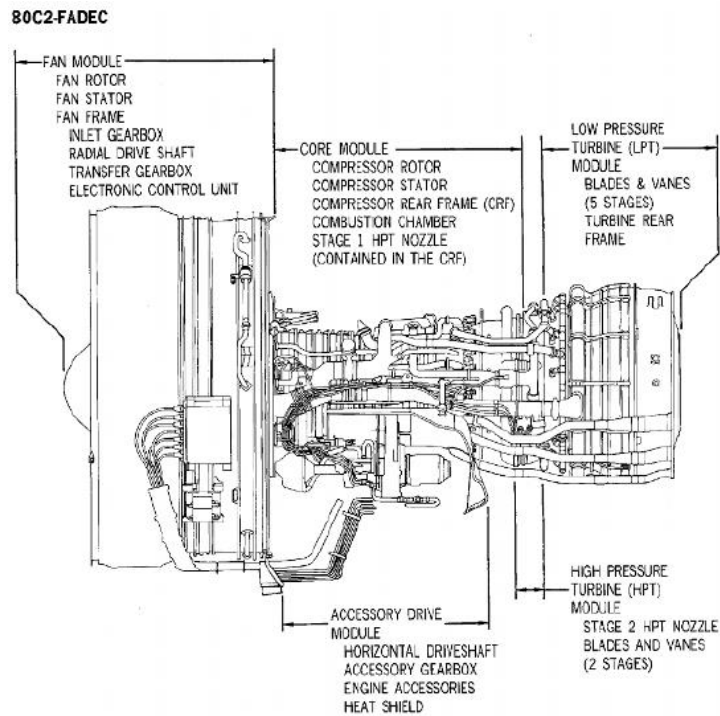


Figura 3.3 - Representação do reator e seus módulos [15]

Da observação da figura anterior pode-se concluir que o reator é composto por cinco módulos principais, sendo eles:

- Módulo da *Fan*;
- Módulo do *Core*;
- Módulo da Turbina de Alta Pressão;
- Módulo da Turbina de Baixa Pressão;
- Módulo da caixa de acessórios.

O módulo da *Fan* (figura 3.4) produz aproximadamente 80% do impulso total do reator através da aceleração do ar que sai pela descarga da *Fan*, fornecendo também ar que vai alimentar o compressor de alta pressão. Os componentes mais importantes deste módulo são os seguintes:

- Rotor da *Fan* composto por um único estágio, constituído por 38 pás em titânio;
- Compressor axial de baixa pressão com 4 andares (*booster*), ou seja, conjunto de estatores e rotores. Este compressor está ligado pelo mesmo veio à *Fan* e à LPT, constituindo assim a secção de baixa pressão;
- *Frame* e Carter da *Frame* que serve de elemento estrutural para a *Fan*, *booster*, rolamentos 1 e 2 e painéis acústicos. Este componente aloca

também as *Variable Bleed Valves* (V.B.V's). Estas válvulas permitem desviar parte do caudal primário para o secundário em regimes transientes de funcionamento do reator, de modo a evitar a ocorrência do fenómeno de *surge*;

- *Outlet Guiding Vanes* (O.G.V's) que fazem o guiamento do caudal secundário;
- *Fan Mid Shaft*.

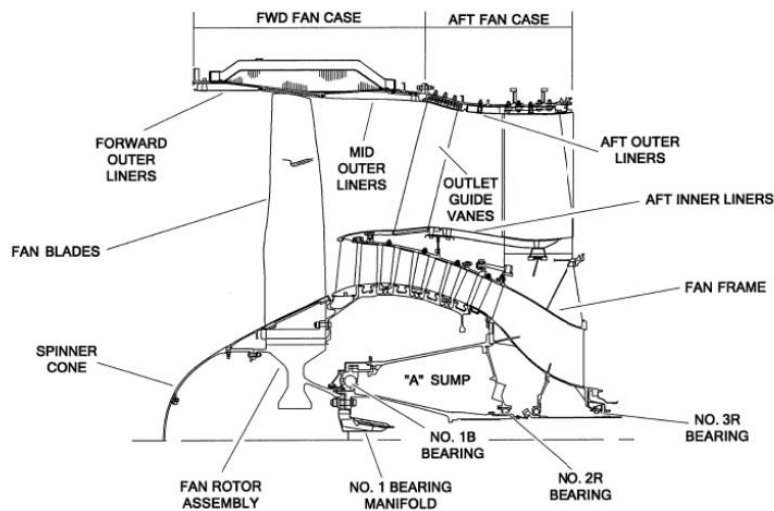


Figura 3.4 - Módulo da Fan [15]

O módulo do core (figura 3.5), situa-se numa parte do núcleo do reator, ao contrário do módulo anterior, este faz parte da secção de alta pressão do reator, e é constituído por:

- Compressor de alta pressão (HPC), constituído por 14 estágios de compressão;
- Um andar de *Inlet Guide Vanes* (I.G.V's), que faz o guiamento do ar à entrada do HPC;
- 5 andares de *Variable Stator Vanes* (V.S.V's), que variam o ângulo em função do regime do reator;
- Frame traseiro do compressor, um conjunto estrutural na zona intermédia do reator que aloca os rolamentos 4 e 5 e a *sump* "B";
- Conjunto de combustão, onde existe a mistura entre o ar comprimido no HPC e o combustível injetado através de 20 injetores;

- Estator do primeiro andar da turbina de alta pressão, que dirige os gases provenientes da combustão para o bordo de ataque das pás do rotor do 1º andar da HPT.

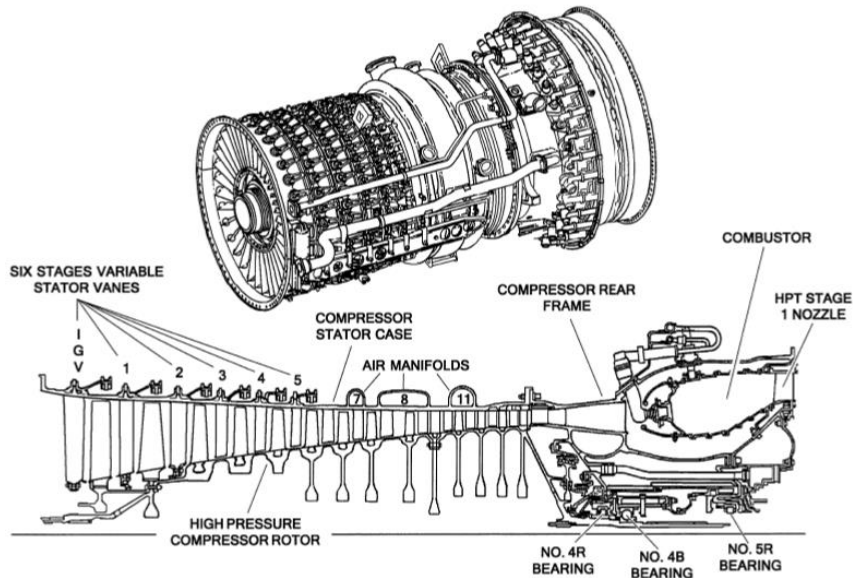


Figura 3.5 - Módulo do core [15]

O módulo seguinte é o da turbina de alta pressão (figura 3.6) que é constituído por um rotor de dois estágios e um estator, conjunto de *Nozzle Guide Vanes* (N.G.V's), faz parte também deste conjunto os *air seals* traseiros.

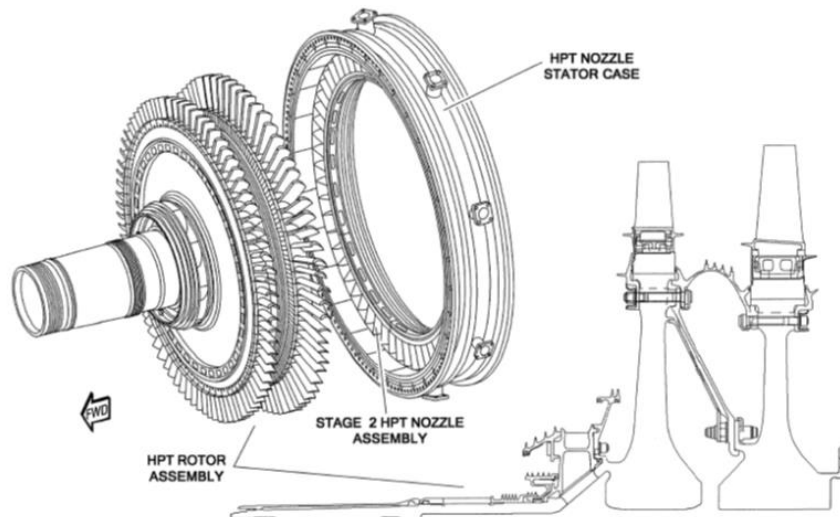


Figura 3.6 - Módulo da turbina de alta pressão [15]

Para fechar a secção de baixa pressão, como dito anteriormente o módulo da Fan encontra-se ligado mecanicamente através de um veio à LPT (Veio de N1), esta faz parte do módulo da turbina de baixa (figura 3.7), que se divide fundamentalmente em três grandes conjuntos:

- O conjunto de estatores, incluído o respetivo cárter;
- O conjunto do rotor, constituído por cinco estágios;
- O conjunto do *frame* traseiro, designado por *Turbine Rear Frame* (TRF), que se liga à LPT, fornecendo a estrutura de suporte para a suspensão traseira do reator. Contêm ainda a tubagem para a lubrificação do sexto rolamento.

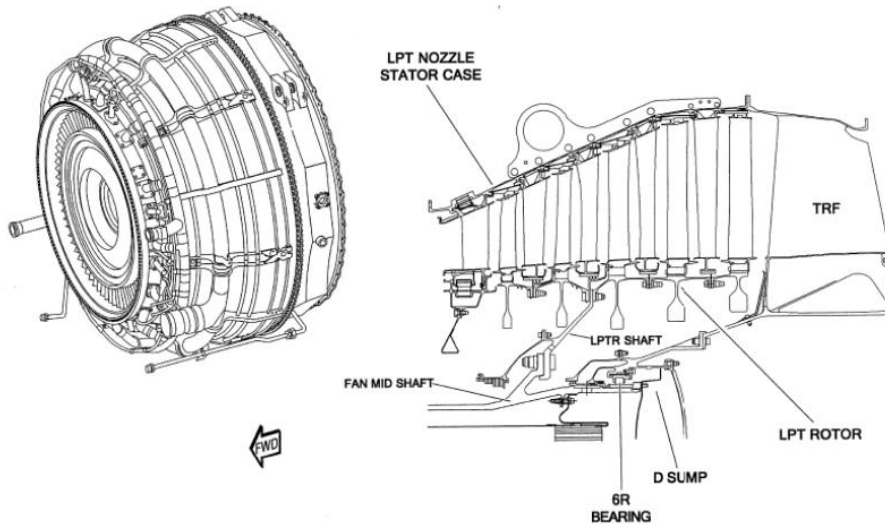


Figura 3.7 - Módulo da turbina de baixa pressão [15]

Por último, mas não menos importante, existe o módulo da caixa de acessórios, localizado na parte inferior do compressor de alta pressão que é constituído fundamentalmente pela caixa de acessórios, pelo escudo de proteção térmica, pelas unidades instaladas (bomba de combustível, bomba de óleo, motor de arranque, entre outros acessórios) e tubagem relacionada.

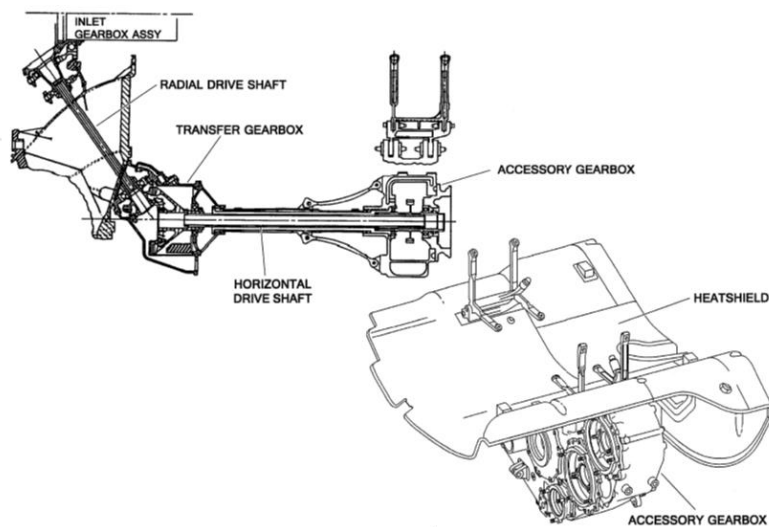


Figura 3.8 - Módulo da caixa de acessórios [15]

Nos reatores aeronáuticos, todos os componentes têm um papel vital, contudo existe um constituinte, onde a sua falha demonstra-se catastrófica para o reator, que são os rolamentos. Assim os mesmos são englobados dentro das denominadas *Sump's*. Deste modo o autor do presente trabalho irá abordar um sistema do reator que apresenta uma enorme importância, que é o sistema de ar. O sistema de ar engloba os caudais de ar primário, secundário (bypass), parasita e os sistemas usados para efetuar um controlo de caudal.

O caudal primário após a passagem pela *fan*, é admitido nos cinco andares do compressor de baixa pressão, dependendo da velocidade de rotação do reator e, portanto, da posição resultante das VBV's que a baixas velocidades estão normalmente abertas purgando ar para dentro da conduta da fan, depois existe a entrada no compressor de alta onde 14 andares comprimem o ar levando ao aumento da temperatura e da pressão. No HPC, existem três andares onde é efetuada a purga de ar que numa localização mais avançada do reator é usado para arrefecimento, sendo considerado um caudal parasita.

O caudal secundário é todo o ar admitido pela *fan*, que não foi admitido no compressor de baixa pressão, este caudal apresenta um movimento de rotação que é corrigido pelas OGV's, este caudal como referido anteriormente produz cerca de 80% do impulso do reator. Uma porção deste caudal é captado para efetuar o controlo de folga ativa [18].

Os caudais extraídos dos caudais principais primário e secundário são parasitas para o reator. Estes caudais destinam-se à pressurização dos *seals* dos *sumps*, arrefecimento localizado, pressurização da câmara de equilibragem do rotor da turbina de alta pressão e funções de instalação do avião. Na figura 3.9 são apresentadas as diversas origens do caudal parasita.

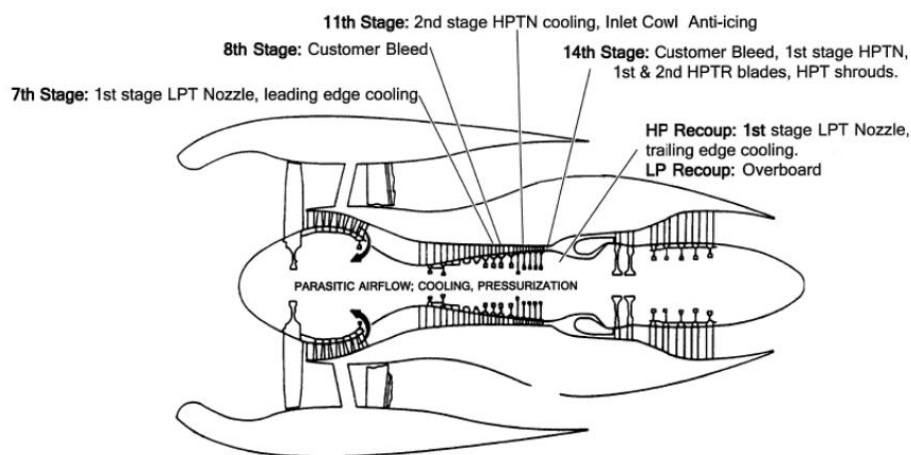


Figura 3.9 - Caudal parasita do reator [15]

De modo a existir um apoio estável nos veios do reator são utilizados seis rolamentos no CF6-80C2, onde é necessário que exista uma boa lubrificação, garantindo que não seja perdido óleo na mesma. Recorrendo ao caudal parasita existe a pressurização do sistema de *sumps* [19]. O sistema de *sump* seco abrange cinco subsistemas:

1. Alimentação de óleo, através de injetores pressurizados por uma bomba de alimentação que injetam óleo sobre os rolamentos;
2. Recuperação de óleo, feita por sucção através de uma tomada no ponto mais baixo da cavidade banhada por óleo;
3. Pressurização do *seal*, fornecida por um caudal de ar parasita dirigida a cavidade do *sump* por tomadas ou tubos na estrutura do reator;
4. Ventilação do *sump*, que mantém um caudal de ar de pressurização dirigido para o interior do *sump*, cuja respiração é feita por uma saída no topo da cavidade de óleo para a pressão ambiente;
5. Dreno do *sump*, onde as fugas de óleo para o interior da câmara de pressurização são drenadas através de uma linha de dreno ligada a uma tomada exterior de drenos

Este subsistema é representado na figura 3.10, que apresenta a filosofia de funcionamento das *sumps*.

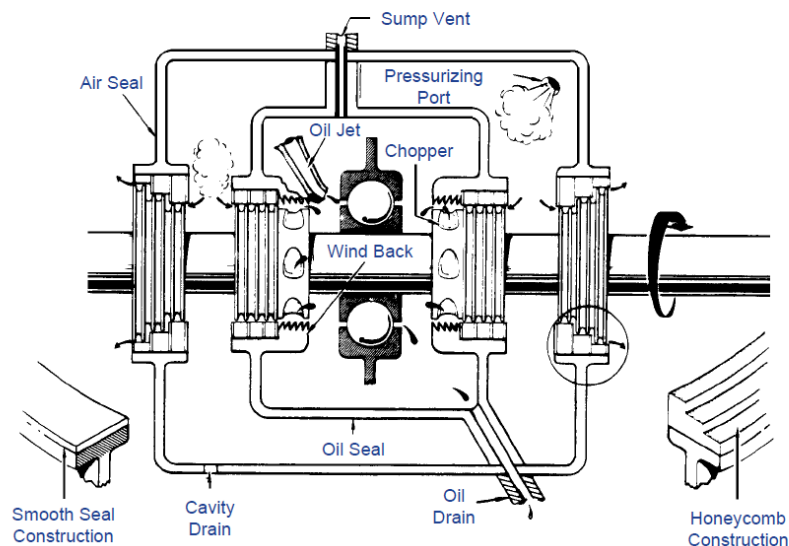


Figura 3.10 - Filosofia de funcionamento de uma *sump* [18]

3.3 Efeitos da degradação dos componentes do reator

As turbomáquinas são sistemas mecânicos que por natureza própria experienciam alterações do desempenho ao longo da sua utilização [19]. Estas perdas são classificadas em dois tipos, (1) recuperáveis e (2) não recuperáveis. As perdas recuperáveis estão geralmente associadas com sujidades internas e incrustações nos cárteres do compressor, causadas tipicamente por [21]:

- Sal;
- Poluição industrial como hidrocarbonetos;
- Ingestão de vapores de óleo do próprio reator;
- Depósitos minerais.

As deposições que ocorrem podem ser parcialmente removidas efetuando uma limpeza às pás e *vanes* dos compressores utilizando água. As fugas causadas por este fenómeno apresentam um impacto de 70 a 85% no global de perdas dos *turbofans* [21]. As perdas não recuperáveis, são devidas principalmente ao aumento de folgas tanto do compressor como da turbina, mudanças no acabamento superficial das partes fixas e móveis do motor e alterações na geometria dos *airfoils*.

3.3.1 Conceito de margem de EGT

Posteriormente a uma ação de manutenção, os reatores devem ser obrigatoriamente ensaiados em banco de ensaio (capítulo 4.2) com o objetivo de verificar o funcionamento do mesmo, mas acima de tudo saber se cumpre os requisitos contratuais do cliente, nomeadamente ao nível dos parâmetros de funcionamento. Um dos parâmetros considerado como dos mais importantes é a EGT que é a temperatura dos gases de escape, medida nos primeiros andares da LPT. Consoante o *rate* que é pretendido para o reator existem valores tabelados de valor máximo de EGT, denominado por *EGT Redline*. Normalmente o OEM estabelece dois valores máximos, consoante o regime de funcionamento do reator, sendo eles T/O e M/C, por serem os regimes mais exigentes do ponto de vista de funcionamento do reator. Assim pode-se estabelecer a diferença entre o pico de temperatura de gases de escape e o valor de *redline*. Esta diferença é utilizada para avaliar e monitorar o tempo em asa do motor e designa-se por *EGT Margin*. Na figura 3.11 é apresentado em termos práticos este conceito de *EGT Margin*.

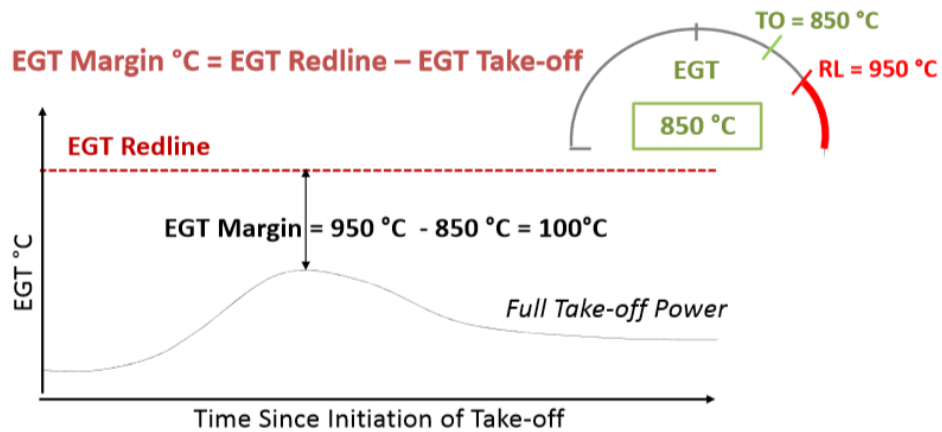


Figura 3.11 - Margem de EGT em T/O [22]

De notar que estes valores são apenas um exemplo, no capítulo 5 o autor apresenta estas mesmas margens para o reator em estudo. Ainda assim mesmo com estes valores fictícios não se pode esperar que o motor apresente sempre o mesmo valor de EGT *Margin*, ao longo das horas de voo, e dependendo das condições de funcionamento existe a deterioração do reator. Esta degradação ao longo do funcionamento do motor também tem vindo a ser de grande preocupação para as companhias aéreas, pelo facto de que conhecendo as mesmas é mais fácil prever quando é que um reator deve de ser removido para ser sujeito a uma *Shop Visit*, este tópico será mais explorado no capítulo 4.2.1 Na figura 3.12 é apresentado o comportamento típico da margem de EGT de um reator em ótimas condições de funcionamento *versus* um reator degradado.

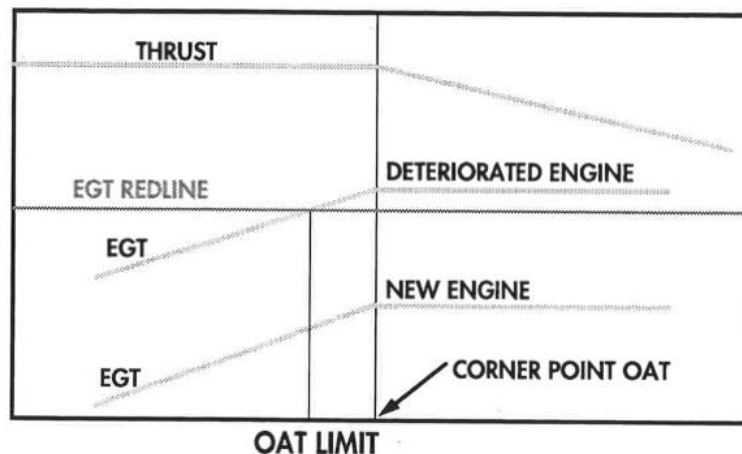


Figura 3.12 - Margem de EGT ao longo da vida útil do reator [23]

Esta degradação deve-se essencialmente às alterações funcionais que ocorrem no *hardware*, como por exemplo aumento da folga entre o topo das pás e os *seals* ou os *shrouds*, erosão do *airfoil*, entre outros. Na figura 3.13 são apresentadas as principais deteriorações que acontecem no módulo do *core*.

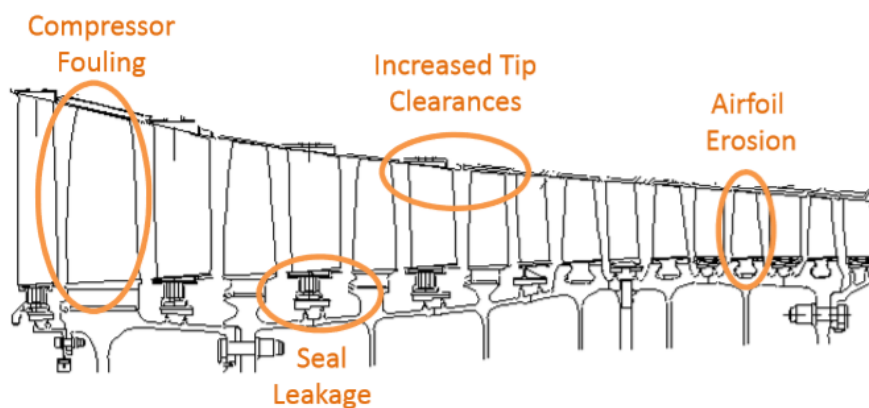


Figura 3.13 - Deterioração do módulo do core (HPC)

Com o aparecimento destes defeitos o rendimento do core vai claramente diminuir, pois ocorre o aumento das perdas ao longo do caminho do gás de trabalho que se traduz numa diminuição da margem de EGT. Por sua vez como o reator deve de manter o impulso, existe o aumento da injeção de combustível na câmara de combustão, para que o trabalho produzido pela LPT seja constante. Esta alteração efetuada pela unidade de controlo do reator, faz com que o mesmo trabalhe na câmara de combustão com um excesso de combustível levando a uma diminuição do aumento de temperatura no início do processo de expansão.

De acordo com as referências [15], quando uma determinada máquina onde exista um processo de combustão trabalha com uma relação ótima de ar/combustível chamamos que opera com uma razão estequiométrica e, nessas condições todo o combustível e todo o oxigénio presente no ar são consumidos. No ponto de vista de transferência de energia, é aconselhável ter estas relações próximas da relação estequiométrica, para os materiais das paredes da câmara as temperaturas daí resultantes são muito penalizantes ou até mesmo impossíveis de suportar. Com esta imposição o processo de combustão usa cerca do dobro da quantidade de ar que é definida pela condição estequiométrica, sendo ainda necessário um processo de arrefecimento que consiga proteger as paredes da elevada temperatura. Desta forma existe uma quantidade de ar que ao sair do HPC efetua um *bypass* à câmara e arrefece as paredes através de um processo de *Film Cooling* (arrefecimento por uma camada laminar) [21].

Por forma a arrefecer as chamas da combustão antes que estas cheguem às HPT *nozzle's* e pás da HPT, faz-se uma introdução de ar de diluição na zona posterior da câmara. Este ar de diluição é uma grande quantidade de ar que está em excesso e que é

misturado com os gases da combustão para se obter um perfil de temperaturas adequado à entrada da HPT, com vista a prolongar a vida útil dos materiais. Na figura 3.14 são apresentadas as relações típicas de ar/combustível e de que forma isso influencia as temperaturas na câmara de combustão.

