



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharias

# **Combustão Sequencial em Motores Turbofan Análise Paramétrica da Influência da Combustão Interturbinas num Turbofan de Muito Alta Razão de Bypass**

**Bruno Garbin**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(Mestrado Integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Covilhã, Outubro de 2015



# Dedicatória

Aos meus pais, Sílvia e José, ao meu padrasto Carlos, ao meu irmão Leonardo e ao restante da minha família e amigos.



# Agradecimentos

Gostaria de agradecer o apoio incondicional da minha família, que me ajudaram ao longo de todo o meu percurso acadêmico, e que esse apoio possa ser retribuído algum dia.

Ao Prof. Dr. Brójo, do Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior, pela orientação facultada durante este estudo.

Aos amigos do curso, que se mostraram sempre prestativos ao longo destes 5 anos e principalmente durante o período deste estudo, sem o seu apoio teria sido bastante complicado. Que todos consigam ultrapassar esta fase e prosseguir em carreiras profissionais de sucesso.



# Resumo

Nos últimos anos as viagens aéreas têm vindo a aumentar exponencialmente, levando à construção de aeronaves maiores e mais potentes. A crescente necessidade de conseguir obter trações mais elevadas e consumos menores, levou a que a razão de bypass dos motores começasse a aumentar significativamente. Esse aumento traduz-se em uma diminuição de TSFC mas acompanhado também por uma diminuição da tração. O principal fator seria a falta de energia disponível, visto que o aumento da fan leva também ao aumento da sua necessidade energética mas a energia disponibilizada pela turbina continua a ser a mesma. Assim após toda a energia ter sido retirada das turbinas para o funcionamento da fan e dos compressores, a energia restante que serve para a produção de tração, começa a tender para níveis extremamente baixos.

A combustão sequencial surgiu há alguns anos como uma possível solução a esse problema. Através da introdução entre as turbinas, consegue-se gerar energia extra. Essa queima é efetuada a pressões mais elevadas do que no caso do afterburner, obtendo um maior rendimento e menor consumo quando comparado ao mesmo.

O foco deste trabalho está na verificação da viabilidade da implementação de um ITB em um turbofan de muito alta razão de bypass, mais especificamente num turbofan 3 eixos sem mistura de caudais, tendo sido escolhido um motor já implementado no mercado. O ITB (Câmara de combustão entre turbinas) é implementado no ducto entre a turbina de pressões intermédias e a turbina de baixas pressões. Os resultados obtidos são comparados aos do motor base de modo a verificar se os níveis de tração e de consumo específicos são favoráveis.

## Palavras-chave

Turbofan, Razão de Bypass, Combustão Sequencial, Câmara de Combustão entre Turbinas, Tração, Consumo específico



# Abstract

In recent years, airline travel has been increasing exponentially, leading to the manufacturing of larger and more powerful aircraft. The growing need to achieve higher thrust and lower consumption led to the significantly increase in engine bypass ratio. That increase translates into a decrease of TSFC but also accompanied by a decrease in thrust. The main factor is the lack of available energy, since the increase in the fan also leads to their increased energy requirement but the energy available from the turbine remains the same. Therefore, after all the energy withdrawn from the turbine for operation of the fan and the compressor, the remaining power that serves to produce thrust begins to tend to extremely low levels.

The sequential combustion emerged a few years ago as a possible solution to this problem. The introduction of a second combustion chamber between turbines may provide extra power. This combustion is conducted at higher pressures than in the case of afterburner, obtaining a higher yield and lower consumption compared to the same.

The focus of this work is in checking the viability (thrust and consumption) of implementing an ITB in a turbofan of very high bypass ratio, more specifically in a turbofan 3-shafts unmixed flows, having chosen an engine already implemented in the market. The ITB (Interstage Turbine Burner) is implemented in the duct between the intermediate pressure turbine and low pressure turbine. The results are compared to the base engine in order to verify if the specific traction and consumption levels are favorable.

## Keywords

Turbofan, Bypass Ratio, Sequential Combustion, Interstage Turbine Burner, Thrust, Specific Consumption



# Índice

1. INTRODUÇÃO .....	1
1.1 Motivação .....	1
1.2 Objetivos .....	2
1.3 Contextualização .....	2
1.4 Estrutura da Dissertação .....	3
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....	5
2.1 Estado da arte .....	5
2.1.1 Estudos Relevantes .....	5
2.1.2 ITBs em desenvolvimento .....	14
3. COMBUSTÃO SEQUENCIAL .....	17
3.1 Turbinas Industriais e Derivadas de Turbinas de Aplicação Aeronáutica .....	17
3.2 Reaquecimento no Ciclo de Brayton .....	18
3.3 A Importância da Razão de Bypass num Motor Turbofan .....	19
3.4 Configurações de um Motor Turbofan .....	22
4. MODELAÇÃO DO TURBOFAN RR TRENT 1000-AM .....	25
4.1 Características do Motor .....	25
4.2 Análise do Motor no GasTurb 12 .....	26
5. CICLO TERMODINÂMICO COM REAQUECIMENTO .....	33
5.1 Propriedades Termodinâmicas do Escoamento .....	33
5.2 Metodologia para o Cálculo do Ponto de Projeto .....	36
5.3 RR Trent 1000-AM com ITB .....	44
5.4 Análise paramétrica .....	45
5.4.2 Variação de FPR .....	47
5.4.3 Variação de BR .....	49
5.4.4 Variação de FPR e de BR .....	51
6. CONCLUSÃO .....	53
6.1 Trabalhos Futuros .....	54
BIBLIOGRAFIA .....	55
ANEXOS .....	59
Anexo A .....	59
Anexo B .....	59



# Lista de Figuras

Figura 1- Variação da tração com a número de Mach de diversos tipos de motor de uso aeronáutico [1].	1
Figura 2- Variação do consumo específico com o número de Mach para motores de uso aeronáutico [1].	2
Figura 3- Ciclo de Brayton com 3-ITB [10].	6
Figura 4- Ciclos de Brayton para diferentes números de ITB [6].	7
Figura 5- Ciclo de Brayton para aumentar a tração e para reduzir as emissões [4].	10
Figura 6- Modelo de funcionamento do UCC [11].	13
Figura 7- Comparação entre um turbofan normal e um com UCC [13].	13
Figura 8- Turbofan com ITB em desenvolvimento pela Spytek [16].	14
Figura 9- Turbo-eixo com ITB em desenvolvimento pela Spytek [16].	15
Figura 10- Turbina de gás industrial GT24/26 [20].	17
Figura 11- Ciclo de Brayton ideal e ciclo de Brayton real [9].	19
Figura 12- Tração vs N° de Mach de um turbofan para diferentes BR [23].	20
Figura 13- TSFC vs BR (Epstein, 1998) [24].	21
Figura 14- FPR e OPR ótimas com a razão de bypass [5].	22
Figura 15- Rolls Royce Trent 1000.	25
Figura 16- Boeing 787 Dreamliner [29].	26
Figura 17- Imagem do motor modelado em Gasturb.	30



## Lista de Tabelas

Tabela 1- Comparação de resultados entre o motor base e o motor com ITB [3].	12
Tabela 2- Condições ambientes a nível do solo [5].	27
Tabela 3- Dados primários introduzidos no Gasturb.	28
Tabela 4- Dados secundários (Sistema de arrefecimento) introduzidos no Gasturb.	29
Tabela 5- Resultados do Gasturb.	31
Tabela 6- Constituição do ar seco [5].	34
Tabela 7- Valores das constantes polinomiais para o cálculo de CP.	35
Tabela 8- Resultados das temperaturas e pressões obtidas pelo Matlab.	43
Tabela 9- Tração e TSFC obtidos através do Matlab.	43
Tabela 10- Tração e TSFC obtidos através do Matlab do motor com ITB.	44
Tabela 11- Tração e TSFC do motor com ITB para diferentes temperaturas.	45
Tabela 12- Tração e TSFC do ITB para diferentes valores de temperatura à saída do ITB.	45
Tabela 13- Comparação entre motores com e sem arrefecimento das turbinas.	60



# Lista de Acrónimos

BDE	BURNER DESIGN EFFICIENCY
BDER	BYPASS DUCT EXPANTION RATIO
BR	BYPASS RATIO
CDPR	COMPRESSOR DUCT PRESSURE RATIO
CTB	CONTINUOUS TURBINE BURNER
ER	EXPANTION RATIO
FPTET	FREE PRESSURE TURBINE ENTRY TEMPERATURE
GE	GENERAL ELECTRIC
HPC	HIGH PRESSURE COMPRESSOR
HPCCR	HIGH PRESSURE COMPRESSOR COMPRETION RATIO
HPT	HIGH PRESSURE TURBINE
HPTER	HIGH PRESSURE TURBINE EXPATION RATIO
HPTET	HIGH PRESSURE TURBINE ENTRY TEMPERATURE
IFPR	INNER FAN PRESSURE RATIO
IPC	INTERMEDIATE PRESSURE COMPRESSOR
IPCCR	INTERMEDIATE PRESSURE COMPRESSOR COMPRETION RATIO
IPT	INTERMEDIATE PRESSURE TURBINE
IPTER	INTERMEDIATE PRESSURE TURBINE EXPANTION RATIO
ITB	INTERSTAGE TURBINE BURNER
LPC	LOW PRESSURE COMPRESSOR
LPT	LOW PRESSURE TURBINE
LPTER	LOW PRESSURE TURBINE EXPANTION RATIO
LPTET	LOW PRESSURE TURBINE ENTRY TEMPERATURE
NGV	NOZZLE GUIDE VANE
OFPR	OUTER FAN PRESSURE RATIO
OPR	OVERALL PRESSURE RATIO
PO	POWER OFFTAKE
PW	PRATT AND WHITNEY
RR	ROLLS ROYCE
SCC	SEQUENTIAL COMBUSTION CYCLE
SFC	SPECIFIC FUEL COMBUSTION
SOT	STATOR OUTLET TEMPERATURE
ST	SPECIFIC THRUST
TIT	TURBINE INLET TEMPERATURE
TSFC	THRUST SPECIFIC FUEL COMBUSTION
UCC	ULTRA COMPACT COMBUSTOR



# 1. INTRODUÇÃO

## 1.1 Motivação

O primeiro voo dos irmãos *Wright* foi o marco para o início da evolução do voo controlado e motorizado [1]. Os mesmos reconheceram o potencial dos motores de combustão interna e tendo isso em mente desenvolveram o seu próprio com vista em obter um sistema propulsor mais leve e eficiente.

Em meados da 2ª Guerra Mundial foram surgindo os primeiros motores a jato devido à crescente necessidade de chegar mais longe e mais rápido. Estes motores mostravam-se bem superiores aos de combustão interna no que diz respeito a razão potência/peso, apesar de a sua eficiência global ser bem inferior [1] (ver Fig. 1 e 2).

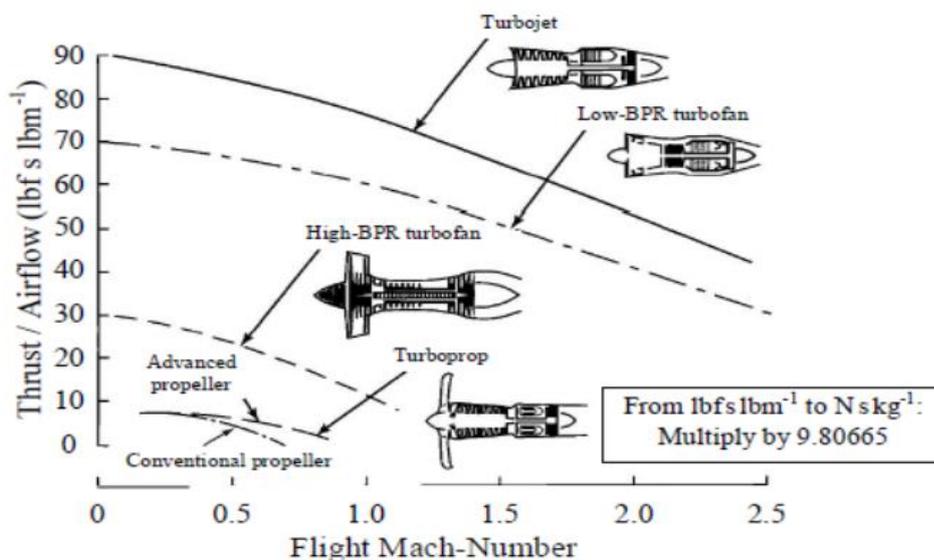


Figura 1- Variação da tração com o número de Mach de diversos tipos de motor de uso aeronáutico [1].

Ao longo das últimas décadas, foram feitos grandes avanços com vista a melhorar a razão tração/peso, a eficiência global, o consumo de combustível e a segurança [2]. Um desses grandes desenvolvimentos foi o motor turbofan, tendo como características mais importantes o baixo consumo específico de combustível, as baixas emissões sonoras e a elevada tração disponível. Como esse tipo de motor é o mais utilizado no transporte de passageiros e de carga, grande parte da atenção está virada para os mesmos, tendo em vista um aumento da segurança, eficiência e comodidade [3].

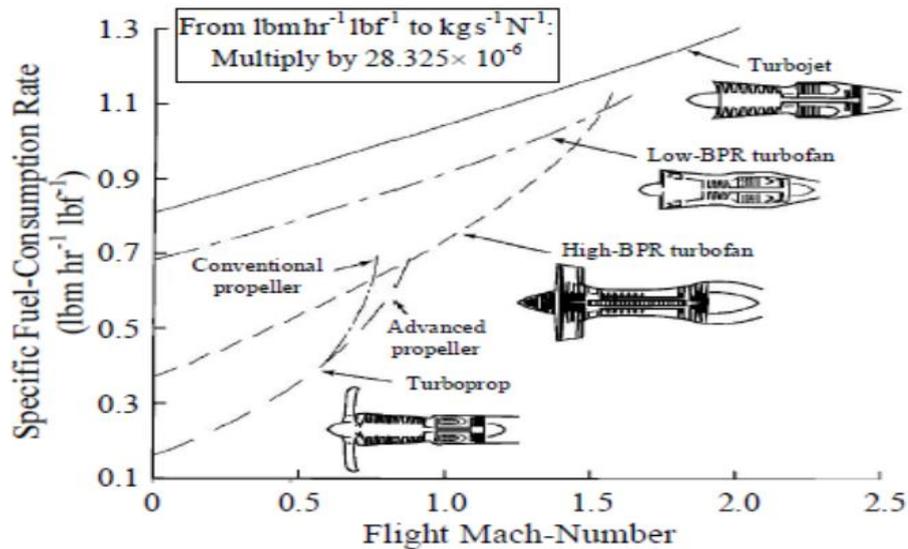


Figura 2- Variação do consumo específico com o número de Mach para motores de uso aeronáutico [1].

Um dos meios para atingir as melhorias desejadas é a modificação do ciclo do motor. Recentemente alguns estudos estão-se a concentrar num conceito que passa pela adição de uma combustão adicional entre as turbinas.

As possíveis vantagens desta solução são: aumento da tração, aumento da eficiência da turbina através da diminuição ou eliminação da refrigeração das pás, diminuição das emissões de  $NO_x$  devido à redução das temperaturas máximas atingidas, redução do ruído e diminuição do nº de estágios para retirar o trabalho necessário das turbinas.

## 1.2 Objetivos

Este estudo tem como objetivo analisar as possíveis vantagens que seriam retiradas de um ITB num turbofan de muito alta razão de *bypass* de uso comercial. Para isso foi escolhido um turbofan atualmente em uso e feitas as alterações necessárias. Posteriormente foi realizada uma análise paramétrica ao novo ciclo e comparados os resultados com os obtidos no turbofan de base.

## 1.3 Contextualização

Nos tempos atuais surge uma crescente preocupação com a diminuição de custos e de poluição. As companhias aéreas têm vindo a aumentar o tamanho das aeronaves, conseqüentemente são necessários motores maiores para impulsionar as mesmas. Dito isso, as empresas produtoras de aeronaves e de motores incidem parte do seu trabalho na procura de soluções para atingir esses objetivos.

Grande parte desse esforço incide nos motores turbofan. Uma das soluções encontradas para reduzir o consumo de combustível e as emissões foi o aumento da razão de bypass. Com isso aparece outro problema, com o crescimento da fan, tem que ser retirado mais trabalho das turbinas, trabalho esse que não consegue ser facultado pela turbina sem um excessivo consumo de combustível [4].

## 1.4 Estrutura da Dissertação

No 1º Capítulo o autor apresenta os motivos que o levaram a realizar este estudo, os seus objetivos e a contextualização.

No 2º Capítulo são apresentados os estudos mais relevantes sobre o tema e que serviram como um ponto de partida para o início deste trabalho.

No 3º Capítulo é apresentada a combustão sequencial, os seus efeitos no ciclo de Brayton e as suas aplicações a nível aeronáutico e industrial. Contém também a importância de BR em motores turbofan e as diferentes configurações que existem de motores turbofan atualmente.

O 4º Capítulo é composto pela modelagem do motor base no *software Gasturb*. Os resultados obtidos serão usados para averiguar o erro em relação ao script criado pelo autor em Matlab.

O 5º Capítulo é composto por toda a abordagem matemática em *Matlab* de modo a replicar os resultados obtidos pelo *Gasturb*. É também implementado o ITB e comparados os resultados com os do motor sem o mesmo.

O 6º Capítulo apresenta a análise paramétrica do motor com ITB e as conclusões tiradas pelo autor em cada parâmetro que é variado.

No 8º Capítulo está contida a conclusão tirada pelo autor e os trabalhos futuros aconselhados pelo mesmo.

Nos anexos estão contidos alguns gráficos referentes ao estado da arte.



## 2. REVISÃO BIBLIOGRAFICA

### 2.1 Estado da arte

O desempenho das turbinas de gás convencionais podem estar a atingir os seus limites. Isso motivou os investigadores a analisar o desempenho de novos ciclos termodinâmicos. O conceito de adição de calor durante a expansão foi recentemente introduzido em alguns ciclos. Existem dois meios de implementar este conceito, combustão a temperatura constante e combustão a pressão constante [5].

No primeiro, combustível é adicionado e queimado nas passagens da turbina, tem que ser contrabalançado com a energia extraída para mover os compressores e outros sistemas. Deste modo é mantida uma temperatura constante durante o processo de expansão. Este tipo de turbina designa-se por CTB (Continuous Turbine-Burner) [6].

No processo a pressão constante, o combustível é queimado na câmara de combustão auxiliar, localizada entre os estágios da turbina. Este conceito designa-se por ITB (Inter-Turbine-Burner) [56].

O comportamento de um motor com um número suficiente de ITBs aproxima-se ao de um CTB [6]. O último é o patamar máximo que um ITB pode atingir. A análise do desempenho de um CTB mostrou resultados prometedores. Apesar disso, a tecnologia atual torna-o difícil de alcançar. Com isso, atualmente o ITB torna-se a melhor opção [6].

#### 2.1.1 Estudos Relevantes

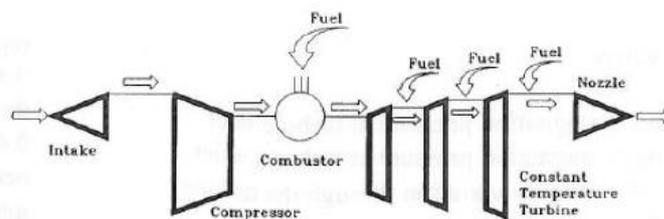
Para este estudo, o autor foca-se na combustão inter-turbinas (ITB), essa alteração no motor vem como uma tentativa de aumentar a razão tração/peso e a sua eficiência [6]. Muitos esperam que essa modificação aumente a tração específica ( $F_s$ ) e diminua o consumo específico de combustível (SFC) [7].

