



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharia

# Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

**Gonçalo Nuno Monteiro Gonçalves**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(Ciclo de estudos integrado)  
(Versão revista após defesa)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

**Covilhã, Fevereiro de 2019**



# Agradecimentos

Aproveito este espaço para exprimir os meus agradecimentos, em primeiro lugar, a toda a minha família, e em particular à minha avó, pais, e irmão por toda a compreensão e apoio que sempre me prestaram.

Um especial agradecimento também ao meu orientador, Professor Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo, pela disponibilidade e tempo dedicado à orientação deste trabalho.

E não podia deixar de agradecer a todos os meus amigos que me acompanharam nesta caminhada e que, sempre com palavras de apoio e motivação, me ajudaram a chegar até aqui.



# Resumo

De modo a tentar responder às necessidades de uma indústria cada vez mais exigente, a busca por novos tipos e sistemas de propulsão é cada vez mais intensa. Objetiva-se assim com este trabalho dar um contributo para esta procura, propondo-se estudar o desempenho de um motor turbofan de alta razão de *bypass* com uma combustão por detonação. Este tipo de motor, ao qual chamamos motor híbrido, será analisado parametricamente, e comparado com um motor turbofan convencional.

As análises a ambos os motores são semelhantes, utilizando-se o mesmo procedimento, baseado em balanços de energia e compressões e expansões isentrópicas e politrópicas de forma a estudar parâmetros como a tração específica, o consumo específico de tração e o rendimento global. Parâmetros que afetam diretamente o desempenho do motor, como a razão de *bypass*, as razões de pressão da fan e do compressor de alta pressão, e a temperatura de entrada na turbina são utilizados como variáveis. A diferença entre as duas análises reduz-se à estação da câmara de combustão, na qual no motor híbrido, é efetuado um estudo da pressão usando um método formulado por Endo e Fujiwara, de forma a substituir os valores da câmara de combustão do motor convencional.

São utilizados *softwares* como o *Matlab* para conduzir as análises paramétricas de ambos os motores, e o *CEA (Chemical Equilibrium with Applications)* para o estudo de parâmetros de Chapman-Jouguet da detonação que serão depois utilizados no método de Endo e Fujiwara.

Os resultados destas análises são extensos, e demonstram que um motor turbofan com uma combustão por detonação terá não só ganhos de tração específica, como também reduções no consumo específico de tração.

## Palavras-chave

Alta Razão de *Bypass*, Análise Paramétrica, Chapman-Jouguet, Detonação, Motor de Detonação Pulsada, Motor Turbofan.



# Abstract

In order to answer needs of a demanding industry, the search for new propulsion concepts is more and more intense. The aim of this work is to contribute to this demand by studying the performance of a high bypass turbofan engine with combustion by detonation. This type of engine, which we call hybrid engine, will be analyzed parametrically, and compared to a conventional turbofan engine.

The analyzes for both engines are similar, using the same procedure, based on energy balances and isentropic and polytropic compressions and expansions in order to study parameters such as specific thrust, thrust specific fuel consumption and overall efficiency. Parameters that directly affect engine's performance, such as bypass ratio, fan and high pressure compressor pressure ratios, and turbine inlet temperature are used as variables. The difference between the two analyzes is reduced to the combustion chamber station, in which a pressure study is carried out using a method formulated by Endo and Fujiwara, in order to replace the values of the combustion chamber of the conventional engine.

Two software's are used, one being *Matlab* which is used to conduct the parametric analysis of both engines, and the other being *CEA* (Chemical Equilibrium with Applications) which is used to predict the Chapman-Jouguet detonation conditions which will then be used in Endo and Fujiwara's method.

The results are extensive and benefit clearly the hybrid turbofan, obtaining higher values of specific thrust while also accounting for lower thrust specific fuel consumption.

## Keywords

Chapman-Jouguet, Detonation, High Bypass Ratio, Parametric Analysis, Pulse Detonation Engine, Turbofan Engine.