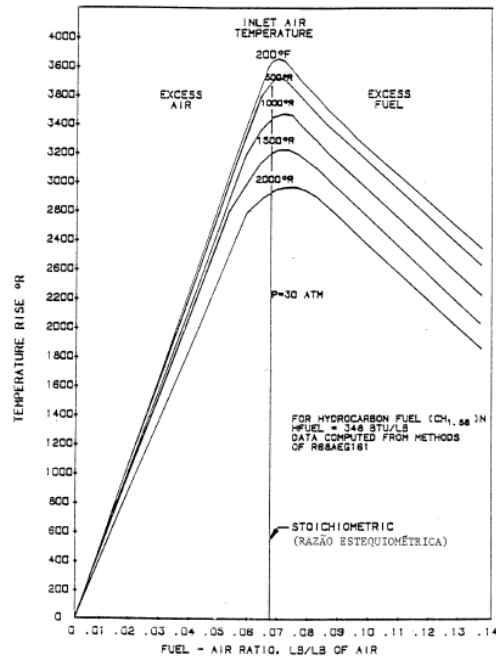


Figura 3.14 - Temperatura da combustão em função da relação combustível/ar

Uma deterioração que é tida em consideração pelo operador do motor consiste nas perdas originadas pela folga que existe no topo das pás, que quanto maior for também reduz a eficiência do compressor de baixa pois existe uma maior quantidade de ar que não efetua trabalho útil. Para manter ou restaurar o nível de desempenho, o fabricante adotou técnicas de manutenção específicas para reduzir as fugas de ar, sendo elas as seguintes:

- Compatibilização dos diâmetros exteriores dos estatores com o das pontas das pás do rotor;
- Aplicação de silicone *Room Temperature Vulcanizing* (RTV) em diversos locais durante a montagem do rotor e do estator com vista a reduzir as fugas de ar;
- Utilização de métodos de medição da concentricidade dos estatores (Linipot);
- Medição atenta dos diâmetros dos *Seals* importantes no controlo de fugas de ar no HPC.

Na figura 3.15 são apresentados os principais caminhos de fugas de ar num compressor de alta pressão.

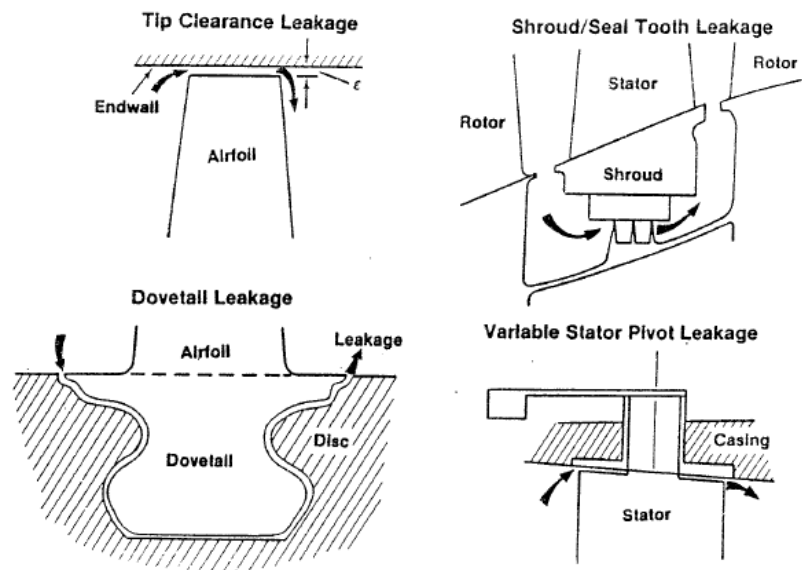


Figura 3.15 - Principais fugas de ar nas pás do compressor de alta pressão

3.3.2 Caracterização de danos nos compressores e turbinas

A degradação dos constituintes que fazem parte do *hardware* do reator, levam, diretamente a uma diminuição do desempenho geral do reator [25], tal como apresentado no início do presente subcapítulo. Particularizando dois módulos em concreto, o HPC e a HPT, que tipicamente é onde ocorre uma maior degradação e como será apresentado mais à frente são os que mais contribuem para o pior funcionamento do motor.

Estes dois conjuntos sofrem um elevado efeito erosivo, causado pela ingestão de sal, nas fases de descolagem e aterragem dos aviões. Adicionalmente poderá ocorrer a deposição de quantidades consideráveis de sal, ao longo da corda das pás do compressor. Alguns danos típicos no HPC, que podem ocorrer devido a estas deposições são [25]:

- Depósitos nas superfícies de ataque (Pás e Vanes);
- Deterioração da geometria dos aerofólios;
- Diminuição da espessura do bordo de fuga das pás, para um nível abaixo do limite reparável;
- Diminuição do comprimento da corda, para um nível abaixo do reparável.

Com o intuito de diminuir o impacto destes depósitos existe uma ação que permite, parcialmente, a sua minimização que consiste na lavagem do núcleo do reator. Esta lavagem permite, entre vários benefícios aumentar a eficiência dos compressores, melhorar a margem da temperatura interna da turbina, diminuir o consumo de combustível e aumentar a vida útil da zona quente do motor que conduzirá ao aumento do tempo entre reparações.

Ao ocorrer a contaminação por areia e outras poeiras existe a redução da transferência interna de calor, uma vez que os furos de arrefecimento presentes nas pás da turbina ficam bloqueados impedindo assim o seu arrefecimento através do caudal de arrefecimento. A consequência direta é a destruição e posterior remoção do revestimento térmico presente nas pás. Na figura 3.16 a) apresenta-se os danos típicos nas pás da turbina de alta pressão, na figura 3.16 b) são apresentados os mesmos danos aplicados às pás fixas da turbina de alta pressão.



a) Danos nas pás

b) Danos nas vanes

Figura 3.16 - Danos típicos na turbina de alta pressão

Este desgaste que ocorre nas pás da turbina, ao longo do tempo, leva à diminuição das dimensões das mesmas. Como consequência as condições de funcionamento do reator passam por uma degradação bastante acentuada, e em casos mais extremos, se não existir um correto plano de manutenção poderá ocorrer uma falha do material originando a fratura das pás do reator.

Capítulo 4

TAP Air Portugal

No início do desenvolvimento da presente dissertação, o autor teve a possibilidade de ingressar num estágio curricular na empresa TAP Air Portugal, com finalidade de obter dados concretos baseados em ensaio de reatores, os quais não são fornecidos pelo fabricante nem pelas empresas de manutenção de aeronaves devido a questões de confidencialidade, mas que são essenciais para o desenvolvimento do trabalho pretendido. Como não seria possível o desenvolvimento do presente trabalho final de mestrado sem esta oportunidade, torna-se imprescindível a escrita de um capítulo dedicado à organização em questão.

A TAP Air Portugal é uma companhia aérea portuguesa, a operar desde 1945. Tem a sua sede no Aeroporto de Lisboa, e dedica-se à exploração do setor de transporte aéreo de passageiros, carga, correio, prestação de serviços de assistência e efetua trabalhos de manutenção e engenharia para a própria frota e ainda para terceiros.

À data de 31 de dezembro de 2017, a estrutura acionista da empresa é representada pela figura 4.1.

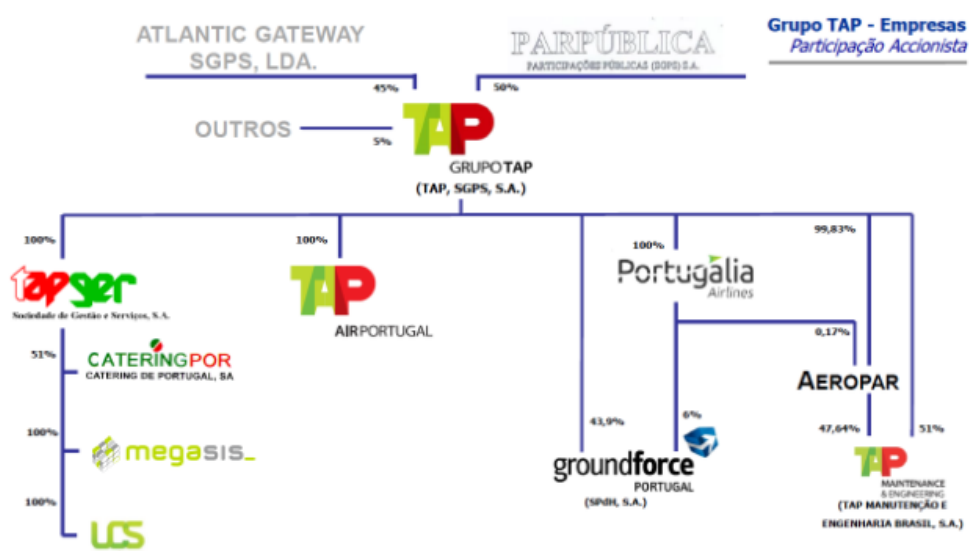


Figura 4.1 - Estrutura acionista do grupo TAP [26]

Como o objetivo do trabalho a desenvolver recai sobre uma vertente mais técnica e o estágio a realizar pelo autor foi alocado à área de manutenção e engenharia (TAP M&E), será apresentado de seguida a missão da área M&E.

4.1 TAP Manutenção e Engenharia

A TAP M&E iniciou atividade em 1945, é uma organização de manutenção pertencente na sua totalidade ao grupo TAP Air Portugal, com aproximadamente 4000 técnicos especializados e qualificados para a prestação de serviços de manutenção e engenharia, em três principais setores, sendo eles a parte de aviões, motores e componentes oferecendo qualidade, um serviço excepcional e uma boa relação custo/eficácia. Num mercado extremamente competitivo onde a segurança é o fator chave, apresenta uma qualidade internacionalmente reconhecida [26]. De modo a cumprir as mais rigorosas exigências, a TAP M&E é certificada por várias autoridades aeronáuticas entre as quais a Europeia EASA e a Norte Americana FAA.

O mercado global de atividade de manutenção aeronáutica apresenta um valor de 10-15% dos custos globais de operação aeronáutica [27], com uma valorização de 42,2 mil milhões de dólares à data de 2001, dentro desta manutenção os orçamentos pelos vários tipos de manutenção são apresentados na figura 4.2

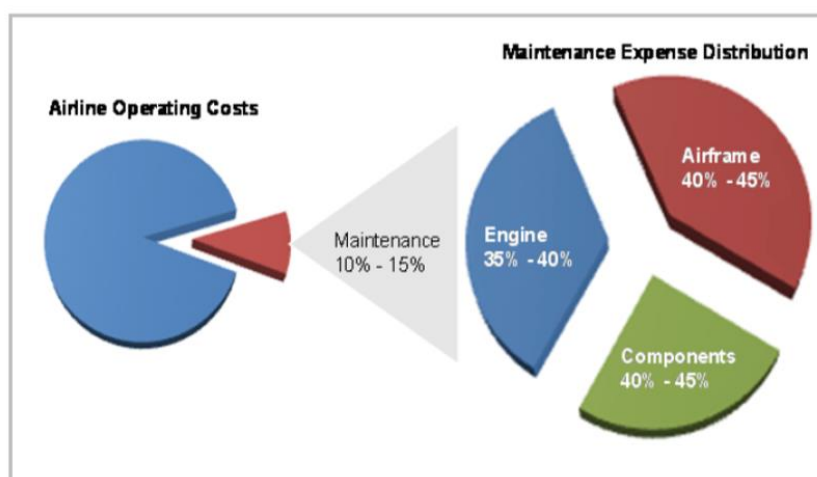


Figura 4.2 - Custos associados à manutenção aeronáutica [27]

Para satisfazer as necessidades de manutenção a TAP M&E, está dividida em quatro áreas que apresentam soluções mais adequadas a cada caso e constituinte do avião.

Care²Airframe oferecendo uma vasta gama de serviços de manutenção cobrindo ações de pré-voo, em serviço, verificações diárias de modo a monitorar as tendências dos

constituintes o que permite uma rápida resolução de problemas, sendo aplicada à frota Airbus, Boeing e Embraer.

Care²Components está focada na revisão, reparação, teste e modificações de mais de 15000 componentes, como sistemas de óleo, combustível, pneumáticos e equipamentos de aeronavegabilidade que equipam as frotas da Airbus, Boeing e Embraer e seus reatores.

Care²Engineering oferece soluções de manutenção personalizadas que atendem aos mais altos padrões de qualidade, uma apresentação sucinta de alguns desses serviços é feita de seguida:

- A. CAMO (Part M) – Serviços Permanentes de Gestão de Aeronavegabilidade;
- B. Reparações e modificações de reatores e fuselagens;
- C. Serviços técnicos e de engenharia – Certificação e instalação de modificações em componentes elétricos e aviônicos;
- D. Soluções de Logística;
- E. Formação técnica.

Care²Engines oferecendo serviços de reparação e revisão, certificada de modo a poder intervir nos reatores apresentados na tabela 4.1. As intervenções que são efetuadas nas instalações da empresa devem-se a três principais fatores que são enumerados de seguida.

1. Realização de manutenção preventiva;
2. Manutenção operacional;
3. Manutenção corretiva.

Fabricante	Modelo	Ações
CFMI	CFM56-3C, -5A, -5B, -5C, -7B	Manutenção profunda do reator Solução de Problemas Verificações de Entrega Consultoria técnica Monitoramento da tendência do comportamento do reator Ensaio do reator
General Electric	CF6-80C2/A/B	
Pratt and Whitney	PW4000	

Tabela 4.1 - Reatores para os quais a TAP M&E possui certificação [28]

Quando um reator entra em oficina, é sujeito a determinadas tarefas ao longo do circuito oficial, como a desmontagem, limpeza e inspeção, reparação, montagem e ensaio. Este circuito pode ser observado na figura 4.3, nesta mesma figura são também apresentados, a distribuição de custos de uma intervenção em oficina.

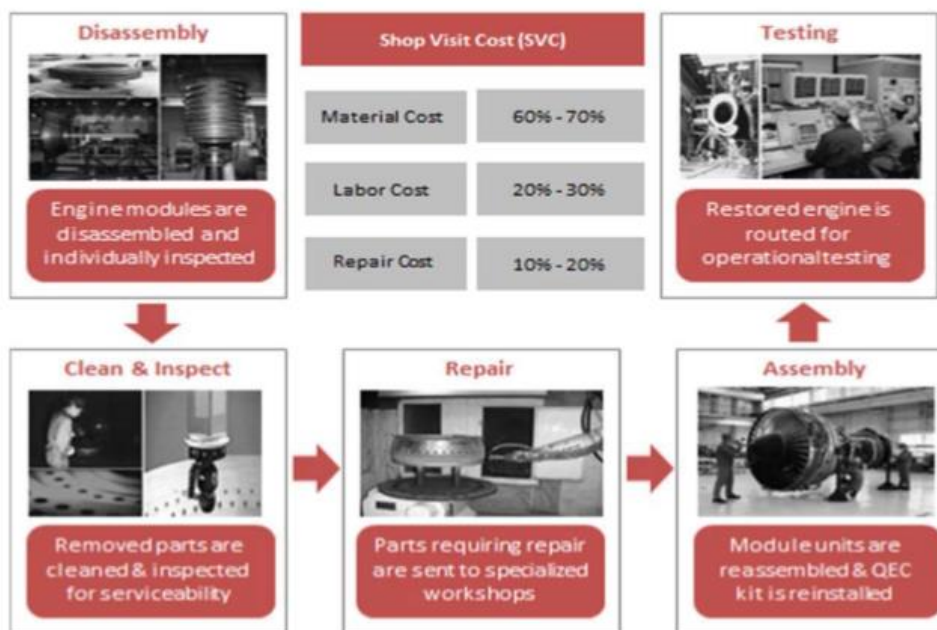


Figura 4.3 - Processos e custos associados a uma *Shop Visit* [27]

4.2 Banco de Ensaio da TAP M&E

Após a intervenção num reator por parte das equipas de manutenção da TAP e antes de ser introduzido em serviço, cada reator deve de ser testado em banco de ensaio para aferir se cumpre a *performance* requerida para o mesmo e convencer o cliente que o motor apresenta condições perfeitas para ser introduzido em asa, desta forma deve satisfazer os requisitos apresentados em 1.1, referentes ao teste de aceitação [4]. Este teste é efetuado no banco de ensaio existente nas instalações da TAP M&E. Existem dois tipos de bancos de ensaio, ao nível do mar que são apropriados para testar os regimes de funcionamento como *Idle*, *Take off* e *Approach* e bancos em altitude (ATF) para avaliar a alteração de operação conforme as condições climáticas resultantes da simulação de uma determinada altitude e nº de Mach, sendo que os primeiros podem ter instalações interiores (figura 4.4 a) ou exteriores (figura 4.4b). Da linguagem anglo-saxónica temos a designação *Test Cell*, que é uma instalação que apresenta um ambiente controlado munido de instrumentação que permite avaliar o desempenho de um reator após uma revisão ou outra ação de manutenção (quando especificada pelo OEM).



a) Banco de ensaio interior da TAP M&E

b) Banco de ensaio exterior

Figura 4.4 - Tipos de instalações de bancos de ensaio



Figura 4.5 - Sala de controlo do banco de ensaios presente na TAP M&E

Os dados relativos ao desempenho dos motores que são adquiridos em banco de ensaio são fortemente influenciados pelos acessórios do motor assim como a instrumentação da sala de controlo, podendo levar a uma menor precisão de dados. Os seguintes sistemas têm influência no que foi referido anteriormente [29]:

1. Seção de entrada de ar do reator (*bellmouth*);
2. Sistema que simula a ligação à asa (*pylon*);
3. Secção difusora;
4. Secção difusora de escape;
5. Sistema de aquisição e tratamento de dados;

6. *Software* utilizado na sala de controle;
7. Sistema de fornecimento de combustível;
8. Sistemas auxiliares (quando aplicáveis).

Outro fator que é sempre tido em consideração e que leva a uma das decisões mais importantes na fase de escolha do banco de ensaio é o seu *Lay-out*. Segundo (Ashwood, 1990), com uma escolha menos apropriada ao local em questão, existirá uma remota possibilidade de formação de vórtices, temperaturas e pressões não uniformes na área envolvente ao reator em teste, que afetam drasticamente o desempenho do reator. Existem três configurações de banco de ensaio [30], em “L”, em “U” e com entrada de ar curva

A configuração em “L” apresenta uma entrada de ar na horizontal e a saída de ar na vertical. Deve de ser incluído pelo menos uma *vane* rotativa que têm como objetivo proceder ao tratamento do caudal de ar, é necessário também a existência de uma grelha na admissão de ar que tem o objetivo de auxiliar no caminho seguido pelo escoamento assim como garantir uma redução de ruído. Esta configuração apresenta o defeito de ser sensível à orientação do vento dominante e perde eficiência caso ocorra uma mudança de direção.

Por sua vez a configuração em “U” apresenta, tanto a entrada de ar como a saída de gases de escape na vertical. Com a entrada de ar na vertical, o escoamento tende a apresentar uma velocidade de entrada. Neste tipo de formato é menos suscetível de ocorrerem perturbações do ar. Como é esperado é necessário existir um dispositivo que direcione o ar da horizontal para a vertical de forma uniforme.

Esta é a configuração utilizada pela TAP M&E, e é apresentada na figura 4.6. Possui uma seção de ensaio de 8,65m X 9,75m. À entrada o ar é sujeito a passagem pelo sistema de tratamento de ar já descrito. Ao passar pelo volume de trabalho, os gases de escape entram no sistema de extração do banco, composto por um difusor, que tem o objetivo de diminuir a velocidade dos gases e de seguida entra na chaminé vertical. É importante garantir que existe uma distância considerável antes da chaminé, para impedir a recirculação e ingestão por parte do reator de qualquer tipo de gases de escape.

No gráfico 4.1, são apresentados os ensaios efetuados no ano de 2017 [31]. Com a análise dos dados verifica-se que o número de reatores CF6-80C2, que foram ensaiados é bastante reduzido face aos outros reatores. Este número de ensaios, indica logo à partida uma limitação pois a informação que o autor possui para posterior simulação é restrita.

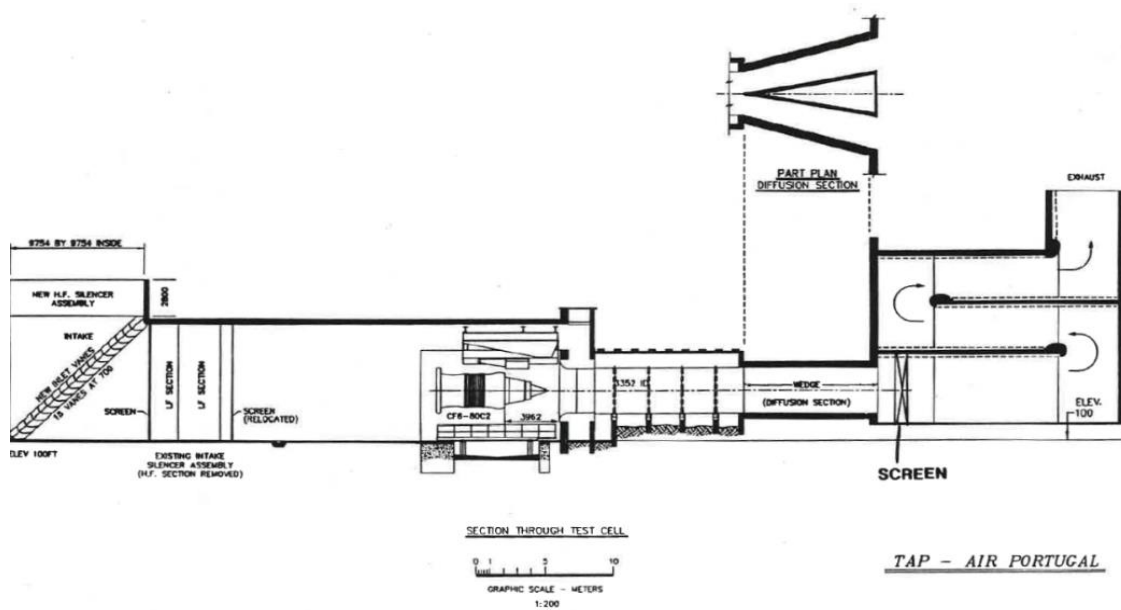


Figura 4.6 - Configuração do banco de ensaio da TAP M&E [31]

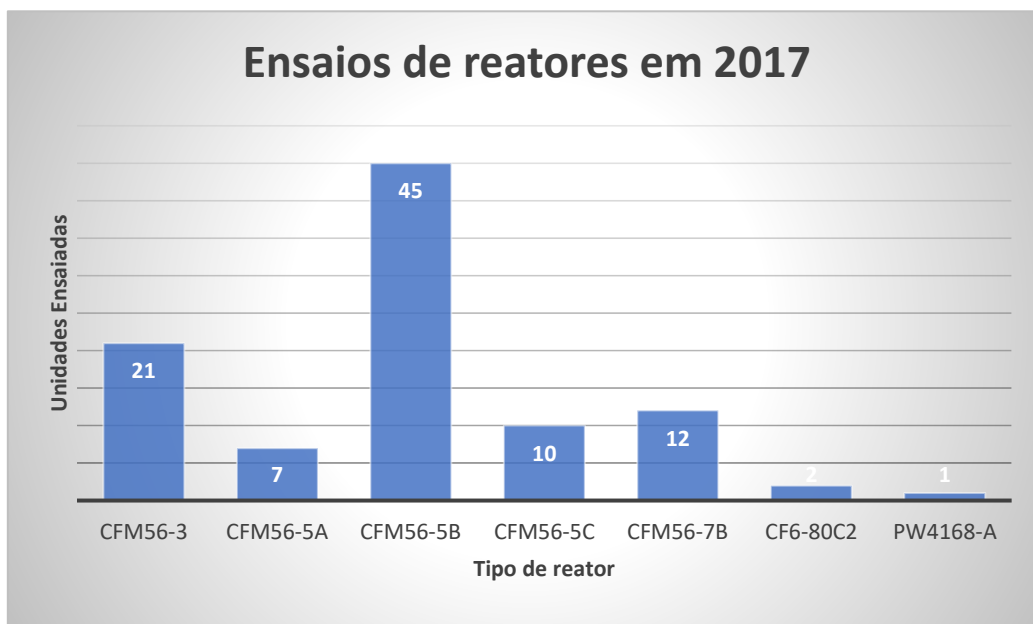


Gráfico 4.1 - Ensaio efetuados no banco de ensaios da TAP M&E [30]

4.2.1 Dados retirados em banco de ensaio

Com vista ao desenvolvimento do modelo termodinâmico do CF6 é necessária determinada informação que serve de base, funcionando como *inputs* para o *GasTurb*, e

são valores que se sabe de antemão que precisam de ser concisos de modo a fornecer bons resultados.

Para dar início ao ensaio é fundamental cumprir um procedimento específico, estipulado pelo OEM, que recomenda determinadas tarefas de pré-ensaio, onde uma das exigências é realizar um primeiro arranque do motor, denominado por *crank*, realizado apenas com o *starter* a trabalhar, que indica aos operadores se existe algum problema de fácil observação, como por exemplo, fugas de óleo e parafusos mal apertados, é necessário manter o motor numa condição estável por 5 minutos antes de iniciar qualquer medição [32].

No decorrer do ensaio, são retirados diversos dados que permitem aferir o estado do reator, tanto a nível de variáveis de desempenho como de vibrações. Durante o teste são efetuadas recolhas de dados relativos à velocidade de rotação da *Fan* e do *core*, N1 e N2 respetivamente, do caudal de combustível (W_f), do impulso (F_n), do consumo específico de combustível (SFC), do caudal mássico de ar (W_2), humidade relativa (R_h), entre outros dados mais específicos. São também registados os valores de temperatura e pressão nas várias estações aerodinâmicas ao longo do reator, estas localizações são apresentadas na figura 4.7.

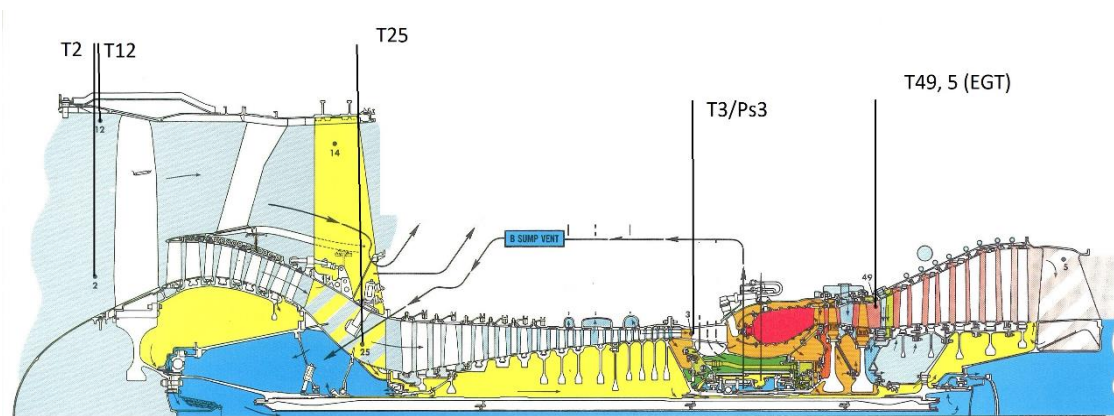


Figura 4.7 - Estações termodinâmicas do CF6-80C2

Na tabela 4.2 são apresentados os principais dados associados ao desempenho, que são retirados no decorrer de um ensaio de aceitação [33], e que serão utilizados pelo autor ao longo do capítulo de modelação dos reatores.