Um dos primeiros a apresentar uma pesquisa nesta área foi Vogeler, este realizou um estudo comparando a introdução da combustão sequencial num motor de único eixo e num de duplo eixo. Foi utilizado um motor de 2 eixos com um BR de 5 como referência [8]. Nesse motor ao aumentar a razão de bypass mantendo constante o fluxo de ar de entrada, o fluxo de ar para o núcleo diminui, limitando o fluxo de combustível. A razão de pressões tem de diminuir pois a turbina de alta pressão não suporta valores mais elevados com o baixo fluxo de ar e a temperatura limitada, não havendo energia suficiente para o eixo de baixa pressão. O sfc mostrou-se insensível às alterações de  $Thg$ , podendo verificar-se também a diminuição da  $F_s$ . O seu aumento seria possível com o aumento da razão de pressões do motor e da  $Thg$ , mas sem

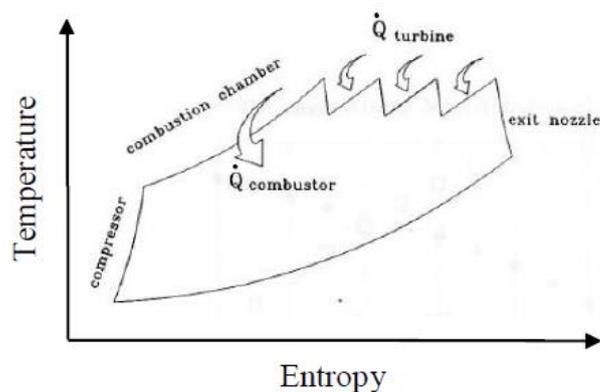
um grande avanço da tecnologia, isso só seria praticável com o aumento do fluxo de ar, acarretando uma diminuição da razão tração/peso [8].

Vogeler faz a comparação do motor de referência com um motor de dois eixos com ITB e um motor de um eixo também com ITB. Os dois motores demonstraram ter uma tração específica superior, mas apenas o de um só eixo conseguiu obter esses resultados com uma pequena diminuição da sfc, enquanto o outro teve um grande aumento da mesma. Ele conclui que grande parte da expansão no motor de 2 eixos é realizada na HPT, assim a razão de pressões na LPT é baixa, não havendo energia suficiente no eixo de baixa pressão. No motor de eixo único a razão de pressões é suficientemente alta, havendo um melhor aproveitamento da energia extra fornecida pela segunda combustão [8]. Soon realizou uma investigação e através dos dados retirados desta, afirmou que os resultados de Vogeler são questionáveis [9].

Andriani et al incidiram a sua pesquisa no desempenho on-design de um turbojato com ITB. Foram adicionadas 3 combustões extras entre as 3 turbinas existentes, a última combustão ocorre como se de um afterburner se tratasse (ver Figs. 3 e 4). Os resultados obtidos mostram uma maior versatilidade por parte do motor assim constituído, como uma maior tração específica com apenas um ligeiro aumento de sfc quando comparado com o motor convencional [10]. A análise superficial não permite aferir fielmente os benefícios do ITB [9].



(a) Layout of ITB-engine



(b) Thermodynamics cycle

Figura 3- Ciclo de Brayton com 3-ITB [10].

Liu e Sirignano conduziram um estudo paramétrico para averiguar os possíveis efeitos na performance de um turbojato e de um turbofan caso fosse introduzido um ITB em ambos, comparando os resultados com os dos motores sem a alteração. Fizeram também referência a como o número de ITB's inseridos iria alterar o ciclo termodinâmico (ver Fig. 4). Os dados dos motores alterados são iguais ao dos motores de referência, exceto o parâmetro de interesse que é a temperatura a entrada da turbina de baixa pressão.

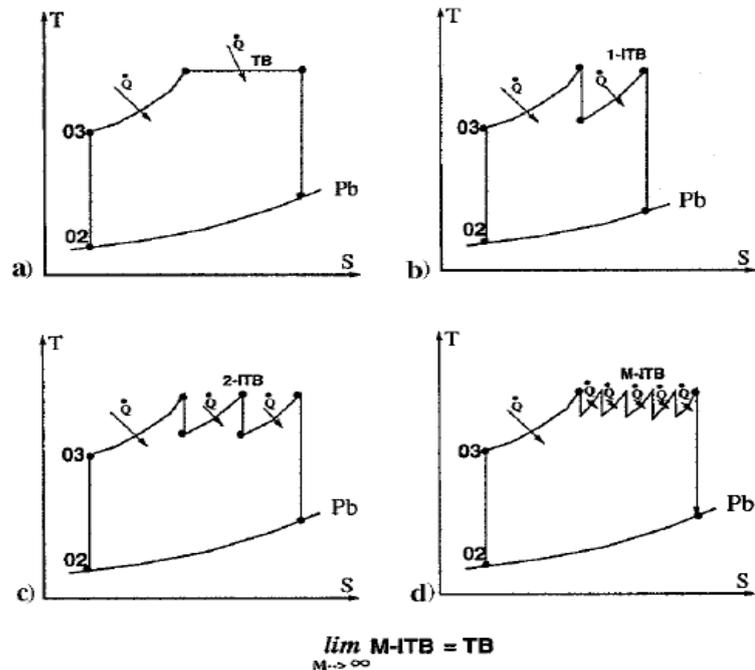


Figura 4- Ciclos de Brayton para diferentes números de ITB [6].

Foram variados alguns parâmetros de maior importância e obtiveram os seguintes resultados. Para o turbojato:

- Ao variar a pressão total dos compressores, o desempenho do motor com ITB sobe para valores de OPR mais elevados. O ST mantém-se quase constante para motores com mais de 1-ITB (o aumento do ST com OPR faz-se melhor notar para números de Mach inferiores), que no caso deste tem um ligeiro decréscimo com o aumento da pressão. TSFC cresce, pois o aumento da eficiência térmica é menor do que a queda da eficiência propulsiva [6].
- Ao variar o número de Mach, verificou-se que o motor é capaz de produzir mais ST para números de Mach menores, devido à energia extra retirada da queima de combustível no ITB. Esse aumento é feito à custa de um acréscimo de TSFC, que é tanto maior quanto maior for o número de ITB's. Pode-se aferir também que os motores convencionais têm um grande aumento de TSFC a partir de Mach 1.8 [6].

- O aumento da temperatura à entrada da turbina aumenta o ST mas apenas com um ligeiro aumento de TSFC. Esse aumento beneficia tanto os motores com ITB como os convencionais. Nos motores convencionais ocorre a diminuição do TSFC [6].
- Para uma razão de potência da turbina baixa, o motor com ITB aproxima o seu desempenho ao do motor convencional pois, o ITB está localizado mais próximo da dianteira da turbina [6]. Com uma razão de potência alta, o ITB está localizado mais próximo da traseira da turbina, o que faz com que o seu comportamento comece a ser semelhante ao do motor convencional com afterburner. O ST cresce muito mais rapidamente do que TSFC com o aumento da razão de potência. Num diagrama TSFC-ST é possível verificar a existência uma linha quase horizontal [6]. A eficiência térmica sobe até uma razão de potência de 0.4, valor a partir do qual a queda de pressão ao longo da turbina de alta pressão é elevada [6].

A configuração turbofan oferece uma resolução para o problema da baixa eficiência propulsiva dos turbojato através da divisão do momento para o fluxo de *bypass* da fan [6]. Através disso a velocidade média de saída do motor torna-se inferior para uma mesma tração devido ao aumento da massa total propulsiva [6]. Retiraram-se as seguintes conclusões:

- Verificaram que a eficiência propulsiva é superior em relação aos turbojatos. Os motores com ITB beneficiam mais do fluxo de *bypass* da fan do que os motores convencionais [6]. As tendências das curvas do diagrama TSFC-ST são mais desejáveis relativamente às do turbojato, estas são ainda mais acentuadas quando aumentamos o BR. O motor ITB consegue produzir em torno de 30% (1-ITB) mais ST relativamente ao motor base, tendo um TSFC quase igual. Este também consegue funcionar a OPR mais elevadas, ao contrário do motor convencional que começa a produzir tração negativa a partir de OPR= 70, isto porque não produz energia necessária para mover a fan [6].
- Numa variação de BR, foi possível constatar que ST aumenta e que TSFC aproxima-se aos valores do motor convencional com o aumento da razão de *bypass* [6]. Os motores convencionais deixam de produzir tração a partir de BR superiores a 10, isto porque toda a energia vai para o fluxo de *bypass* [6].
- No caso da variação da razão de pressões da fan, ST mostra um crescimento superior e TSFC um decréscimo onde as suas curvas nivelam posteriormente às dos motores convencionais [6].
- Relativamente ao número de Mach, o comportamento dos turbofan é similar ao dos turbojato, apesar de o motor convencional não operar bem em voo supersónico, o motor ITB continua a operar bem [6]. Contudo os autores tiram estas conclusões assumindo que o desempenho aerodinâmico da fan não se deteriora a velocidades supersónicas [6].

- Assim como nos turbojatos, os turbofans beneficiam com o aumento de TIT e no caso dos motores convencionais o seu desempenho é baixo para temperaturas mais reduzidas [6]. O estudo realizado pelos autores não pode ser considerado muito realista por não ter em conta os fluidos de refrigeração.

Liew et al continuaram a investigação de Liu e Sirignano utilizando um método mais elaborado. O motor base utilizado foi um turbofan de dois eixos sem mistura de caudais (ver Fig. 5). Do estudo, os autores retiram:

- Para uma variação do número de Mach, os motores com maior razão de *bypass* têm um maior ST, apesar de que decresce mais rapidamente com o número de Mach, tanto para o motor com ITB como que para o motor convencional, mas o ITB dispõe valores de ST mais elevados [4]. TSFC também se mostra inferior para BR mais elevados, conseguindo concluir que os motores com ITB conseguem operar de forma consistente em velocidades supersónicas, essa consistência é tanto maior quanto maior o BR. Apesar disso Liew et al sublinham que a situação pode deteriorar-se caso os efeitos aerodinâmicos sejam considerados, exceto para razões de *bypass* baixas, visto que a área frontal é menor [4].
- Para o motor base e em voo supersónico, ST e a eficiência térmica diminuem com o aumento de OPR. Para Pressões mais elevadas, TSFC também começa a subir de forma mais acentuada [4]. Esta situação ocorre, pois altos OPR limitam a adição de calor na câmara de combustão devido à elevada temperatura dos gases à entrada. A situação torna-se ainda pior em voo supersónico. O ITB vem solucionar essa situação permitindo que seja introduzido mais calor a pressões mais elevadas do que no caso de um afterburner. Para voo subsónico, os motores com ITB, ST, TSFC e a eficiência térmica demonstram ser quase independentes de OPR para OPR superiores a 30 para ambos BR. Em qualquer dos casos, os motores com ITB mostram-se superiores [4].
- Os motores com ITB beneficiam do aumento de FPR em voo supersónico, onde temos uma aumento gradual de ST e uma diminuição gradual de TSFC. No motor base acontece quase o inverso, ST aumenta ligeiramente até FPR=2 e depois começa a decrescer pois, mais trabalho é extraído da LPT para a fan de modo a atingir o FPR desejado. Isso origina baixas velocidades de saída devido à falta de energia. O ITB vem suplantar as necessidades energéticas. Os resultados em voo subsónico não foram apresentados, mas foi referido que a tendência em voo subsónico é qualitativamente similar [4].
- Tendo dois FPR distintos (1.65 e 4) e fazendo variar BR. Temos um aumento de ST e uma diminuição de TSFC para ambos FPR para o motor ITB, para FPR=4 essa tendência inverte-se após BR=2.7, para FPR=1.65 o comportamento é constante [4].
- Liew et al também utilizaram a relação linear entre as razões de pressão do HPC e do LPC. Utilizaram um parâmetro A, caso o mesmo seja maior do que 1, significa que mais

energia é necessária para mover o HPC. Um aumento em  $A$  indica que mais energia está a ser produzida por HPT ou que a pressão e a temperatura à entrada do ITB foram reduzidas. Verificaram que  $ST$  e  $TSFC$  são proporcionais a  $A$  [4]. Mas um aumento de  $TSFC$  implica que o aumento de caudal de combustível é maior do que o aumento da tração produzida. Um  $A$  grande acarreta que a queima de combustível no ITB se está a realizar a pressões mais baixas, possivelmente está a comportar-se como um afterburner para  $A$  muito elevados [4]. O aumento de  $A$  leva a uma diminuição mais rápida da eficiência térmica quando comparado com  $A$ 's inferiores. Para  $A$ 's entre 0 e 1 a adição de calor no ITB fica limitada, isto porque é necessária menos energia para mover HPC ou menos trabalho é produzido por HPT. Nessa situação a queda de temperatura ao longo da turbina de alta pressão é baixa, levando a que a temperatura à entrada do ITB seja mais elevada, logo não é desejável [4].

- Para voo supersónico o ITB proporciona uma redução na temperatura de entrada de HPT, levando a um  $ST$  superior e a uma redução de  $TSFC$ , para BR baixos e FPR altos. No caso de BR mais elevados no motor base e mantendo FPR elevado, o motor não será capaz de produzir tração [4]. Ao introduzir o ITB, com temperaturas mais elevadas à saída do ITB, as temperaturas à entrada de HPT podem ser mais baixas, continuando a ter mais  $ST$  e menos  $TSFC$ . Em voo subsónico, os motores com ITB também beneficiam de HPTET mais baixos [4].

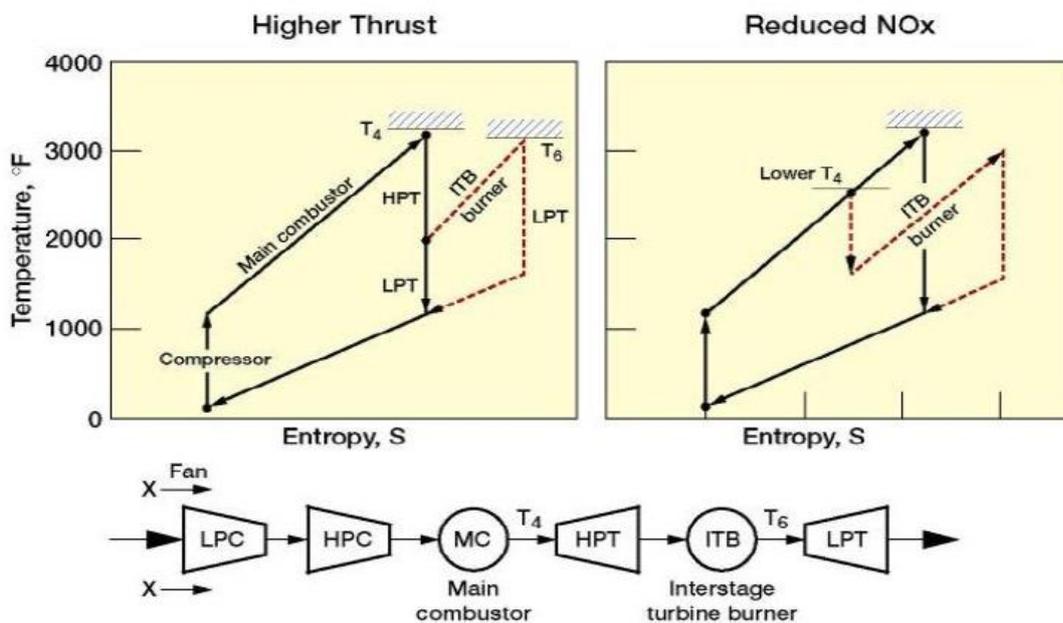


Figura 5- Ciclo de Brayton para aumentar a tração e para reduzir as emissões [4].

Liew et al chegaram à conclusão que a adição dos fluidos de refrigeração viria contrabalançar os benefícios de uma tração superior que advinha da introdução do ITB. Com isso, Liew et al decidiram manter LPTET abaixo dos 1300 K, sendo esta a temperatura que os materiais conseguem suportar por períodos prolongados [4]. O motor com ITB vai beneficiar de baixos

HPTET e elevados números de Mach para determinados valores de LPTET. Apesar disso, a máxima ST será inferior à que se obteria caso fossem implementados limites máximos para os TET's [9]. Por não considerar os valores exatos dos caudais de arrefecimento, o autor conclui que os resultados obtidos por Liew et al possam estar sobrestimados.

Shwin teve com o seu trabalho o objectivo de obter uma possível redução de SFC com um aumento comparativo da tração específica e ao mesmo tempo reduzir as emissões de  $NO_x$  [7]. Todos os cálculos efetuados foram realizados considerando o motor estático ( $M=0$ ).

- Para um motor com ITB e alta razão de *bypass*, fazendo variar FPR, obteve uma diminuição de SFC quando comparado ao aumento de ST. No caso do motor base ST diminuiu a partir de  $FPR=1.6$ , pois mais energia é extraída do LPT, a baixa energia leva a que a velocidade do caudal da fan e do núcleo também seja baixa, isto traduz-se numa redução de tração [7].
- Na variação de BR, os ganhos com ITB são superiores com o aumento de BR quando comparados aos do motor base. O motor base não consegue produzir tração para BR superiores a 13. No caso do motor com ITB essa situação não ocorre, continuando a haver um crescimento de ST e uma diminuição da taxa de SFC [7].
- No motor base, as HPTET têm que ser mais elevadas do que no caso do motor com ITB e este último ainda consegue ter mais ST. Com o aumento de TIT, obtêm-se um menor SFC, mas as temperaturas não podem ser muito elevadas de forma a manter a área frontal pequena e o aumento da temperatura acarretaria a necessidade de grandes avanços tecnológicos [7].

O trabalho realizado por Jakubowski et al assemelha-se à pesquisa de Liew et al. Fazem a comparação entre o turbofan clássico de alto BR e um turbofan com ITB e o mesmo BR, no motor base a temperatura à saída da camara de combustão é fixada em 1700K enquanto que no motor com ITB fica a 1300K [3]. Foi considerado que o motor convencional possui sistema de refrigeração interno. Como era de esperar, o turbofan com ITB obteve melhores resultados, um maior ST e menor SFC [3]. A velocidade do caudal quente é quase o dobro no motor com ITB, isso deve-se ao aumento da temperatura e da pressão à saída de LPT [3] (ver Tabela 1).

Tabela 1- Comparação de resultados entre o motor base e o motor com ITB [3].

Parameter	Symbol	Unit	Classical turbofan	Two combustors turbofan
Specific thrust	$T_s$	N s/kg	281	309
Specific fuel consumption	$S_f$	Kg/N/s	$1.1428 \cdot 10^{-5}$	$1.1402 \cdot 10^{-5}$
Heat added in main combustor	$Q_B$	kJ/kg	1 130.9	597.2
Heat added in additional combustor	$Q_{IT}$	J/kg	-	431.6
HPT pressure ratio	$\pi_{HP}$	-	5.1	4.32
LPT pressure ratio	$\pi_{LP}$	-	4.86	4.39
LPT outlet total temperature	$T_4^*$	K	880	950
LPT outlet total pressure	$P_4^*$	kPa	110	142.3
Internal nozzle jet velocity	$C_5$	m/s	202	402
External nozzle jet velocity	$C_5'$	m/s	293	293

Na pesquisa de Soon, o motor utilizado foi um turbofan de baixa razão de *bypass* de utilização militar com e sem ITB. Concluiu que a utilização do ITB é favorável quando é necessário muita tração, ou seja, em voo supersônico, visto que o motor base para atingir os mesmos níveis de tração necessita de utilizar o afterburner, emitindo assim uma maior assinatura térmica. No caso de voo subsônico o motor com ITB demonstra maiores assinaturas térmicas do que o motor convencional [9].