# Índice

Resumo .....	v
Palavras-chave .....	v
Abstract.....	vii
Keywords .....	vii
Índice .....	ix
Lista de Figuras.....	xi
Lista de Tabelas.....	xv
Lista de Acrónimos.....	xvii
Nomenclatura.....	xix
1. Introdução .....	1
1.1. Motivação .....	1
1.2. Objetivos .....	2
1.3. Estrutura .....	3
2. Estado da Arte .....	5
2.1. Turbinas de Gás .....	5
2.1.1. Ciclo Termodinâmico de Brayton .....	6
2.1.2. Limitações da Tecnologia Atual .....	6
2.2. Teoria da Detonação .....	7
2.2.1. Detonação de Chapman-Jouguet.....	7
2.2.2. Teoria de Zeldovich-von Neumann-Döring.....	9
2.3. Motores de Detonação .....	11
2.3.1. Ciclo Termodinâmico PDE .....	11
2.3.2. Ciclo Mecânico PDE .....	12
2.3.3. Vantagens .....	15
2.3.4. Aplicações .....	17
2.4. Estudos Relevantes .....	18
3. Metodologia.....	23
3.1. Considerações .....	23
3.2. Turbofan Modelo .....	24
3.2.1. Análise .....	26
3.3. Turbofan Híbrido.....	30
3.3.1. Modelação e Análise da Detonação .....	31
4. Resultados .....	37
4.1. Variação da Razão de Bypass .....	38
4.2. Variação da Razão de Pressões do HPC .....	43
4.3. Variação da Razão de Pressões da <i>Fan</i> .....	48
4.4. Variação da Temperatura de entrada na Turbina.....	52
5. Conclusões .....	57

5.1. Trabalhos Futuros .....	58
Bibliografia.....	59
Anexo 1 .....	65
Anexo 2 .....	71

# Lista de Figuras

Figura 1. Sistema esquemático simplificado de uma Turbina a Gás [10].	5
Figura 2. Diagrama temperatura-entropia para o ciclo de Brayton ideal para valores adimensionais de $T_3/T_0=2$ e $q_{add}=5$ [11].	6
Figura 3. Esquemática de uma onda de combustão estacionária unidimensional [16].	7
Figura 4. Curva de <i>Hugoniot</i> $p_2$ vs. $1/\rho_2$ demonstrando todos os valores possíveis para várias condições de combustão [16].	8
Figura 5. Variação dos parâmetros físicos ao longo de uma onda de detonação ZND [17].	10
Figura 6. Representação de uma onda de detonação ZND ao longo da curva de <i>Hugoniot</i> [16].	10
Figura 7. Distribuição das propriedades físicas ao longo de uma câmara de detonação [15].	11
Figura 8. Diagrama temperatura-entropia para o ciclo PDE ideal nas condições adimensionais de $T_3/T_2=2$ e $q_{add}=5$ [11].	12
Figura 9. Câmara de detonação de um PDE [21].	12
Figura 10. 1ª Fase do ciclo mecânico PDE: uma mistura de ar e combustível preenche a câmara de detonação [15].	13
Figura 11. 2ª Fase do ciclo mecânico PDE: a detonação inicia-se na extremidade fechada da câmara [15].	13
Figura 12. 3ª Fase do ciclo PDE: a onda de detonação propaga-se ao longo da câmara [15].	14
Figura 13. 4ª Fase do ciclo mecânico PDE: os gases queimados são expelidos da câmara [15].	14
Figura 14. Comparação da energia produzida/libertada por litro de câmara em diferentes sistemas propulsivos [12].	15
Figura 15. Comparação da tração específica dos ciclos ideais PDE e Brayton em função do aumento de temperatura na compressão ( $T_3/T_0$ ) para valores adimensionais de calor adicionado de $q_{add}=5$ e $q_{add}=10$ e para velocidade igual a 0 [11].	16
Figura 16. Comparação do consumo específico de combustível para os ciclos ideais PDE e Brayton em função do aumento de temperatura da compressão ( $T_3/T_0$ ) e para valores de calor adimensional de $q_{add}=5$ e $q_{add}=10$ e para velocidade igual a 0 [11].	16
Figura 17. Comparação do desempenho dos sistemas propulsivos atuais e suas eventuais aplicações, para diferentes números de Mach [26].	18
Figura 18. Esquemática da secção do combustor de detonação pulsada utilizado por Andrus [28].	20
Figura 19. Esquemática dos componentes do motor GE-90 [33].	24
Figura 20. Numeração adotada nos estágios do motor GE-90.	25
Figura 21. Distribuição da pressão ao longo de um PDE nas várias fases de operação do ciclo [34].	31