Parâmetro	Unidades	Localização da leitura
T ₂	[°C]	Temperatura total de entrada na Fan
P ₂	[psia]	Pressão de entrada na Fan
N1	[rpm]	Velocidade de rotação do veio dos componentes de baixa pressão (LPC e LPT)
N2	[rpm]	Velocidade de rotação do veio dos componentes de alta pressão (HPC e HPT)
FN	[lb]	Impulso
EGT	[°C]	Temperatura dos gases de escape
EPR	-	Razão de pressão do motor
Ps3/P2	-	Razão de pressão da compressão
T ₂₅	[°C]	Temperatura à entrada do HPC
PT ₂₅	[psia]	Pressão total de entrada no HPC
Ps ₃	[psia]	Pressão estática à saída do HPC
PT ₄₉	[psia]	Pressão total no andar da LPT
T ₅	[°C]	Temperatura à saída da LPT
P ₅	[psia]	Pressão à saída da LPT
H.R.	[%]	Humidade Relativa
SFC	[pph]	Consumo específico de combustível
W2	[pps]	Caudal mássico de ar

Tabela 4.2 - Dados recolhidos em banco de ensaio

Durante o ensaio de aceitação o reator é testado em diferentes regimes de funcionamento, por um período definido pelo ESM, por forma simular os diferentes tipos de condições de voo, reproduzindo o seu *flight envelope*. O autor passará à apresentação de algumas definições dos *power settings* utilizados em banco [34]. Na figura 4.8 é apresentado um exemplo de *flight envelope*

- *Take-off Rating* – Impulso estático máximo certificado ao nível do mar, que pode ser alcançado por um período de até 5 minutos;
- *Max. Continuous Rating* – Impulso estático máximo certificado ao nível do mar, sem limite de operação;
- *Max. Cruise* – Máximo de impulso que pode ser fornecido em voo de cruzeiro;
- *Flight Idle* – Mínimo impulso produzido pelo reator em condições de voo. Esta configuração é determinada pela estabilidade do compressor e do

conjunto de combustão, assim como o tempo de aceleração em caso de necessidade.

- *Ideal Thrust* – O valor hipotético de impulso que pode ser obtido ao eliminar as perdas na entrada e escape do reator;
- *Net Thrust* – O impulso que o motor consegue fornecer, descontando o momento causado pelo escoamento à entrada, definido como *ram drag*.

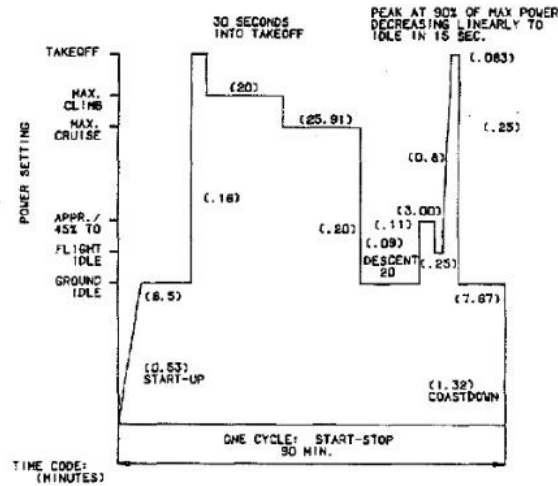


Figura 4.8 - Exemplo de ciclo de ensaio de reator em banco de ensaio

Com esta informação o banco de ensaios presente na TAP, apresenta os dados sob a forma de relatório com as leituras nos seguintes regimes: duas leituras em *Min. Idle*, duas leituras em *Max. Climb*, uma leitura em T/O e uma leitura em *Approach*. Na figura 4.9 é apresentada a estrutura típica de um relatório do banco de ensaios da TAP M&E.

PARAMETER	UNITS	MIN/I #1	APP/I #1	M/C #1	T/O #1	M/C #2	MIN/I #2
Date		14/08/2013	14/08/2013	14/08/2013	14/08/2013	14/08/2013	14/08/2013
Time of Day	hh:mm	18:27:06.50	18:31:29.50	18:35:38.50	18:40:09.50	18:43:32.50	18:48:44.50
Eng Run Time	hh:mm	02:56:04.50	03:00:27.50	03:04:36.50	03:09:07.50	03:12:30.50	03:17:42.50
*** STANDARD DAY - PERFORMANCE CALCULATION ***							
N1K Rated Power Setting	rpm	3183	3183	3183	3292	3183	3183
N2K Standard Day	rpm	5463	6468	10064	10238	10034	5964
FNK Standard Day	lbs	1764	3222	48906	53782	49048	1739
EGTKSD=EGT Standard Day	deg c	353	360	778	811	776	351
MFRK Standard Day	pph	-43	495	16455	18411	16437	-60
SFRK Standard Day		1.128	1.291	6.309	6.855	6.316	1.127
SPCK		-0.0006	0.0106	0.3424	0.3514	0.3427	-0.0009
WA2KX Fan Airflow	lb/sec	288	395	1484	1544	1453	271
*** HOT DAY CALCULATIONS ***							
N1K47PLAT - N1K Rated*Theta*.4	rpm	3234	3234	3234	3444	3234	3234
N2K Hot Day	rpm	5556	6580	10236	10740	10208	5559
N1K47PLAT - N1K Rated*Theta*.4	°	98.61	98.61	98.61	104.99	98.61	98.61
N2K Hot Day	°	56.54	66.96	104.16	109.29	103.88	56.57
EST9HD=EGT Hot Day	deg c	372	379	810	904	807	370

Figura 4.9 - Relatório de ensaio de reator do banco de ensaios presente na TAP M&E

Esta informação é vital e indispensável para a conclusão sobre o estado do reator, permitindo averiguar a performance de cada módulo do motor. Outra informação que é retirada, e o autor aproveita para fazer a introdução do tópico é averiguar acerca de margens de EGT, SFC e FN. Este assunto será analisado com mais detalhe no capítulo 5.

4.2.2 Limitações do banco de ensaio da TAP M&E

Como supracitado em 4.2.1. para a elaboração de um bom modelo de simulação é necessário o conhecimento de inúmeros parâmetros de desempenho de cada componente, por outras palavras saber as condições à entrada e saída de cada módulo, esta ambição é partilhada tanto pelo autor como pela equipa de engenharia da TAP, todavia esta informação não é conhecida nem divulgada pelo OEM[6] e outra dificuldade de analisar motores *turbofans* é a dificuldade em determinar com exatidão os caudais de ar primário e secundário em cada estação do motor (Kurkze, 2005). O conhecimento do caudal primário que entra no HPC seria vantajoso pois permitiria calcular a temperatura à saída da câmara de combustão. Uma simplificação que podia ser aplicada (Ridaura, 2014) é o facto de que segundo o fabricante a razão de *bypass* é de aproximadamente 5, logo sabendo o caudal total de ar que é admitido no reator, valor que é medido em banco, e aplicando a razão de 5, teríamos o caudal que pretendemos, contudo, esta sugestão não pode ser tomada pois o BPR é apenas uma referência e não é aplicado em todos os regimes do motor.

Outro parâmetro que é conhecido pelo OEM e é crucial para o desenvolvimento do modelo é a temperatura média à saída da câmara de combustão (T4), porém a TAP M&E não consegue medir em banco por duas razões. Em primeiro os elevados gradientes de temperatura que se devem à turbulência dos gases resultantes da combustão, provocados pelos *swirlers* que permitem uma melhor mistura entre combustível e ar [16]. Em segundo lugar por ser uma zona do reator que apresenta as temperaturas e pressões mais elevadas [36] e compromete a integridade dos sensores de leituras provocando a sua inutilização. Com este parâmetro o estudo termodinâmico desenvolvido no reator teria um dado chave que é o ponto exato do ciclo onde começa a expansão [36].

Outra limitação que o banco de ensaios da TAP apresenta é a ausência de um sensor quer de temperatura como de pressão, que registre o caudal de ar secundário. Sendo

que este caudal é responsável pela maior parte do impulso seria benéfico ver o impacto das propriedades do fluido conforme as características de desempenho mostradas.

Por último, mas não menos importante, existe o sensor da posição aerodinâmica 25, que tem sido alvo de estudo de várias teses de mestrado e trabalhos académicos desenvolvidos. Este sensor que regista a temperatura e pressão à entrada do compressor de alta pressão juntamente com o sensor da estação aerodinâmica 3 (saída do HPC) permitiria a determinação do rendimento da compressão, esta etapa do ciclo apresenta uma importância muito relevante. Existem equações presentes no manual do reator [16] que com recurso ao Schedule de funcionamento das VSV's e VBV'S, juntamente com as velocidades de rotação dos módulos de alta e baixa pressão (N2 e N1 respetivamente) permitiriam calcular a temperatura nesta zona ainda que com uma incerteza associada. Pelo manual do reator tem-se [37]:

$$T_{25} = T_2 + \Delta T_{25} \quad (4.1)$$

Onde ΔT_{25} é um valor tabelado, apresentado no ESM, para uma determinada velocidade de rotação de N1.

Como referenciado no capítulo 2 os reatores, são muito sensíveis à temperatura ambiente, que por sua vez influenciará o comportamento no resto dos módulos do CF6.

Para além da temperatura T_{25} ser calculada através da equação 4.1, existe um sensor no módulo da *Fan* denominado por *Compressor Inlet Temperature Sensor* (CIT sensor), que para além de fazer esta leitura de temperatura, envia dados para o MEC. O princípio de funcionamento deste transdutor baseia-se na mudança de temperatura de entrada do compressor, que responde com uma regulação à pressão de combustível. O sensor apresenta uma bobina que no meio envolvente é preenchido com hélio, com a mudança de temperatura do ar que passa na bobina existe uma mudança na pressão do hélio. Para um aumento de temperatura a pressão do hélio aumenta. Esta variação de pressão exerce uma força numa mola que está no interior do CIT sensor, que por sua vez atua numa válvula. A redução no caudal através do sensor, provoca uma diminuição de pressão e conseqüentemente um aumento de pressão de combustível, até se verificar um balanceamento de pressões. A configuração deste sensor é apresentada na figura 4.10.

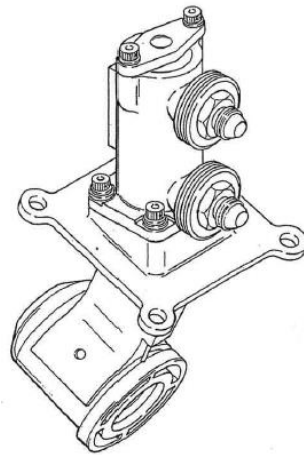


Figura 4.10 - CIT Sensor [38]

4.2.3 Correção de dados para valores de *Standard Day*

Ao longo dos ensaios existe uma preocupação pelos técnicos responsáveis que se encontram a conduzir o teste, verificando cada parâmetro e as margens que existem até aos valores máximos permitidos para cada medição. Estes valores são retirados através de um programa pré-configurado pela equipa de engenharia da TAP, e que seja certificado pelo fabricante, para cada *rate* e regime de teste. Todas as turbinas a gás são afetadas pelas condições ambientais em que operam. De considerar também que as existências de gradientes da temperatura do ar admitido provocados pela recirculação de gases de escape afetam o funcionamento do motor assim como a sua correlação [38]. De seguida será introduzido o conceito de correção de valores para *Standard Day* e na altura de tratar os dados do relatório de correlação de banco o autor efetuará uma maior abordagem ao tema (capítulo 5). A primeira normalização a ser efetuada é a passagem para condições de dia padrão segundo a ISA, onde se começa por alterar a temperatura e pressão de ar de admissão do reator. Os valores padrão para temperatura e pressão são definidos segundo a ISA, como 288,15 K e 101,325 KPa respetivamente.

$$\theta = \frac{T_2}{T_{2ISA}} \quad (4.2)$$

$$T_{\text{corrigida}} = \frac{T_2}{\theta} \quad (4.3)$$

$$\delta = \frac{P_2}{P_{2ISA}} \quad (4.4)$$

$$P_{\text{corrigida}} = \frac{P_2}{\delta} \quad (4.5)$$

Com base nas equações 4.2 e 4.4, podemos também fazer a correção aos valores de caudais mássicos tanto de combustível como de ar [39].

$$\dot{m}_{corr} = \frac{\dot{m} * \sqrt{\theta}}{\delta} \quad (4.6)$$

Deste modo para cada valor de temperatura e de pressão, deverá existir a correção apresentada nas expressões 4.3 e 4.5. Não são apenas estes os parâmetros medidos em banco que necessitam de ser calculados, é necessário corrigir também a velocidade de rotação, o caudal de combustível, impulso e caudais de ar. Após cada correção a nomenclatura é seguida pela letra “K”, por exemplo o impulso que apresenta a nomenclatura de FN passa para FNK. Para além das correções para dia padrão, também existe um fator que tem em consideração o efeito da humidade, pois afeta adversamente os reatores, por ser um processo termodinamicamente irreversível que causa o aumento de entropia. Na tabela 4.3 são apresentadas as correções efetuadas.

Parâmetro	Correção	Fator de correção relativo à humidade	Expoente θ	Expoente δ
Pressão	$P_{corr} = \frac{P}{\delta}$	$P_{corr} = \frac{P}{\delta}$	0	1
Temperatura	$T_{corr} = \frac{T}{\theta}$	$P_{corr} = \frac{P}{X * \theta}$	1	0
Velocidade de rotação	$N_c = \frac{N}{\sqrt{\theta}}$	$N_c = \frac{N}{\sqrt{X * \theta}}$	0,5	0
Caudal mássico	$W_{corr} = \frac{W * \sqrt{\theta}}{\delta}$	$W_{corr} = \frac{W * \sqrt{X * \theta}}{\delta}$	0,5	1
Caudal de combustível	$W_{f,corr} = \frac{W_f}{\sqrt{\theta} * \delta}$	$W_{f,corr} = \frac{W_f}{\sqrt{X * \theta} * \delta}$	0,5	1
Impulso	$F_{corr} = \frac{F}{\delta}$	$F_{corr} = \frac{F}{\delta}$	0	1

Tabela 4.3 - Correção efetuadas em banco de ensaio [39]

Capítulo 5

Modelação do reator CF6-80C2

No presente capítulo, é apresentada a modelação termodinâmica para um dos reatores em estudo, utilizando para tal o software de simulação *Gasturb 11*, desenvolvido por Joachim Kurzke, que desde 1976 trabalhou no tema de predição de *performance* de turbinas a gás. Segundo (Kurzke, 2005) as análises de desempenho efetuadas aos reatores nas fases de desenvolvimento, contêm informação considerada como valiosa para as companhias que executam ações de manutenção nos reatores. Com esta informação que é “ocultada” das MRO, as mesmas podiam estimar e planear as ações de reparação, *overhaull* e *performance restoration*. Pode ainda ser feito um estudo na fase de receção do motor em oficina (pré-indução), onde através de um ensaio em banco, obtêm-se parâmetros de funcionamento, que ao serem comparados com o modelo termodinâmico do reator permitem saber quais os módulos e mini-módulos que apresentam uma maior variação face ao estado considerado como ótimo que o motor deveria de ter, o que permite assim saber onde está presente o defeito e qual o caminho tomar na fase de reparação.

O software utilizado para o desenvolvimento do modelo termodinâmico, apresenta três modos distintos de simulação [40]. Estes modos são ***Basic*** utilizado apenas para questões fundamentais, neste modo o *input* de dados é limitado para as propriedades realmente importantes como por exemplo razões de pressão, temperatura de entrada da câmara de combustão e os rendimentos dos componentes. O segundo modo é designado por ***Performance***, que é o mais adequado para estudar os ciclos das turbinas a gás, assim como o seu comportamento do ponto de vista de *off-design*. Por fim, mas não menos importante existe a função ***More***, caso se pretenda efetuar um estudo da configuração geométrica do reator [40].

Nos próximos subcapítulos são apresentadas as etapas que devem de ser seguidas para criação de um modelo termodinâmico que reproduza com elevada exatidão o funcionamento do reator em estudo. Com foco nesta condição deve-se recolher o maior número de dados característicos do motor em estudo, informação que pode ser obtida de diferentes locais, quer por dados técnicos que o fabricante fornece, em cursos de formação

sobre o reator, ensaios realizados pelos operadores do reator [8, 33]. Nestes ensaios deve-se utilizar um reator que tenha sido ensaiado com o máximo número de sensores ao longo das estações aerodinâmicas, a solução encontrada consiste na utilização de dados de um ensaio de correlação efetuado nas instalações da TAP Air Portugal, em 1991 ao reator CF6-80C2 no *rate* A5. O processo de criação do modelo termodinâmico começa com a modelação do ponto de referência do ciclo e posteriormente existe a passagem para a simulação em condições de *off-design*.

O software referido efetua uma análise recorrendo a parâmetros de funcionamento não dimensionais ou de dimensão zero (0D). Este tipo de análise é muito frequente quando aplicada a turbinas a gás, e a sua razão assenta no facto de que para duas condições de funcionamento distintas a velocidade, razões de pressão e aumentos de temperatura, mantêm-se os mesmos se o reator apresentar um funcionamento próximo do *design point*.

5.1 Design

O passo inicial no desenvolvimento do modelo computacional do reator é estabelecer o *design point* [41]. O *design point* contém as equações termodinâmicas básicas e de compatibilidade que permitem calcular os parâmetros desconhecidos para este ponto do ciclo. Esta será a principal dificuldade do autor, ou seja, a falta de informação pelo que é necessário arbitrar algumas variáveis que são necessárias para o *Input* de dados, como por exemplo as razões de pressão, temperatura de saída da câmara de combustão, caudais mássicos, entre outros, tendo sempre em vista a sua coerência com as leis da física e da termodinâmica. Por conseguinte, nesta fase não é recomendável a criação de um modelo muito sofisticado, que contenha muitos detalhes. Assim numa primeira análise, dados como a descrição do sistema de ar interno, perdas na caixa de acessórios, desgaste dos componentes entre outros não serão considerados. Pretende-se apenas criar um ponto que vai funcionar como uma âncora do ciclo e sobre o qual é extrapolado o resto das condições termodinâmicas.

5.1.1 Ensaio de correlação do CF6-80C2

Ao criar um modelo termodinâmico de um determinado reator existem várias etapas que devem de ser abordadas, como referenciado no início do capítulo cinco, são

necessários dados de funcionamento de um reator representativo que possa servir de base e que evidencie o funcionamento do reator estável, apresentando condições ótimas de funcionamento.

Após uma ação de manutenção nas instalações da TAP M&E, os reatores aeronáuticos são submetidos a banco para efetuar o ensaio em condições ótimas de funcionamento. Uma vez montado em asa e após um determinado número de ciclos é observada uma degradação considerável nas condições de funcionamento do mesmo, quer seja por folgas que se moldam ou *seals* que se adaptam e após este acontecimento existe uma estabilização do reator em termos de desempenho.

Para tal a manutenção e engenharia da TAP assim como outras MRO's recorrem a ensaios de correlação, que servem essencialmente para certificação do banco de ensaio, uma vez que é utilizado um motor que inicialmente é testado nas instalações do fabricante, e ao ser ensaiado novamente na TAP espera-se que não degrade de *performance* entre os dois ensaios.

Segundo a *Federal Aviation Administration* [29], as principais razões a que levam às diferenças existentes entre instalações, são as seguintes:

1. Configuração do banco de ensaios, especialmente da zona de entrada de ar;
2. Posição do motor no banco;
3. Condições ambientes;
4. Áreas do meio envolvente;
5. Sistema de medição do impulso;
6. Propriedades do combustível usado;
7. Caudais parasitas de ar ao longo do banco de ensaios.

Qualquer variação destes fatores origina diferenças existentes nas leituras de dados, pelo que é assim necessário estabelecer fatores que possam relacionar as instalações entre si, garantindo que em qualquer altura as leituras serão consistentes.

Uma vez realizada a correlação para um determinado motor, deve-se garantir que os resultados sejam mantidos tendo em consideração que qualquer que seja a modificação ou reparação a que o banco seja sujeito ou mesmo na configuração do motor ensaiado vai conduzir a dados que não são precisos, uma vez que não se está perante a condição para a qual foi efetuado o ensaio de correlação.

Na figura 5.1 apresenta-se as curvas típicas de impulso e EGT que existem entre as duas instalações que estão sujeitas a correlação.

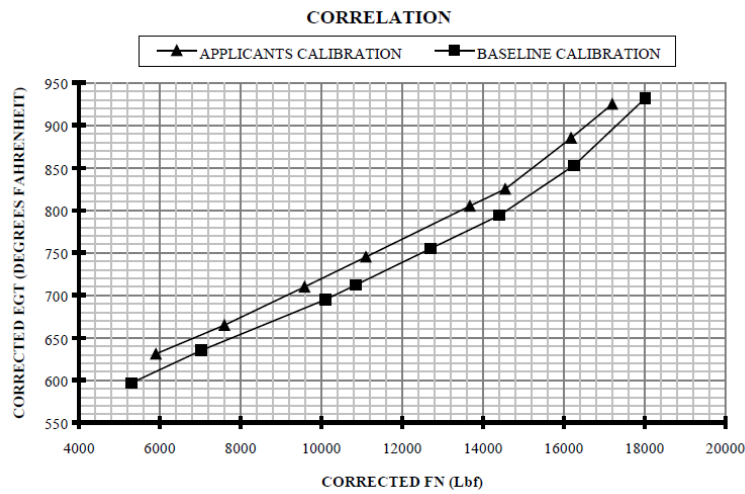


Figura 5.1 – Diferenças entre duas curvas impulso vs. EGT [29]

Com a comparação entre o OEM e a empresa na qual o autor efetuou o estágio, são criados os *Facility Modifiers* (FM) aplicados principalmente ao impulso, EGT, consumo específico de combustível, velocidades de rotação e EPR que permitem uma comparação direta entre os dois locais. Posteriormente o que o software *Gasturb* realiza é tomar por base um determinado tipo de turbina a gás, e de seguida ajustar a curva típica que é definida por um polinómio que se vai ajustando à curva típica de funcionamento do CF6-80C2 em análise. Este polinómio é definido através de vários fatores e coeficientes que têm por base os fatores de correção do banco também chamados de correladores de banco, e serão estes fatores que permitem construir o modelo em estudo. O que o programa de simulação efetua é a possibilidade de permitir utilizar uma determinada configuração de turbina a gás, presente na sua biblioteca, e ajustar a curva típica desse mesmo reator, ao motor em estudo através desses mesmo fatores. Na figura 5.2 é apresentado graficamente a metodologia que o software utiliza nas suas simulações [33].

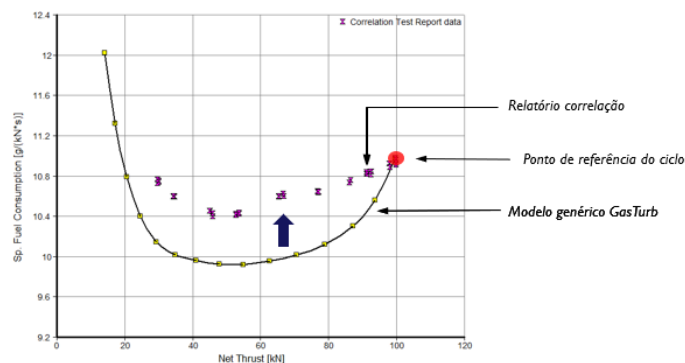


Figura 5.2 - Processo de criação de modelo termodinâmico [33]

Para o CF6-80C2 em estudo já foram efetuados dois ensaios de correlação (CTR) para o banco de ensaios da TAP, um em 1991 para o rate -A5 e outro em 2012 para o rate -B7F.

Com vista à realização de um estudo baseado em dados mais recentes, inicialmente foi utilizada a informação deste último ensaio, contudo após iniciar a modelação foi verificado pelo autor que não apresentava as informações necessárias para aproximar a simulação à realidade, existindo assim a necessidade de utilizar o primeiro ensaio para a versão do CF6 que equipa a Airbus (CF6-80C2A5) [38].

No relatório de correlação, são retiradas leituras de determinados parâmetros e corrigidas para valores de dia padrão, como apresentado em 4.2.3. São apresentados também os FM para FN, EGT, caudal de combustível, N2 e EPR. O polinómio que define o modificador que permite fazer a comparação entre os dados da TAP e da GE (OEM) é dado pela seguinte equação:

$$\text{Modificador} = ((C3 * FN + C2) * FN + C1) * FN + C0 \quad (5.1)$$

Onde C0, C1, C2 e C3 são os coeficientes tabelados para cada parâmetro definido anteriormente. A variação destes fatores em função da potência é apresentada na figura 5.3 para o caso específico do modificador aplicado ao impulso (FMFN).

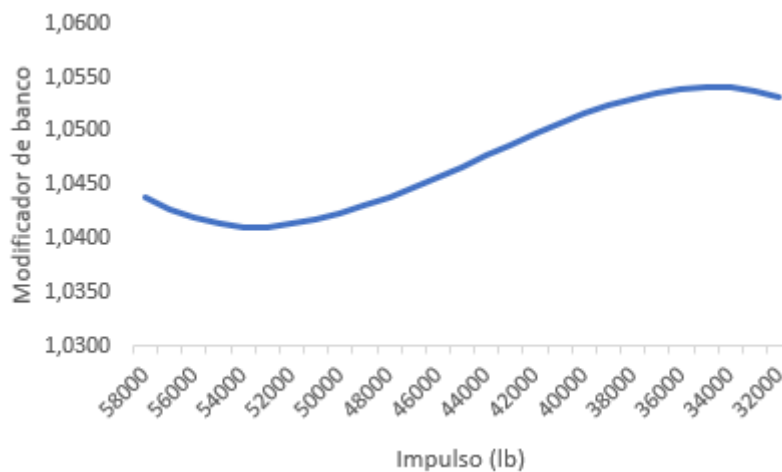


Figura 5.3 - Variação do modificador de impulso [38]

Como apresentado anteriormente, para efetuar a correção para dia padrão, o autor da presente dissertação desenvolveu uma folha de cálculo em Excel, que reproduz o software de aquisição de dados do banco de ensaio, desta forma são retirados determinados fatores que são dependentes das condições atmosféricas do dia de ensaio,

do *rate* ensaiado e conseqüentemente do impulso do mesmo entre outros, assim sendo e como um dos parâmetros mais importantes da análise do comportamento de um reator é a EGT o autor iniciou a abordagem na variação desta mesma variável.

Um dos parâmetros que mais afeta a temperatura de EGT, é a temperatura de entrada na LPT, uma vez que é medida nos primeiros andares desta última, contudo a T45 é dependente da temperatura de saída da câmara de combustão (T4), dos caudais de arrefecimento utilizados nas pás e rotores da HPT

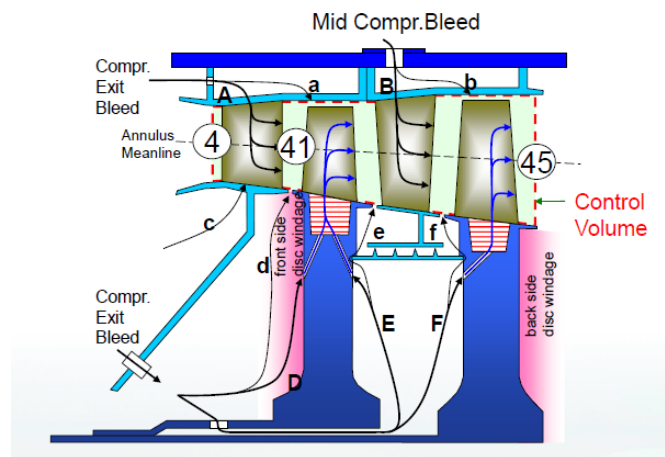


Figura 5.4 - Eficiência de refrigeração das HPT [39]

Uma vez que os caudais de arrefecimento usados na HPT, são desconhecidos e de difícil obtenção, é apresentado pela referência [39], que este modelo contém um grau de complexidade elevado para determinar com precisão a eficiência de refrigeração dos estatores e rotores, desta forma é necessário passar para um sistema equivalente, onde o cálculo seja mais simples e correto do ponto de vista termodinâmico, obedecendo às seguintes condições:

- O ar de arrefecimento do estator do primeiro andar (W_{s1}) não efetua trabalho em ambos os rotores, logo não apresenta efeito no desempenho do motor;
- O ar de arrefecimento do primeiro rotor W_{r1} e do segundo estator W_{s2} não realizam trabalho no segundo rotor;
- O ar de arrefecimento do segundo rotor W_{r2} não realiza trabalho;
- A temperatura equivalente de saída do estator é calculada através da mistura de W_{s1} e $(W_{r1}+W_{s2}) / 2$ a montante do equivalente para o rotor com o caudal principal;

- $(W_{r1}+W_{s2}) / 2+W_{r2}$ não produzem trabalho e são misturados com o caudal principal após a turbina.