O caudal de arrefecimento do motor com ITB será superior ao do motor convencional e não ter isto em conta pode levar a resultados sobrestimados [9]. O turbofan com ITB demonstra um maior ST, mas não foram encontradas evidências de que a eficiência térmica possa ser superior à do motor base. Assim, do ponto de vista de economia de combustível, não há incentivo suficiente para utilizar o motor com ITB em vez do convencional, a sua aplicação pode ser favorável aplicada a aviões de combate a jato devido ao aumento significativo de ST que se obtém [9]. Soon faz as seguintes observações do ponto de vista aerotermodinâmico:

- O motor com ITB consegue atingir ST máximo para OPR's ligeiramente inferiores às do motor base;
- Consegue obter uma razão de pressões ótima mais elevada quando comparado ao motor convencional;
- Com as reduções de TETs, ou seja, menor caudal de arrefecimento, não há configuração para o motor com ITB com maior ST e menor SFC quando comparado com o motor base;
- A instalação do ITB próximo à câmara de combustão principal provoca uma redução de SFC mas às custas de um menor ST. Quanto mais afastado o ITB estiver da câmara de combustão principal, maior será o ST e maior será o SFC.

Com base nas observações que fez, Soon, concluiu que o turbofan com ITB é uma opção mais favorável para voo supersônico devido ao seu baixo SFC e menores emissões térmicas quando

comparado ao motor convencional com afterburner. Contudo, o motor com ITB não é a melhor opção para voo subsônico [9]. Mas o ITB vem trazer a possibilidade de um envelope de voo mais alargado, podendo essa ser a motivação para a sua implementação.

Com Zelina et al surge um conceito designado por UCC (ver Figs. 6 e 7). Nesse novo conceito a combustão ocorre entre as pás da turbina. O comprimento do motor seria menor. A fusão entre o combustor e os componentes adjacentes levaria a uma redução de perdas de pressão [11].

A redução do peso e a diminuição das perdas de pressão nas turbinas de gás utilizadas na aviação levam a uma melhoria na razão tração/peso e na eficiência [11]. Ao eliminar os OGVs e mantendo os vórtices através do difusor, consegue-se uma redução extra de comprimento e peso do motor [12].

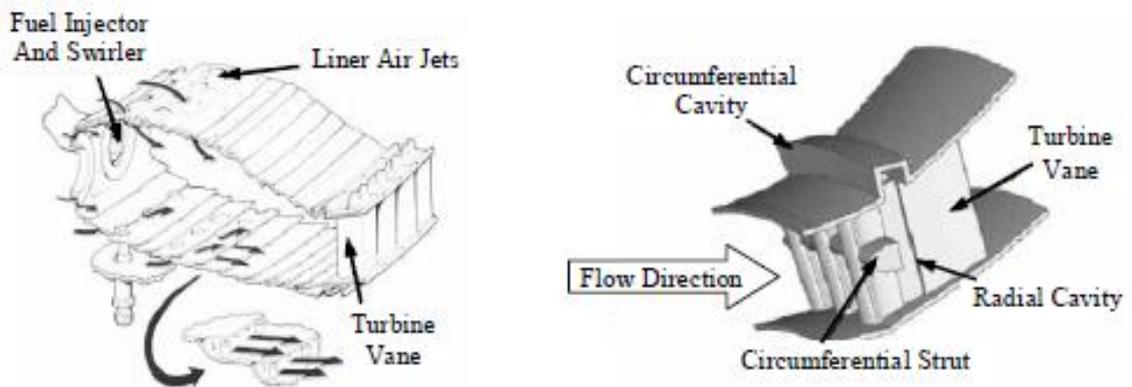


Figura 6- Modelo de funcionamento do UCC [11].

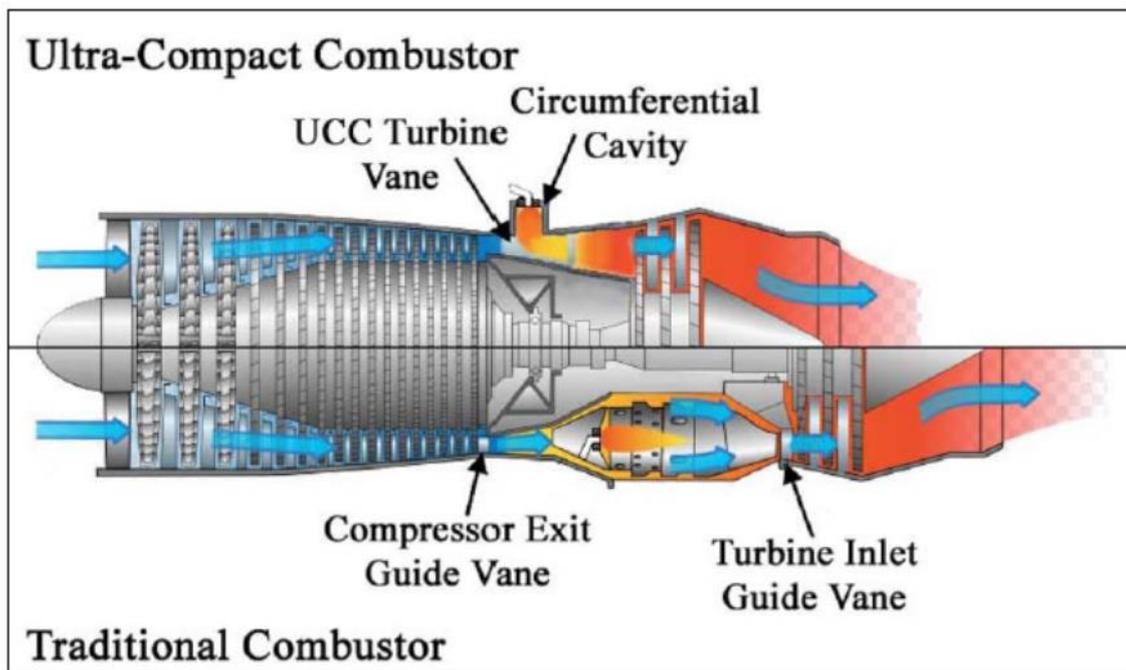


Figura 7- Comparação entre um turbofan normal e um com UCC [13].

### 2.1.2 ITBs em desenvolvimento

Atualmente, não existe nenhum motor de uso aeronáutico que utilize a tecnologia ITB. Apenas a NASA, juntamente com outras entidades, está a estudar a implementação do ITB em aviões executivos a jato para voos supersônicos e UAVs [14]. Concluíram que mais energia pode ser introduzida no sistema sem a limitação da temperatura à entrada de HPT, pois esta pode ser compensada com a adição de calor em LPT. Tiraram as seguintes vantagens da aplicação do ITB em jatos executivos:

- Mais energia disponível em pontos críticos da missão;
- Redução dos picos de temperatura durante a combustão, aumento do tempo de vida da turbina e menor caudal de arrefecimento;
- Possível redução de SFC;
- Redução das emissões de  $NO_x$ .

A sua pesquisa não demonstra benefício para voo subsónico. Começaram a projetar as instalações para testes [14].

A empresa Spytek ganhou um concurso do Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América para a construção de um turbofan com ITB para utilização em um UAS de grande porte. Com o papel dos UAVs a tornar-se cada vez mais complexo e a sua utilização a ser mais difundida, os requisitos de desempenho, de confiança, de manutenção, de suporte e de custos mais baixos, criaram a necessidade de um sistema de propulsivo mais avançado. Esse motor tem que conseguir garantir as grandes necessidades de geração elétrica e de geração de tração a baixas e altas altitudes [15]. A Spytek a pensar nesses requisitos, contruiu e testou o FI304 500lbt (ver Fig. 8), um turbofan com 2-ITB, numa primeira fase. Este motor tem turbinas variáveis e controlo do fluxo. A análise do ciclo demonstrou um aumento de 600% na geração de energia elétrica e de 25% de tração a 60000 pés, relativamente ao mesmo motor sem ITBs. Na fase 2 vão continuar os testes, implementar modificações de modo a atingir as previsões do ciclo e obter uma redução de SFC, rearranjar a disposição o equipamento para possibilitar os testes de voo numa terceira fase [15].



Figura 8- Turbofan com ITB em desenvolvimento pela Spytek [16].

A Spytek também está a trabalhar no desenvolvimento de Turbo-eixos com ITB (ver Fig. 9), mas como este trabalho foca nos turbofan, os resultados não serão comentados.



Figura 9- Turbo-eixo com ITB em desenvolvimento pela Spytek [16].

No que toca ao UCC, a AEDC (*Arnold Engineering Development Complex*), fez a implementação e iniciou teste em mísseis *Tomahawk*. O UCC demonstrou ter 69% menos volume do que o sistema de combustão inicial. Os resultados dos testes mostram que o UCC tem um desempenho tão bom ou superior em termos de eficiência da combustão. A operabilidade em LBO (Lean Blow-Out) aumentou 89%. Esta tecnologia pode resultar num aumento substancial do alcance e velocidade do míssil, através da redução do SFC e do peso [17].



## 3. COMBUSTÃO SEQUENCIAL

### 3.1 Turbinas Industriais e Derivadas de Turbinas de Aplicação Aeronáutica

BBC Brown, em 1948, desenvolveu a primeira turbina industrial com ITB, que foi designada como um SCC (*Sequential Combustion Cycle*) [5]. Na década de 90, ABB Power Generation Ltd, apresentou novas turbinas de gás com ITB, eram elas a GT24 e a GT26 (ver Fig. 10). Esta família de turbinas surge para solucionar o problema que estava instalado na Indústria, conseguindo conciliar a eficiência com as baixas emissões. O desafio real era conseguir um aumento da eficiência, sem aumentar a temperatura de entrada na turbina, visto que esse aumento acarreta o aumento de emissões poluentes [18-19]. As turbinas são compostas por duas câmaras de combustão, a primeira (EV combustor) localizada antes do HPT que faz mover o compressor, a segunda (SEV combustor) antes da turbina livre (FT) que está ligada ao gerador. Conseguiu-se um aumento da razão de pressões para quase o dobro. Os ganhos são ainda maiores em ciclo combinado, ou seja, em conjunto com uma turbina de vapor [18-19].

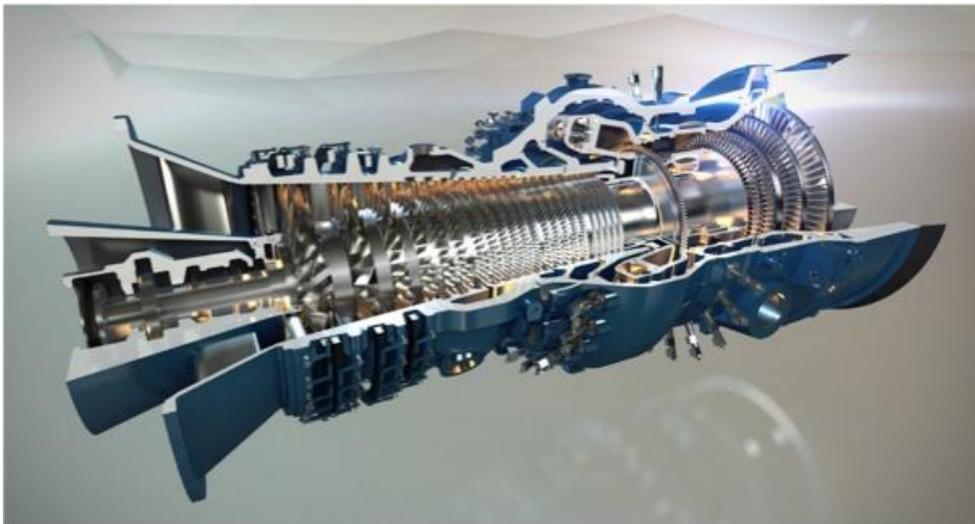


Figura 10- Turbina de gás industrial GT24/26 [20].

Boyce realizou testes para tentar extrair mais energia do eixo. Concluiu da sua pesquisa que para FPTET igual a HPTET obtém-se cerca 35% mais energia, mas às custas de uma redução da eficiência [21].

Também foram realizadas algumas análises por parte de Chen et al para investigar o desempenho de uma turbina de gás com ITB [22]. No seu estudo foi considerado um aumento no caudal de arrefecimento devido à implementação de um ITB. Chen et al afirmam que a aplicação de um ITB em motores aeronáuticos tem melhorias mínimas, devido ao grande

aumento do caudal de sangria. Foram testados 3 métodos de arrefecimento, open-loop com arrefecimento a ar, open-loop com arrefecimento a vapor e closed-loop com arrefecimento a vapor. Open-loop com arrefecimento a vapor demonstrou-se como o melhor método, sendo o pior o com arrefecimento a ar. A investigação demonstrou uma diminuição da eficiência com o aumento do número de ITBs [22].

Ainda não existem motores com ITB implementado. O mais próximo disso são os motores militares com afterburner, mas o seu SFC é demasiado elevado, isto porque a combustão no afterburner ocorre a baixas pressões. Motores de turbina a gás que utilizem secções de turbina de múltiplos estágios têm a desvantagem inerente de perda de temperatura através da secção da turbina. Isto ocorre a cada estágio da turbina, quando a energia é extraída sucessivamente do fluxo de ar superaquecido. O potencial da turbina é limitado pois, a temperatura não pode ser aumentada à entrada da mesma, devido aos limites dos materiais à entrada. Um ITB permitiria obter uma temperatura quase constante ao longo da turbina ao serem adicionados módulos entre os estágios. A implementação do ITB permitiria a utilização de materiais mais baratos, com limites de temperatura menores e mesmo assim extrair mais energia das turbinas.

### **3.2 Reaquecimento no Ciclo de Brayton**

O ciclo que descreve o funcionamento é designado por Ciclo de Brayton. A Figura 11, lado esquerdo, corresponde a um ciclo ideal. O ar é comprimido à entrada do motor (Efeito de ram, 0-1) devido ao movimento do mesmo. De seguida o ar é comprimido pelos compressores antes de entrar na câmara de combustão (1-2). Na câmara de combustão é adicionado combustível e realizada a queima (2-3), elevando assim a temperatura da mistura. Com a expansão nas turbinas, o ar altamente aquecido, produz trabalho para mover os compressores e a fan (3-4). A restante da energia é aproveitada no bocal para gerar tração (4-5).

As eficiências dos compressores e das turbinas reais, assim como as perdas de pressão ao longo do processo, deixam o ciclo com a aparência do da Figura 11, lado direito, que corresponde ao ciclo real [9].

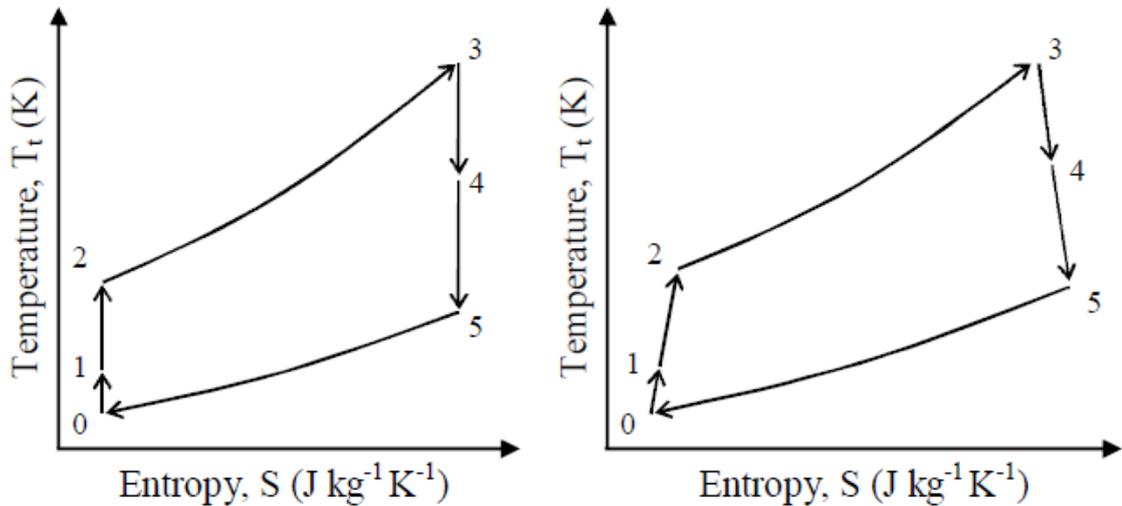


Figura 11- Ciclo de Brayton ideal e ciclo de Brayton real [9].

O Ciclo termodinâmico pode sofrer várias alterações com a adição do ITB, isso vai depender do número de ITBs adicionados e do objetivo que se pretende atingir. Já foi visto antes neste trabalho as diferenças que se fazem sentir no ciclo com vários ITBs, por isso esta parte focará como um ITB altera a dinâmica do ciclo. O ITB pode ser utilizado para aumentar o ST e/ou para reduzir as emissões de poluentes. No primeiro caso, como a redução dos poluentes não é a prioridade, a única restrição imposta às temperaturas seria relativamente à resistência térmica dos materiais, logo, a HPTET pode ser mantida e ao adicionarmos o ITB temos o acréscimo de ST graças às temperaturas mais elevadas em LPTET [4]. Com isso, o motor terá mais energia disponível para a fan (permitindo um aumento da razão de Bypass) e graças ao aumento da entropia no bocal de saída, a tração gerada será superior. No segundo caso, para reduzir as emissões, devemos diminuir as temperaturas, mas o grande objectivo é reduzir a temperatura sem perdas de tração. Assim, ao reduzir HPTET, podemos compensar através do ITB que irá elevar a temperatura de LPTET, não havendo perdas de tração [4].

### 3.3 A Importância da Razão de Bypass num Motor Turbofan

A razão de bypass, entende-se como a razão entre o caudal de ar que passa pela fan seguindo pela parte exterior do núcleo (caudal frio) e o caudal de ar que sai da fan e atravessa o núcleo (caudal quente).

No turbojato,  $BR=0$ , ou seja, não temos ar frio a contornar o núcleo, todo o caudal faz parte do caudal quente e está presente durante a combustão [5]. Assim todo o ar realiza trabalho para mover os compressores, não sobrando energia para produzir tração (ver Fig. 12). Esta é produzida no bocal durante a expansão dos gases quentes. Neste caso todo o ar é queimado, produzindo um maior ST, mas isso ocorre às custas de uma maior queima de combustível,

levando assim a elevadas emissões de  $NO_x$  e de ruído. A utilização destes motores na aviação civil torna-se inviável:

- A enorme quantidade de aviões a voar levaria a enormes aumentos da poluição;
- Enormes quantidades de ruído em zonas próximas de aeroportos e em locais sobrevoados durante aterragens/descolagens;
- Elevados custos devido aos altos consumos;
- Têm melhor comportamento em voo supersónico e neste caso interessa-nos o regime subsónico.