Figura 22. <i>Input</i> do programa CEA, uma mistura de Ar/Hidrogénio com uma razão de equivalência igual à unidade, e à temperatura $T_5$ (mistura não perturbada). .....	33
Figura 23. Propriedades dos gases queimados, atrás da onda de detonação de Chapman-Jouguet (esquerda), e propriedades dos gases não queimados, à frente da onda de detonação de Chapman-Jouguet (direita). .....	33
Figura 24. Propriedades da detonação dadas pelo programa CEA. De notar os importantes valores $V_{CJ}$ e $M_{CJ}$ . .....	33
Figura 25. Efeito da variação do número de Mach e da razão de <i>bypass</i> na tração específica do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	38
Figura 26. Efeito da variação do número de Mach e da razão de <i>bypass</i> no consumo específico de tração do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	39
Figura 27. Efeito da variação do número de Mach e da razão de <i>bypass</i> no rendimento propulsivo do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	40
Figura 28. Efeito da variação do número de Mach e da razão de <i>bypass</i> no rendimento térmico do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	41
Figura 29. Efeito da variação do número de Mach e da razão de <i>bypass</i> no rendimento global do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	42
Figura 30. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão na tração específica do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	43
Figura 31. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão no consumo específico de tração do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	44
Figura 32. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão no rendimento propulsivo do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	45
Figura 33. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão no rendimento térmico do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	46
Figura 34. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão no rendimento global do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_f = 1,7$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	47
Figura 35. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da <i>fan</i> na tração específica do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	48

Figura 36. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da <i>fan</i> no consumo específico de tração do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	49
Figura 37. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da <i>fan</i> no rendimento propulsivo do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	50
Figura 38. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da <i>fan</i> no rendimento térmico do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	51
Figura 39. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da <i>fan</i> no rendimento global do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $TIT = 1380 K$ . .....	51
Figura 40. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina na tração específica do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ . .....	52
Figura 41. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina no consumo específico de tração do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ . .....	53
Figura 42. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina no rendimento propulsivo do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ . .....	54
Figura 43. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina no rendimento térmico do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ . .....	55
Figura 44. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina no rendimento global do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para: $\beta = 8,1$ ; $\pi_{HPC} = 21$ ; $\pi_f = 1,7$ . .....	55



# Lista de Tabelas

Tabela 1. Comparação das propriedades físicas da combustão por deflagração e por detonação [16]. .....	17
Tabela 2. Especificações e dados de projeto do motor GE-90 para condições de cruzeiro e à descolagem [31] [32]. .....	25
Tabela 3. Condições de operação do motor GE-90 em cruzeiro e à descolagem [31] [32]. ....	26



# Lista de Acrónimos

AEDsys	Airbreathing Engine Design system
C-J	Chapman-Jouguet
CEA	Chemical Equilibrium with Applications
CFD	Computer Fluid Dynamics
GE	General Electric
GTE	Gas Turbine Engines
HTF	Hybrid Turbofan
ICE	Internal Combustion Engines
IHI	Ishikawajima-Harima Heavy Industries
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NPSS	Numerical Propulsion System Simulation
NTF	Normal Turbofan
ONR	US Office of Naval Research
PDC	Pulse Detonation Combustor
PDE	Pulse Detonation Engine
RDE	Rotating Detonation Engine
RFBR	Russian Foundation for Basic Research
SDE	Standing Detonation Engine
SFC	Specific Fuel Consumption
Snecma	Société Nationale d'Étude et de Construction de Moteurs d'Aviation
TDD	Transição Deflagração-Detonação
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption
ZND	Zeldovich-von Neumann-Döring