Após estas considerações foi definida a expressão para o rendimento de arrefecimento da turbina, que é dado pela seguinte expressão:

$$n_c = \frac{PW_{SD}}{W_{eq} * \Delta H_{is}} \quad (5.2)$$

Como apresentado no tópico 3.3 é através do valor de T45, que é definido a EGT, por sua vez este parâmetro é utilizado para calcular a margem de EGT, que não é nada mais do que a diferença entre o valor de EGT *Redline*, apresentado nos testes de aceitação do fabricante e o valor de EGT observado em banco, já com as correções efetuadas. Estas correções podem ser observadas nas seguintes expressões:

$$EGTK_1 = \left(((EGT_{OBS} - 32) * SF + 32 + 459,67) * \frac{1^{XT}}{\theta} * HEGT * C_{EGT} * EGTFM \right) \quad (5.3)$$

$$EGTK_2 = EGT_{PA} + (\Delta EGT - 459,67) * 32 \quad (5.4)$$

$$EGTK_{SD} = \frac{EGTK_1 + EGTK_2}{SF + 32} \quad (5.5)$$

Onde HEGT, CEGT e EGTFM, são respetivamente os fatores de correção da humidade, condensação à entrada e da instalação usada. Na expressão 5.4, EGTPA e ΔEGT são as correções efetuadas que estão associadas à secção de entrada de ar do reator, ou seja, o dispositivo usado para simular a entrada de ar do reator, e a diferença que existe entre o N1 do *rate* em teste e o N1 medido. Calculando agora a margem de EGT tendo por base o teste de aceitação presente no ESM [7] chegamos a:

$$EGTSD_{Margem} = EGTSD_{Limite Max} - EGTSD_{Observado} \quad (5.6)$$

Uma vez que o ensaio de correlação apresenta 23 leituras e duas delas são desprezáveis pois foram efetuados num regime próximo de *IDLE*, o autor apresentará um valor médio das margens de EGT em condições de dia padrão. Pelo manual do fabricante o valor máximo de EGTSD, é de 1146,15 K, assim temos uma margem média de 84,10°C. Pelo contacto que o autor obteve com a equipa de engenharia da oficina de motores, um reator, pode-se considerar em boas condições se apresentar uma margem maior ou igual a 30°C em condições de *HOT DAY*.

Para se obter dados mais concretos, no teste de aceitação o valor máximo de N1 em T/O e M/C é de 3498 e 3390 rpm respetivamente, assim procedeu-se à procura no

CTR de valores semelhantes para tentar simular estes mesmos casos em concreto, onde são verificados para valores de NIR de 3475 e 3394 rpm. Usando a expressão 5.6 para os valores de margens de EGT destas leituras obtêm-se 37,88°C e 23,68°C.

5.1.2 Criação de ponto de referência do ciclo

Este subcapítulo da tese faz a introdução e uma breve explicação passo a passo do que é necessário efetuar e as considerações que foram efetuadas pelo autor, para reproduzir o modelo termodinâmico do reator em estudo. Uma vez que a simulação deve ser o mais fiel possível à realidade, foi escolhido na janela principal do programa o modo de simulação *Performance* e uma vez que a simulação é feita do zero o modo de cálculo escolhido foi *Design*. A próxima fase é a escolha do tipo de turbina a gás que se pretende simular, para reproduzir o CF6-80C2, a escolha foi feita através da vista em árvore, que assim permitiu excluir o que não se adequava ao reator em estudo. Com estas exclusões chegou-se à configuração denominada por *Geared Unmixed Flow Turbofan*, uma vez que este motor apresenta *Booster*. A relação de engrenagem é igual a 1, este valor deve-se ao facto de que a *Fan* e o *Booster* apresentam a mesma velocidade de rotação, N1. Na imagem 5.5 é apresentada a seleção efetuada.

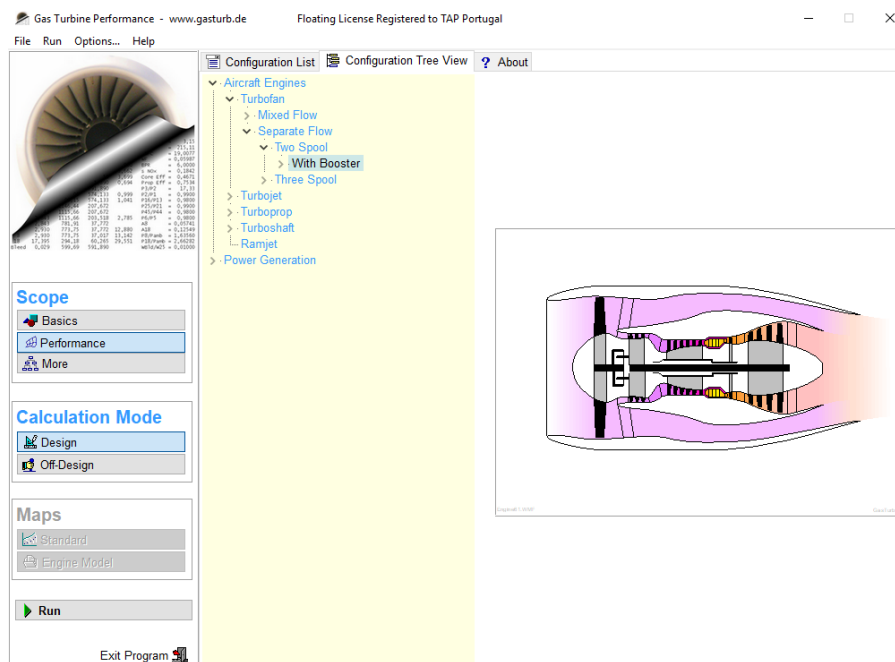


Figura 5.5 - Escolha da configuração utilizada para o CF6 [40]

Uma vez que o objetivo da presente dissertação é a criação de um modelo termodinâmico, capaz de representar o funcionamento de um reator já existente nas suas

condições de *on-design*, as características dos componentes já estão fixadas, como por exemplo as áreas das pás e estágios de compressão quer dos compressores e turbinas, e deste modo o foco de estudo é na informação contida no CTR. É também referenciado por (Kurzke, 2005) que não é recomendado criar um modelo inicial muito sofisticado e que apresente demasiados detalhes, entre eles temos o sistema de ar interno (usado para arrefecimento), perdas mecânicas nas engrenagens da caixa de acessório e outras perdas. De notar que a informação que está ao alcance do autor é reduzida e que várias assunções têm de ser realizadas.

Também (Philpot, 1992) alerta para o facto de que o modelo de um reator deve assentar essencialmente em quatro requisitos:

1. Flexibilidade: A simulação deve ser capaz de lidar com alterações no funcionamento do motor, como por exemplo os *schedules* de aceleração e outros dispositivos de variação de geometria;
2. Credibilidade: A simulação necessita de ser de fácil interpretação, quer para técnicos de manutenção quer para outras pessoas, alocadas ao desenvolvimento e controlo, as quais podem não ser especialistas em simulação, para tal deve produzir resultados de forma similar aos motores em caso real;
3. Disponibilidade: Uma vez efetuada a validação da simulação esta deve ser capaz de estar pronta a usar sem grandes desperdícios de tempo em personalizar as funções;
4. Fiabilidade: É essencial um elevado grau de fiabilidade e repetibilidade de modo a garantir o seu correto funcionamento, especialmente para simulações complexas de reatores.

Como referido em 5.1.1. o ensaio de correlação que serve de base para o presente estudo, apresenta 23 leituras efetuadas, portanto numa primeira observação o autor dispõe de uma grande variedade de pontos que podem servir para realizar a simulação, contudo é importante ter em atenção as seguintes considerações: (1) Efeito de VSV's e VBV's na geometria do reator e (2) Influência do número de Reynolds no escoamento.

Para a primeira consideração, pela análise do ESM verifica-se que para uma determinada gama de valores de velocidade de rotação existe um *Schedule* que controla a posição das mesmas e assim nessa mesma amplitude de rotação não existe uma geometria fixa do CF6, o que tem influência nas propriedades do ciclo principalmente no

caudal primário do reator. É apresentado no ESM que para baixas velocidades de rotação as VBV's estão abertas e as VSV's fechadas [37], o que leva a um menor valor de caudal mássico a entrar no *core*. Por oposição para valores de rotação mais elevados a posição das mesmas é a contrária e assim existe o máximo de caudal mássico a efetuar trabalho no interior do motor. Na figura 5.6 é apresentada a mudança do percurso de ar causado pelas VSV's.

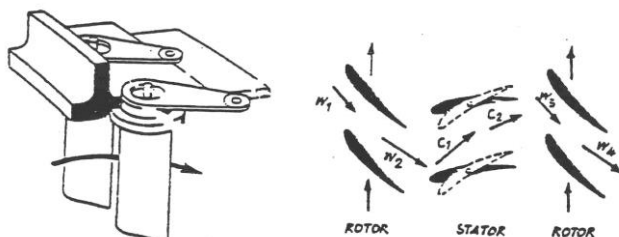


Figura 5.6 - Princípio de operação das VSV's

Na segunda consideração há que observar a influência do número de Reynolds sobre o escoamento, existem diversos estudos acerca do impacto do mesmo no funcionamento dos motores. A eficiência politrópica depende fortemente do número de Reynolds [42], onde os autores chegaram à conclusão de que para baixos valores de nº de Reynolds a capacidade de o escoamento resistir à separação laminar é inferior levando assim à formação de bolhas de recirculação no escoamento, onde as perdas causadas pelo fluido de trabalho aumentam nitidamente levando a um comportamento menos eficiente do reator. Por oposição, para maiores números de Reynolds a camada limite apresenta um comportamento turbulento e a superfície é hidraulicamente rugosa, o que diminui as perdas no escoamento.

No que toca à influência nos compressores por parte do número de Reynolds, (Kurzke, 1992) apresenta que o impacto no caudal mássico é menos pronunciado, e uma regra de ouro frequentemente utilizada é que a troca no caudal mássico é cerca de metade da experienciada na eficiência politrópica. A relação que existe entre o rendimento e a correção do número de Reynolds pode ser definida pela seguinte equação:

$$(1 - \eta_{pol}) = kRe^{-n} \quad (5.7)$$

Na figura 5.7 é representado o estudo, onde se verifica a variação do rendimento politrópico em função do número de Reynolds[42].

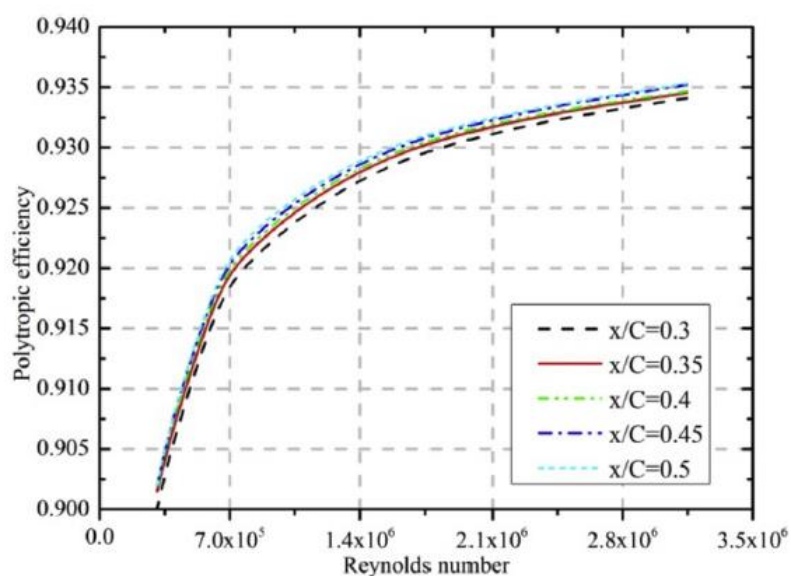


Figura 5.7 - Influência do número de Reynolds no rendimento politrópico [42]

Com base em (Kurzke, 2005), (Ebmeyer et. al., 2011) e (Tian et. al., 2017) a escolha do ponto de referência foi definida para o maior valor de rotação de N1 presente no CTR, que corresponde à leitura com N1K=3506 rpm [39]. Com maiores valores de velocidade de rotação atinge-se normalmente maior exatidão nas medições, assim como se está num regime onde as tensões térmicas e mecânicas são mais elevadas fazendo-se sentir mais cedo. Uma nota importante é que este ponto que foi escolhido pelo autor da dissertação certamente não coincidirá com o ponto escolhido pelo fabricante, o qual corresponde à zona de maior eficiência durante a operação do avião.

Tendo assim sido definida a leitura que contém os dados que vão servir de base ao desenvolvimento do modelo, a próxima etapa, é aplicar as correções dos dados para valores de dia padrão, que foram apresentadas em 4.2.3., deste modo na tabela 5.1 são apresentados os valores lidos no CTR, a sua posterior passagem para as unidades utilizadas pelo software e por fim correção aplicada para dia padrão segundo as condições ISA.

De modo a não tornar o desenvolvimento do modelo muito complexo, as perdas de pressão devem de ser desprezadas nesta fase, assumindo apenas 5% para a câmara de combustão, valor aceitável de acordo com a referência [1] e apresentado no subcapítulo 2.2.5.

Variável	Valor lido CTR	Unidades do Software	Valor em Dia Padrão
Caudal de combustível	20924 pph	2,6364 kg/s	2,64 kg/s
Temperatura à saída da LPT (T5)	525,8 °C	798,95 K	801,17 K
Ps3/P2	31,93	31,93	31,93
Temperatura à saída do HPC (T3)	559,6 °C	832,75 K	835,75 K
Pressão à entrada do HPC (P25)	37,576 psia	259,0774 kPa	260,70 kPa
Impulso	57226 lb	254,5535 kN	254,55 kN
Pressão à entrada da LPT (P45)	110,81 psia	764,0081 kPa	768,01 kPa
Pressão à saída da FAN (P13)	25,023 psia	172,5275 kPa	173,53 kPa
Temperatura à entrada do HPC (T25)	111,5 °C	384,65 K	388,05 K

Tabela 5.1 - Dados retirados do Ensaio de Correlação

Tendo agora definidas as principais propriedades termodinâmicas que serão introduzidas no software, é possível efetuar a criação do ponto de referência do ciclo, desta forma foi seguida a referência [8, 40]. Utilizando a funcionalidade *iterations*, é possível iterar uma determinada variável de forma a que se tenha um alvo exatamente com o valor que se pretende, por exemplo, no estudo em causa na primeira iteração pretende-se saber a temperatura à saída da câmara de combustão, por forma a ter um caudal de combustível de exatamente 2,636 kg/s. A conjugação *Variable/Target* deve fazer sentido e uma depender diretamente da outra, garantindo também intervalos aceitáveis para ser possível alcançar convergência, por exemplo não definir um intervalo para uma eficiência de um componente onde o limite superior é maior que o valor unitário. Foram utilizadas as iterações presentes na tabela 5.2.

Variable	min	max	Target	Value
Burner Exit Temperature	1000	2000	Fuel Flow	2,6364
Design Bypass Ratio	1	9	LPT Exit Temperature T5	801,17
HP Compressor Pressure Ratio	3	15	Ps3/P2	31,93
Isentr.HPC Efficiency	0,7	0,99	HPC Exit Temperature T3	835,75
IP Compressor Pressure Ratio	1,5	5	HPC Inlet Pressure P25	260,70
Bypass Nozzle Thrust Coeff	0	5	Net Thrust	254,55
Isentr.HPT Efficiency	0	1	LPT Inlet Pressure P45	768,01
Outer Fan Pressure Ratio	1	3	Fan Outer Exit Press P13	173,53
Isentr.IPC Efficiency	0,3	0,99	HPC Inlet Temperature T25	388,05

Tabela 5.2 - Iterações utilizadas na simulação

Uma vez definidas as iterações da tabela anterior, é necessário fornecer ao software as velocidades de rotação nominal em baixa pressão (N1K=3506 rpm), assim como para os módulos de alta pressão (N2K=10408 rpm). Outra condição que é

necessário conhecer é a configuração do sistema de ar de todo o reator, o CF6 assim como as restantes turbinas a gás aplicadas à aeronáutica baseia a sua operação na utilização do fluido de trabalho, como definido em 3.2 onde a maior quantidade produz impulso e o restante é utilizado para arrefecimento, fornecimento ao cliente (que engloba a pressurização da cabine do avião, sistema de anti-gelo, ar condicionado), pressurização das *sumps* e controlo de folgas [15]. De modo a não definir muitas complexidades no modelo pois o mesmo só irá trazer maiores dificuldades nesta fase inicial das condições de *design* [8] apenas a configuração dos caudais de arrefecimento deve de ser estipulado.

A grande dúvida é saber qual o valor destes caudais, uma vez que não existem sondas que possam medir o seu valor, nem informação que seja fornecida pelo OEM pois a mesma é propriedade intelectual dos fabricantes. Uma alternativa para a qual o autor recorreu é a consulta de informação acessível ao público, onde é apresentado que os valores dos caudais de arrefecimento, representam cerca de 20%-25% do caudal primário, desta forma arbitrando os valores dos mesmos temos o seguinte [43] e [36]:

- Caudal de HPTCC – 10%;
- Caudal de arrefecimento de NGV's da HPT – 5%;
- Caudal de arrefecimento de Pás HPT – 2%;
- Caudal de arrefecimento NGV's da LPT – 5%

Com esta informação introduzida, é possível fazer a primeira simulação do ponto de referência do ciclo, na figura 5.8 é apresentado os resultados da simulação com as condições fornecidas ao programa, a qual não apresenta problemas de convergência. Os valores delimitados a verde são os que necessitavam de ser cumpridos de modo a reproduzir a leitura nº 27 do ensaio de correlação.

Na representação de dados de *Output* do programa, são exibidas as condições de pressão, temperatura e caudal de ar nas estações aerodinâmicas do reator, com o objetivo de existir uma fácil interpretação dos resultados, é apresentado na figura 5.9 as localizações das mesmas ao longo do motor.

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s	FN		
amb		287,35	101,325		=	254,55 kN	
2	800,882	287,35	100,312	810,110	TSFC	= 10,3569 g/(kN*s)	
13	667,505	342,55	173,527	426,159	WF	= 2,6364 kg/s	
21	133,377	312,97	130,405	108,308	s NOX	= 1,2108	
22	133,377	312,97	130,405	108,308	Core Eff	= 0,4886	
24	133,377	388,05	266,025	59,119	Prop Eff	= 0,0000	
25	133,377	388,05	260,705	60,325	BPR	= 5,0046	
3	126,709	835,75	3290,561	6,663	P2/P1	= 0,9900	
31	117,372	835,75	3290,561		P3/P2	= 32,80	
4	120,009	1581,81	3126,033	9,138	P5/P2	= 1,6268	
41	126,677	1545,47	3126,033	9,535	P16/P6	= 1,04724	
43	126,677	1148,64	783,681		P16/P2	= 1,68664	
44	129,345	1142,56	783,681		P6/P5	= 0,99000	
45	136,014	1119,92	768,008	35,472	A8	= 0,62834 m ²	
49	136,014	801,17	163,190		A18	= 1,83287 m ²	
5	136,014	801,17	163,190	141,198	XM8	= 0,85712	
8	136,014	801,17	161,558	142,624	XM18	= 0,88851	
18	667,505	342,55	169,189	437,086	WBLD/W2	= 0,00000	
Bleed	0,000	835,75	3290,558		CD8	= 0,97178	
Efficiency	isent	polytr	RNI	P/P	CD18	= 1,00000	
Outer LPC	0,8780	0,8870	0,993	1,730	EWX	= 0,0 kW	
Inner LPC	0,8700	0,8747	0,993	1,300	V18/V8,id	= 0,68114	
IP Compressor	0,9358	0,9418	1,167	2,040	WBLD/W22	= 0,00000	
HP Compressor	0,8643	0,9012	1,805	12,622	Wreci/W25	= 0,00000	
Burner	0,9995			0,950	Loading	= 100,00 %	
HP Turbine	0,9379	0,9276	4,338	3,989	e444 th	= 0,92809	
LP Turbine	0,9000	0,8808	1,542	4,706	WBLD/W25	= 0,00000	
HP Spool mech Eff	0,9900	Nom Spd	10408 rpm		WHNGV/W25	= 0,05000	
LP Spool mech Eff	1,0000	Nom Spd	3506 rpm		WHcl/W25	= 0,02000	
P22/P21	=1,0000	P25/P24	=0,9800	P45/P44	=0,9800	P6/P5	= 0,9900
						P16/P13	= 0,9750
hum [%]	war0	FHV	Fuel				
92,0	0,00932	43,124	Generic				
Composed Values:							
1: Ps3/P2				= 31,933			
2: P45/P2				= 7,65621			

Figura 5.8 - Ponto de referência do ciclo

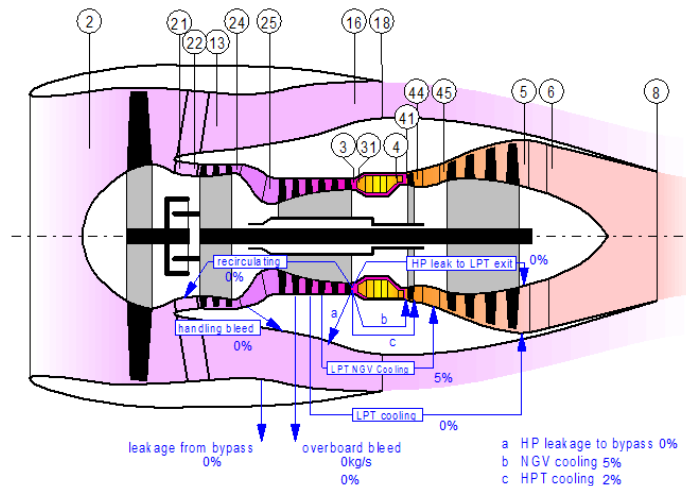


Figura 5.9 - Estações aerodinâmicas do motor

Com o cálculo do ponto de referência do ciclo efetuado, é agora apresentada na tabela 5.3 a comparação dos valores do software com os dados que são conhecidos do ensaio de correlação, apenas os dados que não foram utilizados como objetivos pois, nesse caso teríamos garantidamente o mesmo valor. Verifica-se da análise da mesma que o

valor que apresenta uma maior diferença é a pressão de saída da LPT. Pressão esta que o autor percebeu logo que teria problemas, uma vez que no ensaio de correlação temos leituras negativas para esta posição aerodinâmica, indicando assim que poderia existir algum problema no sensor ou simplesmente na leitura escolhida para ponto de *design*.

Outro valor que não é apresentado no ensaio de correlação é o valor de pressão total P3, mas sim a pressão estática Ps3, devido à dificuldade de medir a pressão dinâmica nesta localização aerodinâmica. Segundo a referência [31], uma boa aproximação para efetuar o cálculo estimado deste valor de pressão é utilizando a fórmula 5.8.

$$P3 = \frac{Ps3}{0,97} \quad (5.8)$$

Para o valor da pressão estática de saída do HPC presente no relatório do ensaio de correlação (Ps3=3191,81 kPa) temos um valor muito próximo ao da simulação, como se pode verificar na tabela 5.3.

	Gasturb 11	Ensaio de correlação
BPR (-)	5,0046	5 (Referência OEM)
SFC (g/ (KN. s))	10,3569	10,3569
EPR	7,656	7,690
P13/P2	1,730	1,737
T3/T2	2,908	2,897
EGT (K)	1119,92	1118,76
P3 (kPa)	3290,56	3290,53
P5 (kPa)	163,19	138,79
η_{HPC}	0,8643	0,8690
η_{HPT}	0,9379	0,9320

Tabela 5.3 - Comparação dos valores obtidos na simulação com o teste de correlação do CF6

Uma indicação dada por (Boyce, 2002) é de que os rendimentos isentrópicos dos compressores rondam valores de 85% e para o caso das turbinas em torno de 90%. Para efetuar o cálculo o programa utiliza as equações 2.22 e 2.23 adaptadas para as condições em causa. Verifica-se que na figura 5.8 o programa apresenta valores que são válidos para esses mesmos rendimentos.

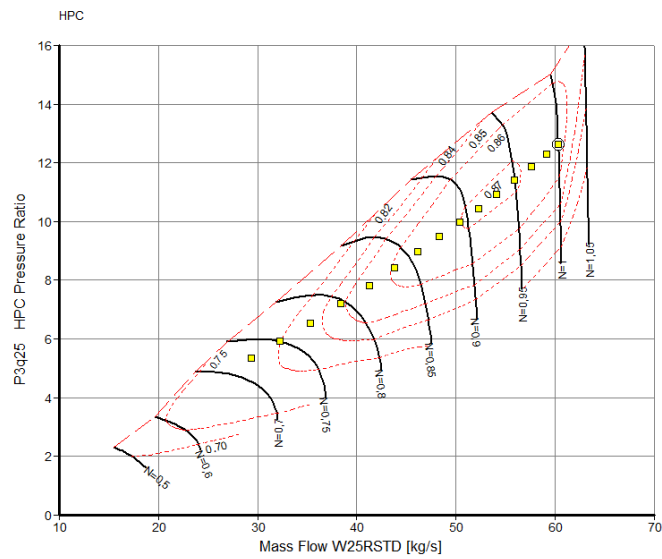
5.2 Modelação em condições de Off-Design

No capítulo anterior foi criado o ponto de *design*, para o qual obtém-se o ponto no qual o aproveitamento da energia dos componentes é máximo, com determinadas características fixas, como por exemplo as razões de pressão de cada módulo do motor, as temperaturas e caudais de ar que os atravessam [10]. A questão de interesse não é estudar o motor a trabalhar nessas condições pois o mesmo apenas se encontra com este regime de funcionamento num reduzido número de minutos a cada ciclo, mas sim conseguir prever o mesmo quando existe uma variação no desempenho ao longo de uma linha de operação, como apresentado no início do capítulo 5, por condições de *off-design*.

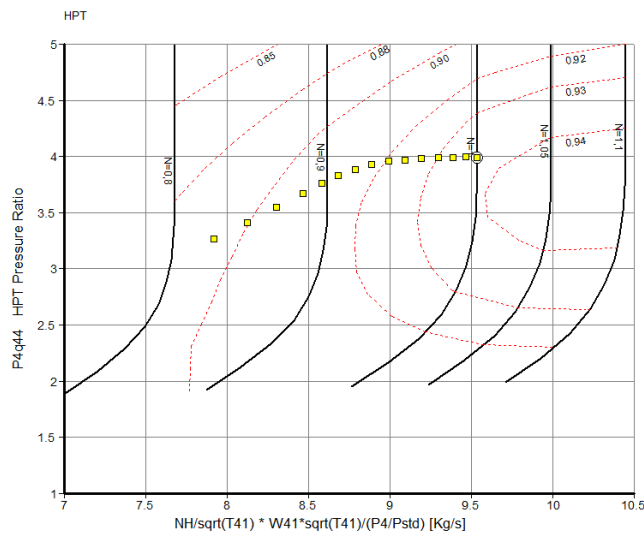
O ponto de partida para tal abordagem está definido e será a partir desta âncora do ciclo que todo o resto do estudo será abordado, segundo (Kurzke, 2005) deve-se agora fazer uma previsão do desempenho de cada componente do motor, requerendo que os mapas sejam adequados aos compressores e turbinas do caso de estudo para prever o comportamento dos constituintes ao nível do seu rendimento dos mesmos. De acordo com (Kurzke, 2005), ter os mapas originais dos integrantes do reator muitas vezes é difícil e segundo (Saravanamuttoo et. al., 2002) uma vez que os mesmos estejam interligados no seu funcionamento a gama de pontos de operação é mais reduzida.