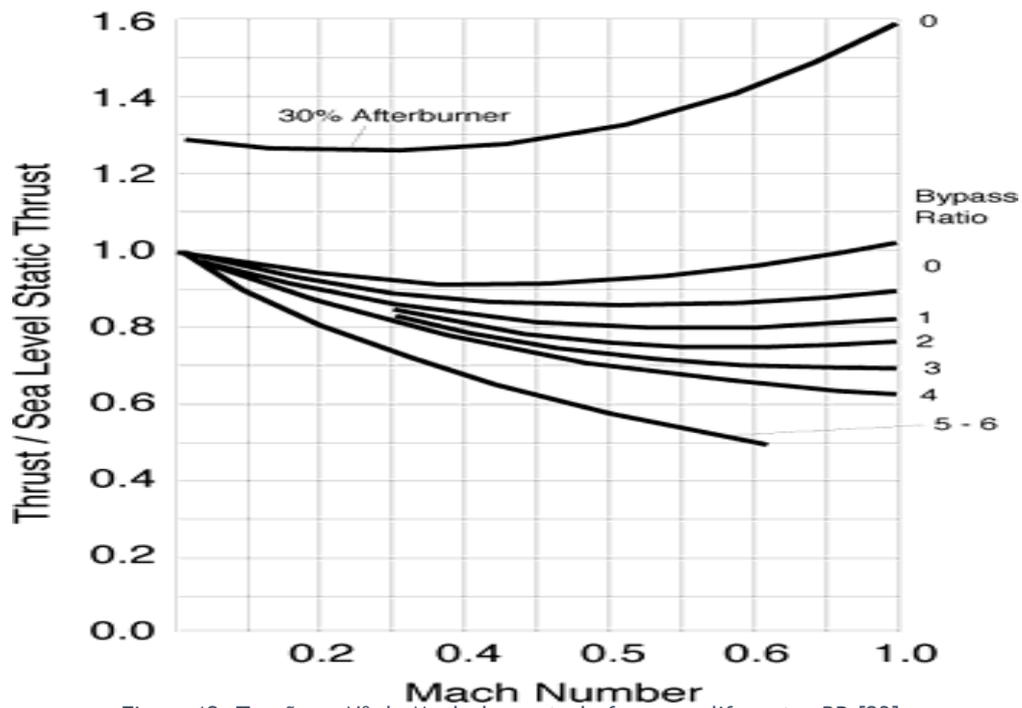


Figura 12- Tração vs N° de Mach de um turbofan para diferentes BR [23].

Pela Figura 12 podemos aferir que a razão de bypass ótima decresce com o aumento do número de mach.

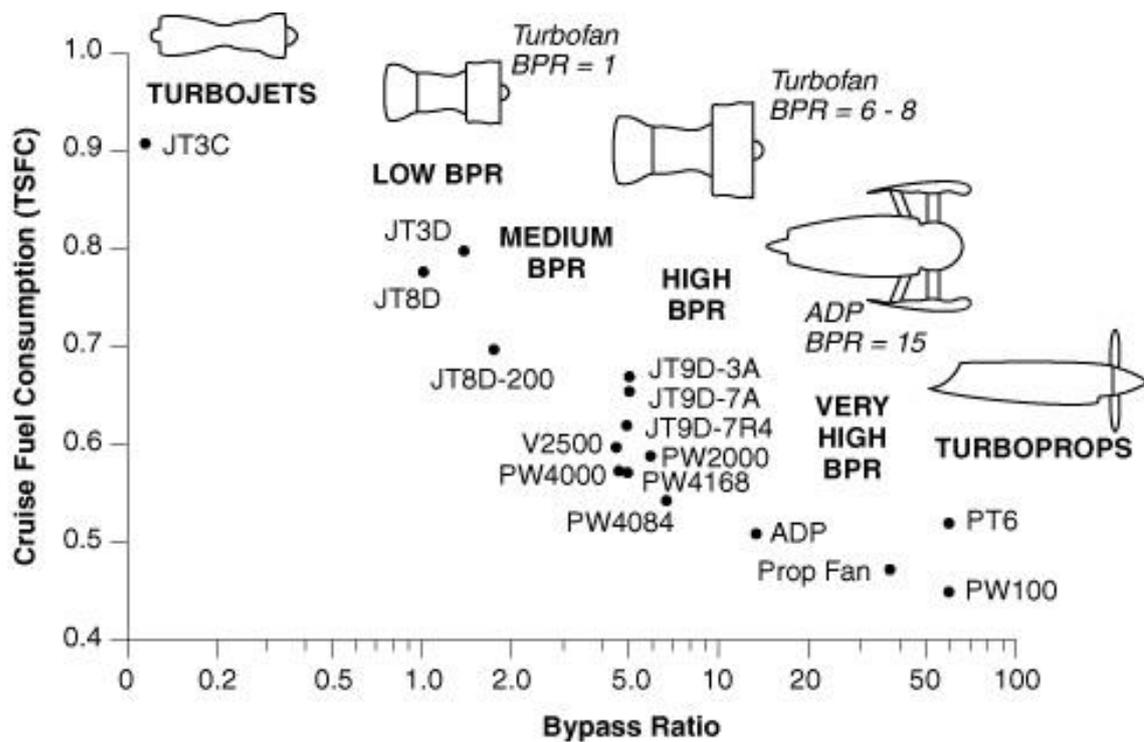


Figura 13- TSFC vs BR (Epstein, 1998) [24].

Com o objectivo de melhorar o desempenho dos aviões em voo subsónico, foi introduzida uma fan. Essa fan, como foi referido acima, cria um bypass, dividindo o caudal. Isto também é utilizado em aviões militares (BR muito baixos) mas, com o propósito de aumentar o tempo de vida do motor e diminuir a assinatura térmica. As diferentes razões de bypass, dão-nos diferentes consumos específicos (ver Fig. 13). Nos turbofan, a turbina produz energia que não é consumida pelos compressores. Parte dessa energia que resta é transmitida para a fan, que por sua vez acelera o fluxo no bypass [25]. Em turbofans com razões de bypass mais elevadas, a maior parte da tração advém do caudal frio. Em termos termodinâmicos, consegue-se obter uma maior eficiência propulsiva movendo uma grande quantidade de ar sem grandes alterações na sua velocidade, do que se se mover pequenas massas de ar com maiores diferenças de velocidade, ou seja, seria mais eficiente termos maiores BR [26]. Mas com o aumento de BR surgem outros problemas:

- Aumento da área frontal leva a um aumento do arrasto;
- Menor energia disponível na LPT para mover a fan, isso levaria ao aumento do número de estágios da turbina e um conseqüente aumento do peso;
- Menor tração disponível;
- Aumento do peso do motor e da sua estrutura;
- Diminuição da distância ao solo.

No capítulo do estado da arte, foi discutido como FPR influencia BR. Para razões de bypass inferiores, temos FPR ótimos superiores e vice-versa (ver Fig. 14).

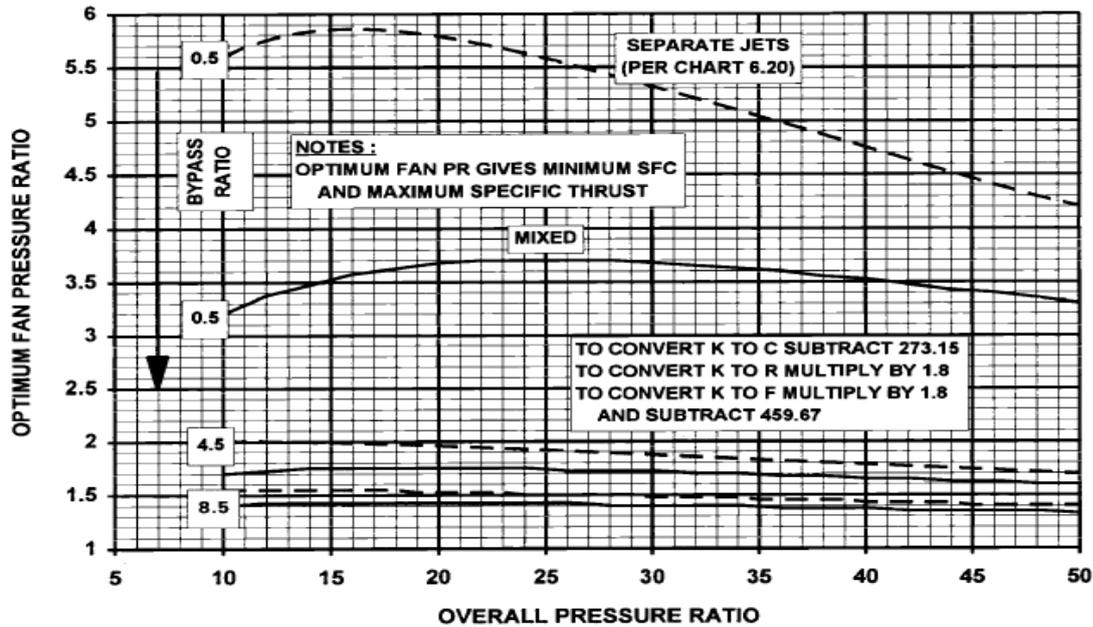


Figura 14- FPR e OPR ótimas com a razão de bypass [5].

### 3.4 Configurações de um Motor Turbofan

Os motores turbofan podem ter várias configurações. Nesta secção serão faladas todas as configurações possíveis e das empresas responsáveis pela sua construção. Podemos ter motores com um, dois ou três eixos, podem ser com ou sem mistura de caudais e ter ou não uma caixa redutora.

Um das configurações menos comuns é o turbofan com um só eixo, composto por uma fan e um compressor de altas pressões, movidos por apenas uma turbina. O motor SNECMA M53 é um turbofan com afterburner dotado desta configuração e está instalado no Mirage 2000.

Os mais típicos são os motores com dois eixos. Neste tipo, temos um eixo a ligar a fan à LPT, o outro eixo liga o HPC com o HPT. O compressor pode variar, podendo ser axial (RR BR710), centrífugo (PW Canada JT15D), axial-centrífugo (GE CFE738), duplo-centrífugo, etc. De forma a tornar os motores mais fortes e maiores, isso acontece através da adição de um compressor intermédio no eixo que liga a fan à LPT (GE90, GECF6, PW JTD9D). A PW está a trabalhar em um novo conceito de turbofans de dois eixos. Esse conceito passa pela adição de uma caixa redutora no eixo de baixas pressões, isso vai permitir à fan e à LPC, funcionar em rotações ótimas (PW1000G).

Num turbofan de três eixos, temos um eixo a ligar a fan ao LPT, outro a ligar IPC à IPT e outro liga o HPC com o HPT. Este conceito de motor é preferido da Rolls Royce. Como exemplo temos o RR Trent 1000 que será utilizado neste trabalho.

Uma outra configuração possível é designada por aft-fan, em que a fan é localizada junto à LPT, deste modo, são evitadas as perdas mecânicas e obtêm-se uma redução do peso (CJ805-23).

Todas as configurações têm as suas vantagens e desvantagens:

- No turbofan de único eixo, existe uma maior simplicidade, acarretando a um menor peso e maior controlo da velocidade de rotação, mas isso também leva a um menor aproveitamento energético.
- O turbofan de 2 eixos com IPC, apesar de ter menos eixos, com o aumento de BR, ocorre a diminuição do diâmetro do IPC, reduzindo a velocidade de ponta das pás e causando um decréscimo de eficiência. Assim, mais estágios têm que ser adicionados aos compressores e às turbinas, de modo a compensar o facto de que não estão a funcionar nas suas rpm ótimas devido à fan.
- A introdução de uma caixa redutora vem resolver esse problema, permitindo que cada componente trabalhe em regime de ótimas rpm. Mas, esta adição vem aumentar a complexidade, o peso e as perdas mecânicas do sistema, aliado também ao facto de que a LPT continua a ter que gerar energia para a fan e o IPC, sobrecarregando o HPT (mais estágios de alta pressão).
- O turbofan com 3 eixos tem uma maior complexidade. O facto de a LPT girar às mesmas rotações que a fan, faz com que sejam necessários mais estágios, de modo a absorver mais energia da massa de ar. No entanto, o IPC não tem tantas limitações, não precisando de tantos estágios. Isto leva a que o compressor e a turbina de alta pressão não precisem de ter tantos estágios, já que o IPC consegue gerar maiores razões de compressão. O seu comprimento e diâmetro normalmente é menor. Esta configuração tem tempos de respostas mais rápidos, devido ao facto de que a velocidade de rotação dos seus compressores é a melhor. Estes motores são geralmente mais pesados, sendo necessárias maiores estruturas para os apoiar.



## 4. MODELAÇÃO DO TURBOFAN RR TRENT 1000-AM

Os produtores de motores divulgam muito pouca informação relativa aos seus motores, devido a isso o autor teve que reunir a informação que tinha e conseguir modelar um motor que ficasse o mais próximo possível ao motor de interesse. O motor escolhido foi um Rolls Royce Trent 1000-A. Este motor vai ser modelado no *software* GasTurb12 e posteriormente os resultados serão comparados com os do algoritmo criado pelo autor. Esta comparação é feita antes da introdução do ITB de modo a que os resultados do algoritmo sejam os mais próximos aos obtidos através do *software*, pois ao adicionarmos o ITB, já não será possível a comparação, visto que, o programa não tem a opção de adição de uma câmara de combustão entre as turbinas.

### 4.1 Características do Motor

O Trent é uma família de Turbofans de alta BR de 3 eixos. O Trent 1000 (ver Fig. 15) é um turbofan de 5ª geração e foi o motor escolhido para constituir o Boeing 787 Dreamliner (ver Fig. 16), sendo o motor que oferece maiores poupanças de combustível, enquanto continua a ser o mais silencioso e menos poluente de entre os motores escolhidos para o 787 [27-28].



Figura 15- Rolls Royce Trent 1000.

O 787 é a mais recente das aeronaves produzidas pela Boeing. Substituirá o 757 e 767. É capaz de transportar entre 200 a 350 passageiros. Possui 3 modelos diferentes, modelo 787-8 com 13620km de alcance, modelo 787-9 com 14140km de alcance e o 787-10 com 11910km de alcance [29].



Figura 16- Boeing 787 Dreamliner [29].

Como foi referido, poucas são as informações disponibilizadas ao público. As especificações técnicas do motor [27-28]:

- Tração à decolagem: 331.44 kN;
- TSFC: 7-8 g/kN.s (valor aproximado);
- Caudal de ar estático: 1290 kg/s;
- OPR (Decolagem): 42;
- BR: 11;
- FPR: 1.4;
- Estágios da fan: 1;
- Estágios do IPC: 8;
- Estágios do HPC: 6;
- Estágios do HPT: 1;
- Estágios do IPT: 1;
- Estágios do LPT: 6;
- PO: 500 kW.

Neste motor, devido à crescente necessidade energética dos aviões, tem um PO de 500 kW e essa energia é retirada do eixo de pressões intermédias. Não tem caudal de sangria para a cabine, mas possui um novo sistema de anti congelamento da nacelle, em que parte do caudal é utilizado para esse fim [30].

## 4.2 Análise do Motor no GasTurb 12

O GasTurb 12 é um software desenvolvido para estudantes, investigadores e empresas. Tem como propósito a simulação de Turbinas de gás. Permite a utilização em diferentes tipos de motores, indo desde turbojatos até turbinas para geração de energia. As simulações foram

feitas considerando a temperatura e pressão ambiente, ao nível médio das águas do mar e com humidade relativa igual a zero (ver Tabela 2).

Tabela 2- Condições ambientes a nível do solo [5].

Temperatura Total T1	K	288,15
Pressão Total P1	kPa	101,325
Pressão Ambiente Pamb	kPa	101,325
Humidade Relativa [%]		0

O primeiro passo é a escolha do tipo de motor, sendo que o motor escolhido é um Turbofan de 3 eixos sem mistura de caudais. Em seguida temos que seleccionar o Ciclo Termodinâmico básico ou Projecto de Motores [31]. A opção escolhida pelo autor foi Projecto de Motores, visto que este tem em conta os caudais de sangria e de arrefecimento. A análise feita será on-design, ou seja, no ponto de projecto. Nesta opção tem-se em conta o sistema de ar secundário e o arrefecimento das turbinas [31]. O autor acha importante referir que a geometria do motor pode ser tida em conta, ou seja, podemos criar um motor ou alterar um pré-existente, mas esse não é o objectivo deste trabalho.

É necessário a introdução de vários valores de entrada, designados por informação básica (ver Tabela 3). É composta por:

- Razões de pressão dos componentes;
- Perdas de pressão;
- Razão de bypass;
- Características da câmara de combustão.

O ar retirado para arrefecimento (*overboard bleed*) da cabine, sistema anti-gelo e outros, deve ser considerado sob a forma de percentagem relativamente ao caudal de ar do HPC. Logo, na Tabela 3 não é tido em conta, apenas é representado na Tabela 4 [31].

Os dados fornecidos pelo autor foram obtidos através das referências, mas grande parte dos mesmos foram otimizados para obter os valores desejados de tração e consumo específico. Essa otimização é feita através da ferramenta *Optimize* do Gas Turb 12. Na falta de dados iniciais, foram utilizados dados do motor Trent XWB da *Rolls Royce*, para servir como um ponto de partida para a otimização. As eficiências são mantidas constantes [31].

A diferença nas razões de pressão do interior da fan e do exterior da fan, advém do facto de que quanto mais afastado estivermos do centro, maior será a velocidade, logo existe uma maior razão de pressões no *outer fan* do que no *inner fan*. O *burner partload constant* é apenas utilizado em cálculos off-design e está relacionado com a eficiência da câmara de combustão. O *Power Offtake* é a energia retirada do eixo de altas pressões para a geração de energia para os vários sistemas da aeronave. Foi deixado o valor que vinha no *software*, que é tido como um valor base. O poder calorífico do combustível, também é um valor dado pelo *software* [31].

Tabela 3- Dados primários introduzidos no Gasturb.

<i>Intake Pressure Ratio</i>		1
<i>No (0) or Average (1) Core dP/P</i>		1
<i>Inner Fan Pressure Ratio</i>		1,161
<i>Outer Fan Pressure Ratio</i>		1,4465
<i>Core Inlet Duct Press. Ratio</i>		1
<i>IP Compressor Pressure Ratio</i>		6,3
<i>Compr. Interduct Press. Ratio</i>		0,985
<i>HP Compressor Pressure Ratio</i>		5,76
<i>Bypass Duct Pressure Ratio</i>		0,975
<i>Inlet Corr. Flow W2Rstd</i>	kg/s	1290
<i>Design Bypass Ratio</i>		11
<i>Burner Exit Temperature</i>	K	1723,42
<i>Burner Design Efficiency</i>		0,9995
<i>Burner Partload Constant</i>		1,6
<i>Fuel Heating Value</i>	MJ/kg	43,124
<i>Overboard Bleed</i>	kg/s	0
<i>Power Offtake</i>	kW	500
<i>HP Spool Mechanical Efficiency</i>		0,99
<i>IP Spool Mechanical Efficiency</i>		0,999
<i>LP Spool Mechanical Efficiency</i>		0,999
<i>Burner Pressure Ratio</i>		0,96
<i>IPT Interd. Ref. Press. Ratio</i>		0,992
<i>LPT Interd. Ref. Press. Ratio</i>		1
<i>Turbine Exit Duct Press Ratio</i>		0,99

Na Tabela 4 (*Secondary air system*), determinam-se as percentagens do caudal que será utilizado para arrefecimento dos diferentes componentes [31]. O autor retirou o arrefecimento realizado no LPC, diminuindo assim a complexidade e peso. Isso foi feito garantindo que a temperatura atingida neste local não ultrapassasse os 1500K, pois esta é a temperatura limite que o material suporta por longos períodos e a qual o autor, após toda a revisão bibliográfica, considerou razoável. Alguns valores foram deixados inalterados, como o diâmetro da válvula de arrefecimento, isto porque o autor considerou a grande experiência que o desenvolvedor do programa tem com respeito às turbinas de gás [2]. O valor da entalpia relativa varia entre 0 e 1, em que 0 considera-se que a retirada de caudal de sangria é feita antes do respetivo compressor e quando o valor é 1, essa retirada é feita depois. No caso dos valores entre 0 e 1, como já se pode prever que quanto mais próximo de 0, a sangria é efetuada em posições mais

próximas a extremidade anterior do compressor e vice-versa. No Trent 1000, não existe sangria para a cabine, apenas para o sistema anti-gelo da nacelle e o ar é removido à entrada do HPC [32]. Não existem perdas de calor durante a passagem para os respectivos locais de arrefecimento, ou seja, o ar de arrefecimento chega à mesma temperatura a que saiu e mistura-se ao caudal quente. Como se pode ver na Tabela 4, alguns caudais de arrefecimento não foram tidos em conta, devido à sua menor importância e falta de informação [31].