# Nomenclatura

$\beta$	Razão de <i>bypass</i>	
$\gamma$	Razão de calores específicos	
$\Delta_{pb}$	Queda de pressão na câmara de combustão	
$\eta$	Rendimento	
$\eta_p$	Rendimento propulsivo	
$\eta_{th}$	Rendimento térmico	
$\eta_o$	Rendimento global	
$\pi$	Razão de pressões	
$\rho$	Massa específica	$kg/m^3$
$\tau_f$	Duração da fase de enchimento da câmara de detonação	$s$
$\varphi$	Razão de equivalência da mistura	
$A$	Área	$m^2$
$a_0$	Velocidade do som nas condições de cruzeiro	$m/s$
$c$	Velocidade do som	$m/s$
$C_a$	Velocidade de voo	$m/s$
$c_p$	Calor específico a pressão constante	$J/kg\cdot K$
$f$	Razão ar/combustível	
$F$	Tração	$kN$
$F_s$	Tração específica	$N\cdot s/kg$
$h$	Entalpia específica	
$L$	Comprimento da câmara de detonação	$m$
$M$	Número de Mach	
$\dot{m}_a$	Caudal mássico de ar	$kg/s$
$\dot{m}_f$	Caudal mássico de combustível	$kg/s$
$p$	Pressão	$bar$
$q$	Calor libertado por unidade de massa	
$\tilde{q}_{add}$	Calor adimensional introduzido, $q/c_p T$	
$Q_{net}$	Poder calorífico inferior do combustível	$J/kg$
$R$	Constante dos gases	$J/kg\cdot K$
$s$	Entropia específica	$kJ/kg\cdot K$
$SFC$	Consumo específico de combustível	$mg/N\cdot s$
$T$	Temperatura	$K$
$TIT$	Temperatura de entrada dos gases na turbina	$K$
$TSFC$	Consumo específico de tração	$kg/N\cdot s$
$u$	Velocidade do fluido	$m/s$
$V$	Velocidade	$m/s$
$V_D$	Velocidade da onda de detonação	$m/s$
$\dot{W}$	Potência	$W$
$x$	Coordenadas adimensionais $x/L$ ao longo da câmara do PDE	

## Subscritos

0	Condições iniciais
02	Condições na admissão
03	Condições na <i>fan</i>
04	Condições no compressor de baixa pressão
05	Condições no compressor de alta pressão
06	Condições na câmara de combustão
07	Condições na turbina de alta pressão
08	Condições na turbina de baixa pressão
09	Condições à saída do bocal quente
11	Condições à saída do bocal frio
1	Condições dos gases não queimados
2	Condições dos gases queimados
3	Condições dos gases na onda de rarefação de Taylor
<i>a</i>	Condições ambiente
<i>av</i>	Valor médio
<i>b</i>	Câmara de combustão
<i>c</i>	Escoamento frio
<i>c1</i>	Condições críticas do escoamento quente
<i>c2</i>	Condições críticas do escoamento frio
<i>cic</i>	Ciclo
<i>CJ</i>	Condição de Chapman-Jouguet
<i>CN</i>	Bocal frio
<i>ex</i>	Plano de saída da câmara de detonação
<i>f</i>	<i>Fan</i>
<i>G</i>	Global
<i>h</i>	Escoamento quente
<i>HN</i>	Bocal quente
<i>HPC</i>	Compressor de alta pressão
<i>HPT</i>	Turbina de alta pressão
<i>LPC</i>	Compressor de baixa pressão
<i>LPT</i>	Turbina de baixa pressão
<i>N</i>	Condição no pico de von Neumann
<i>n</i>	Bocal
<i>s</i>	Veio