Numa primeira abordagem às linhas de operação é expectável que o componente que esteja mais restringido no seu funcionamento seja o compressor de alta, uma vez que pela ligação à turbina de alta, a proximidade à linha de *surge* é apreciável, e transposta esta linha o motor não será capaz de entrar em regimes de alta rotação.

Na figura 5.10 a) é apresentado o mapa Standard do compressor que no estudo em questão é o que melhor se adequa às condições termodinâmicas do processo de compressão de alta pressão. No mapa é mostrada a variação das razões de pressões do HPC, em função do caudal corrigido de ar que o atravessa, apresenta também as ilhas de rendimento do compressor e ainda da velocidade de rotação. Na figura 5.10 b) é feita a apresentação do mapa da turbina de alta que apresenta as mesmas variações.



a) Mapa do HPC



b) Mapa da HPT

Figura 5.10 - Mapas padrão dos componentes

Pela análise das figura anteriores, que se baseiam na função de *Operating Line* presente no *GasTurb* onde é realizado uma extrapolação do funcionamento dos componentes para diversas condições, fazendo variar o caudal que os atravessa e consequentemente diminuindo as razões de pressões, tendo sempre como ponto de partida o *cycle reference point*. No estudo desenvolvido por (Kurzke, 2005), os pontos ao longo das linhas de operação calculadas apresentarão mais ou menos desvios dependendo da informação lida nos mapas dos compressores (baixa e alta pressão), onde um dos parâmetros que mais é afetado é o SFC que é altamente dependente dos rendimentos lidos nos mapas anteriormente referidos. A linha de operação no mapa do compressor necessita assim de sofrer uma correção, que é dada por [44]:

$$N_{c,rel} = \frac{(N/\sqrt{T_t})_{op}}{(N/\sqrt{T_t})_{design}} \quad (5.9)$$

Nesta etapa o autor tem definidas as condições de operação do CF6 modelado, mas uma vez que o presente estudo pretende reproduzir com a maior exatidão possível é necessário efetuar determinados ajustes que possibilitem a convergência de resultados para uma simulação mais precisa. Seguindo a metodologia apresentada por (Kurzke, 2014) o segundo passo da modelação assenta da adição dos mapas dos componentes e realizar a sua adaptação de tal maneira a que coincida com o ponto de referência e com a informação presente no ensaio de correlação.

5.2.1 Ajuste à modelação em condições de *off-design*

Até esta fase do trabalho foi considerado um regime de trabalho do reator num regime elevado de funcionamento, uma vez que para esta condição, o comportamento é de geometria fixa por apresentar as VBV's fechadas e as VSV's abertas. Nos regimes de rotação mais baixos a geometria do CF6 comporta-se como sendo variável, de modo a que por exemplo no arranque do motor uma maior quantidade de caudal primário efetue um *bypass* ao HPC, dirigindo-se para a zona de caudal secundário de modo a impedir o fenómeno de *surge* que ocorre preferencialmente na presença de rácio de pressão baixos em velocidades de rotação elevadas e ainda quando existe um aumento de pressão de tal modo elevado que não é compatível com a velocidade de rotação do compressor.

De modo a controlar a margem de surge do compressor, o software possui uma ferramenta denominada por *automatic handling bleed*, que simula o mecanismo de funcionamento das VBV's, descarregando uma porção de ar no ducto de bypass e assim baixando a linha de operação evitando o fenómeno de *surge* que é extremamente prejudicial para os compressores.

O reator possui um programa interno ao MEC, que com a pressão de combustível proveniente do MEC a atuar como meio hidráulico das VSV, o cálculo das posições das VSV's é realizado em função de N2 e o valor do CIT sensor [18]. O valor deste sensor é importante pois é necessário ter em consideração a densidade do ar, uma vez que o ar frio é mais denso, portanto uma maior massa de ar frio é comprimida para um dado valor de N2. Na figura 5.11 é apresentado o Schedule típico destas válvulas, verifica-se que para regimes elevados estas válvulas não induzem alteração no funcionamento do reator. Na

figura 5.12 é apresentada a *Operating Line* com consideração do *schedule* apresentado em 5.11 versus a linha de operação sem considerar o efeito destas válvulas.

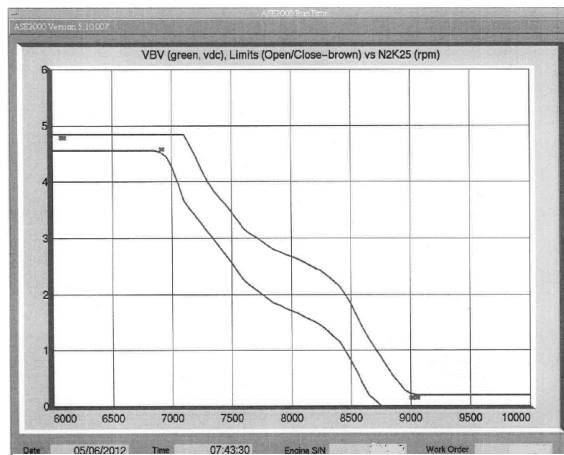


Figura 5.11 - *Schedule* de VBV [36]

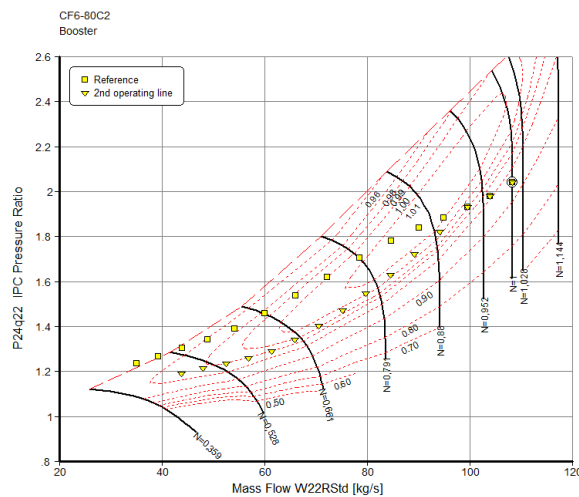


Figura 5.12 - Impacto das VSV's na linha de operação do *Booster*

5.2.2 Ajuste dos mapas dos componentes

Nas condições de *off-design*, para ser possível a simulação do funcionamento do reator, é necessário o programa fazer a leitura dos mapas dos componentes para que a simulação tenha informação que permita extrapolar a operação, contudo não é possível o programa ter na sua base de dados mapas para todos os reatores existentes na aviação, mais precisamente para todos os *rates* de funcionamento.

Segundo a comunicação de (Kurzke, 2010), são fornecidas algumas diretivas de que passos devem ser tomados por forma a ajustar os mapas de cada um dos componentes. De seguida são apresentadas as conclusões do criador do software:

5.2.2.1 Mapa da Fan

A linha de operação em velocidades de cruzeiro, deverão passar na região do mapa com maior rendimento, pelo que apenas se deve de colocar o ponto de referência do ciclo ligeiramente acima dessa região [31].

5.2.2.2 Mapa do *Booster*

Ao analisar o mapa Standard que está contido na biblioteca do *Gasturb*, é possível verificar uma maior razão de pressão. Isto porque a linha de operação de um compressor transónico é muito mais escalonada que a linha equivalente para um compressor subsónico. Nota-se, segundo (Kurzke, 2010) que as linhas de velocidade se tornam semelhantes para baixas velocidades e as diferenças entre as razões de pressão diminuem.

Conclui-se assim que o mapa Standard do *Booster* não se adequa muito bem para a simulação de *Turbofans* convencionais com um BPR igual a 5. Ainda assim é apropriado para a simulação de *booster's* para *Geared unmixed flow turbofan*, porque estes rodam com maiores velocidades circunferenciais e números de Mach.

5.2.2.3 Mapa do HPC

O mapa Standard do compressor de alta pressão utilizado pelo programa é de um compressor constituído com VGV's. É muito adequado para fazer a calibração do modelo numa primeira análise de simulação.

5.2.2.4 Mapa da HPT

A razão de pressão T_4/T_{45} é constante assim como para qualquer turbina a gás. A velocidade corrigida $N_H/\sqrt{\theta_4}$ tem uma pequena variação. Como a linha de operação da HPT é muito reduzida, isto leva sempre a rendimentos praticamente constantes. Segundo Kurzke, o formato das “ilhas” de rendimento do mapa não influencia a precisão da simulação. No caso do CF6 o mapa standard com as coordenadas padrão é torna-se apropriado.

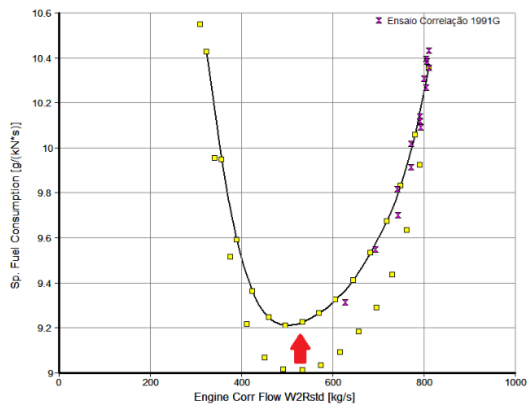
5.2.2.5 Mapa da LPT

A linha de operação da LPT é muito maior que a da HPT. O rendimento varia com as razões de pressões e a velocidade corrigida $N_L/\sqrt{\theta_{45}}$ e assim sendo a forma que o mapa apresenta é importante. A troca do caudal W45Rstd ao longo da linha de operação afeta a posição da linha de operação do HPC. Diminuir o caudal W45Rstd a uma velocidade constante de $N_H/\sqrt{\theta_{25}}$ não aumenta apenas o rácio de pressão do compressor, como também as temperaturas na zona quente do motor. O formato da função W45Rstd = f(P45/P5) é um fator importante para uma boa simulação ao nível de EGT e T5

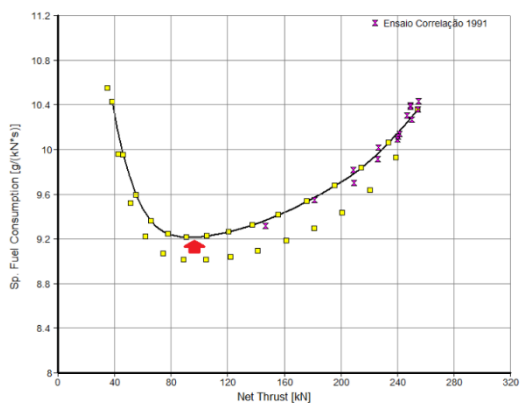
5.2.3 Validação do modelo

Uma vez ajustado o modelo com os mecanismos das VBV's e realizando o *scaling* dos mapas, é necessário averiguar a credibilidade do mesmo, com o objetivo de verificar os pontos a corrigir caso existam de modo a proceder a futuras alterações. Assim é comparada a simulação com as restantes leituras do ensaio de correlação, leituras estas que já devem estar na forma corrigida para dia padrão segundo a ISA. Pela referência [31] os três principais critérios de validação: (1) SFC vs. W2Rstd, que se traduz no rendimento térmico do mesmo. (2) W2Rstd vs. EGT e (3) W2Rstd vs. T5, segundo (Kurzke, 2013) esta é a validação mais problemática pois é geralmente o parâmetro com resultados menos precisos, devido à dificuldade existente em banco de ensaio de adquirir esta leitura.

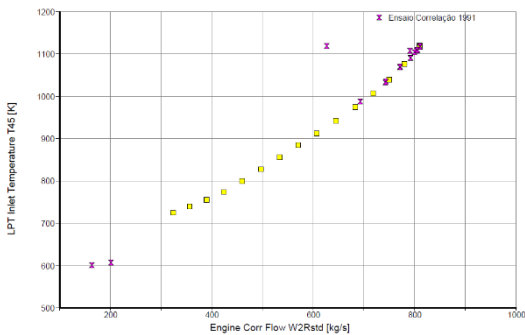
Ao analisar as figuras seguintes, conclui-se que a simulação é muito precisa para zonas de alto caudal mássico, um pouco pior na zona de caudais intermédios e não usada para caudais mássicos inferiores a 500/550 kg/s, isto deve-se ao facto de que o modelo foi criado com a referência para um ponto de regime de funcionamento mais elevado, regime este que corresponde às condições ótimas de funcionamento. Na figura 5.13 são apresentadas as principais validações ao modelo, os pontos a amarelo são do modelo que o programa estabelece e os pontos roxos são os valores do ensaio de correlação. Para uma melhor análise, no anexo III são apresentadas as restantes validações da simulação efetuada pelo autor.



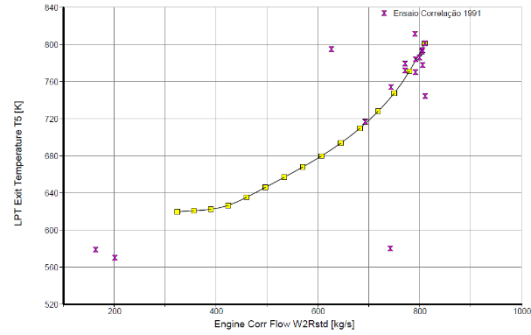
a) W2Rstd vs. SFC



b) Net Thrust vs. SFC



c) W2Rstd vs. EGT



d) W2Rstd vs. T5

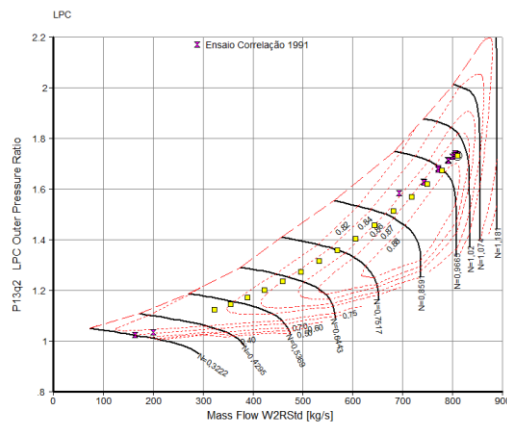


Figura 5.13 - Validação do modelo criado

Na figura 5.13 a) e b) é apresentada para além da validação, os dados que o autor teve de manipular por forma obter uma boa precisão de resultados.

As condições de *Input* o *GasTurb* simula, inicialmente uma linha de operação para toda a gama de operação do motor, mas apresenta uma variação considerável dos resultados lidos no ensaio de correlação. Seguindo as indicações de (Kurzke, 2005) e alterando os mapas de cada componente, a curva do modelo alinha-se com os dados

experimentais. Uma das condições que deve essencialmente de ser garantida é a da figura 5.13 b).

Uma vez que os resultados da simulação são idênticos aos do ensaio de correlação, existe assim um forte indicador da qualidade do modelo. Nesta simulação são apresentados diversos resultados, como por exemplo as condições termodinâmicas em locais de difícil medição, um deles a temperatura de saída dos gases do processo de combustão (T4). Um estudo mais exaustivo pode ser agora efetuado, onde seja estudada a influência de uma alteração de um valor no resto do reator, mais importante ainda é fazer a aplicabilidade da simulação nas tarefas de engenharia na MRO da TAP Air Portugal, de modo a aferir a degradação dos componentes do motor.

Capítulo 6

Aplicação do modelo termodinâmico

No presente capítulo são apresentadas as potencialidades que o software incorpora de modo a que possa ser aproveitada toda a informação útil do modelo desenvolvido no capítulo 5. O ensaio de correlação do reator utilizado apresentava um reduzido número de ciclos, logo a degradação dos componentes é mínima, uma vez que os reatores que são intervencionados nas instalações da TAP M&E ao saírem de uma intervenção técnica apresentam as mesmas condições, existindo assim a possibilidade de comparar os mesmos. Mesmo com as ações de manutenção a que os motores são sujeitos, pontualmente pode ocorrer que estando um reator nas melhores condições no que toca a degradação de componentes, não consiga satisfazer os requisitos dos testes de aceitação presentes no manual do fabricante. Nos próximos subcapítulos o autor realiza dois estudos de modo a comparar os dados do modelo, com o de outros *turbofans* que foram sujeitos ao banco de ensaios da TAP. (1) Análise de sensibilidade, que avalia a troca de um determinado parâmetro interno ao funcionamento com os restantes, (2) Análise comparada utilizando o *Model Based Test Analysis* (MBTA), recorrendo à funcionalidade dos *modifiers*².

Com estas ferramentas é possível simular os fenómenos de desgaste dos constituintes do motor, apresentados em 3.3. fazendo alterar o rendimento dos mesmos.

6.1 Análise de Sensibilidade

Uma vez que as condições de operação vão variar consoante o estado de funcionamento de cada componente em específico que integra o *turbofan*, é interessante nesta fase do trabalho tentar perceber de que forma essas alterações influenciam os parâmetros fundamentais, ou seja, EGT, T5, consumo de combustível e impulso. Isto pode ser simulado no programa de Kurzke utilizando a análise de sensibilidade que

² Propriedades que permitem realizar uma alteração face ao modelo, quer seja de geometria ou de desempenho dos componentes. Um modificador de valor igual a 1 representa a consistência com o modelo.

mostra o efeito de uma variável num determinado parâmetro. Assim foi analisado qual o efeito de reduzir 1% do valor de rendimento base para cada módulo do motor calculado em 5.1.2. e ver a sua influência nas propriedades anteriormente referidas. Na tabela 6.1 são apresentados os resultados da simulação.

Módulo	Δ Eff.	T25 (K)	T3 (K)	T45 (K)	T5 (K)	SFC	Impulso (KN)
Fan	-1%	+0,37	+0,72	-0,30	-0,65	+0,01	-0,11
Booster	-1%	+0,81	+1,59	-0,66	-1,43	+0,03	-0,23
HPC	-1%	+0,00	+0,00	-4,16	-4,57	+0,11	-0,73
HPT	-1%	+0,00	+0,00	+0,00	+0,00	+0,44	-0,43
LPT	-1%	+0,00	+0,00	+0,00	+0,00	+0,53	-0,53
T4	+10 K	+0,00	+0,00	+9,66	+10,44	+0,65	+0,85

Tabela 6.1 – Análise de sensibilidade ao motor de referência

Analisando os resultados obtidos, verifica-se que o componente que apresenta uma maior influência nos parâmetros é o compressor de alta pressão. Outra conclusão, que mostra o quanto o reator é dependente das condições de entrada, é o facto de que a EGT é medida à entrada da LPT e a T5 à sua saída, contudo estas temperaturas alteram-se com a redução de eficiência da *Fan*. Verifica-se também que o consumo específico de combustível é afetado negativamente por qualquer que seja a degradação de funcionamento dos componentes, mas especialmente pela diminuição do rendimento da LPT. Estas variações são comprovadas pelo manual do fabricante do CF6 que para cada sintoma realiza uma isolação de falha para identificar o principal problema.

Para o caso da temperatura T4 foi escolhida, não uma diminuição, mas sim o contrário para o seu valor, uma vez que as degradações a montante na câmara implicam sempre um aumento desta temperatura, assim é estudado a sua implicação direta, isolando apenas este parâmetro. O aumento desta temperatura significa à partida um aumento do combustível queimado, o que aumenta assim o SFC. Uma maior quantidade de caudal de combustível implica maiores temperaturas nas turbinas e um maior impulso. É esta implicação que o motor faz uso de modo a tentar colmatar os efeitos adversos de um menor rendimento nos módulos de compressão.

Nesta simulação foi efetuada uma análise de sensibilidade com base no motor que serviu de modelo à simulação, é importante para o sucesso da presente dissertação, assim como para a empresa onde foi alocado o estágio, efetuar uma comparação deste modelo que se encontrava em condições ótimas de funcionamento com os reatores que são ensaiados em banco de ensaio, após uma ação de manutenção.

6.2 Model Based Test Analysis

No capítulo 2 e 3 as noções de desempenho das estações aerodinâmicas relativas aos componentes foram apresentadas. No capítulo 5.1 foi criado o *design point* para o *turbofan* de alto *bypass* em estudo. Neste ponto de referência do ciclo os rendimentos dos compressores atuam entre si para estarem numa zona ideal. Infelizmente os componentes dos reatores nunca funcionam exatamente de acordo com suas especificações aerodinâmicas e temos de ter em conta este fator.

Nesta fase do trabalho é de grande interesse tentar fazer uma análise comparada entre o modelo criado e os dados obtido em reatores semelhantes que tenham sido analisados em banco de ensaio. Existem dois tipos de programas que possibilitam efetuar esta análise, os quais se dividem em: [45]

- Programas de análise, que calculam os parâmetros de desempenho dos componentes usando valores diretamente medidos e aplicando as leis de conservação de massa e de energia;
- Programas de síntese, que efetuam uma predição da *performance* descobrindo por iteração os pontos de operação nos mapas dos componentes que satisfazem as leis de conservação de massa e energia.

No caso concreto do *Gasturb* é efetuada a análise por síntese, denominado por *ANalysis by SYNthesis* (ANSYN), sendo um método que é largamente utilizado na indústria, que é usada para avaliar o comportamento em funcionamento dos motores através de ensaios e criar a partir dos mesmos os fatores de correção chamados também de modificadores, que alteram certos parâmetros característicos dos componentes com vista à reprodução do comportamento real do motor partindo do cálculo por síntese [45].

Idealmente de modo a existir um maior controlo dos parâmetros ao longo da vida útil do motor devia-se efetuar o teste de aceitação, que como já referido ao longo da dissertação serve para aferir se o motor atinge os valores de recertificação e qualquer outra exigência, contudo devia-se realizar o controlo de parâmetros em asa e posteriormente proceder ao ensaio dos reatores na chegada a uma oficina de manutenção. Com estes dados a variação do comportamento de cada módulo é comparado com o modelo o que permite assim identificar áreas específicas de degradação por módulo e para a operação inerente ao motor (Rotas elaboradas, programas de limpeza do motor, etc...)

restaurando assim a *performance* de forma individual. Na figura 6.1 é apresentado este mesmo ciclo de monitorização [25]



Figura 6.1 - Operação de um reator entre ações de manutenção

Voltando aos programas de análise modular de desempenho, resumidamente e de forma gráfica é feito o cálculo dos rendimentos através de *inputs* de banco e de maneira individual permite estimar o seu funcionamento e assim ver quais os módulos que apresentam uma maior diferença face ao modelo previamente definido, também designado por *Modular Performance Synthesis* (MOPS). Na figura 6.2 é apresentada a estrutura destes programas.

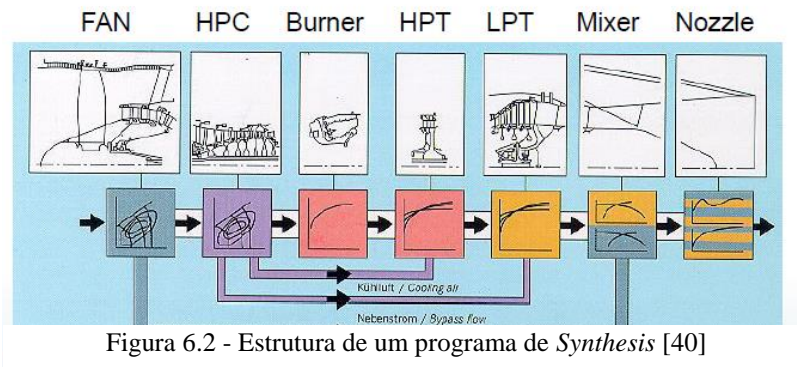


Figura 6.2 - Estrutura de um programa de *Synthesis* [40]

De modo a calcular os modificadores para cada reator comparado, o *software* leva em consideração dois parâmetros fundamentais, sendo eles o rendimento e o caudal de ar para uma determinada razão de pressão existente, fazendo a comparação para uma determinada velocidade nominal constante ($\beta = \text{const}$). Na figura 6.3 é apresentada essa mesma comparação efetuada pelo *GasTurb*.

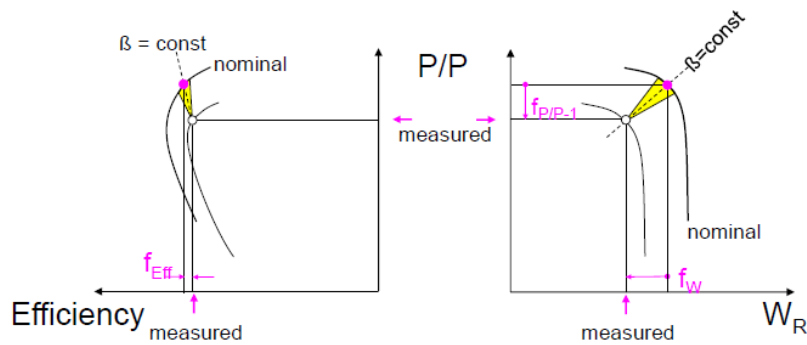


Figura 6.3 - Comparação entre dados lidos e o modelo

Com o intuito de iniciar a análise MBTA, a primeira ação que deve de ser tomada é a introdução de dados em condições de dia padrão, esta condição é facilmente ultrapassada pois em banco de ensaio, o sistema de aquisição de dados efetua essa mesma conversão de forma automática, assim é necessário recolher os seguintes valores

Sensor	unit	value	tolerance [%]
Scan Identification No.		2	2
Meas. Rel.Humidity @ T2&P2 [%]		77,95	5
Meas. Mass Flow W2	kg/s	357,023	5
Meas. LP Spool Speed [RPM]		5215,6	5
Meas. HP Spool Speed [RPM]		14482	5
Meas. Inlet Temperature T2	K	288,15	5
Meas. Inlet Pressure P2	kPa	101,325	5
Meas. Fan Exit Temp. T13	K	341,208	5
Meas. Fan Exit Press. P13	kPa	173,065	5
Meas. Fan Exit Temp. T21	K	312,86	5
Meas. Fan Exit Press. P21	kPa	130,565	5
M. Booster Exit Temp. T24	K	395,16	5
M. Booster Exit Press. P24	kPa	259,861	5
Meas. Compr.Exit Temp. T3	K	830,6	5
Meas. Comp. Exit Press. P3	kPa	2868,22	5
Meas. Fuel Flow WF	kg/s	1,4184	5
Meas. HPT Exit Press. P44	kPa	707,339	5
Meas. LPT Inlet Temp. T45	K	1220,5	5
Meas. Turb. Exit Press. P5	kPa	170,008	5
Meas. Turb. Exit Temp. T5	K	863,557	5
Meas. Amb. Pressure Pamb	kPa	101,007	5
Meas. Gross Thrust	kN	119,062	5
Meas. Bleed Mass Flow	kg/s	0	5
Meas. Power Offtake	kW	0	5
Meas. Fuel Heating Value	MJ/kg	42,124	5
Measurement X1		1125,15	5
Measurement X2		1184,15	5
Measurement X3		11,9131	5
Measurement X4		0	5
Measurement X5		0	5

Figura 6.4 - Dados de *input* para análise MBTA

Pela análise exhaustiva da figura 6.4 é possível verificar que uma das opções que deve ser tomada por forma a iniciar a simulação, é o método de análise do caudal do core. O *GasTurb* possui quatro métodos de análise: (1) No método *HP Turbine Capacity*, garante que o caudal de entrada na HPT medido é igual ao do modelo, (2) no método *LP Turbine Capacity* por analogia, garante que o caudal de entrada na LPT medido é igual

ao do modelo, (3) pelo método T45, é esta temperatura que apresenta igualdade face ao modelo e por último em (4) é a temperatura T5 que é coincidente com o modelo

Uma vez que o ensaio de correlação foi efetuado num reator com o *rate* CF6-80C2B7F, apenas se pode realizar a comparação de dados com ensaios que tenham testado reatores no mesmo *rate*, caso contrário o modelo não é adequado para a análise de MBTA. Outra consideração que deve de ser feita e que apresenta um grande impacto na simulação é em que regime de funcionamento do motor se deve fazer a seleção de dados, para tal existem duas condições que influenciam esta escolha, em primeiro lugar temos que a escolha do ponto de referência do ciclo foi efetuada numa fase de T/O, pelas razões enunciadas em 5.1.2., outra causa é o facto de que o parâmetro com maior interesse de avaliação nos testes de aceitação é a EGT_{HD} medida em T/O assim apenas os ensaios com os reatores nestas condições devem de ser tidos em consideração.