Tabela 4- Dados secundários (Sistema de arrefecimento) introduzidos no Gasturb.

<i>Rel. Handling Bleed to Bypass</i>		0
<i>Rel. HP Leakage to Bypass</i>		0
<i>Rel. Overboard Bleed W_Bld/W25</i>		0,012175
<i>Rel. Enthalpy of Overb. Bleed</i>		0
<i>Recirculating Bleed W_reci/W25</i>		0
<i>Rel. Enthalpy of Recirc Bleed</i>		0
<i>Rel. HP Leakage to LPT exit</i>		0
<i>Number of HP Turbine Stages</i>		1
<i>HPT NGV 1 Cooling Air / W25</i>		0,05
<i>HPT Rotor 1 Cooling Air / W25</i>		0,06
<i>HPT NGV 2 Cooling Air / W25</i>		0
<i>HPT Rotor 2 Cooling Air / W25</i>		0
<i>HPT Cooling Air Pumping Dia</i>	m	0
<i>Number of IP Turbine Stages</i>		1
<i>IPT NGV 1 Cooling Air / W25</i>		0,0225
<i>IPT Rotor 1 Cooling Air / W25</i>		0,01
<i>IPT NGV 2 Cooling Air / W25</i>		0
<i>IPT Rotor 2 Cooling Air / W25</i>		0,0025
<i>Rel. Enth. of IPT Cooling Air</i>		0,6
<i>Number of LP Turbine Stages</i>		6
<i>LPT Rotor Cool Air W_Cl_LPT/W25</i>		0
<i>Rel. Enth. of LPT Cooling Air</i>		0,2
<i>Rel. Fan Overb.Bleed W_Bld/W13</i>		0
<i>Core-Byp Heat Transf Effectiven</i>		0
<i>Coolg Air Cooling Effectiveness</i>		0
<i>Bleed Air Cooling Effectiveness</i>		0

Depois de ter todos os dados, a simulação é iniciada e obtém-se uma tabela (ver Tabela 5) de dados com os diferentes valores de saída desejados e também a imagem do motor (ver Fig. 17), onde se especificam as diferentes estações e os caudais de sangria [31].

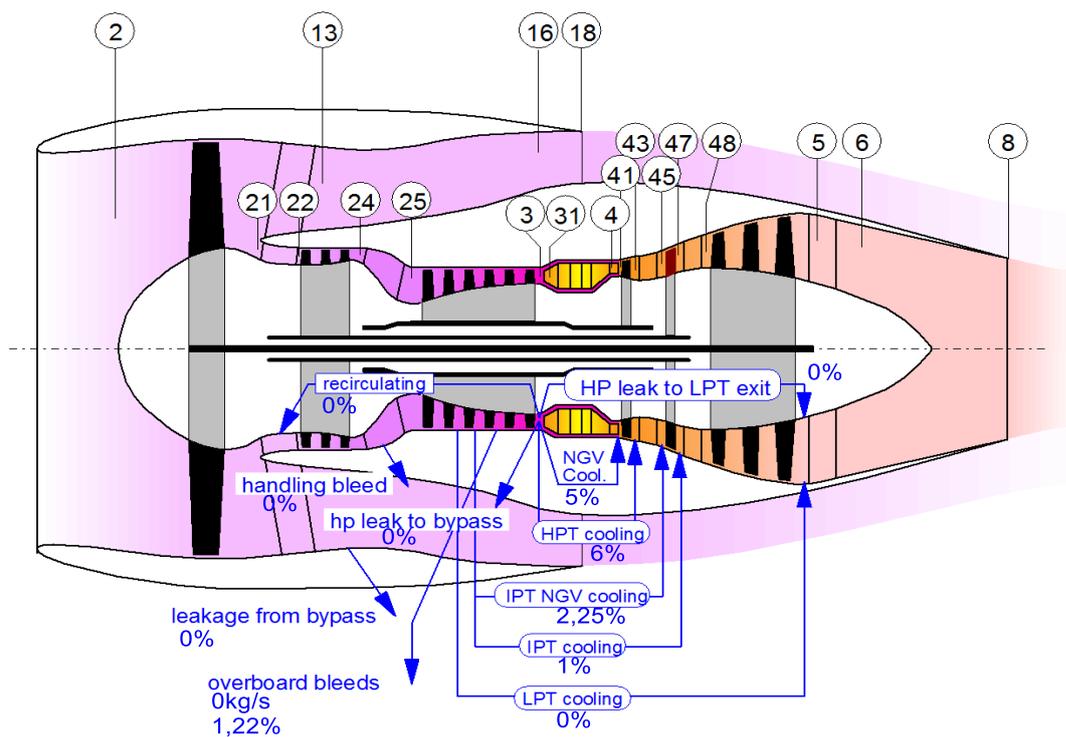


Figura 17- Imagem do motor modelado em Gasturb.

A imagem disponibilizada pelo *software* mostra as estações e os caudais de sangria.

Tabela 5- Resultados do Gasturb.

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s		
amb		288,15	101,325		FN	= 331,40 kN
2	1289,999	288,15	101,325	1290,000	TSFC	= 7,1298 g/(kN*s)
13	1182,499	323,30	146,567	865,913	WF	= 2,36281 kg/s
21	107,500	302,27	117,638	94,833	s NOx	= 1,65218
22	107,500	302,27	117,638	94,833	BPR	= 11,0000
24	107,500	531,41	741,121	19,959	Core Eff	= 0,5182
25	107,500	531,41	730,005	20,263	Prop Eff	= 0,0000
3	102,697	873,70	4204,827	4,309	P3/P2	= 41,498
31	90,872	873,70	4204,827		P2/P1	= 1,00000
4	93,235	1723,42	4036,633	5,723	P22/P21	= 1,00000
41	98,610	1680,92	4036,633	5,978	P25/P24	= 0,98500
42	98,610	1368,83	1472,510		P4/P3	= 0,96000
43	105,060	1340,50	1472,510		P44/P43	= 0,99200
44	105,060	1340,50	1460,730		P48/P47	= 1,00000
45	107,479	1328,05	1460,730	16,005	P6/P5	= 0,99000
46	107,479	1137,17	699,511		P16/P13	= 0,97500
47	108,554	1133,50	699,511		P16/P6	= 1,04015
48	108,554	1133,50	699,511	31,187	P5/P2	= 1,36959
49	108,554	792,33	138,774		V18/V8, id=	0,67538
5	108,554	792,46	138,774	131,441	A8	= 0,61737 m <sup>2</sup>
8	108,554	792,46	137,386	132,768	A18	= 3,98186 m <sup>2</sup>
18	1182,499	323,30	142,902	888,117	XM8	= 0,68582
Bleed	1,309	531,41	730,003		XM18	= 0,71851
					WBld/w2	= 0,00101
-----						
Efficiencias:	isent	polytr	RNI	P/P	CD8	= 1,00000
Outer LPC	0,9103	0,9149	1,000	1,446	CD18	= 1,00000
Inner LPC	0,8900	0,8924	1,000	1,161	PWX	= 50,00 kw
IP Compressor	0,8992	0,9212	1,097	6,300	wlkLP/w25=	0,00000
HP Compressor	0,9290	0,9431	3,474	5,760	WBld/w25	= 0,01217
Burner	0,9995			0,960	Loading	= 100,00 %
HP Turbine	0,9092	0,8991	5,081	2,741	e442 th	= 0,87972
IP Turbine	0,9058	0,8980	2,411	2,088	WCHN/w25	= 0,05000
LP Turbine	0,9189	0,9022	1,385	5,041	WCHR/w25	= 0,06000
					WCIN/w25	= 0,02250
HP Spool mech Eff	0,9900	Nom Spd	13418 rpm		WCIR/w25	= 0,01000
IP Spool mech Eff	0,9990	Nom Spd	9250 rpm		WCLR/w25	= 0,00000
LP Spool mech Eff	0,9990	Nom Spd	2723 rpm			

Na Tabela 5 é possível ver a temperatura, pressão e caudal das diferentes estações, assim como a eficiência dos componentes, a tração e o consumo específico. Os resultados são coerentes com os encontrados.



# 5. CICLO TERMODINÂMICO COM REAQUECIMENTO

Como já tinha sido referido pelo autor, o GasTurb 12 não tem a capacidade de realizar simulações com ITB, por isso, teve que ser criado um algoritmo em Matlab para realizar esses cálculos. Primeiramente, o algoritmo é desenvolvido sem a inclusão do ITB, de modo a verificar a precisão dos resultados obtidos relativamente aos do GasTurb 12. De seguida, tendo isso comprovado, é feita a inclusão do ITB.

## 5.1 Propriedades Termodinâmicas do Escoamento

As propriedades do fluido de trabalho numa turbina de gás têm uma enorme influência no seu desempenho. É essencial que essas propriedades sejam representadas rigorosamente nos cálculos e que qualquer simplificação que seja feita e provoque inexatidão seja devidamente quantificada [5]. Todos os gases numa turbina de gás, com excepção do vapor de água, podem ser considerados gases perfeitos sem comprometer a precisão dos cálculos. São feitas algumas premissas para este trabalho [5]:

- O ar (fluido de trabalho) e os produtos de combustão são considerados gases perfeitos;
- Todos os componentes são adiabáticos;
- A área de secção de cada estação é constante;
- As eficiências dos componentes são constantes.

São quatro as propriedades termodinâmicas mais importantes que serão utilizadas para o cálculo do ciclo [5]:

- Calor específico a pressão (CP) e a volume constante (CV) - designam a quantidade de energia requerida para aumentar a temperatura de um quilograma de gás em 1°C, a pressão constante e a volume constante, respectivamente.
- Constante dos gases (R) - relaciona as mudanças de pressão e de temperatura e é numericamente igual à diferença entre CP e CV. A constante de gases para um gás individual é obtida através da divisão entre a Constante Universal dos Gases Perfeitos e o peso molecular do gás.
- Razão dos calores específicos ( $\gamma$ ) - é uma função da composição do gás e da temperatura estática. Também relaciona mudanças de pressão, de temperatura e as eficiências dos componentes.

Com estas propriedades, é possível calcular os parâmetros termodinâmicos chave para este trabalho [5]:

- Temperatura total (ou de estagnação) - é a temperatura resultante do processo de levar um gás ao repouso (em relação ao motor) sem a necessidade de trabalho ou transferência de calor.

- Pressão total (ou de estagnação) - é a pressão resultante do processo de levar um gás ao repouso (em relação ao motor) sem a necessidade de trabalho ou transferência de calor, e sem mudanças de entropia. É uma propriedade idealizada.

A composição do ar seco esta presente na Tabela 6.

Tabela 6- Constituição do ar seco [5].

Componente	Por mole ou volume (%)	Por massa (%)
Nitrogénio	78.08	75.52
Oxigénio	20.95	23.14
Árgon	0.93	1.28
Dióxido de carbono	0.03	0.05
Néon	0.002	0.001

Quando é realizada a queima do hidrocarboneto, a composição dos produtos é alterada significativamente [5].

Como foi referido pelo autor, CP, gamma, entalpia e entropia específica, são largamente utilizadas nos cálculos de desempenho. CP e gamma variam significativamente ao longo dos componentes do motor com a variação de temperatura. Estes parâmetros podem ser utilizados de três formas para prever o desempenho da turbina de gás. São apresentados em seguida por ordem crescente de exatidão e precisão [5]:

- Valores constantes para CP e gamma. São utilizados apenas dois valores, um antes da combustão e outro depois da combustão. É uma escolha que deve ser utilizada para fins de sala de aula e para estimativas iniciais (superficiais), visto ser o método menos exato. Tem um erro de aproximadamente 5%.
  - Gases antes da combustão, CP=1004.7J/kgK,  $\gamma=1.4$
  - Gases depois da combustão, CP=1156.9J/kgK,  $\gamma=1.33$
- Utilização da temperatura média em cada componente. Para o ar seco e produtos de combustão do querosene ou diesel, o CP é calculado como função da razão ar/combustível e da temperatura, prosseguindo um método iterativo até à convergência dos resultados. Tem um erro de aproximadamente 1.5%. Para o caso do gás natural, o erro ronda os 3%. Este método é mais utilizado para programas simples e para calculo manual.
- Entalpia e entropia específica. É o método mais rigoroso. Analisa as mudanças de entropia e de entalpia ao longo dos componentes. Dispõe de um erro na ordem dos 0.25% e é o método preferencial para os *softwares* de grandes companhias.

Os valores de CP podem ser obtidos através dos seguintes polinómios:

- Gases antes da combustão (ver Tabela 7)
- $$CP = A0 + A1 \cdot TZ + A2 \cdot TZ^2 + A3 \cdot TZ^3 + A4 \cdot TZ^4 + A5 \cdot TZ^5 + A6 \cdot TZ^6 + A7 \cdot TZ^7 + A8 \cdot TZ^8$$

$$TZ = TS/1000$$

- Produtos de combustão

$$CP = A0 + A1 \cdot TZ + A2 \cdot TZ^2 + A3 \cdot TZ^3 + A4 \cdot TZ^4 + A5 \cdot TZ^5 + A6 \cdot TZ^6 + A7 \cdot TZ^7 + A8 \cdot TZ^8 + \frac{FAR}{1 + FAR} \cdot (B0 + B1 \cdot TZ + B2 \cdot TZ^2 + B3 \cdot TZ^3 + B4 \cdot TZ^4 + B5 \cdot TZ^5 + B6 \cdot TZ^6 + B7 \cdot TZ^7)$$

A razão de calores específicos:

- Gamma

$$\gamma = \frac{CP}{CV}$$

ou

$$\gamma = CP/(CP - R)$$

A razão ar/combustível:

$$FAR1 = 0.10118 + 2.00376E-05 \cdot (700 - T3)$$

$$FAR2 = 3.7078E-03 - 5.2368E-06 \cdot (700 - T3) - 5.2632E-06 \cdot T4$$

$$FAR3 = 8.889E-08 \cdot ABS(T4 - 950)$$

$$FAR = (FAR1 - \sqrt{(FAR1^2 + FAR2)} - FAR3)/ETA34$$

Constante dos gases:

- Gases antes da combustão

$$R = CP - CV$$

- Produtos de combustão (Querosene em ar seco)

$$R = 287.05 - 0.00990 \cdot FAR + 1E-07 \cdot FAR^2$$

Tabela 7- Valores das constantes polinomiais para o cálculo de CP.

	Ar Seco
A0	0,992313
A1	0,236688
A2	-1,852148
A3	6,083152
A4	-8,893933
A5	7,097112
A6	-3,234725
A7	0,794571
A8	-0,081873
A9	0,422178
A10	0,001053
B0	-0,718874
B1	8,747481
B2	-15,863157
B3	17,254096
B4	-10,233795
B5	3,081778
B6	-0,361112
B7	-0,003919
B8	0,055593
B9	-0,0016079

## 5.2 Metodologia para o Cálculo do Ponto de Projeto

A eficiência isentrópica é a eficiência do processo sem transferência de calor e sem atrito (adiabático e reversível) [5]. Pode ser entendida como o quociente entre a variação de temperatura e a temperatura atual ou como o trabalho ideal realizado. No caso da eficiência politrópica, o processo será dividido em pequenos processos infinitesimais com a mesma eficiência isentrópica [5]. O facto de haver uma variação constante da temperatura dos componentes leva a que a utilização da eficiência politrópica seja a mais correcta. A eficiência isentrópica continua a ter que ser utilizada para os cálculos do ponto de projeto [5]. O autor acha importante referir que esta metodologia de cálculo foi retirada da referência 5.

- Eficiência isentrópica do compressor

$$\eta_c = \frac{PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{PR^{\gamma^{e_c}} - 1} \quad (1)$$

- Eficiência isentrópica da turbina

$$\eta_c = \frac{1 - ER^{\frac{1-\gamma}{\gamma} e_t}}{1 - ER^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}} \quad (2)$$

A temperatura total e a pressão total são de grande importância para os cálculos do ponto de projecto.

- Temperatura total

$$T = T_s \cdot \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right) \quad (3)$$

- Pressão total

$$P = P_s \cdot \left(\frac{T}{T_s}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4)$$

As condições do ponto de projeto já foram referidas no capítulo da modelação. Dito isso, o autor segue a seguinte metodologia.

Na admissão, aplicando as equações (3) e (4), não esquecendo que aumento na pressão não foi considerado, visto ser um aumento desprezável:

$$\begin{cases} T_2 = T_{amb} \\ P_2 = P_{amb} \\ W_2 = \dot{m} \end{cases}$$

Após a admissão vem a fan. Neste caso teremos valores diferentes para o caudal que vai para o núcleo e para o fluxo do bypass. O caudal frio é muito maior devido à razão de bypass e a razão de pressões também é superior, isto porque na ponta das pás a velocidade é maior,

criando uma maior diferença de pressões relativamente às zonas das pás mais próximas do centro. A alteração da pressão leva também a uma alteração na temperatura. É também necessário o cálculo das eficiências isentrópicas, aplicando a equação (1).

$$\eta_{cof} = \frac{OFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{OFPR^{\eta_{cof}} - 1} \quad (5)$$

$$\eta_{cif} = \frac{IFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{IFPR^{\eta_{cif}} - 1} \quad (6)$$

Na passagem de compressores surge uma nova equação para a temperatura:

$$T_{21} = \frac{T_2}{\eta_{cif}} \cdot \left( IFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) + T_2 \quad (7)$$

$$T_{13} = \frac{T_2}{\eta_{cof}} \cdot \left( OFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) + T_2 \quad (8)$$

Nos compressores é importante relembrar da variação de CP e de gamma ao longo dos mesmos. Por isso é necessário aplicar um dos métodos descritos acima, que por opção do autor, foi implementado o método da temperatura média.

$$T_m = \frac{T_{21} + T_2}{2} \quad (9)$$

$$T_m = \frac{T_{13} + T_2}{2} \quad (10)$$

Depois da obtenção de um primeiro  $T_m$  é dado início a um processo iterativo, que cessa apenas quando a diferença entre a temperatura média atual e a temperatura média anterior for inferior a 0,00005 K. Quando isso ocorre, o último valor de temperatura que tinha sido calculado para a estação é o escolhido. Este processo é repetido para todos os compressores.