# 1. Introdução

## 1.1. Motivação

A primeira exposição aos processos de detonações gasosas datam do período entre 1870-1883, quando Berthelot e Vieille [1] e Mallard e Le Chatelier [2] descobriram um modo de combustão em que a chama se propagava a velocidades entre os 1,5 e os 2,5 km/s. Este modo de combustão surgiu quando uma mistura inflamável era acionada com uma carga altamente explosiva, sendo mais tarde também observado em tubos longos mesmo quando a mistura era inflamada por meios não explosivos, como uma faísca por exemplo. Neste caso, uma aceleração da chama ao longo do tubo, frequentemente acompanhada por variações de velocidade, foi detetada nos momentos que antecedem a detonação. As descobertas mais impressionantes desse período indicaram que a velocidade da detonação detetada, era independente da fonte de ignição e do diâmetro do tubo e era sobretudo determinada pela composição da mistura. A maior atração do processo de detonação era o grande efeito mecânico que conseguia provocar, implicando assim o desenvolvimento de uma pressão elevada na onda propagada dentro do tubo. Nesse período da história, o interesse nas detonações estava sobretudo associado à prevenção de explosões nas minas de carvão.

Anos mais tarde, baseados na teoria de ondas de choque de Rankine [3] e Hugoniot [4], Chapman em 1899 [5] e Jouguet em 1904 [6] formularam estimativas teóricas para parâmetros da detonação fundamentando-se em considerações de escoamentos unidimensionais e leis de conservação de energia, momento e massa.

Atualmente, o foco na utilização da detonação em motores com combustão de ar passou dos estudos de longo termo sobre a possibilidade de transformação da energia do combustível nas ondas de detonação, para a investigação e desenvolvimento prático de motores de propulsão operando com detonações propagadas de modo pulsado. Contrariamente ao conceito de detonação oblíqua, aplicável ao voo hipersônico, o conceito de motor de detonação pulsada (PDE) é atrativo para voo tanto subsônico como supersônico, seja como principal fonte de propulsão ou auxiliar funcionando como *afterburner* [7].

Em particular, uma propulsão com base em PDE é atrativa para voos com número de Mach até 3 a 4. Nesta gama de números de Mach, motores foguete de propelente sólido são conhecidamente eficientes em termos de simplicidade e competência a altas velocidades, no entanto possuem um baixo impulso específico. Já os motores turbojet e turbofan, devido ao seu elevado impulso específico, garantem maiores alcances e a possibilidade de cargas úteis maiores, mas para Mach superior a 2 e 3 acabam por se tornar demasiado dispendiosos. Mais ainda, ramjets e foguetes ar-aumentado projetados para voos de Mach até 4 necessitam de foguetes reforçadores de propelente sólido na fase inicial de voo, que os acelerem até à

velocidade em que o ramjet assume o controlo, o que aumenta a complexidade e o volume do sistema propulsivo. Motores de ciclo combinado como turbojets e turboramjets são também muito complexos e dispendiosos para aplicações desse tipo [7].

Num PDE, a detonação é iniciada num tubo que funciona como câmara de combustão. A onda de detonação atravessa rapidamente a câmara resultando num processo de adição de calor a volume quase constante, que produz uma elevada pressão na câmara. Uma configuração de multi-tubos de PDE com uma alta frequência (100 Hz ou superior) pode ser capaz de produzir uma tração aproximadamente constante [7]. Em geral, o ciclo de PDE a volume quase constante garante uma eficiência termodinâmica mais elevada quando comparada com a do ciclo de Brayton a pressão constante, usado nas turbinas de gás e nos ramjets. As vantagens do PDE para motores com combustão de ar são a simplicidade, o reduzido consumo de combustível, e a capacidade intrínseca de operação numa vasta gama de números de Mach, que fazem com que possa ser aplicado numa diversa gama de missões e sistemas comerciais, civis e militares [7].

O interesse global no desenvolvimento do PDE para propulsão, levou a que fossem conduzidos inúmeros estudos sobre as detonações, particularmente no que diz respeito ao seu controlo e confinamento. Durante o período de 1998 a 2002, o ONR (*US Office of Naval Research*) e o RFBR (*Russian Foundation for Basic Research*) patrocinaram em conjunto três colóquios internacionais sobre detonação, e em particular, sobre os aspetos da detonação que são diretamente relevantes no que diz respeito ao desenvolvimento de PDE's.