Ao iniciar a simulação e na fase de recolha de dados para reatores que cumpram as exigências previamente definidas, verifica-se que a amostra é reduzida e que a maior parte dos CF6 ensaiados estão no *rate* A2, configuração esta que apresenta condições de funcionamento consideravelmente diferentes do modelo definido

6.3 Caso de estudo para o reator CFM56-7B

De modo a que o estudo que foi desenvolvido ao longo do processo de escrita da presente dissertação seja mais consistente e enriquecedor do ponto de vista científico, foi desenvolvido também um modelo para o reator CFM56-7B, onde toda a simulação foi realizada de forma semelhante que a já apresentada para o CF6.

O reator CFM56-7B assim como o CF6 é um *turbofan* de tecnologia avançada, concebido para a frota Boeing 737 de nova geração, anteriormente equipada com o CFM56-3. Todas as versões deste motor têm exatamente as mesmas particularidades, a diferença de impulso gerado por cada modelo é conseguida pura e simplesmente à custa de sistemas, especificamente através de um *plug* que apresenta determinada configuração em função do *rate* solicitado pelo cliente.

Do ponto de vista da constituição mecânica este reator é semelhante ao CF6, uma vez que é do tipo *turbofan*, contudo apresenta menores dimensões. É constituído por 1 andar da *Fan*, 4 andares no *booster*, 9 andares no compressor de alta pressão, 1 andar na turbina de alta pressão e 4 na turbina de baixa.

Este reator apresenta condições de funcionamento ligeiramente diferentes das que foram apresentadas para o caso do CF6, nomeadamente as velocidades de rotação dos veios de baixa e alta pressão que são na ordem de 5000 rpm de N1 e 14000 de N2, comparativamente aos valores do reator da General Electric apresentados na figura 5.7.

Na tabela 6.2 são apresentadas algumas características de desempenho do -7B.

	-7B18	-7B20	-7B22	-7B24	-7B26	-7B27
Condições de <i>Take Off</i> (nível do mar)						
Máximo impulso em <i>Take Off</i> (lb)	19500	20600	22700	24200	26300	27300
Caudal de ar (kg/s)	307	316	330	341	353	355
Rácio de <i>Bypass</i>	5,5	5,5	5,3	5,3	5,1	5,1
Condições de performance em voo 35000 ft/Mach 0,8/ISA						
Máximo impulso em subida (lb)	5962	5962	5962	5962	5962	5962
Rácio de pressão Ps3/P25	32,8	32,8	32,8	32,8	32,8	32,8
Máximo impulso em cruzeiro (lb)	5420	5450	5450	5480	5480	5480

Tabela 6.2 - Características do reator CFM56-7B

No que toca às margens de EGT, verifica-se que apresentam valores médios na ordem de 32,29° C, para o *rate* ensaiado no relatório de correlação, ou seja, B27.

As condições de *input* selecionadas para o desenvolvimento do ponto de referência do ciclo que foram aplicadas a este reator foram as mesmas que as aplicadas em 5.1.2., e foram retiradas do ensaio de correlação aplicado ao CFM56-7B [46] Na tabela 6.3 é possível verificar os valores utilizados no programa de simulação *Gasturb*.

Variável	CFM56-7B27	CF6-80C2A5
Caudal de combustível	1,3904 kg/s	2,6364 kg/s
Temperatura à saída da LPT (T5)	889,60 K	801,1743 K
Ps3/P2	28,694	31,933
Temperatura à saída do HPC (T3)	823,92 K	835,75 K
Pressão à entrada do HPC (P25)	264,816 kPa	260,7048 kPa
Impulso	123,84 kN	254,5535 kN
Pressão à entrada da LPT (P45)	712,142 kPa	768,0081 kPa
Pressão à saída da FAN (P13)	177,089 kPa	173,5275 kPa
Temperatura à entrada do HPC (T25)	399,77 K	388,05 K

Tabela 6.3 - Condições de *Input* para o -7B

Uma vez definido o ciclo é importante realizar uma análise MBTA para reatores que tenham sido ensaiados no *rate* -7B27 o que dá a possibilidade à equipa de engenharia

da TAP M&E de ter um maior conhecimento também sobre o motor em questão. Na figura 6.5 são apresentados os resultados obtido para o reator com o S/N XXX830.

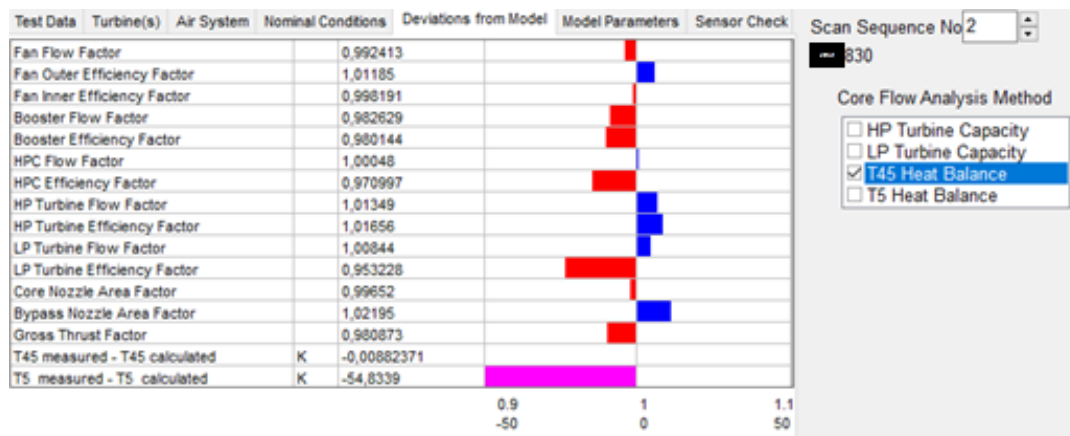


Figura 6.5 - Exemplo de análise MBTA para um reator CFM56-7B27

Neste caso é possível verificar que as diferenças face ao modelo são menores, uma vez tendo estes modificadores é possível utilizar uma base de dados já desenvolvida por antigos estagiários na oficina de motores, a qual permite carregar os modificadores e analisar os parâmetros de EGTHD e SFC em função da variação do rendimento global de cada motor ensaiado face ao modelo criado previamente.

6.4 Análise de Resultados obtidos

De modo a ter uma maior precisão nos resultados obtidos, foram considerados 21 ensaios de reatores do tipo -7B27, que foram intervencionados na oficina de motores e todos ensaiados no mesmo *rate*. Da amostra considerada é importante analisar o que causa as maiores diferenças face ao modelo padrão criado pelo autor, pois serão estes que podem evidenciar a causa-efeito associada ao tipo de ação de manutenção e seu comportamento em banco de ensaio.

6.4.1 Impacto das ações de manutenção no rendimento dos módulos

Ao analisar os resultados obtidos verifica-se que um dos reatores apresenta grandes variações nos rendimentos dos componentes, e por oposição um rendimento do HPC e da turbina de alta superiores ao modelo. Na figura 6.6 é apresentado o resultado obtido para o reator em causa. Na figura 6.7 são apresentadas as ações técnicas efetuadas sobre o reator em causa. Para este caso, o reator foi removido de operação devido à

necessidade de efetuar um *Top & Bottom Case*, que é a abertura dos cárteres do compressor de alta por forma a inspecionar e reparar os constituintes internos do motor.

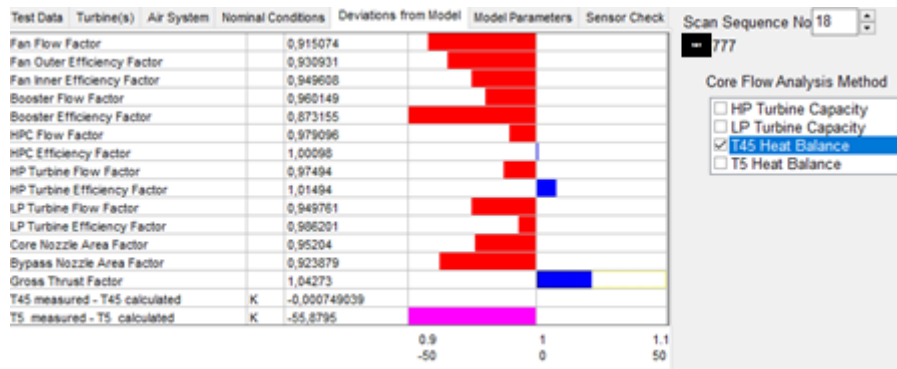


Figura 6.6 - MBTA aplicado ao reator 777

Levels of Maintenance						
Module	Name	S/N	Inspection	MIN / TOP Case	Performance	Full
01	Fan & Booster				✓	
02	#1 & #2 Brg Support					✓
03	IGB					✓
04	Fan Frame		✓			
05	HPC Rotor				✓	
06	HPC Front Stator					✓
07	HPC Rear Stator			✓		
08	Combustion Case		✓			
09	Combustion Chamber		✓			
10	HPT Nozzles		✓			
11	HPT Rotor		✓			
12	HPT Shrouds / LPT Stg 1 Nozzles					✓
13	LPT Rotor / Stator				✓	
14	LPT Shaft				✓	
15	Turbine Rear Frame					✓
16	TGB				✓	
17	AGB					✓

Inspection – Minimum Without Module Removal; Minimum – Minimum With Module Removal; Performance – Performance; Full – Full.
 ✓ - Actual Level of Maintenance; RevXX – Previous Level of Maintenance.

Figura 6.7 - Níveis de manutenção aplicados ao motor 777

Ao analisar a figura 6.7 é possível observar que a maior parte dos constituintes sofreu apenas um *Top Case*, contudo dois dos minimódulos sofreram uma restauração de *performance*. O *HPC Front Stator* e os *HPT Shrouds*. Por comparação com a figura 6.6 verifica-se que são precisamente o HPC e a HPT que apresentam um rendimento superior ao modelo. O que uma vez restaurados, através de diminuição de folgas e fugas de ar do escoamento leva assim a um melhor comportamento do ponto de vista termodinâmico. Para os restantes parâmetros verifica-se na generalidade um comportamento menos eficiente que o modelo previamente desenvolvido, isto deve-se ao facto de que os restantes componentes não foram intervencionados, e uma vez que o reator já apresentava 5863 ciclos [47] desde a última intervenção, a sua degradação já é consideravelmente superior ao do motor que serviu para criar o ciclo de referência.

Analisando o caso do motor 127, o qual foi removido de asa por forma a garantir o número de ciclos máximos das peças de vida limitada, essencialmente as partes móveis do reator, verifica-se que o rendimento do HPC, HPT e LPT são superiores ao modelo. Isto é esperado, uma vez que o reator efetuou um restauro de desempenho derivado ao facto de terem sido substituídas as PVL.

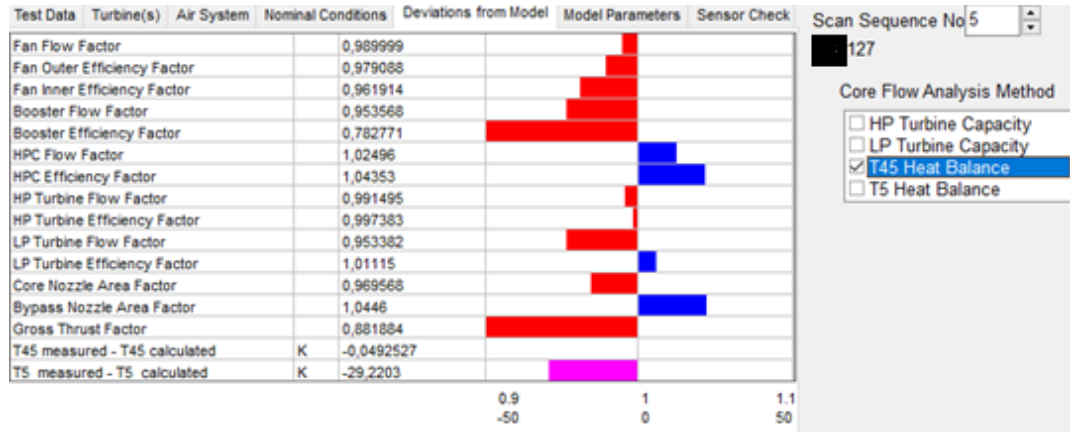


Figura 6.8 - MBTA aplicado ao reator 127

Para ser possível utilizar as folhas de cálculo do excel que permitem efetuar a análise de todos os reatores, é necessário efetuar um levantamento de todos os desvios face ao modelo, ou seja, os coeficientes apresentados na figura 6.6 e 6.8, onde o valor 1 significa a consistência com o modelo, para valores superiores a um, significa que o módulo em questão apresenta melhores condições que o reator de referência. Na tabela 6.4 é apresentado o levantamento efetuado, relativamente às variações de rendimentos face ao modelo criado, as células que apresentam a cor verde representam uma variação de rendimento entre $-5\% \leq \Delta \text{rendimento} \leq +5\%$, variação esta que é considerável como aceitável pelo autor.

Na tabela seguinte o leitor pode verificar que são apresentados dois ensaios aos quais não existe nenhuma informação relativa ao rendimento, uma vez que foram usados apenas como meio de comparação, por parte do autor, para ter uma noção entre rates diferentes e condições de voo distintas. As leituras relativas ao ensaio 16 são para um reator na mesma configuração de potência que o estudado até agora, contudo num regime de subida denominado por *Max. Climb*. Por sua vez a leitura 17 foi retirada de um motor com a configuração -7B26, que apresenta um menor valor de impulso para qualquer condição do envelope de voo do motor. Esta variação ao nível de descolagem, situação que tem vindo a ser analisada ao longo da presente dissertação, pode-se quantificar em cerca de -3,7% de impulso.

Nº Ensaio ³	Fan Outer Efficiency Factor	Fan Inner Efficiency Factor	Booster Efficiency Factor	HPC Efficiency Factor	HP Turbine Efficiency Factor	LP Turbine Efficiency Factor
1	0,9888	0,9578	0,8902	1,0267	1,0007	0,9787
2	1,0095	0,9958	0,8953	1,0115	1,0115	0,9525
3	1,0386	0,9591	0,8932	1,0003	1,0223	0,9774
4	0,9371	0,8760	0,9206	1,0004	1,0173	1,0692
5	0,9763	0,9592	0,8045	1,0482	1,0065	1,0046
6	0,9928	0,9574	0,8084	1,0423	1,0017	1,0043
7	0,9726	0,9592	0,7954	1,0400	1,0092	1,0257
8	0,9725	0,9581	0,8170	1,0367	1,0016	1,0551
9	0,9728	0,9563	0,8138	1,0451	0,9992	1,044
10	0,9754	0,9579	0,9558	0,9790	1,0247	0,8946
11	0,9733	0,9581	0,8525	1,0073	1,0157	0,9080
12	0,9773	0,9595	0,8089	1,0420	1,0038	1,0252
13	0,9768	0,9573	0,7066	1,1066	0,9845	1,0624
14	0,9761	0,9602	0,8239	1,0379	1,0055	1,0327
15	0,9825	0,9630	0,7384	1,0892	0,9855	1,0446
16	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
17	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
18	0,9309	0,9495	0,7953	1,0449	1,0153	0,9855
19	0,9460	0,9591	0,8285	1,0189	0,9997	1,0886
20	0,9352	0,9594	0,9015	0,9946	1,0061	1,0532
21	0,9161	0,9595	0,9436	0,9751	1,0189	1,0573
22	0,9258	0,9564	0,8777	0,9953	1,0103	1,0788

Tabela 6.4 – Modificadores de rendimento obtidos pelo *GasTurb* ao comparar com o modelo criado

Observando os dados da tabela 6.4 pode-se verificar que os motores dos ensaios 10 e 11, apresentam um rendimento da turbina de baixa pressão inferior ao modelo de cerca de -10%, esta condição deve-se ao facto de que à semelhança do motor 777 estes dois realizaram apenas um *Top Case*, onde os módulos da turbina não foram intervencionados.

Os motores das leituras 4 e 19 contrariamente às anteriores, apresentam um elevado rendimento em ambas as turbinas, e tal comportamento pode-se justificar pela substituição das pás destes módulos. Pode-se assim afirmar que o estado das pás da turbina influencia, como esperado, o rendimento final do reator.

Com a informação da tabela 6.4 e utilizando os modificadores do *GasTurb*, é possível identificar as causas possíveis da variação de um parâmetro de funcionamento, permitindo assim que para um determinado sintoma se possa isolar a causa provável.

³ Os ensaios são apresentados em função do S/N do reator, contudo por razões de confidencialidade estes dados foram omitidos e apresentados pela ordem que foram introduzidos no *GasTurb*.

Avaliando a variação de funcionamento na temperatura de gases de escape, as razões de pressão do motor, da velocidade de N2 e por último, mas não menos importante do consumo de combustível.

Parâmetros	Relativo ao normal	Causa Provável segundo ESM
EGTK	Nominal	Boa Performance do HPC
	Alto	Baixa Performance da HPT Baixa Performance do HPC Baixa Performance da LPT Alto caudal de arrefecimento da HPT
EPRK	Nominal	Boa performance do HPC
	Baixo	Área elevada dos <i>nozzles</i> da LPT <i>Bypass</i> de Ar VBV's Abertas
	Alto	Área reduzida dos <i>nozzles</i> da LPT Baixa Performance da LPT
N₂K	Baixo	VSV's abertas Alto caudal de arrefecimento da HPT Baixa Performance da HPT Baixa Performance do HPC Baixo caudal mássico da FAN
	Alto	VSV's fechadas, VBV's abertas Área elevada dos <i>nozzles</i> da LPT Baixa Performance da LPT Baixa Performance da FAN
WFK	Alto	VSV's abertas, VBV's fechadas Baixa Performance do HPC Baixa Performance da HPT Baixa Performance da LPT Baixa Performance da FAN

Tabela 6.5 - Variação de parâmetros de funcionamento do reator em função da performance modular

Focando a análise concretamente nos rendimentos relativos ao *booster*, presentes na tabela 6.4, verifica-se que existem consideráveis variações face ao modelo, para avaliar

a razão destas discrepâncias pode-se relembrar as equações do rendimento para o HPC, que é dada por, tendo por base a nomenclatura do *GasTurb*:

$$\eta_{HPC} = \frac{T_{3, is} c_{p3, is} - T_{25} c_{p25}}{T_3 c_{p3} - T_{25} c_{p25}} \quad (6.1)$$

Uma das causas que está subjacente é a falta de leitura de banco de ensaio relativa à pressão P25, como foi referido no capítulo 4.2.2, surgindo a questão: Será que o sensor está a recolher dados imprecisos ou algum componente do motor está degradado? Para responder a esta questão o software de simulação possui uma função, designada por *Sensor Checking*. Esta função assume que apenas um dos sensores considerados funciona de forma imprecisa, para tal numa primeira fase efetua a soma de todos os desvios, que deve de ser igual a 1, e é calculada da seguinte forma:

$$q_0 = \sum (f_{health-1})^2 \quad (6.2)$$

Posteriormente, para cada um dos sensores, é feita uma otimização onde a variável de otimização é a leitura do sensor e a figura de mérito. De forma automática o programa elabora um gráfico que representa quais os sensores que se estão a desviar mais do modelo, o qual pode ser visto na figura 6.9.

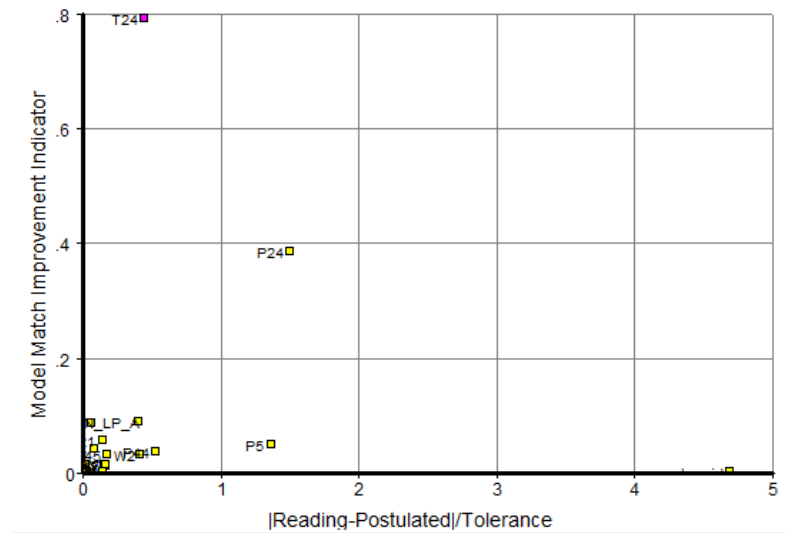


Figura 6.9 - Verificação de leituras dos sensores

Como previsto são os sensores relativos à posição 24 quer de pressão e temperatura que estão a desviar mais do modelo, focando principalmente no sensor T25, que efetua uma leitura, mas é no MEC que é feito o cálculo, utilizando a expressão 4.1, o que como referido é uma forma de cálculo, mas não é totalmente precisa.

Uma vez introduzidos os parâmetros que descrevem o funcionamento dos ensaios que foram considerados importantes para análise, ou seja, ensaios de reatores que

estiveram sujeitos a uma ação de manutenção para os quais, motores removidos de avião e contratos de fim de aluguer, não são considerados válidos e são excluídos. Procedeu-se à utilização da folha de cálculo aplicada ao reator CFM56-5B, desenvolvida por outro estagiário na oficina de motores, sendo exigida a reformulação da mesma de modo a ser possível introduzir os dados e retirar conclusões relativas ao motor abordado.

Nesta folha são feitas as análises com base na temperatura dos gases de escape e do consumo específico de combustível. Ao iniciar a análise a folha de calculo utiliza os coeficientes que se obtêm na simulação do *GasTurb* e com esses modificadores fazem-se diferenças, apresentadas sobre a forma de percentagem, relativamente ao modelo.

Uma vez que a quantidade de dados é considerável e levaria a que a dissertação ficasse extensa, o autor começou por definir os valores médios de margem de EGT em função da ação efetuada em oficina. Os dados são apresentados na seguinte tabela:

Ação de Manutenção	Média de margem de EGT
Restauro de <i>performance</i>	34,75 °C
Peças de vida limitada dos compressores	27,7 °C
Peças de vida limitada	34,4 °C
Outras ações	32,58 °C

Tabela 6.6 - Ações de manutenção vs. Margem de EGT

Pela observação da tabela 6.6 conclui-se sobre quais os trabalhos que mais impacto apresentam na margem de EGT. Uma vez que o restauro de *performance* teoricamente conduz a um melhor comportamento do motor, será analisado um motor que tenha sofrido este tipo de manutenção. Por oposição serão selecionados outros dois, um relativo à substituição de peças de vida limitada do *core* e outro que seja integrado na categoria de “outras ações”, que engloba fraturas nas pás, reclamações de garantia, consumo de óleo excessivo, entre outros fatores.

Iniciando a análise recorrendo ao ensaio nº 4, introduziu-se os modificadores resultantes do programa de simulação utilizado até agora na base de dados. Com os dados introduzidos a base de dados efetua a apresentação dos dados de forma gráfica, representando o rendimento do HPC, HPT e LPT, módulos estes que apresentam um maior impacto no comportamento total do reator. No gráfico 6.1 apresenta-se os resultado finais para o reator em estudo, os círculos com maior dimensão apresentam a margem de EGT HD, em função dos desvios dos rendimentos dos componentes face ao modelo já criado. A ferramenta usada apresenta no gráfico uma linha verde a tracejado que

representa a EGT HD para o caso padrão, onde pontos à direita desta marca apresentam um comportamento superior ao padrão e à esquerda, um desempenho inferior. Rapidamente o leitor pode verificar que o motor nº4 apresenta o comportamento das turbinas, superior ao modelo, o que vem apoiar a ideia de que a ação de restauro de *performance* resulta numa condição ótima de funcionamento.

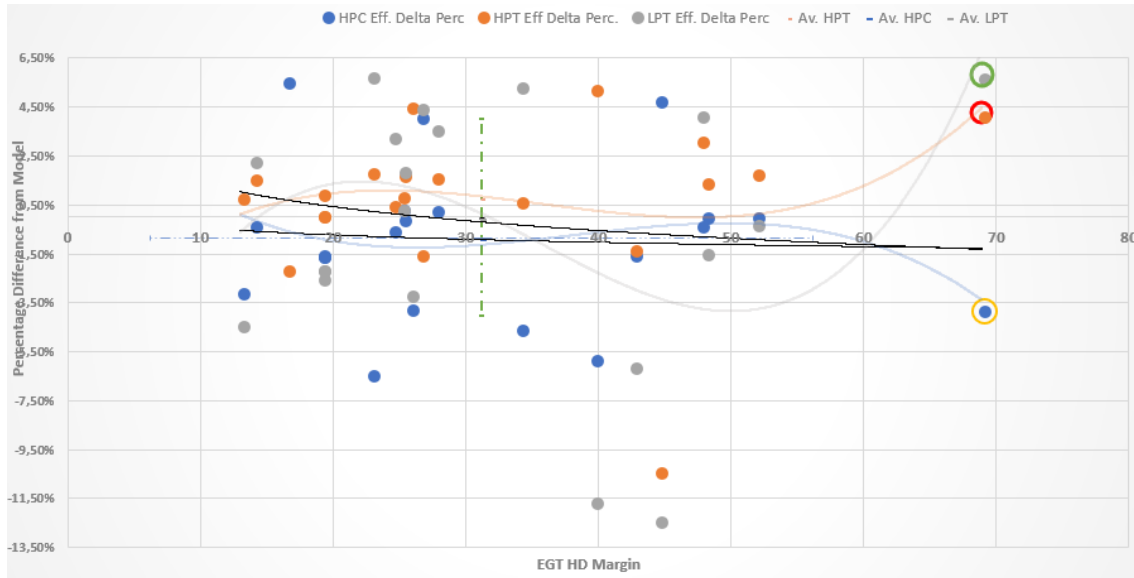


Gráfico 6.1 - Margem de EGT HD vs. Desvios face ao modelo

Utilizando este gráfico e a restante informação de entrada considerada na base de dados, foi elaborada a tabela 6.7, a qual para os componentes já mencionados apresenta informação relativa aos rendimentos, na primeira coluna é apresentado a valor de eficiência isentrópica, na segunda coluna é mostrado o fator obtido pelo GasTurb (fatores que podem ser observados nas figuras 6.5 e 6.6). A coluna seguinte mostra a variação de eficiência em percentagem do motor em análise face ao modelo, na próxima coluna é mostrada a variação média em percentagem face ao padrão e por fim é mostrado o desvio da média em percentagem.