Ocorre uma compressão na fan:

$$P_{21} = P_2 \cdot IFCR \quad (11)$$

$$P_{13} = P_2 \cdot OFCR \quad (12)$$

Depois da passagem pela fan, o caudal é dividido, parte vai para o bypass e parte vai para o núcleo. É também necessário realizar o cálculo da energia requerida pela fan:

$$\dot{W}_{21} = \dot{m}_h = \frac{\dot{m}}{B+1} \quad (13)$$

$$\dot{W}_{13} = \dot{m}_c = \frac{\dot{m} \cdot B}{B + 1} \quad (14)$$

$$PW_{fan} = \dot{W}_{21} \cdot CP_{T_{m21}} \cdot (T_{21} - T_2) + \dot{W}_{13} \cdot CP_{T_{m13}} \cdot (T_{13} - T_2) \quad (15)$$

No ducto de bypass, a temperatura mantém-se ao longo do ducto e ocorre uma expansão:

$$T_{18} = T_{13} \quad (16)$$

$$P_{18} = P_{13} \cdot BDER \quad (17)$$

$$\dot{W}_{18} = \dot{W}_{13} \quad (18)$$

Não ocorrem perdas de pressão no ducto de entrada antes do IPC, mantendo-se todos os valores que existiam à saída da fan:

$$T_{22} = T_{21} \quad (19)$$

$$P_{22} = P_{21} \quad (20)$$

$$\dot{W}_{22} = \dot{W}_{21} \quad (21)$$

No compressor intermédio é aplicado o mesmo método iterativo que tinha sido aplicado na fan de modo a encontrar a temperatura mais correta. Os caudais mantêm-se e a pressão sobe:

$$\dot{W}_{24} = \dot{W}_{22} \quad (22)$$

$$P_{24} = P_{22} \cdot IPCCR \quad (23)$$

$$PW_{IPC} = \dot{W}_{24} \cdot CP_{T_{m24}} \cdot (T_{24} - T_{22}) \quad (24)$$

Na entrada do HPC, a temperatura e o caudal mantêm-se e ocorre uma queda de pressão:

$$T_{25} = T_{24} \quad (25)$$

$$\dot{W}_{25} = \dot{W}_{24} \quad (26)$$

$$P_{25} = P_{24} \cdot CDPR \quad (27)$$

No HPC a temperatura é calculada novamente pelo método iterativo. Nesta estação é retirado ar para o NGV do IPT, para o arrefecimento do rotor do IPT e para arrefecimento da nacelle do motor, sendo importante referir que esse caudal que é retirado é sempre uma percentagem do caudal de ar quente.

$$P_3 = P_{25} \cdot HPCCR \quad (28)$$

$$\dot{W}_3 = \dot{W}_{25} - \dot{W}_{IPT_{NGV}} - \dot{W}_{IPT_{COOL}} - \dot{W}_{Overboard} \quad (29)$$

$$PW_{HPC} = \dot{W}_3 \cdot CP_{T_{m3}} \cdot (T_3 - T_{25}) + (\dot{W}_{21} - \dot{W}_3) \cdot CP_{T_{m3}} \cdot (T_{m3} - T_{25}) \quad (30)$$

Na entrada da câmara de combustão a temperatura e a pressão são mantidas, mas existe perda de caudal que servirá para o arrefecimento do NGV do HPT e para arrefecimento do rotor do HPT.

$$\dot{W}_{31} = \dot{W}_3 - \dot{W}_{HPT_{NGV}} - \dot{W}_{HPT_{COOL}} \quad (31)$$

$$P_{31} = P_3 \quad (32)$$

$$T_{31} = T_3 \quad (33)$$

À saída da câmara de combustão a temperatura foi previamente estabelecida. Através da equação de ar/combustível, consegue-se descobrir o caudal de combustível. Relembrando que a partir deste ponto, o cálculo de CP é feito de forma diferente.

$$\dot{W}_f = \dot{W}_{31} \cdot FAR \quad (34)$$

$$\dot{W}_4 = \dot{W}_{31} + \dot{W}_f \quad (35)$$

$$P_4 = P_{31} \cdot BDE \quad (36)$$

$$\dot{W}_{41} = \dot{W}_4 + \dot{W}_{HPT_{NGV}} \quad (37)$$

Torna-se necessário a introdução de outro cálculo iterativo, visto não termos a temperatura em 41:

$$CP_{41} = \frac{\dot{W}_{HPT_{NGV}} \cdot CP_{31} + \dot{W}_4 \cdot CP_4}{\dot{W}_{41}} \quad (38)$$

Este valor de CP é utilizado para o cálculo da temperatura:

$$T_{41} = \frac{\dot{W}_{HPT_{NGV}} \cdot CP_{31} \cdot T_{31} + \dot{W}_4 \cdot CP_4 \cdot T_4}{CP_{41} \cdot \dot{W}_{41}} \quad (39)$$

$$P_{41} = P_4 \quad (40)$$

Com esta nova temperatura é calculado um novo CP dando inicio a um novo cálculo iterativo. O valor de paragem é o mesmo utilizado nos compressores. Nas turbinas o cálculo é iniciado

utilizando as energias necessárias para os compressores, que já tinham sido calculadas, essas são utilizadas para encontrar a temperatura e a razão de expansão nas turbinas. Na turbina de alta pressão, a energia produzida tem que ser suficiente para o funcionamento do compressor de alta pressão, para os diferentes sistemas e tem que ter em conta que a eficiência do eixo não é de 100%.

$$PW_{HPT} = \frac{PW_{HPC}}{\eta_{HPS}} \quad (41)$$

$$T_{42} = T_{41} - \frac{PW_{HPT}}{\dot{W}_{41} \cdot CP_{41}} \quad (42)$$

Este valor da temperatura vai ser utilizado para o cálculo da eficiência e da razão de expansão, dando início a um cálculo iterativo em que o critério de paragem é a diferença de 0,00005 entre a razão de expansão atual e a anteriormente calculada. Tem que ser escolhida uma razão de expansão para conseguir iniciar os cálculos, sendo 3 um valor normal para uma turbina de um estágio.

$$\eta_{HPT} = \frac{1 - HP\!TER^{e_{HPT} \cdot \frac{1-\gamma}{\gamma}}}{1 - HP\!TER^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}} \quad (43)$$

Essa eficiência é utilizada para encontrar uma nova razão de expansão:

$$HP\!TER = \frac{1}{1 - \frac{T_{41} - T_{42}}{\eta_{HPT} \cdot T_{41}} \cdot \frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (44)$$

$$\dot{W}_{42} = \dot{W}_{41} \quad (45)$$

$$P_{42} = \frac{P_{41}}{HP\!TER} \quad (46)$$

À saída do HPT é adicionado parte do caudal para arrefecimento e origina um processo iterativo para conseguir-se obter a nova temperatura.

$$\dot{W}_{43} = \dot{W}_{42} + \dot{W}_{HPT\!COOL} \quad (47)$$

$$CP_{43} = \frac{\dot{W}_{HPT\!COOL} \cdot CP_{31} + \dot{W}_{42} \cdot CP_{42}}{\dot{W}_{43}} \quad (48)$$

$$T_{43} = \frac{\dot{W}_{HPT\!COOL} \cdot CP_{31} \cdot T_{31} + \dot{W}_{42} \cdot CP_{42} \cdot T_{42}}{CP_{43} \cdot \dot{W}_{43}} \quad (49)$$

No ducto entre o HPT e o IPT ocorre uma perda de pressão.

$$\dot{W}_{44} = \dot{W}_{43} \quad (50)$$

$$T_{44} = T_{43} \quad (51)$$

$$P_{44} = P_{43} \cdot ER_{IPT\_DUCT} \quad (52)$$

À entrada do IPT entra ar para arrefecimento e inicia-se um novo processo iterativo, mas este é omisso por seguir a mesma linha de pensamento da estação 41.

$$\dot{W}_{45} = \dot{W}_{44} + \dot{W}_{IPT\_NGV} \quad (53)$$

$$P_{45} = P_{44} \quad (54)$$

Os cálculos no IPT são iguais aos feitos no HPT.

$$\dot{W}_{46} = \dot{W}_{45} \quad (55)$$

$$PW_{IPT} = \frac{PW_{IPC} + PO}{\eta_{IPS}} \quad (56)$$

$$P_{46} = \frac{P_{45}}{IPTER} \quad (57)$$

Na saída do IPT é introduzido ar para arrefecimento, segue o mesmo processo que ocorreu à saída do HPT.

$$P_{47} = P_{46} \quad (58)$$

$$\dot{W}_{47} = \dot{W}_{46} + \dot{W}_{IPT\_COOL} \quad (59)$$

À entrada do LPT, não há alterações:

$$P_{48} = P_{47} \quad (60)$$

$$\dot{W}_{48} = \dot{W}_{47} \quad (61)$$

$$T_{48} = T_{47} \quad (62)$$

No LPT o método é o mesmo utilizado nas restantes turbinas.

$$\dot{W}_{49} = \dot{W}_{48} \quad (63)$$

$$P_{49} = \frac{P_{48}}{LPTER} \quad (64)$$

$$PW_{LPT} = \frac{PW_{LPC}}{\eta_{LPS}} \quad (65)$$

Na saída do LPT, as condições são:

$$P_5 = P_{49} \quad (66)$$

$$\dot{W}_5 = \dot{W}_{49} \quad (67)$$

A temperatura é encontrada através do método iterativo mas a diferença em relação à temperatura da estação anterior é quase insignificante.

Nas tuberias de saída aplica-se o seguinte método (o valor de gamma é calculado individualmente para cada temperatura, visto serem valores ligeiramente diferentes):

$$\dot{W}_8 = \dot{W}_5 \quad (68)$$

$$P_8 = P_5 \cdot ER_{NOZZLEHOT} \quad (69)$$

$$T_8 = T_5 \quad (70)$$

$$M_8 = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \cdot \left( \frac{P_8}{P_{amb}} \frac{\gamma - 1}{\gamma} - 1 \right)} \quad (71)$$

$$T_{8s} = \frac{T_8}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_8^2} \quad (72)$$

$$Q = 1000 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{(\gamma - 1) \cdot R} \cdot \frac{P_8}{P_{amb}} \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \left( 1 - \frac{P_8}{P_{amb}} \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right)} \quad (73)$$

$$P_{8s} = \frac{P_8}{\frac{T_8}{T_{8s}} \frac{\gamma - 1}{\gamma}} \quad (74)$$

$$A_{effecHOT} = \frac{\dot{W}_8 \cdot \sqrt{T_8}}{Q \cdot P_8} \quad (75)$$

$$a_8 = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{8s}} \quad (76)$$

$$v_8 = a_8 \cdot M_8 \quad (77)$$

$$T_{HOT} = \dot{W}_8 \cdot v_8 + A_{effecHOT} \cdot (P_{8s} - P_{amb}) \quad (78)$$

Para calcular a tração e o consumo:

$$T_{net} = T_{HOT} + T_{COLD} \quad (79)$$

$$TSFC = \frac{W_f}{T_{net}} \quad (80)$$

Os resultados obtidos são apresentados nas Tabelas 8 e 9:

Tabela 8- Resultados das temperaturas e pressões obtidas pelo Matlab.

Estação	W [kg/s]	T [K]	P [kPa]
Ambiente	-	288,15	101,325
2	1290	288,15	101,325
13	1182,5	323,35	146,516
21	107,5	302,228	117,638
22	107,5	302,228	117,638
24	107,5	531,736	741,121
25	107,5	531,736	730,005
3	102,426	872,987	4204,827
31	90,601	872,987	4204,827
4	92,876	1723,42	4036,634
41	98,251	1676,189	4036,634
42	98,251	1368,2997	1463,527
43	104,701	1336,653	1463,527
44	104,701	1336,653	1451,819
45	107,388	1324,579	1451,819
46	107,388	1137,139	650,634
47	108,463	1134,295	650,634
48	108,463	1134,295	650,634
49	108,463	805,144	131,539
5	108,463	805,144	131,539
8	108,463	805,144	130,224
18	1182,5	323,35	142,853

Tabela 9- Tração e TSFC obtidos através do Matlab.

T [kN]	TSFC [g/kN.s]
327,7	6,93

Os resultados mostram-se bastante precisos até à câmara de combustão, a partir da qual começa a haver uma diferença entre as pressões e as temperaturas obtidas através do código do autor e do Gasturb. Esta diferença advém do facto do Gasturb utilizar polinómios da entalpia e da entropia para os seus cálculos. Nos cálculos com o Gasturb, a retirada de energia para os sistemas é feita no eixo de alta pressão (previamente estabelecido pelo software) enquanto que neste código foi feita no eixo intermédio, pois no Trent 1000 essa mudança foi implementada. A tração apresenta um erro de 1,09% e o consumo de 2,68%. O autor considera que o programa está a apresentar resultados suficientemente precisos, podendo assim continuar para a introdução do ITB.

### 5.3 RR Trent 1000-AM com ITB

Para o cálculo do motor com ITB o código foi alterado. O ITB foi introduzido entre o IPT e o LPT, e a temperatura de saída foi considerada igual ao da câmara de combustão principal. O arrefecimento só foi aplicado quando a temperatura à entrada da turbina ultrapassasse os 1500K, apesar de que o Trent 1000 por ser um dos motores mais recentes, a sua temperatura poderá ser superior. Nos estudos apresentados, as temperaturas escolhidas para a entrada nas turbinas é inferior pois, o seu regime de funcionamento é em cruzeiro, enquanto que neste trabalho o regime é de descolagem. Dito isto, a temperatura é mais elevada porque é a máxima temperatura à descolagem (durante 5 minutos).

É importante referir que com o aumento de BR, surge a necessidade de aumentar a TET de modo a conseguir facultar a tração necessária. A metodologia seguida para o arrefecimento foi a implementada por Walsh et al [5], apesar de não ser a mais precisa, é possível obter suficientemente precisos para o objetivo deste trabalho. As equações (81) e (82) dão a percentagem do caudal que é necessário para o arrefecimento.

$$\varepsilon_{stator} = 0.0167 \cdot T_{41} - 19.97 \quad (81)$$

$$\varepsilon_{rotor} = 0.0343 \cdot T_{41} - 43.362 \quad (82)$$

Para o cálculo inicial foi considerado a temperatura utilizada no motor base (1723,42K). Na Tabela 10 são apresentados os resultados da tração e TSFC obtidos no código em Matlab.

Tabela 10- Tração e TSFC obtidos através do Matlab do motor com ITB.

SOT = 1723.42K	
T [kN]	TSFC [g/kN.s]
377,9	11,68

Verifica-se um aumento da tração (15,31%) e de TSFC (68,37%). Podemos verificar que existe um pequeno aumento da tração à custa de um grande aumento no consumo. Para temperaturas menores obtemos (ver Tabela 11):

Tabela 11- Tração e TSFC do motor com ITB para diferentes temperaturas.

$SOT_{ITB}$ [K]	T [kN]	TSFC [g/kN.s]
	$SOT_{MB} = 1500K$	
1500	339,5	10,43
$SOT_{MB} = 1600K$		
1600	359,7	10,90

O aumento da temperatura leva a um aumento na tração e a um pequeno aumento de TSFC. O autor decidiu fixar o valor da temperatura à saída da câmara de combustão principal e variar a do ITB para ver como isso afetava os resultados (ver Tabela 12).

Tabela 12- Tração e TSFC do ITB para diferentes valores de temperatura à saída do ITB.

$SOT_{ITB}$ [K]	T [kN]	TSFC [g/kN.s]
	$SOT_{MB} = 1500K$	
1300	319,2	8,52
1400	332,5	9,13
1500	342,6	9,81
$SOT_{MB} = 1600K$		
1300	333,9	8,16
1400	344,4	8,80
1500	353,3	9,48

Nestas simulações o arrefecimento do LPT não foi considerado, visto que a pressão à saída só se tornava maior ou igual à pressão ambiente (originando trações negativas) para valores acima dos 1700K para o ITB. Devido a isso o autor decidiu manter a temperatura do ITB em um valor que não ultrapassasse os 1500K e sem arrefecimento.

## 5.4 Análise paramétrica

Nesta parte do trabalho, alguns parâmetros são postos a variar de modo a verificar se ocorrem melhorias na tração e TSFC obtidos.

### 5.4.1 Variação de OPR

Nesta simulação é variado o FPR de modo a fazer variar também OPR e verificar como o mesmo influência a tração e o consumo específico (ver Gráficos 1, 2 e 3). É feito para duas temperaturas diferentes.

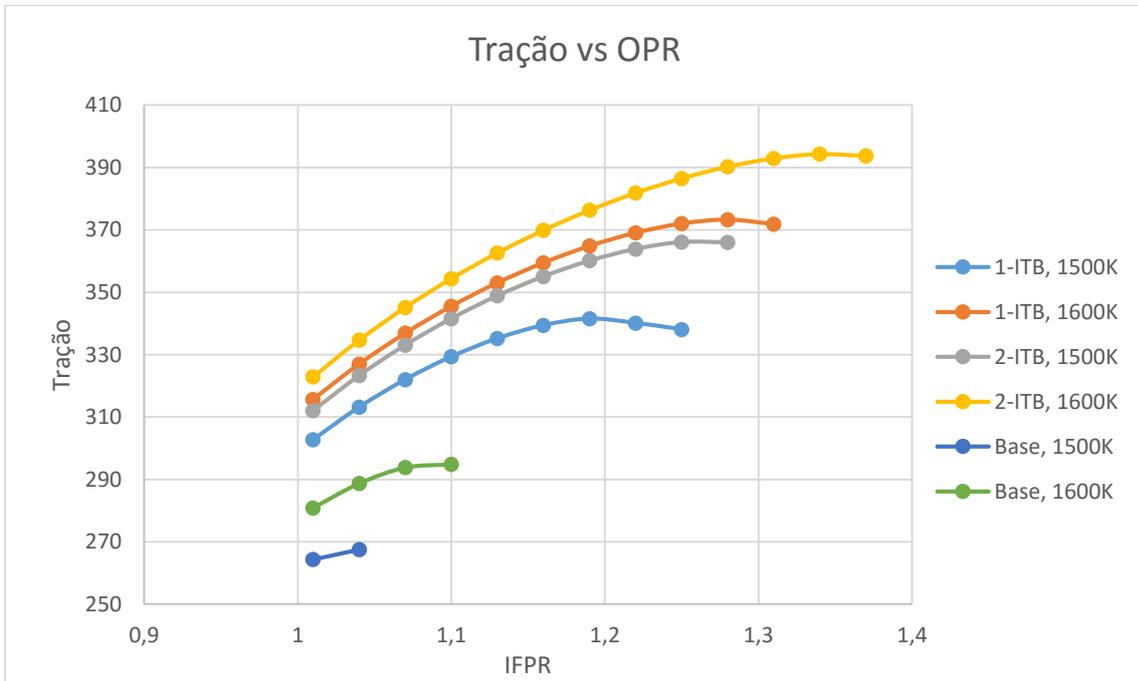


Gráfico 1- Variação da tração com OPR, BR=11



Gráfico 2- Variação de TSFC com OPR, BR=11

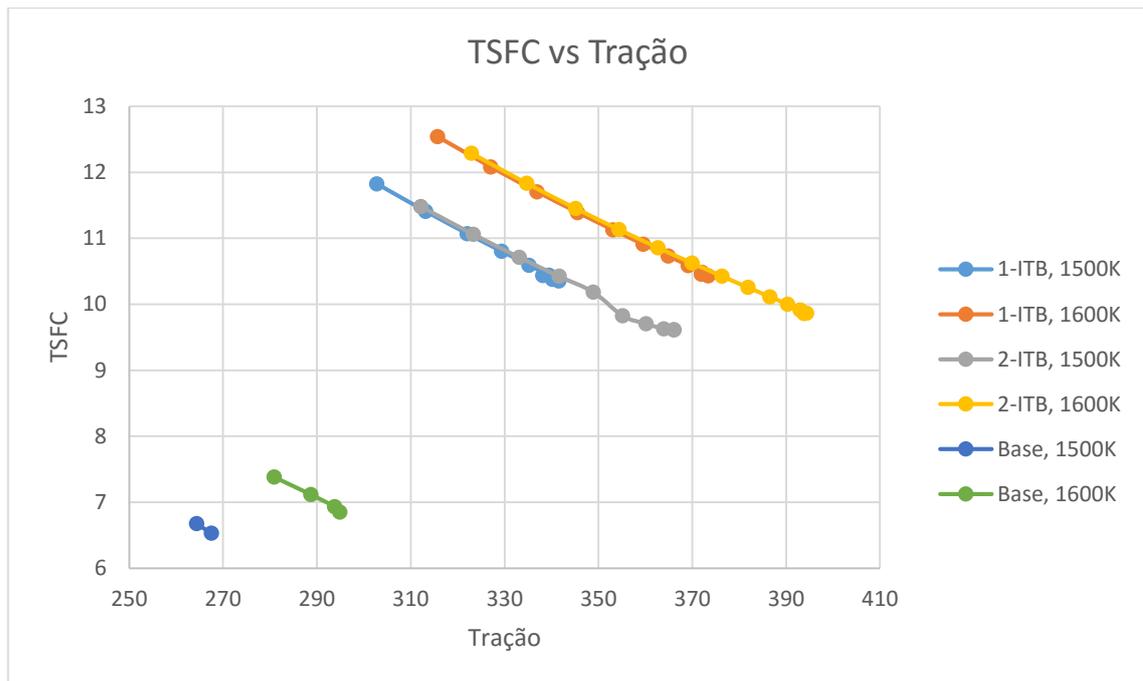


Gráfico 3- TSFC com a tração, BR=11.