O desenvolvimento prático de PDE's introduzirá contudo, alguns desafios ao nível do projeto de novos componentes e subsistemas. Sistemas práticos funcionais necessitarão do desenvolvimento de sistemas de controlo avançados, admissões e bocais eficientes, e soluções de projeto para a integração de componentes específicos. Entre os maiores desafios encontram-se também assuntos relacionados com a durabilidade de um sistema propulsivo integrado com este tipo de combustão, uma vez que os componentes estruturais de um PDE estão sujeitos a choques repetidos a alta frequência que podem levar a deformações, é de esperar um maior desgaste num período mais curto de tempo. Outros problemas passam também pelas vibrações e ruído de tal sistema propulsivo [7].

Apesar de tudo, e com enormes desafios em vista, as possíveis vantagens da integração dos PDE's como forma de propulsão são claramente suficientes para justificar o tempo e o dinheiro investido por diversas organizações de vários países, no que toca ao estudo das detonações.

## 1.2. Objetivos

Indo de encontro à motivação já apresentada, este trabalho tem como objetivo principal o estudo dos motores de detonação, mais especificamente, o motor de detonação pulsada.

O estudo deste tipo de motor envolve não só a análise do seu desempenho em determinadas condições de voo, mas também o conhecimento aprofundado da termodinâmica associada ao

seu funcionamento, bem como a física do próprio processo de detonação que torna possível a sua existência.

Neste trabalho será também apresentado o conceito de um motor híbrido que integre o motor de detonação pulsada num motor já existente no mercado atual e far-se-á uma análise do seu desempenho para determinadas condições de voo. Posteriormente será feita uma comparação desse desempenho, com o desempenho do motor já existente, ao qual chamamos motor modelo, ou motor convencional, quando opera sozinho, isto é, sem a integração do motor de detonação pulsada.

Para executar estas análises far-se-á também uso dos *softwares Matlab e CEA (Chemical Equilibrium with Applications)*. O primeiro será utilizado para calcular os parâmetros em estudo do motor modelo, e o segundo para calcular as condições da detonação do motor de detonação pulsada. Apesar das ferramentas serem *softwares* comerciais, a sua utilização no âmbito deste trabalho não é trivial e requer uma metodologia e um conhecimento em matérias de termodinâmica, propulsão e combustão algo aprofundadas.

### 1.3. Estrutura

Este trabalho começa por fazer uma breve referência, no início do segundo capítulo, às turbinas de gás, que foram o primeiro grande passo da aviação comercial. Continua-se, explicando o seu funcionamento e a sua base termodinâmica, e demonstrando como, nos dias de hoje, se torna cada vez mais difícil evoluir esse sistema propulsivo. A segunda parte desse capítulo muda as atenções para um outro sistema propulsivo, o motor de detonação. Explica-se primeiramente o fenómeno da detonação em si, bem como sua base teórica. Segue-se apresentando os seus fundamentos termodinâmicos, o seu funcionamento mecânico, vantagens e possíveis aplicações na aviação atual. Termina-se finalmente o segundo capítulo apresentando alguns estudos já efetuados por diversos autores, em sistemas propulsivos de detonação.

O terceiro capítulo do trabalho começa por apresentar algumas considerações utilizadas no cálculo dos desempenhos, e apresentam-se também os motores a serem utilizados na análise, diga-se, o motor modelo, e o motor híbrido. Nesse mesmo capítulo expõem-se ainda os métodos utilizados nas análises, bem como todo o procedimento seguido de forma a obter os resultados do desempenho de ambos os motores.

O trabalho segue, apresentando no quarto capítulo os resultados das análises efetuadas, i.e. o comportamento dos vários parâmetros de estudo, nomeadamente a tração específica, o consumo específico de tração, e os rendimentos propulsivo, térmico e global, em relação às condições de voo escolhidas para análise, designadamente a velocidade de voo e alguns parâmetros de projeto dos motores, como a razão de *bypass* e as razões de pressão do compressor e da *fan* e a temperatura de entrada na turbina.