	Eficiência	Fator de eficiência Gasturb	Varição de eficiência (%)	Varição média de eficiência (%)	Eficiência (Superior/inferior média)
HPC	0,84131	1,00592	0,592%	3,240%	-2,648%
HPT	0,89573	1,01688	1,688%	0,682%	1,006%
LPT	0,97215	1,05387	5,387%	-0,540%	5,927%

Tabela 6.7 - Variações de eficiência do motor nº4 relativos ao modelo

		Média EGT HD	
EGT HD (K)	1128,25	1165,93	
Margem EGT HD (K)	68,90	31,22	↑ 37,68
Diferença Margem EGT HD (K)	34,19	-3,49	
		Média TSFC (g/(N*s))	
TSFC (g/(N*s))	11,1546	11,408	↑ -2,225%

Tabela 6.8 - Diferenças de margem de EGT do motor nº4 comparativamente com o modelo

Na tabela 6.8, o leitor verifica que o motor analisado apresenta um TSFC menor que o do ensaio de correlação, o que indica que o motor está a consumir menos combustível por unidade de potência, o que é consistente com o apresentado no capítulo 3.3, ao aumentar a degradação, ou seja, diminuir o rendimento existe a necessidade de aumentar o caudal de combustível, o que para este caso temos o oposto. $\uparrow \text{Eff.} \rightarrow \downarrow W_f \rightarrow \downarrow \text{TSFC}$

De forma a perceber qual a média de desvios existentes dos motores analisados face a motor de correlação, utilizou-se as linhas de tendências para as quais se calculou o valor médio o que leva o autor a concluir sobre os seguintes valores:

- Desvio médio do rendimento do HPC – 0,104%;
- Desvio médio do rendimento da HPT – 0,188%;
- Desvio médio do rendimento da LPT – 0,554%.

Passando para o próximo motor onde a ação efetuada consiste na troca das peças de vida limitada do *core*, leitura nº9, espera-se que o mesmo não apresente propriedades de *performance* ao nível do analisado anteriormente uma vez que o trabalho efetuado consiste no cumprimento de uma obrigação que não está inteiramente ligada ao restauro das condições do motor. De forma prática isto traduz-se numa menor margem de EGT HD (27,7°C) que as observadas para os restauros de *performance*, como apresentado pela tabela 6.4. De forma análoga para o reator número 4, tem-se o seguinte gráfico:

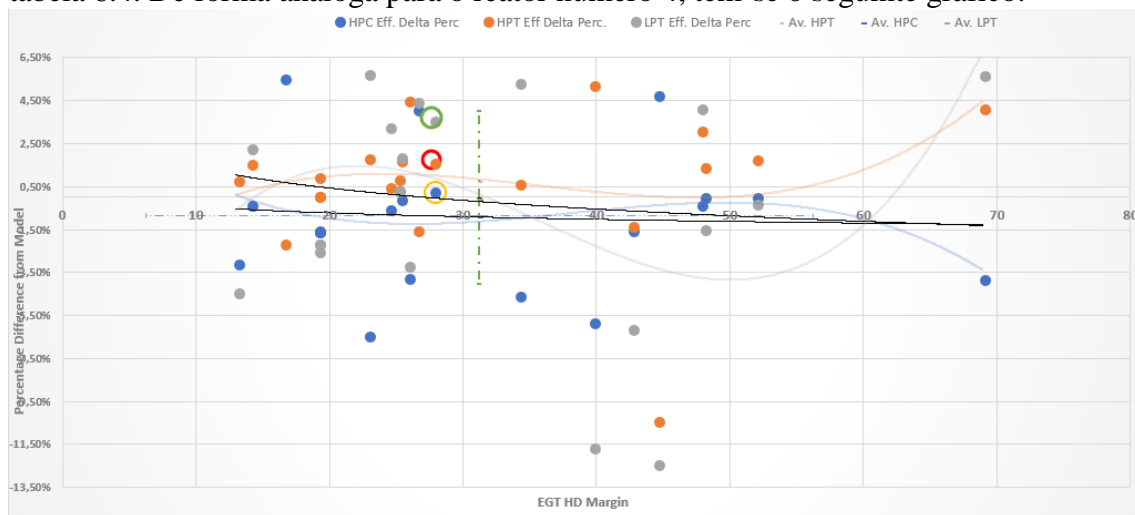


Gráfico 6.2 - Margem de EGT HD vs. Desvios face ao modelo para reator nº9

Para este motor é possível verificar que os três componentes em estudo, apresentam desvios positivos face ao modelo desenvolvido, embora a margem de EGT seja inferior. Aparece assim a questão de qual o motivo que leva a que tendo uma eficiência melhor que o modelo, apresenta uma menor margem de temperatura de gases

de escape? É aqui que deve ser introduzido o conceito de capacidade dos componentes definido pelo programa de simulação de Kurzke, como a quantidade de ar em condições do nível do mar, que pode ser comprimido ou expandido, dependendo se o estudo é realizado sobre o compressor ou a turbina, para uma determinada pressão. Conforme o valor da capacidade diminui, tanto as razões de pressão como os caudais de ar que atravessam o componente diminuem.

No reator em causa a sua capacidade é superior à do exemplo anterior, contudo o binómio rendimento e capacidade jogam em conjunto, pelo que um reator que tenha um desempenho inferior ao modelo, mas a sua capacidade também siga uma determinada distribuição, leva a um bom comportamento do motor. No gráfico 6.3 é mostrada a comparação da capacidade do HPC vs. rendimento do HPT, para os dois reatores considerados.

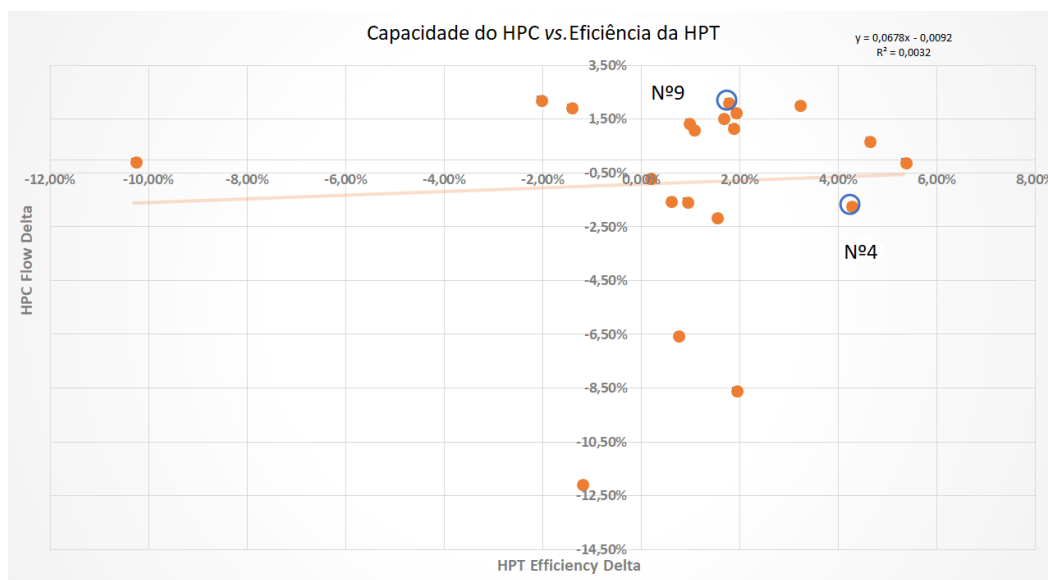


Gráfico 6.3 - Capacidade do HPC vs. Rendimento do HPT

Analisando agora um caso válido para um motor que esteja abrangido pela categoria de “outras ações” da tabela 6.6, tem-se o motor nº21. Para este caso foi efetuada apenas uma inspeção ao rail da LPT de modo a verificar desgastes e fraturas, e nos restantes módulos nada foi efetuado, espera-se, portanto, um comportamento ainda aceitável dado ao reduzido número de ciclos decorridos desde a última *Shop Visit* (771 ciclos/1679 horas) [47]. Ao analisar este terceiro caso recorrendo ao gráfico de margem de EGT HD em função dos desvios de eficiência face ao modelo, temos:

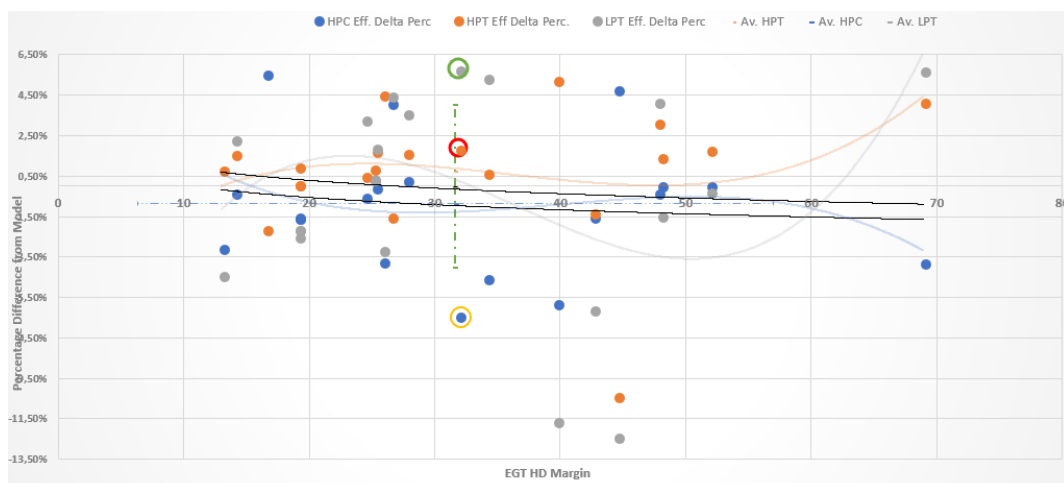


Gráfico 6.4 - Margem de EGT HD vs. Desvios face ao modelo para reator n°9

No gráfico anterior verifica-se que os componentes como a LPT e HPT apresentam uma eficiência superior ao modelo, condição que é esperada, uma vez que o motor apresenta poucos ciclos de utilização. Uma conclusão que se tira também é que o valor de margem de EGT HD deste reator é muito semelhante à do reator usado no ensaio de correlação, condição que vem validar que um motor de correlação é ensaiado após uma primeira degradação inicial, com isto existe mais uma validação de que o motor de correlação, serve para caracterizar o funcionamento de todos os outros motores, sendo este que serve de modelo.

	Eficiência	Fator de eficiência Gasturb	Variação de eficiência (%)	Variação média de eficiência (%)	Eficiência (Superior/inferior média)
HPC	0,82153	↓ 0,98053	-1,947%	3,240%	↓ -5,187%
HPT	0,89625	↑ 1,01841	1,841%	0,682%	↑ 1,159%
LPT	0,96113	↑ 1,04213	4,213%	-0,540%	↑ 4,753%

Tabela 6.9 - Variações de eficiência do motor n°21 relativos ao modelo

		Average EGT HD	
EGT HD (K)	1174,35	1165,93	
EGT HD Margin (K)	31,90	31,66	⇒ 0,24
EGT HD Margin Difference (K)	-2,81	-3,05	
		Average TSFC (g/(N*s))	
TSFC (g/(N*s))	11,3641	11,408	⇒ 0,389%

Tabela 6.10 - Diferenças de margem de EGT do motor n°21 comparativamente com o modelo

Na tabela 6.9 as variações de rendimento face ao motor de base são apresentadas. Por sua vez na tabela 6.10 verifica-se que tanto a margem de temperatura de gases de escape, como o consumo específico de combustível apresentam reduzidas variações relativas ao *turbofan* utilizado para modelar o ciclo é conveniente traçar um gráfico que apresente a margem de EGT em condições de dia quente vs. TSFC, para o qual se obtêm

o gráfico 6.5. A informação que se pode retirar é que o motor n°21 situa-se exatamente sobre a linha de tendência das duas variáveis em questão.

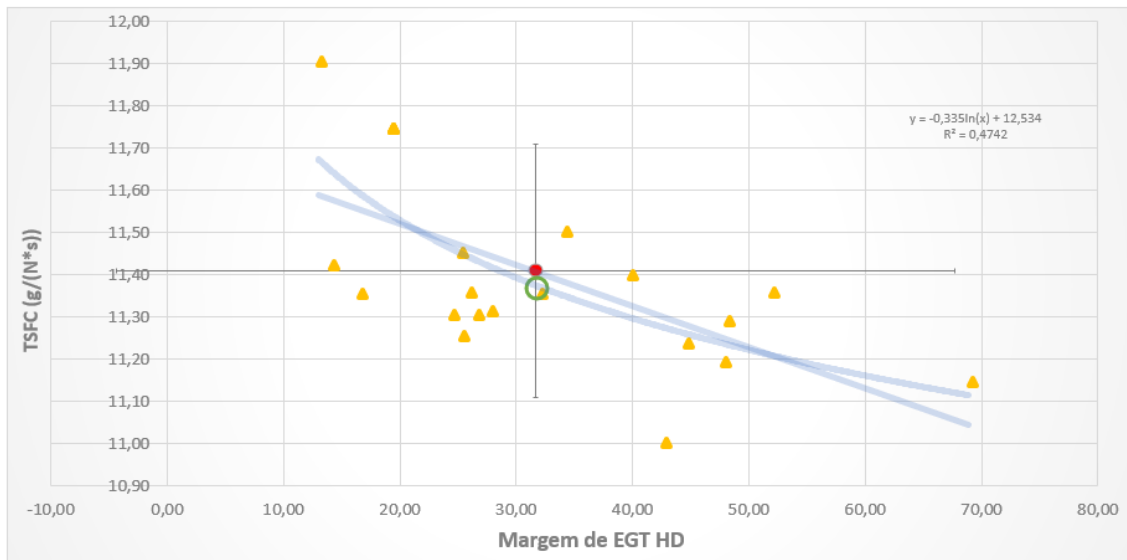


Gráfico 6.5 - Margem de EGT HD vs. TSFC

6.4.2 Análise de Sensibilidade das leituras de banco de ensaio

No capítulo 6.1 foi abordado uma das funcionalidades que o software de simulação apresenta, onde o autor analisou qual o impacto direto que uma variação no rendimento de um determinado módulo apresenta em determinados parâmetros de funcionamento do motor. É com a criação do modelo que já foi efetuada, que se pretende perceber, de facto o que leva a que ocorram as variações dos rendimentos dos módulos, e qual a sua relação com os dados que são adquiridos em banco de ensaios.

O *GasTurb* apresenta outra ferramenta que nesta fase é utilizada e que permite em concreto efetuar esta análise, partindo dos dados medidos nos diferentes sensores de banco e a essas leituras aplicar uma variação, escolhida pelo utilizador, que resultará em determinadas alterações nos fatores calculados anteriormente na análise MBTA. No anexo IV é apresentada a tabela completa desta análise.

Numa primeira análise o autor escolheu um valor de alteração de parâmetros de 1%, no qual é possível retirar que os rendimentos que mais variação sofrem em função das condições de entrada dos ensaios dizem respeito ao módulo do *booster* e do HPC. Para uma variação de 1% da temperatura de T25, que para a leitura n°2 corresponde a 3,952 K o fator de rendimento diminui em cerca de 17,63 % e para o caso do HPC, resulta num aumento deste mesmo fator de 9,91%. É compreensível que mesmo sendo uma

variação relativamente pequena, ou seja, apenas 1%, que parece uma diferença insignificante de apenas 3,952 K face à amplitude para esta mesma temperatura nos dados obtidos que é de 29,92 K, pode-se identificar uma das causas que justifica os fatores de rendimento do *booster* apresentarem uma maior variação em relação à condição nominal do modelo.

Outra conclusão que se pode retirar é que o desempenho dos reatores aeronáuticos além de depender de todas as características construtivas, é fortemente influenciados pelas condições atmosféricas do local, uma vez que as temperaturas alcançadas nos diferentes módulos dependem sempre das condições de entrada dos mesmos, por sua vez estas dependem das propriedades termodinâmicas à entrada da *Fan*, ou seja, praticamente as condições atmosféricas. A relação entre as condições atmosféricas e as condições de entrada da *Fan* são apresentadas na figura 6.8.

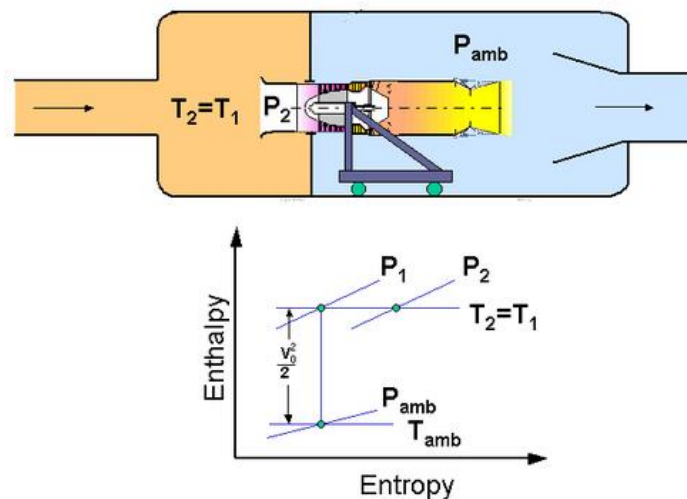


Figura 6.6 - Relação entre condições atmosféricas e de entrada da *Fan*

Focando assim os parâmetros de temperatura à entrada do reator que para a variação escolhida apresentam alterações de 2,875 K, respetivamente, verifica-se que a temperatura com uma reduzida alteração provoca ganhos no rendimento da *Fan*, contudo para o motor manter o trabalho constante, isto implica que a turbina que alimenta este compressor despenda mais trabalho para compensar o ganho na *Fan*, o que leva a que o rendimento da LPT reduza em cerca de -4,46 % o que por conseguinte reduz a temperatura da posição aerodinâmica 5 em cerca de 13,93 K (-1,57%).

Capítulo 7

Conclusões

Este capítulo culmina com todo o trabalho realizado anteriormente, tendo como principal objetivo apresentar ao leitor os objetivos que foram alcançados no decorrer do trabalho final de mestrado. Apresenta de forma sintética as conclusões que possam ser retiradas do trabalho, dando ênfase aos objetivos propostos no início do trabalho e que conseguiram ser alcançados. São também abordadas as principais dificuldades que o autor enfrentou e recomendados possíveis trabalhos futuros a desenvolver nesta temática.

7.1 Conclusões Finais

No início da elaboração do presente trabalho final de mestrado, existiu a possibilidade de o autor realizar um estágio de seis meses na área de manutenção de motores da empresa TAP Air Portugal, onde foi proposto o desenvolvimento de um modelo para o qual fosse possível conhecer com elevado grau de precisão o comportamento termodinâmico de dois motores aeronáuticos, onde o princípio de funcionamento é semelhante, embora sejam utilizados em aplicações diferentes.

A TAP sendo uma empresa de transporte aéreo, apresenta também um setor economicamente estratégico de instalações de manutenção e reparação. Uma vez que é um mercado muito concorrencial, um dos principais custos que se pretende eliminar é o desperdício de recursos. Por forma a contornar este problema a TAP ambiciona a elaboração de modelos de cálculo que consigam replicar com exatidão o funcionamento dos motores, isto vem permitir a fácil identificação de problemas e elaborar rapidamente planos de trabalho mais eficazes quer em termos de tempo, qualidade de serviço prestado e principalmente de custos.

Foi com as indicações fornecidas por parte da empresa que o autor iniciou a presente dissertação. O primeiro passo consistiu na recolha de dados que pudessem caracterizar os reatores, rapidamente se percebeu que esta informação não é de fácil

acesso e o fabricante pretende manter a informação confidencial das empresas de manutenção por ser parte do seu *know how*.

Uma forma de contornar o problema foi a utilização de dados dos ensaios de calibração do banco, designados na indústria por ensaios de correlação. Para estes testes os reatores podem ser considerados como representativos uma vez que a informação à disposição é maior, o reator apresenta condições consideradas como estáveis e são dados confiáveis uma vez que servem para efetuar a certificação do banco de ensaios de reatores.

Recorrendo ao modelo desenvolvido ao longo do processo de escrita da presente dissertação, consegue-se obter de forma simples e rápida uma comparação entre os dados que são adquiridos dos reatores analisados e os respetivos modelos, para este caso do reator CF6-80C2 e do CFM56-7B. Estes modelos apresentam erros de cálculo, os quais foram considerados pelo autor como desprezáveis, um deles por exemplo é os caudais de arrefecimento que foram arbitrados com base em dados médios para determinados motores, os quais podem não ser os mais adequados para os motores em estudo na presente dissertação.

De considerar que os dados utilizados para a definição do modelo, foram adquiridos pelo autor, e que em momento algum existiu troca de informação entre os fabricantes e o departamento de engenharia de reator da TAP Air Portugal, desta forma estão associados erros numéricos, mas que podem ser considerados como insignificantes uma vez que apresentam uma boa tendência.

Este modelo vem permitir à empresa, um maior conhecimento dos parâmetros intrínsecos ao motor que até aqui eram desconhecidos , possibilitando que nos casos de motores não serem aceites em banco de ensaio se possa recorrer ao trabalho do autor para rapidamente fazer a identificação da falha e proceder à sua correção, levando a que o mínimo de tempo seja despendido a identificar a causa raiz do problema, o que em situações que já ocorreram levaram à desmontagem desnecessária de um determinado motor, o que implica mão de obra a ser utilizada de forma menos eficiente assim como custos associados apreciáveis.

7.2 Objetivos Cumpridos

Os principais objetivos que foram alcançados com o desenvolvimento do estudo efetuado, são enumerados de seguida:

1. Elaboração do modelo termodinâmico para dois reatores intervencionados em oficina por parte da TAP Air Portugal;
2. Validação de ambos os modelos, utilizando para tal os dados presentes nos ensaios de correlação dos respetivos motores;
3. Comparação entre os dados obtidos em banco de ensaio, para diversos motores, com o modelo criado;
4. Análise relativa ao tipo de manutenção efetuada aos reatores e seu impacto direto no comportamento em banco de ensaios;
5. Análise da influência das propriedades atmosféricas no rendimento dos módulos do reator.

7.3 Trabalho Futuro

Com a criação dos modelos desenvolvidos ao longo do presente trabalho final de mestrado a TAP M&E encontra-se um passo à frente no que toca à estimativa das condições de funcionamento aplicadas aos motores estudados. É reconhecido pelo autor que a temática sobre a qual incidiu o presente estudo apresenta uma vasta gama de matérias a serem abordadas, desta forma são apresentadas de seguida algumas sugestões de trabalhos futuros:

1. Efetuar uma análise às pás do compressor, quando as mesmas são sujeitas a uma ação de restauro de *performance*, medindo as suas dimensões antes e depois por forma a relacionar com o desempenho do motor;
2. Adicionar o efeito na folga entre o topo das pás e os cárteres do compressor (*Tip Clearance*);
3. Analisar uma maior amostra de reatores, recorrendo à extrapolação dos dados para as restantes variantes dos motores, não estando cingido à

configuração do ensaio de correlação, isto permitiria analisar as restantes versões do CF6-80C2;

4. Utilização de uma maior instrumentação nos testes de aceitação dos reatores, nomeadamente no que toca às condições de entrada do HPC e de saída da LPT, com posteriores ajustes se necessário nos modelos desenvolvidos.

Com estes novos tópicos que foram apresentados, o trabalho do autor pode ser utilizado como base, e aprimorado de tal forma que permita efetuar as análises e estimar os parâmetros dos motores aeronáuticos com o máximo de precisão possível. O que vem fornecer à TAP a ferramenta que necessitam para proporcionar aos seus clientes um serviço de excelência dentro do setor de negócio da manutenção de motores.

Referências

- [1] BOYCE, M. P. (2002). *Gas Turbine Engineering Handbook*. Gulf Professional Publishing, 2nd edition, Oxford, 2002.
- [2] MATTINGLY, J. D. (2006). *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*, AIAA Educational Series, Virginia, 2006
- [3] DOUHET, G. (1935). *La doctrina Douhet. Opiniones. Francesas. Revista de Aeronáutica y Astronáutica*, Núm.45, pág.593
- [4] JONES, G. (1989). *The Jet Pioneers: the birth of jet powered flight*, Methuen London, 1989
- [5] GOUVEIA, P. S. *Turbomáquinas, Slides de apoio*. Instituto Superior de Engenharia, 2016/2017.
- [6] RIBEIRO, P. M. A. (2012). *Análise de performance da família de motores de avião CFM56-3*. Tese de Mestrado, Instituto Superior de Engenharia de Lisboa, Novembro 2012.
- [7] GE. *CF6-80C2 Boeing Engine Shop Manual, Testing 007, Effect C – Engine Testing, Task 72-00-00-760-007-C*. G.E., 2016.
- [8] KURZKE, J. (2005). *How to create a performance model of a gas turbine from a limited amount of information*. New York: ASME,2005. ASME GT2005-68537, 2005
- [9] BATISTA, F.M.C. (2017). *A 0-D Off-Design Performance Prediction Model of the CFM56-5B Turbofan Engine*. Tese de Mestrado, Instituto Superior Técnico, Outubro 2017.
- [10] COHEN, H, ROGERS, G.F.C., and SARAVANAMUTTO, H. I. H. (1996) *Gas Turbine Theory*. Longman Group, Harlow, 1996.
- [11] CUMPTSY, N. (1997). *Jet Propulsion*. Cambridge University Press, 2nd edition, 1997.
- [12] GOUVEIA, P. S. *Turbomáquinas, Slides de apoio da Tubeira*. Instituto Superior de Engenharia, 2016/2017.

- [13] GOUVEIA, P. S. (2006) *Sebenta da Unidade Curricular de Turbomáquinas*. Instituto Superior de Engenharia, 2006.
- [14] GE AVIATION, <https://www.geaviation.com/commercial/engines/cf6-engine>, consultado a 18/04/2018.
- [15] GE. (2006) *Reator CF6-80C2 - Manutenção oficial. Formação profissional*. TAP, 2016.
- [16] LIRONI, P. (2007). CF6-80C2 engine history and evolution. *ENGINE YEARBOOK 2007*, 80-85.
- [17] PITA, J. (2016). *Curso Manutenção Oficinal CF6-80 series (C2&E1)*. TAP Maintenance & Engineering. Lisboa. 2016.
- [18] AZEVEDO, R. (2016). *ENGINE CF6-80 Series-Systems*. TAP Maintenance & Engineering. Lisboa. 2016.
- [19] BROOKS, F. J. (2000). *GE Gas Turbine Performance Characteristics*. GE Power Systems. Schenectady, NY. (2000).
- [20] MAIWADA, B., MU'AZ, N., IBRAHIM, S., MUSA, S. (2016). *Impacts of Compressor Fouling on the Performance of Gas Turbine*. International Journal of Engineering Science and Computing, 2118-2125.
- [21] YANG, H. (2014). *The New Performance Calculation Method of Fouled Axial Flow Compressor*. Hindawi Publishing Corporation. Beijing. 2014
- [22] ACKERT, S. (2015). *Engine Maintenance Management*. Jackson Square Aviation. Madrid. 2015.
- [23] SNECMA. (1992). *Flight Operations Engineering Course*. Nice. 1992.
- [24] LEITE, J. (1992). *CFM56-3 - Basic Engine*. TAP Maintenance & Engineering. Lisboa 1992.
- [25] EBMEYER, C., FRIEDRICHS, J., WENSKY, T., ZACHAU, U. (2011). *Evaluation of Total Engine Performance Degradation Based on Modular Efficiencies*. Vancouver: ASME Turbo Expo, 2011.