O aumento de OPR leva ao aumento da tração e à diminuição de TSFC para os 3 motores. Isso deve-se ao aumento da eficiência térmica, aumento esse que não é suficiente, visto que, o aumento de TSFC é muito superior ao aumento de tração. O motor 2-ITB consegue atingir maiores OPR e melhores valores de TSFC para maiores razões de pressão quando comparado ao 1-ITB. O aumento de OPR leva a que a temperatura aumente, logo na câmara de combustão não é necessário a adição de tanto combustível (aumento da eficiência térmica), mas chega-se a um ponto em que não é possível adicionar mais calor, levando a um aumento de TSFC e a uma diminuição da eficiência térmica. O motor 2-ITB devido a uma queima mais contínua de combustível, vem eliminar esse limite de adição de calor e conseqüentemente o limite de tração que podia ser produzida sem prejudicar a eficiência térmica.

#### 5.4.2 Variação de FPR

Esta análise pretende testar a influência do FPR no desempenho do motor. De modo a realizar isso, o OPR foi deixado a 42. Para variar o FPR sem alterar o OPR foi necessário haver uma compensação por parte de um dos dois restantes compressores, que neste caso ficou à conta do HPC por ser o compressor com menos carga imposta sobre o mesmo. Foram testados os 3 motores (1-ITB, 2-ITB e o base) em duas temperaturas distintas (ver Gráficos 4, 5 e 6).

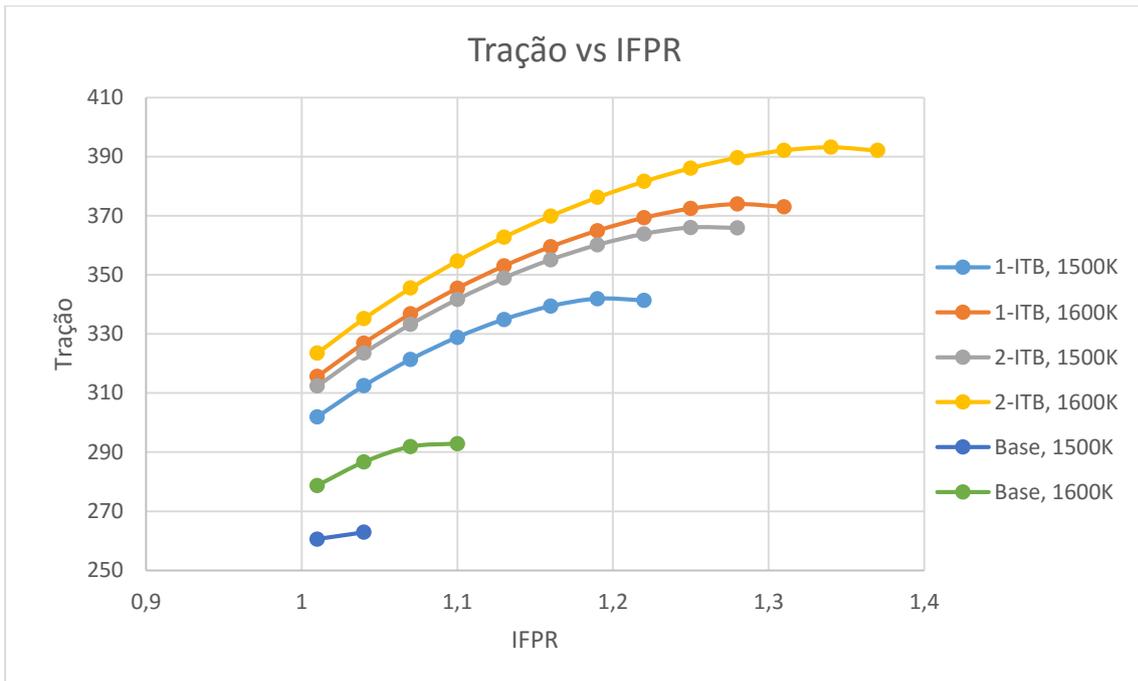


Gráfico 4- Variação da tração com FPR, BR=11

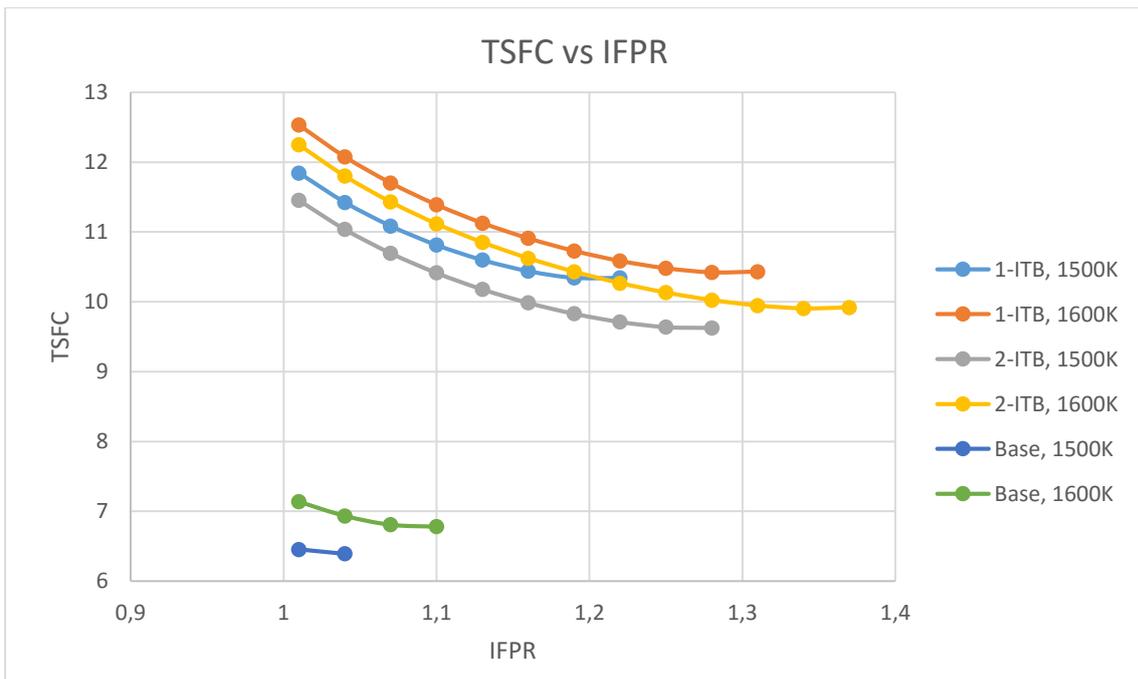


Gráfico 5- Variação de TSFC com FPR, BR=11.

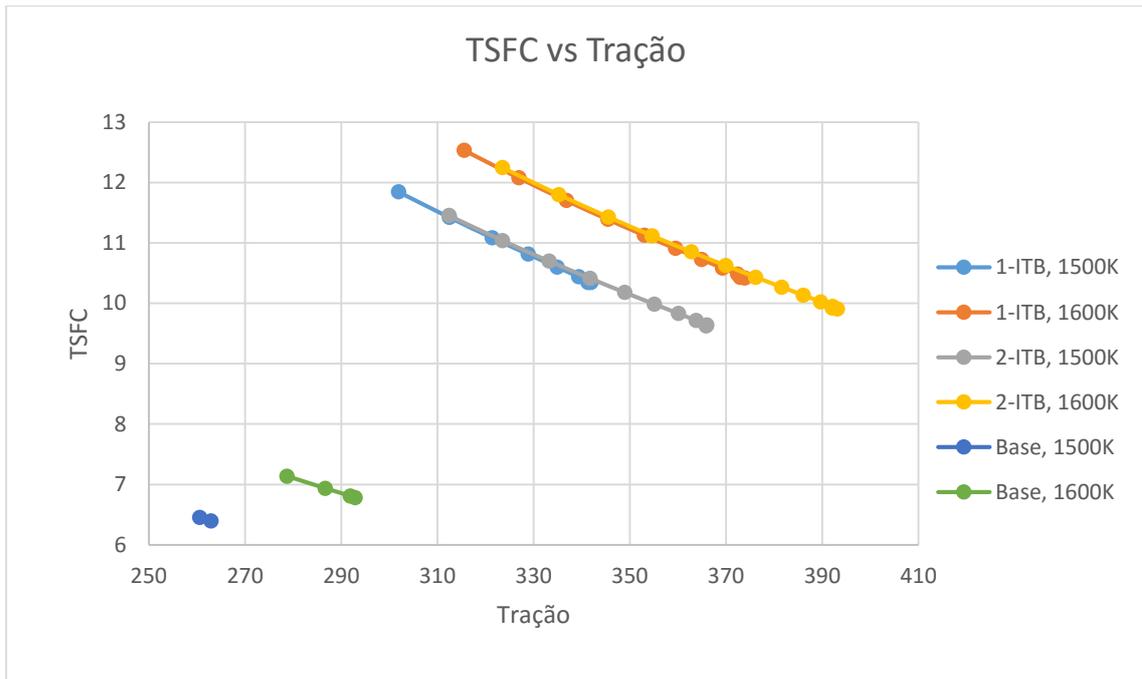


Gráfico 6- Variação de TSFC com a tração, BR=11.

O aumento de IFPR demonstra resultados muito parecidos da simulação anterior. Aumentar IFPR é uma forma de fornecer mais energia ao fluxo de bypass. Como podemos verificar nos gráficos, temos um aumento na tração e uma diminuição em TSFC, mas ao atingir certos valores de IFPR, começa a haver uma diminuição na tração e aumento em TSFC, isto porque mais trabalho é retirado de LPT para poder gerar as razões de pressão requeridas na fan. Essa falta de energia leva a uma redução na velocidade de saída do fluxo quente, chegando a um ponto em que o aumento da velocidade à saída da fan é inferior a essa, diminuindo os níveis de tração e a eficiência térmica. A adição de outras queimas vem resolver essa falta de energia no LPT.

Comparando à simulação anterior, os níveis de tração estão muito próximos, apesar de se conseguir gerar tração para IFPR superiores ao variar OPR. No que toca a TSFC, a variação de IFPR com OPR constante leva a menores TSFC, mas a inversão dessa atitude tem início num menor valor de IFPR. As conclusões que se tiram são as mesmas, o aumento do consumo é muito superior ao aumento de tração.

### 5.4.3 Variação de BR

Neste passo o objetivo é verificar a influência da razão de bypass nos parâmetros de interesse (ver Gráficos 7, 8 e 9).

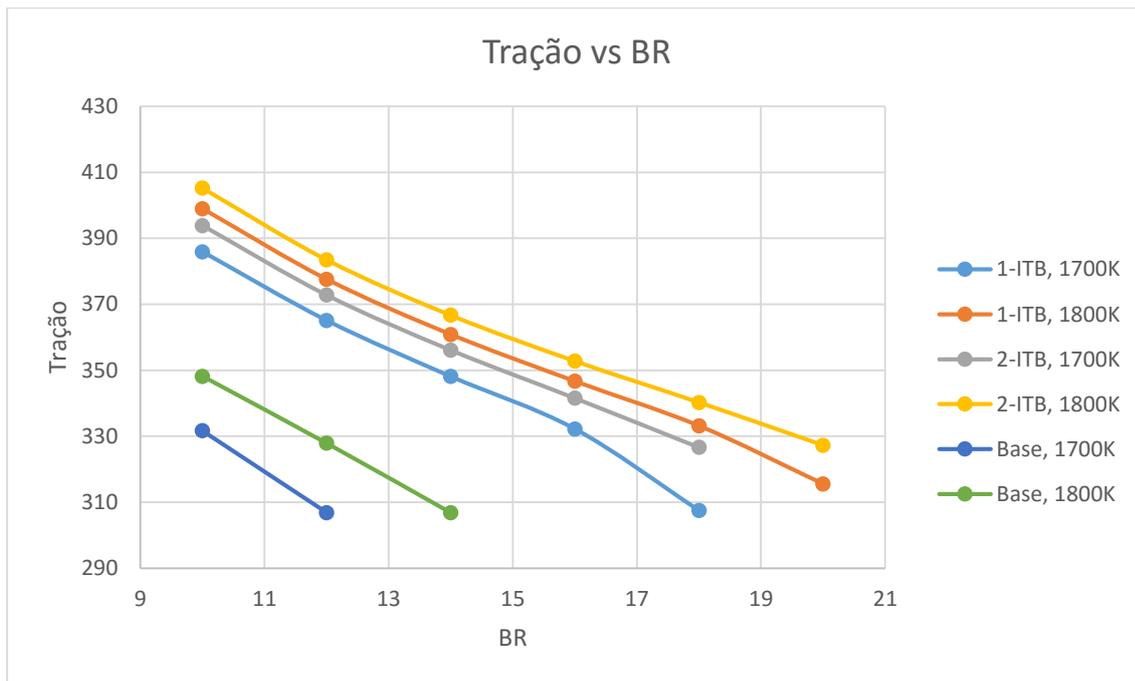


Gráfico 7- Variação da tração com BR para duas temperaturas distintas.

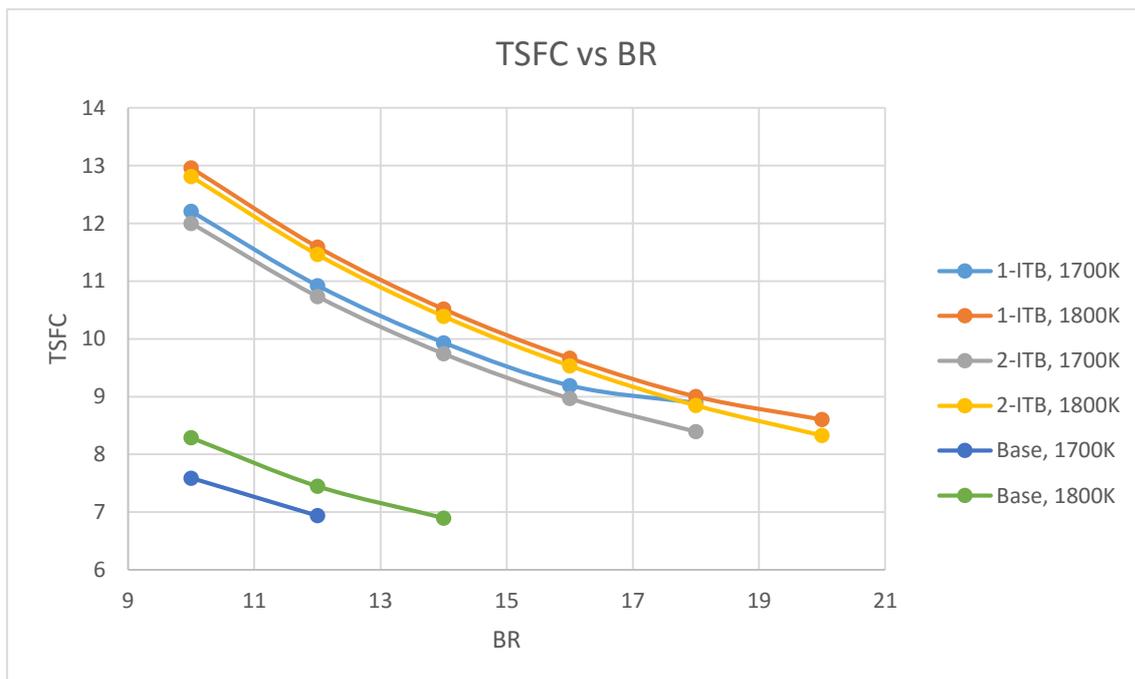


Gráfico 8- Variação de TSFC com BR para duas temperaturas distintas.

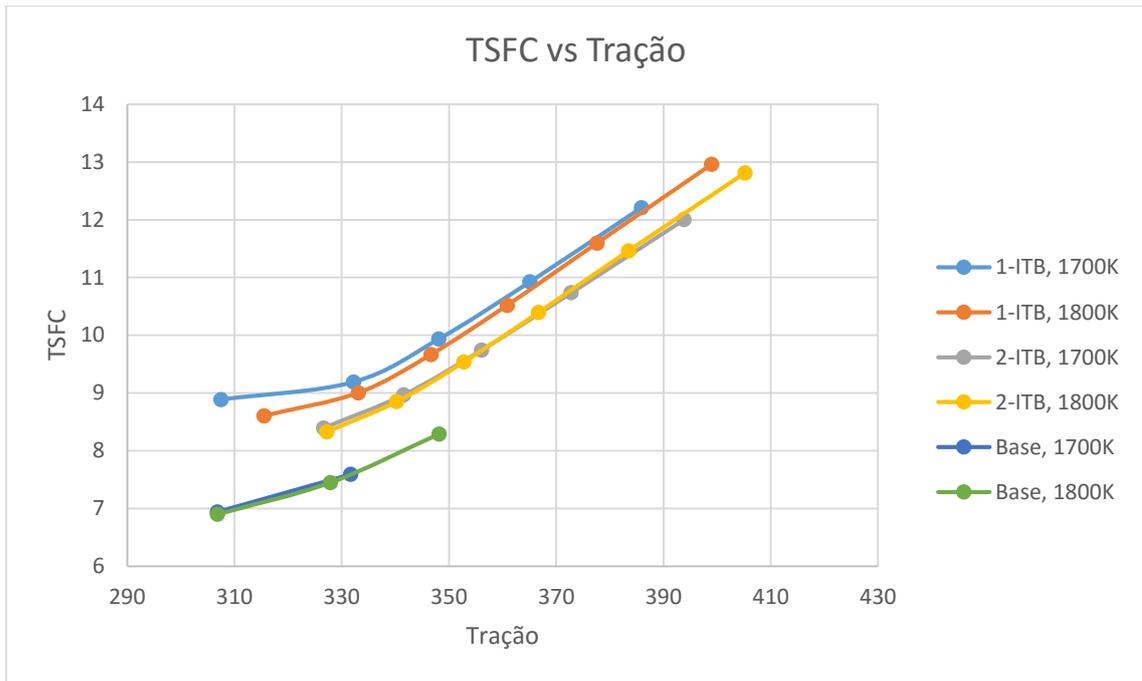


Gráfico 9- Variação de TSFC com a tração, com variação de BR e para duas temperaturas distintas.

Apesar de TSFC ser muito superior à tração produzida, pode-se aferir que a adição dos ITB permite atingir BR muito mais elevados. O motor 2-ITB tem um comportamento mais positivo que o 1-ITB, visto que conseguimos obter uma melhor relação entre TSFC e tração. A alteração de BR não demonstrou resultados que compensassem a adição do ITB na aviação comercial na atualidade.

#### 5.4.4 Variação de FPR e de BR

Como último recurso, o autor testou a influência que BR e FPR podem ter sobre os parâmetros de desempenho ao serem postos a variar juntos. As temperaturas escolhidas foram, 1700K e 1800K, para razões de bypass de 14 e 18, visto que o trabalho está focado em muito altas razões de bypass. As temperaturas escolhidas foram mais elevadas nesta simulação em relação às outras porque, ao aumentarmos a razão de bypass, temperaturas menores não conseguem gerar níveis de tração positivos (ver Gráficos 10 e 11).