No quinto capítulo conclui-se finalmente o trabalho comparando essas análises, e os benefícios que um motor híbrido poderá obter em relação ao motor atual. Faz-se ainda uma sugestão de

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

trabalhos que podem ser realizados no futuro, tendo em conta as considerações e as configurações dos motores adotadas no presente trabalho.

## 2. Estado da Arte

### 2.1. Turbinas de Gás

O desenvolvimento da turbina a gás começou pouco antes da Segunda Guerra Mundial, idealizada para alimentar geradores elétricos, no entanto não se mostraram grandes concorrentes para as já existentes turbinas a vapor e motores *diesel*. A primeira grande aplicação de uma turbina a gás foi no desenvolvimento do motor a jato no final da Segunda Guerra Mundial, proporcionando um incremento acentuado de velocidade em relação às aeronaves a hélice. No início da década de 1970, o desenvolvimento contínuo levou à criação do motor turbofan com alta razão de *bypass* e a grande melhoria na eficiência de combustível tornou viável a aviação de grandes dimensões. Os benefícios acrescidos em produtividade e economia foram notáveis e abriram então as portas da navegação aérea às massas.

O sistema simplificado da turbina a gás, como demonstrado na Figura 1, consiste num compressor, uma câmara de combustão, e uma turbina. O trabalho deste tipo de motor é realizado quando o ar, primeiramente comprimido e depois misturado com o combustível para a queima na câmara de combustão, é expelido a grande velocidade no bocal, depois de passar pela turbina que por sua vez aciona o compressor.

Sabe-se que a câmara de combustão de um motor de turbina a gás convencional é composta tipicamente, e entre outras coisas, por injetores que adicionam o combustível ao oxidante, dispositivos de ignição da mistura e a própria câmara onde ocorre a combustão.

Neste tipo de motores, essa combustão acontece por deflagração, e a velocidade de propagação da chama é determinada pela difusão laminar ou turbulenta dos gases não queimados atrás da chama [8], podendo atingir valores até às dezenas de m/s [9]. Velocidades maiores podem ser alcançadas se a mistura de combustível e oxidante se encontrar em razão estequiométrica, no entanto isso resultará numa maior temperatura de combustão e uma maior concentração de  $\text{NO}_x$  [9]. Devido ao facto de as perdas de pressão durante a combustão serem pequenas, a combustão por deflagração pode frequentemente ser modelada como um processo a pressão constante [8].

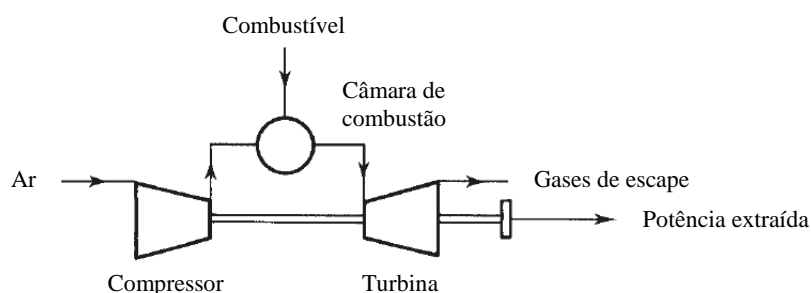


Figura 1. Sistema esquemático simplificado de uma Turbina a Gás [10].

### 2.1.1. Ciclo Termodinâmico de Brayton

Atualmente, os motores de turbina a gás operam de acordo com o ciclo de Brayton, que na sua forma ideal, representada na Figura 2 é composto pela seguinte sequência de processos:

Do ponto 0 a 3 ocorre uma compressão isentrópica que pode ser obtida através de múltiplas fases de desaceleração do escoamento no difusor de admissão (0 a 2) e posterior compressão mecânica (2 a 3), como ocorre em qualquer compressor de uma turbina a gás. De facto, a velocidade do escoamento que entra na câmara de combustão é reduzida tanto quanto possível de forma a melhorar as condições da combustão e reduzir o atrito e as perdas de Rayleigh [11].