- [26] TAP M&E, <http://www.tapairportugal.com/info/sobre-tap/grupo-tap/tap-manutenção-engenharia>, consultado a 14/04/2018.
- [27] ACKERT, S. (2011) *Engine Maintenance Concepts for Financers*. 2nd Edition, Aircraft Monitor. 2011.
- [28] TAP M&E, <https://www.tapme.pt/Pages/Default.aspx>, consultado a 20/04/2018.
- [29] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. (2002). *Correlation, Operation, Design, and Modification of Turbofan/Jet Engine Test Cell*. U.S. DEPARTMENT of TRANSPORTATION, 2002.
- [30] TAP M&E. (2018). *Registo de Ensaios de Reatores*. TAP.
- [31] KURZKE, J. (2010). *CFM56-3*, 2010. TAP – Private Communication.
- [32] GE. *CF6-80C2 Boeing Engine Shop Manual, Testing 004, Effect C – Engine Testing, Task 72-00-00-760-007-C*. G.E., 2016.
- [33] RIDAURA, J.A.R. *Correlation analysis between HPC blade Chord and compressor efficiency for the CFM56-3*. Tese de Mestrado. Instituto Superior Técnico, Outubro 2014.
- [34] GE Aircraft Engines. *CF6-80E1 Thurst Options*
- [35] TAP M&E, (2016). *CF6-80C2 Engine Summary Log #5*.
- [36] PILPOT, H. G. (1992). *Practical considerations in designing the engine cycle*. AGARD: Lecture Series 183: Steady and Transient Performance Prediction of Gas Turbine Engines, 1992.
- [37] GE. *CF6-80C2 Boeing Engine Shop Manual, Testing 006, Effect C – Engine Testing, Task 72-00-00-760-007-C*. G.E., 2016.
- [38] GE. *Correlation Report of TAP Air Portugal for CF6-80C2*. Prepared by KE. Kamphaus; approved by RN Stricklin. Dezembro 1991
- [39] KURZKE, J. (2014). *Gas Turbine Design and Performance*. Aachen, Germany, 2014.

- [40] GasTurb 11, (2007). *Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*. GasTurb GmbH, 2007.
- [41] ZHU, P., SARAVANAMUTTOO, H. I. H. (1991). *Simulation of an Advanced Twin-Spool Industrial Gas Turbine*. Ottawa, ASME, 1991.
- [42] TIAN, Z., ZHENG, Q., JIANG, B. (2017). *Effect of Reynolds number on supercritical helium axial compressor rotors performance in closed Brayton cycle*. China. Elsevier Ltd. (2017).
- [43] Walsh, P and Fletcher, P. (1998). *Gas Turbine Performance*. Blackwell Science, Oxford, 1998.
- [44] KIM, S., KIM, D., SON, C., KIM, K., KIM, M., MIN, S. (2015). *A full engine cycle analysis of a turbofan engine for optimum scheduling of variable guide vanes*. Republic of Korea. Elsevier Masson SAS. (2015).
- [45] CANALIAS, X. KÖPF, F. SAHM, P. (2005) *Generation of Physically Based Analysis Factors to Improve Synthesis Models of Jet Engines*. ASME. Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, Volume 1: Turbo Expo 2005.
- [46] CFM. (2004). *CORRELATION REPORT OF TAP TEST CELL FOR CFM56-7B ENGINES*. Prepared by D. MOSNY; approved by P. VIEULES. October 2004.
- [47] TAP M&E, (2010). *Technical Report aplicado a CFM56-7B*.

Anexo I

Resultados da Simulação do CF6

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s	FN	TSFC	WF	s NOX
amb		287,35	101,325		=	254,55 kN	=	10,3569 g/(kN*s)
2	800,882	287,35	100,312	810,110			=	2,6364 kg/s
13	667,505	342,55	173,527	426,159				
21	133,377	312,97	130,405	108,308				
22	133,377	312,97	130,405	108,308	Core Eff	=	0,4886	
24	133,377	388,05	266,025	59,119	Prop Eff	=	0,0000	
25	133,377	388,05	260,705	60,325	BPR	=	5,0046	
3	126,709	835,75	3290,561	6,663	P2/P1	=	0,9900	
31	117,372	835,75	3290,561		P3/P2	=	32,80	
4	120,009	1581,81	3126,033	9,138	P5/P2	=	1,6268	
41	126,677	1545,47	3126,033	9,535				
43	126,677	1148,64	783,681		P16/P6	=	1,04724	
44	129,345	1142,56	783,681		P16/P2	=	1,68664	
45	136,014	1119,92	768,008	35,472	P6/P5	=	0,99000	
49	136,014	801,17	163,190		A8	=	0,62834 m ²	
5	136,014	801,17	163,190	141,198	A18	=	1,83287 m ²	
8	136,014	801,17	161,558	142,624	XM8	=	0,85712	
18	667,505	342,55	169,189	437,086	XM18	=	0,88851	
Bleed	0,000	835,75	3290,558		WBld/w2	=	0,00000	
					CD8	=	0,97178	
					CD18	=	1,00000	
Efficiency	isentr	polytr	RNI	P/P	PWX	=	0,0 kW	
Outer LPC	0,8780	0,8870	0,993	1,730	V18/V8,id	=	0,68114	
Inner LPC	0,8700	0,8747	0,993	1,300	WBLD/W22	=	0,00000	
IP Compressor	0,9358	0,9418	1,167	2,040	Wreci/W25	=	0,00000	
HP Compressor	0,8643	0,9012	1,805	12,622	Loading	=	100,00 %	
Burner	0,9995			0,950	e444 th	=	0,92809	
HP Turbine	0,9379	0,9276	4,338	3,989	WBLD/W25	=	0,00000	
LP Turbine	0,9000	0,8808	1,542	4,706				
HP Spool mech Eff	0,9900	Nom Spd	10408 rpm		WHNGV/W25	=	0,05000	
LP Spool mech Eff	1,0000	Nom Spd	3506 rpm		WHcl/W25	=	0,02000	
P22/P21=1,0000	P25/P24=0,9800	P45/P44=0,9800			P6/P5	=	0,9900	
					P16/P13	=	0,9750	

Composed Values:
 1: P3/P2 = 31,933
 2: P45/P2 = 7,65621

Figura I.1 - Ciclo de Referência do CF6-80C2

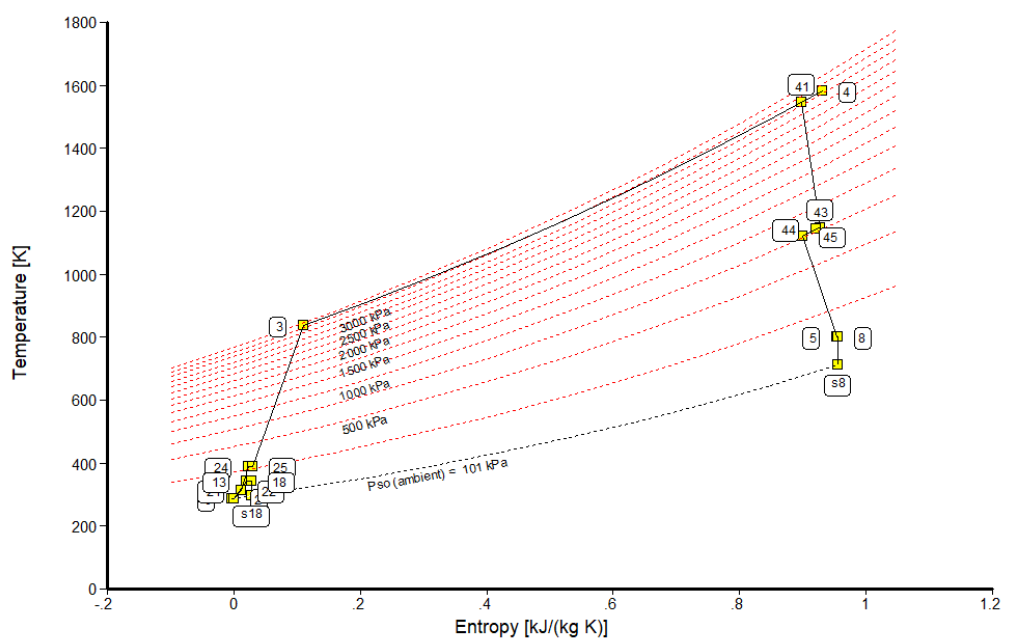


Figura I.2 - Diagrama T-S para ciclo CF6

Anexo II

Resultados da Simulação do -7B

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s
amb		288,15	101,325	
2	358,280	288,15	100,312	362,826
13	295,732	345,73	177,089	185,822
21	62,547	313,84	130,405	50,850
22	62,547	313,84	130,405	50,850
24	62,547	399,77	270,221	27,696
25	62,547	399,77	264,816	28,261
3	61,296	823,92	2956,856	3,561
31	54,416	823,92	2956,856	
4	55,806	1662,89	2809,013	4,848
41	58,934	1622,11	2809,013	5,056
43	58,934	1243,54	726,675	
44	62,687	1220,14	726,675	
45	63,938	1209,78	712,142	18,686
49	63,938	889,60	170,632	
5	63,938	889,60	170,632	66,875
8	63,938	889,60	168,926	67,551
18	295,732	345,73	172,662	190,587
Bleed	0,000	823,92	2956,854	

Efficiency	isent	polytr	RNI	P/P
Outer LPC	0,8780	0,8873	0,990	1,765
Inner LPC	0,8700	0,8747	0,990	1,300
IP Compressor	0,8400	0,8554	1,163	2,072
HP Compressor	0,8776	0,9096	1,769	11,166
Burner	0,9995			0,950
HP Turbine	0,8800	0,8623	3,684	3,866
LP Turbine	0,9093	0,8935	1,308	4,174

HP Spool mech Eff	0,9900	Nom Spd	14465 rpm
LP Spool mech Eff	0,9900	Nom Spd	5282 rpm

P22/P21=	1,0000	P25/P24=	0,9800	P45/P44=	0,9800
----------	--------	----------	--------	----------	--------

FN	=	123,84 kN
TSFC	=	11,2276 g/(kN*s)
WF	=	1,3904 kg/s
s NOX	=	1,0932
Core Eff	=	0,4530
Prop Eff	=	0,0000
BPR	=	4,7281
P2/P1	=	0,9900
P3/P2	=	29,48
P5/P2	=	1,7010
P16/P6	=	1,02212
P16/P2	=	1,72125
P6/P5	=	0,99000
A8	=	0,28853 m ²
A18	=	0,79836 m ²
XM8	=	0,90209
XM18	=	0,90726
WBlld/W2	=	0,00000
CD8	=	0,99489
CD18	=	0,99756
PWX	=	0,0 kW
V18/V8,id=	=	0,63309
WBLD/W22	=	0,00000
Wreci/W25=	=	0,00000
Loading	=	100,00 %
e444 th	=	0,85328
WBLD/W25	=	0,00000
WHNGV/W25=	=	0,05000
WHcl/W25	=	0,06000
P6/P5	=	0,9900
P16/P13	=	0,9750

hum [%]	war0	FHV	Fuel
80,0	0,00852	43,124	Generic

Figura II.1 - Ciclo de Referência do CFM56-7B

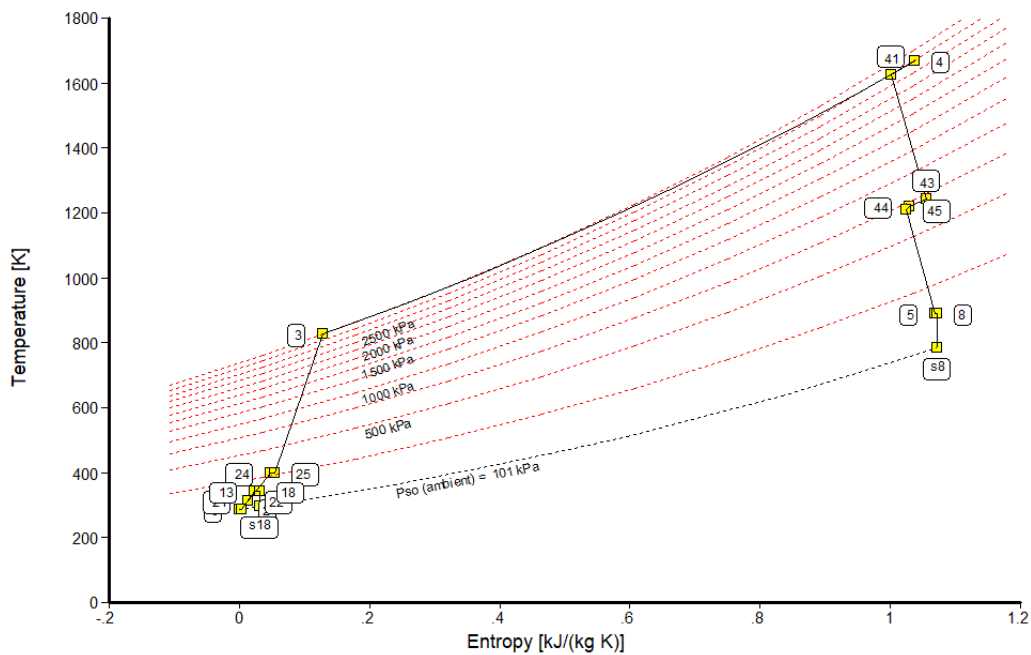
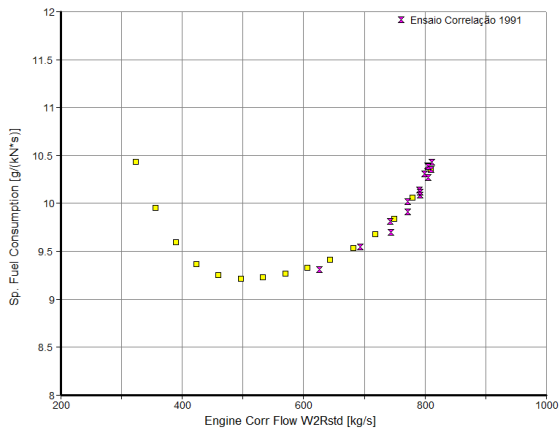


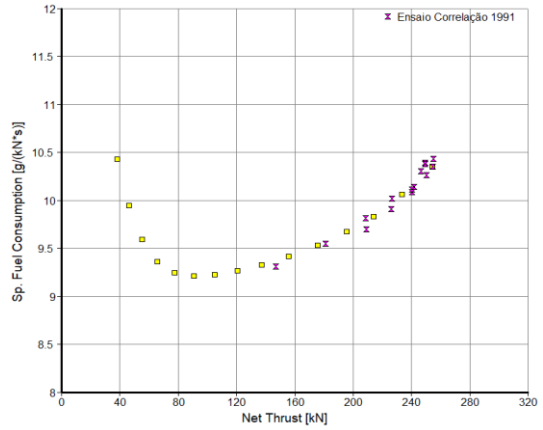
Figura II.2 - Diagrama T-S para o ciclo do CFM56-7B

Anexo III

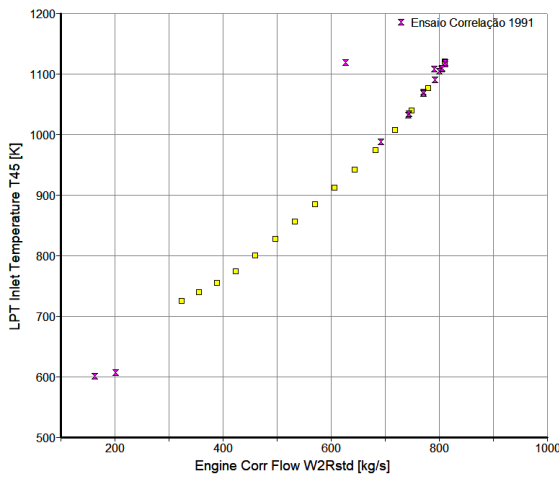
Validação do modelo



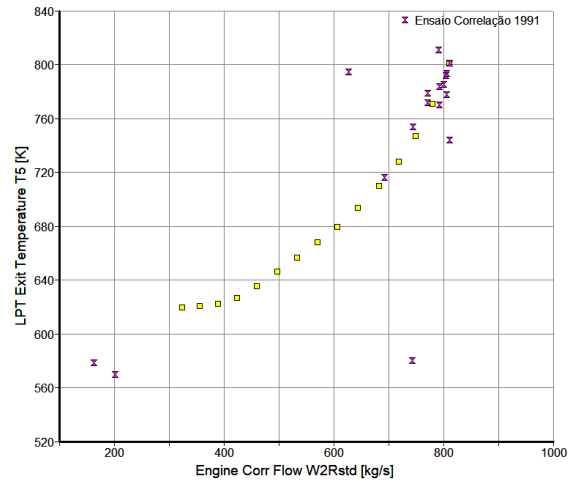
a) W2Rstd vs. SFC



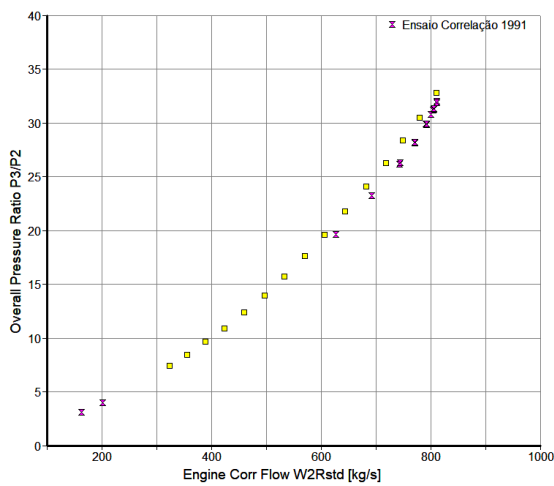
b) Impulso vs. SFC



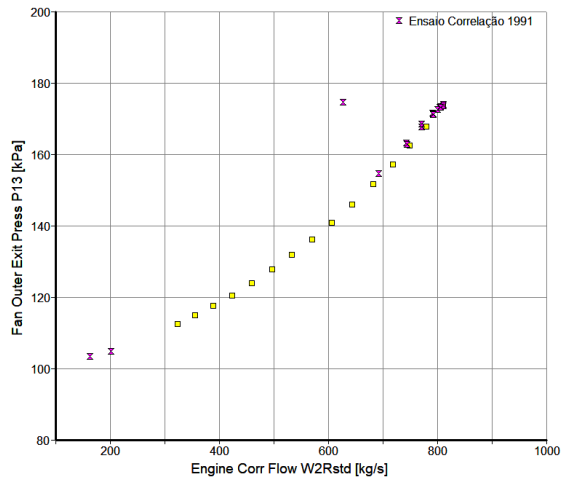
c) W2Rstd vs. EGT



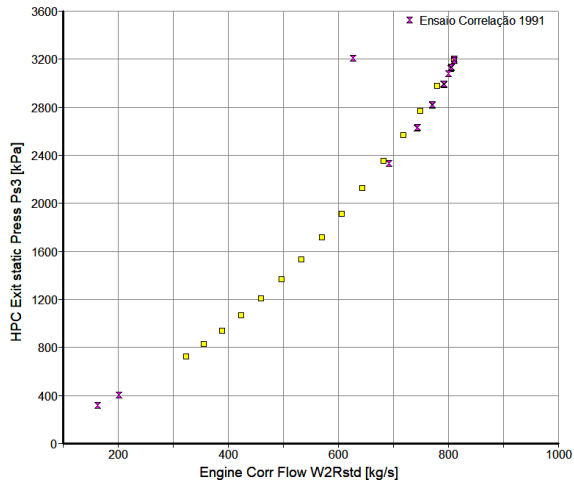
d) W2Rstd vs. T5



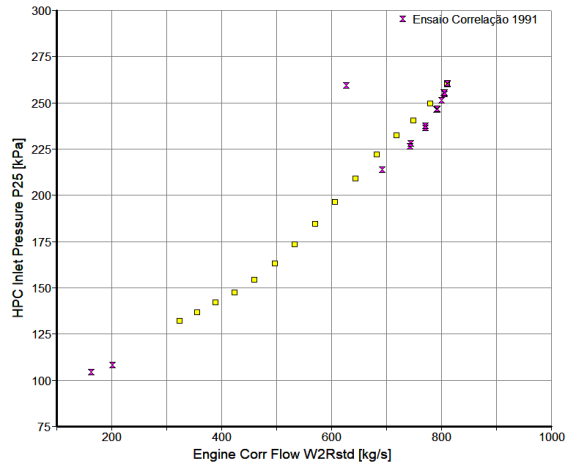
e) W2Rstd vs. P3/P2



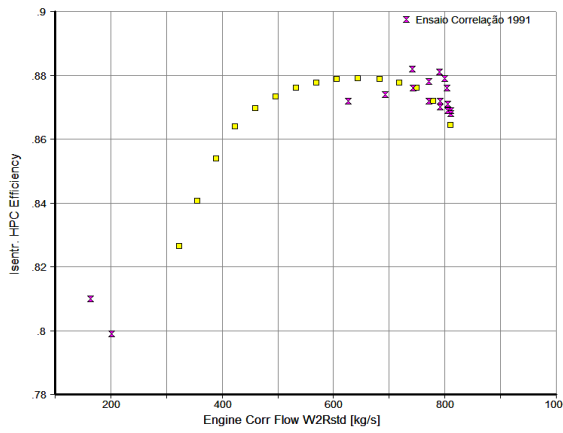
f) W2Rstd vs. P13



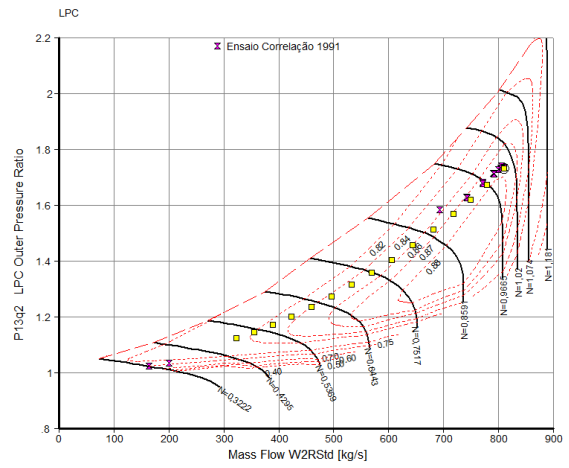
g) W2Rstd vs. Ps3



h) W2Rstd vs. P25



i) W2Rstd vs. $\eta_{is,HPC}$



j) Mapa LPC

Figura III.1 - Validações do modelo

Anexo IV

Análise de Sensibilidade

Test Analysis Method = T45 Heat Balance				FAN OUT	FAN INN	BOOSTER			HPC		HPT		LPT					
Parametros medidos	GasTurb	Unidades	Referência	Variação (1%)	f_W2	f_E213	f_E221	f_W22	f_E2224	f_W25	f_E253	f_W4_43	f_E4_43	f_W45_5	f_E45_5	f_Fg	d_T45	d_T5
Humidade Relativa @ T2&P2 [%]	humid!		77,95	0,7795	0	0	0	0,01	0	0,01	0	0	0,01	0	0,01	0	0,06	0,06
Caudal mássico W2	W2!	kg/s	357,02	3,570	0,96	0,17	0,17	0	0	0	0	0	0	0	0,85	-0,8	0	2,64
Velocidade de rotação de baixa pressão[RPM]	XN_LP_A!		5215,60	52,156	-0,53	0,77	0,77	-0,92	0,64	0	0	0	0	0,06	-0,06	0	0	0
Velocidade de rotação de alta pressão [RPM]	XN_HP_A!		14482,00	144,82	0	0	0	0	0	-1,18	0,43	0,04	-0,15	0	0	0	0	0
Temperatura de entrada T2	T2!	K	287,52	2,875	0,82	6,37	13,86	-0,05	-0,18	-0,04	-0,09	-0,12	0,05	-0,11	-4,46	-0,23	0,01	-13,93
Pressão de entrada P2	P2!	kPa	100,95	1,010	-1	-1,96	-4,03	0	0,01	0	0	0,01	0	0,01	-0,01	0	0,01	-0,01
Temperatura à saída da Fan T13	T13!	K	341,21	3,412	0	-6,05	0	0,01	0,01	0,01	0	0,01	0	0,01	4,56	-0,14	0,07	14,11
Pressão à saída da Fan P13	P13!	kPa	173,07	1,731	0,06	1,85	-0,15	0,01	0,01	0,01	0	0,01	0	0,01	0	-0,68	0,07	0,05
Temperatura à entrada do booster T21	T21!	K	312,86	3,129	0	0	-11,26	1,03	5,18	0,01	0	0,01	0	0,01	0,01	0	0,07	0,08
Pressão à entrada do booster P21	P21!	kPa	130,57	1,306	0	0	4,07	-0,98	-1,6	0,01	0	0,01	0	0,01	0	0	0,07	0,05
Temperatura à saída do booster T24	T24!	K	395,16	3,952	0	0	0	2,31	-17,63	8,46	9,91	2,04	-3,25	2,36	3,63	-0,09	0,01	11,26
Pressão à saída do booster P24	P24!	kPa	259,86	2,599	0	0	0	0	0,69	-1,02	-0,6	0	0	0	0	0	0,01	0,01
Temperatura à saída do HPC T3	T3!	K	830,60	8,306	0	0	0	-0,03	-0,03	-0,03	-1,97	0,23	1,63	-0,03	0,02	0	0,01	0,09
Pressão à saída do HPC P3	P3!	kPa	2868,22	28,682	0	0	0	0	0	0,02	0,52	-1,1	-0,67	0	0	0	0,01	0,01
Caudal de combustível WF	WF!	kg/s	1,42	0,014184	0	0	0	1	0,97	1,01	0,09	1,11	0,07	1,04	-0,82	-0,16	0	-2,6
Pressão à saída da HPT P44	P44!	kPa	707,34	35,367	0	0	0	0	0	0	0	0,03	3,18	-5,22	-2,86	0	0	0
Temperatura à entrada da LPT T45	T45!	K	1220,50	12,205	0	0	0	-1,68	-1,53	-1,7	-0,12	-1,48	-0,85	-1,23	0,39	0,07	0,01	-8,61
Pressão à saída da LPT P5	P5!	kPa	170,01	1,700	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,07	0,6	-0,25	-0,01	-0,01
Temperatura à saída da LPT T5	T5!	K	863,56	8,636	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	-0,01	8,63
Pressão ambiente Pamb	Pamb!	kPa	101,01	1,010	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,92	-0,01	-0,01
Impulso	FG!	kN	119,06	1,191	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	-0,01	-0,01
Caudal mássico de bleed	ZWBLD!	kg/s	0,00	0,276731	0	0	0	0,22	0,21	0,22	0,02	-0,24	0,35	-0,24	0,25	0,1	0,01	0,79
Meas. Power Offtake	PWX!	kW	0,00	283,061	0	0	0	-0,52	-0,48	-0,52	-0,04	-0,45	0,75	-0,53	0,42	0,08	0,01	1,28
Poder calorífico do combustível	FHV!	MJ/kg	42,12	0,42124	0	0	0	1,03	1	1,05	0,1	1,13	0,09	1,05	-0,82	-0,15	-0,01	-2,52
Medida X1	X1Mea		1125,15	11,252	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Medida X2	X2Mea		1184,15	11,842	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Medida X3	X3Mea		119131,00	0,119131	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Medida X4	X4Mea		0	1,000	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Medida X5	X5Mea		0	1,000	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Tabela IV.1 - Análise de sensibilidade do CFM56-7B