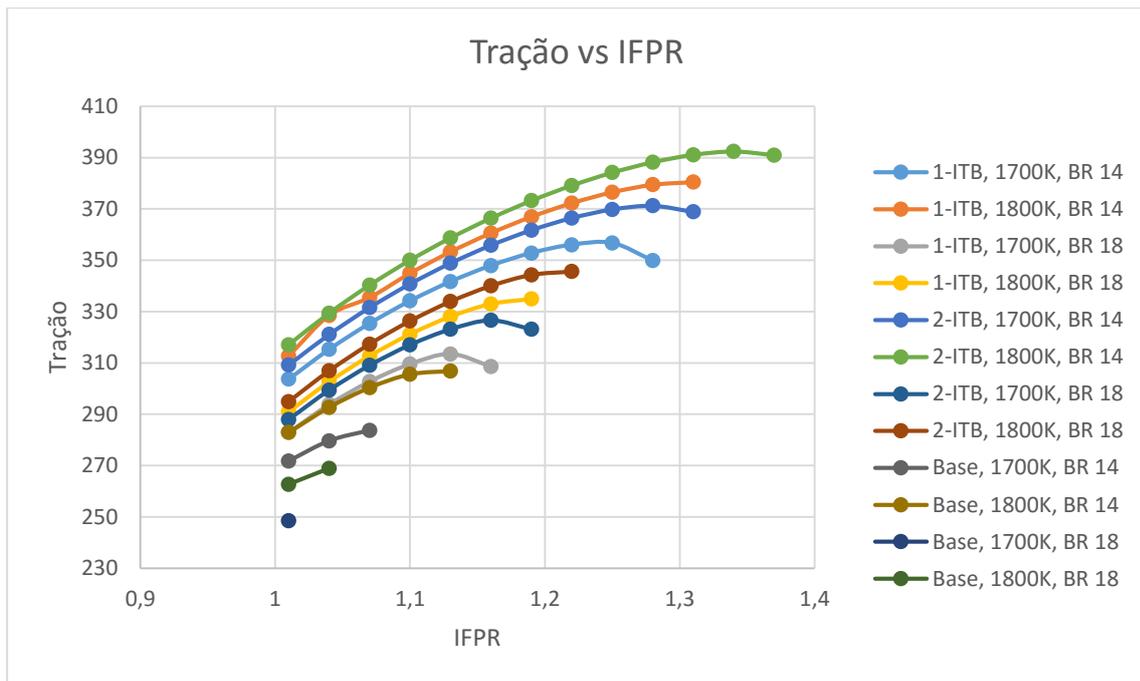


Gráfico 10- Variação da tração com FPR, com diferentes valores de BR e da temperatura.

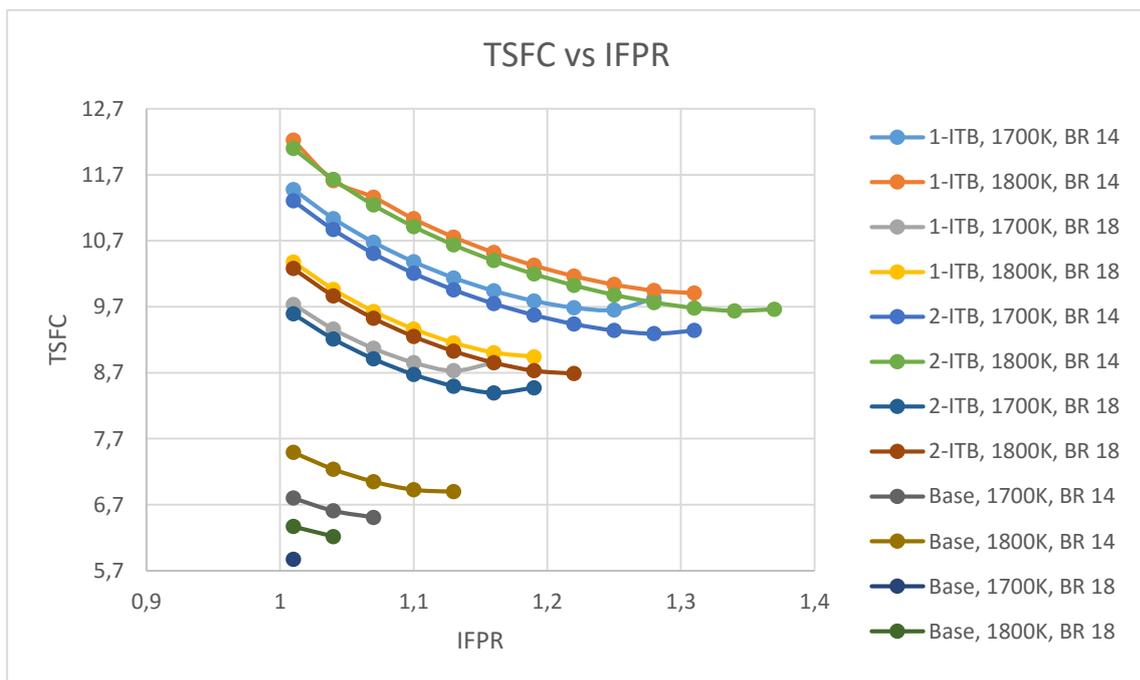


Gráfico 11- Variação de TSFC com FPR, para diferentes valores de BR e de temperatura.

Os resultados mostraram-se ligeiramente mais positivos, mas continuando a ter TSFC muito superiores quando comparados ao aumento na tração respetiva. A mesma conclusão se tira que na simulação de variação de BR, os motores com ITB permitem trabalhar a maiores razões de bypass. Para obter níveis de tração mais elevados é necessário aumentar as razões de pressão da fan.

## 6. CONCLUSÃO

A tarefa consistia em analisar o conceito inovador da introdução de uma câmara de combustão isobárica entre as turbinas de um motor turbofan convencional e realizar uma análise paramétrica do ciclo do novo motor.

O objetivo deste trabalho era verificar a viabilidade da aplicação de um ITB em um turbofan de muito alta razão de bypass, ou seja, verificar se é possível obter o esperado aumento na tração com o mínimo aumento no consumo específico. Para isso, o ciclo termodinâmico de motor sem e com ITB foi simulado para as condições de descolagem. Os diversos parâmetros de projeto, como o FPR, BR, OPR e a temperatura à saída da câmara de combustão, foram postos a variar dentro dos seus limites.

O ITB foi introduzido no RR Trent 1000, com uma razão de bypass de 11. A introdução no caso da utilização de 1-ITB foi feita entre o IPT e o LPT, no caso de 2-ITB, foi introduzido um segundo ITB entre o HPT e o IPT.

Durante a análise das diversas pesquisas até agora realizadas, foi possível perceber as vantagens que um ITB. Apesar disso, as simplificações assumidas e a ausência de um modelo de arrefecimento para as turbinas pode ter levado à obtenção de valores mais favoráveis do que o que seriam na realidade. Por isso, um modelo de arrefecimento relativamente preciso foi introduzido.

Resultados preliminares que não foram introduzidos no trabalho demonstram que o arrefecimento leva a menores níveis de tração mas também a menores níveis de TSFC. A eficiência térmica é inferior e a eficiência propulsiva é superior.

Os resultados da análise ao ciclo com ITB provam ser possível obter mais tração mas maiores níveis de TSFC em relação ao motor base. Apesar disso, os níveis de  $NO_x$  são inferiores, pois as temperaturas requeridas para obter a mesma tração que o motor base são inferiores. As menores eficiências devem-se ao facto das combustões ocorrerem a pressões mais baixas do que na câmara de combustão principal e pelo facto de que a temperatura à entrada do ITB ser inferior a temperatura à saída do HPC, sendo assim necessário a queima de mais combustível para conseguir atingir a temperatura desejada. A variação dos parâmetros mostrou-se ligeiramente positiva para alguns deles. O autor conclui que seria possível a obtenção de resultados bem favoráveis com o aumento da razão de bypass, da temperatura e das razões de pressão, mas com a tecnologia atual não é possível conseguir essas alterações.

Este novo conceito pode ter vantagens na aplicação em jatos militares, visto que se pode obtermos níveis similares de tração e TSFC inferiores quando comparados ao afterburner. Mas

no caso das aeronaves civis o TSFC é um dos parâmetros prioritários e neste momento a aplicação do ITB seria impensável. Apesar disso, as temperaturas inferiores trazem à tona diversas vantagens, como a utilização de materiais mais baratos, menor manutenção e menores emissões poluentes.

Tiradas as conclusões, o autor não aconselha a aplicação do ITB nos turbofans civis de muito alta razão de bypass.

## **6.1 Trabalhos Futuros**

O autor aconselha o estudo do novo conceito de UCC, poderá ser uma boa solução, visto poder fornecer menores perdas de pressão e uma redução do peso e volume. A aplicação deste estudo em regime de cruzeiro para uma razão de bypass superior poderia se mostrar vantajoso. Este conceito aplicado em um propfan seria um estudo que poderia trazer resultados interessantes. Um estudo de novos métodos de arrefecimentos nas turbinas poderia vir a demonstrar aumentos na eficiência e na tração e redução de TSFC.

# BIBLIOGRAFIA

- [1] Mattingly, Jack D.; *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*; 2ª edição; Virginia: *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2006. ISBN 1-56347-779-3.
- [2] Santos, Pedro. *Sequential Combustion in Aircraft Propulsion: Inter-turbine Reheat in a Civilian High Bypass Ratio Turbofan Engine*. Covilhã: Universidade da Beira Interior, 2014, (Dissertação de Mestrado).
- [3] Jakubowski, R., Orkisz, M., and Wygonik, P., *Preliminary analysis of two combustors turbofan engine*, *Journal of KONES Powertrain and Transport*, Vol. 20, No. 2, 2013.
- [4] Liew, Ka Heng. *Aerothermodynamic cycle analysis of a dual-spool, separate-exhaust turbofan engine with an interstage turbine burner*. Michigan: Michigan Institute of Technology, 2006, (Dissertação de Mestrado).
- [5] Walsh, P. P., e Fletcher, P., *Gas Turbine Performance*, 2ª edição, *Blackwell Science Ltd*, Oxford, 2004.
- [6] Liu, F. e Sirignano, W. A., *Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners*, *Journal of propulsion and power*, Vol. 17, No. 3, p. 695-705, 2001.
- [7] Shwin, K., *On-design cycle analysis of a separate-flow turbofan engine with an interstage turbine burner*, 2ª Conferência Internacional de Modelação e Simulação Computacional, Sanya, China, 22-24 Janeiro 2010.
- [8] Vogeler, K., *The potential of sequential combustion for high bypass jet engine*, *International gas turbine and aeroengine congress and exhibition*, 25 Junho 1998, Estocolmo.
- [9] Soon, L., *Two combustor engine for military applications* (Tese de Doutoramento), Universidade de Cranfield, 2009.
- [10] Andriani, R., Ghezzi, U. and Ferri Degli Antoni, L., *Jet engines with heat addition during expansion: A performance analysis*, 37ª AIAA Reunião e exibição de Ciências Aeroespaciais, 11-14 Janeiro 1999, Reno, NV, USA.
- [11] Mawid, M. A., Park, T. W., Thornburg, H., Sekar, B., e Zelina, J., *Numerical Analysis of ITB concepts and for improved gas turbine engine performance*, AIAA-2005-1162, Janeiro 2005.
- [12] Alejandro M. Briones, Balu Sekar, Dale T. Shouse, David L. Blunck, Hugh J. Thornburg, and Timothy J. Erdmann. *Reacting Flows in Ultra-Compact Combustors with Combined-Diffuser Flameholder*, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 1 (2015), pp. 238-252.

- [13] Bohan, Brian T., Polanka, Mark D. *Analysis of Flow Migration in an Ultra-Compact Combustor*, *J. Eng. Gas Turbines Power* 135(5), Abril 23, 2013.
- [14] Pesquisa da NASA sobre o ITB, Acessado a 9 de Março de 2015, [www.grc.nasa.gov/WWW/combustion/zITBurner.htm](http://www.grc.nasa.gov/WWW/combustion/zITBurner.htm)
- [15] Pesquisa da Spytek, Acessado a 10 de Abril de 2015, [www.sbir.gov/sbirsearch/detail/696851](http://www.sbir.gov/sbirsearch/detail/696851)
- [16] Galeria de Imagens dos motores desenvolvidos pela Spytek, Acessado a 10 de Abril de 2015, [www.spytekaerospace.com/pb/wp\\_378bdd02/wp\\_378bdd02.html](http://www.spytekaerospace.com/pb/wp_378bdd02/wp_378bdd02.html)
- [17] Missel Tomahawk com UCC, Acessado a 28 de Março de 2015, [www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/systems/f415.htm](http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/systems/f415.htm)
- [18] Joos, Dr. F. et al, *Field experience with the sequential combustion system of the GT24/GT26 gas turbine family*, *ABB Review* 5/1998.
- [19] Joos, Dr. F. et al, *Development of the sequential combustion system for the GT24/GT26 gas turbine family*, *ABB Review* 4/1998.
- [20] Turbinas Industriais GT24/26, Detalhes Tecnicos, Acessado a 18 de Março de 2015, [www.alstom.com/power/gas-power/gas-turbines/gt24-gt26/technical-features-gt24-gt26/](http://www.alstom.com/power/gas-power/gas-turbines/gt24-gt26/technical-features-gt24-gt26/).
- [21] Boyce, M., *Gas Turbine Engineering Handbook*, 2nd Edition, Butterworth-Heinemann, Houston, Texas, 2002.
- [22] Chen, G., Hoffman, M. A., and Davis, R. L., *Gas-Turbine Performance Improvements Through the Use of Multiple Turbine InterStage Burners*, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 5, Setembro-Outubro 2004.
- [23] Gráfico da tração a variar com o número de Mach para diversas razões de bypass, Acessado a 19 de Abril de 2015, [www.adg.stanford.edu/aa241/propulsion/tvshv.html](http://www.adg.stanford.edu/aa241/propulsion/tvshv.html)
- [24] Fundamentos de Termodinâmica, Acessado a 5 de Maio de 2015, [www.web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node5.html](http://www.web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node5.html)
- [25] Saravanamuttoo, H. I. H, Rogers, G. F. C., and Cohen H., *Gas turbine Theory*, 5ª edição, Prentice-Hall Inc., Edinburgh, 2001.
- [26] Hughes, C., *The Promise And Challenges Of Ultra High Bypass Ratio Engine Technology and Integration*, NASA Glenn Research Center, AIAA Aero Sciences Meeting, Janeiro 4-7, 2011.

[27] Trent 1000, Detalhes do motor, Acessado a 5 de Março de 2015, [www.rolls-royce.com/customers/civil-aerospace/products/civil-large-engines/trent-1000/product-information.aspx](http://www.rolls-royce.com/customers/civil-aerospace/products/civil-large-engines/trent-1000/product-information.aspx)

[28] Trent 1000, Generalidades sobre o motor, Acessado a 5 de Março de 2015, [www.en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce\\_Trent\\_1000](http://www.en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_Trent_1000)

[29] Boeing 787 Dreamliner, Detalhes da aeronave, Acessado a 8 de Março de 2015, [www.boeing.com/commercial/787/](http://www.boeing.com/commercial/787/)

[30] Trent 1000, Detalhes do motor, Acessado a 25 de Março <http://www.rollsroyce.com/customers/civil-aerospace/products/civil-large-engines/trent-1000/technology.aspx#technology>

[31] Manual do GasTurb 12

[32] Série de Motores Trent 1000, *EASA Type Certificate Data Sheet*, Emitido a 10 de Setembro de 2013, Tipo Rolls Royce plc.



# ANEXOS

## Anexo A

Neste anexo está presente o modelo gráfico de arrefecimento do estator e do rotor por *Walsh et al* [5]. A partir deste modelo obtém-se as equações utilizadas para calcular os caudais de arrefecimento das turbinas.

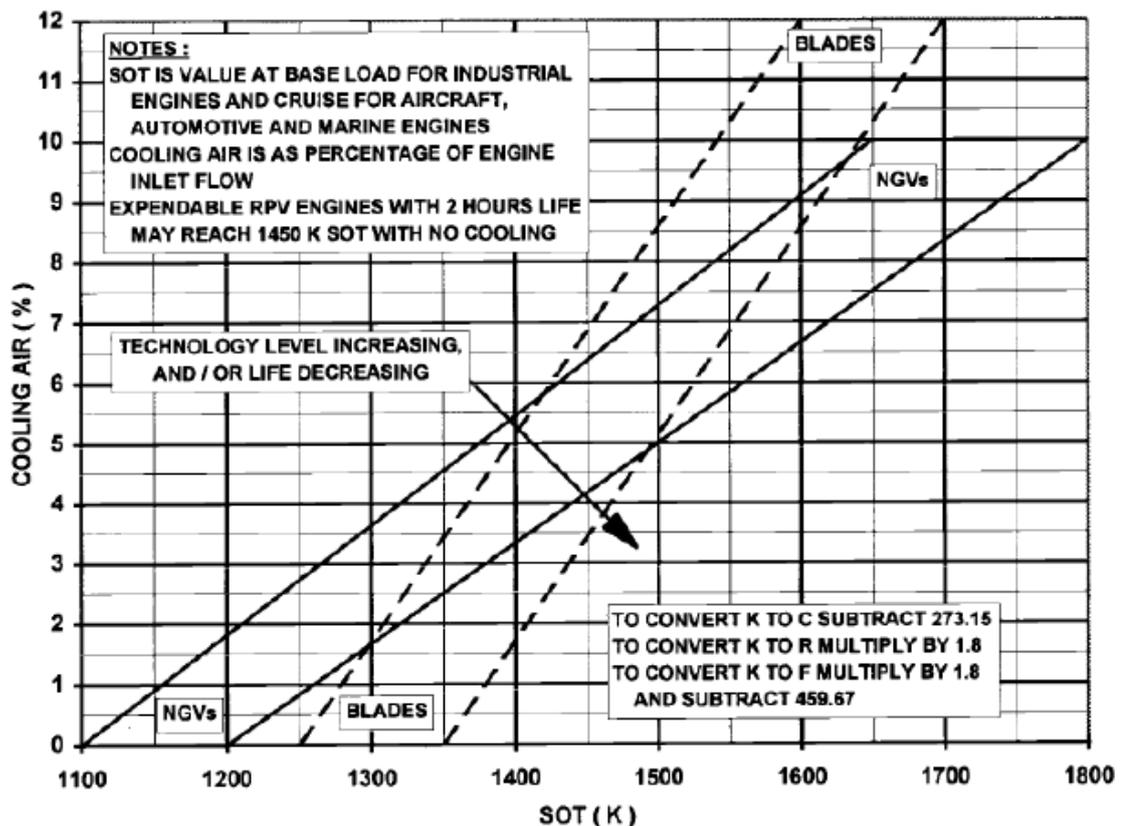


Gráfico 12- Modelo gráfico de cálculo para arrefecimento das turbinas [5].

## Anexo B

Neste anexo o autor apresenta uma tabela comparando resultados com e sem arrefecimento das turbinas, de modo a verificar como isso afeta o desempenho do motor. Foram todos testados a uma temperatura à saída da câmara de combustão de 1800 K.

Tabela 13- Comparação entre motores com e sem arrefecimento das turbinas.

	1-ITB		2-ITB		Base	
	Natural	Arrefecido	Natural	Arrefecido	Natural	Arrefecido
Tração	396,1	384,5	419,2	409,3	360,7	355,7
TSFC	11,91	11,83	11,27	11,14	8,28	8,06

Ocorre uma diminuição da tração e de TSFC nas três configurações do motor ao ser implementado o arrefecimento.