Do ponto 3 a 4 ocorre a adição de calor a pressão constante, obtida com a queima da mistura de combustível e oxidante na câmara de combustão.

Do ponto 4 a 10 ocorre uma expansão adiabática e isentrópica. Esta expansão inclui a extração mecânica da energia necessária para a compressão mecânica que ocorre no compressor (ponto 4 a 5), assim como a aceleração do escoamento (ponto 5 a 10) [11].

Do ponto 10 a 0 o ciclo termodinâmico é fechado através de um processo hipotético a pressão constante no qual calor suficiente é retirado ao escoamento do escape, de forma a fazê-lo voltar ao seu estado termodinâmico original [11].

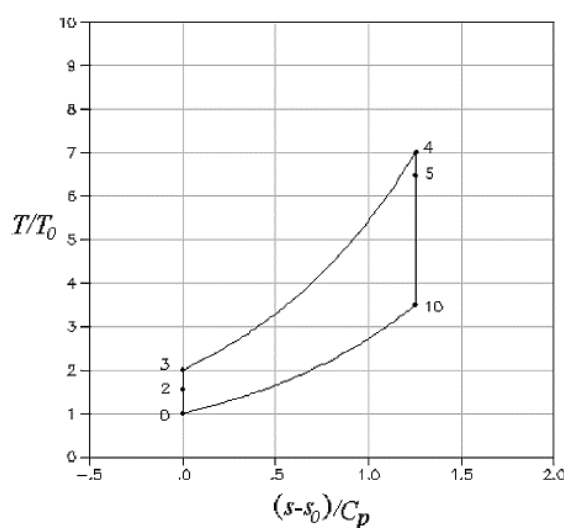


Figura 2. Diagrama temperatura-entropia para o ciclo de Brayton ideal para valores adimensionais de  $T_3/T_0=2$  e  $\tilde{q}_{add}=5$  [11].

### 2.1.2. Limitações da Tecnologia Atual

Nos dias de hoje, o desenvolvimento dos sistemas propulsivos por vias tradicionais aproxima-se do seu limite tecnológico.

Sabe-se que nas turbinas de gás a tração pode ser estimada, ainda que de modo grosseiro, como a área da secção da garganta do bocal multiplicada pela diferença entre a pressão na câmara de combustão e a pressão ambiente [12]. Assim, quanto maior a pressão na câmara de combustão, maior será também a tração do motor.

No entanto, neste tipo de motores, a temperatura dos produtos de combustão na câmara aproxima-se da temperatura da queima estequiométrica, e um aumento da pressão na câmara só pode ser obtido aumentando a compressão do ar, o que resulta num aumento ou do diâmetro do compressor, ou da velocidade de rotação [12].

Segundo Skibin et al. [13] pode esperar-se uma melhoria de 5-10% em parâmetros como eficiência termodinâmica, relação tração/peso e consumo específico de combustível (*Specific Fuel Consumption* - SFC), como parte do desenvolvimento da tecnologia atual. No entanto, para uma melhoria superior é necessário de uma mudança de tecnologia que nos forneça, por exemplo, outros ciclos termodinâmicos, como alternativa ao ciclo de Brayton (ver Subsecção 2.3.3.).

## 2.2. Teoria da Detonação

Um dos possíveis avanços tecnológicos poderá passar pelo processo de detonação. A detonação é uma onda de combustão supersónica que se propaga tipicamente na ordem dos milhares de m/s, e é um fenómeno muito mais energético do que a deflagração, produzindo elevadas sobrepressões [8]. A onda de detonação comprime a mistura, aumentando não só a sua temperatura, como também a sua pressão e massa específica.

### 2.2.1. Detonação de Chapman-Jouguet

Williams [14] diz que as ondas de detonação podem ser modeladas como descontinuidades no escoamento de um gás perfeito no qual ocorre a adição de calor. Esta modelação torna-se uma aproximação razoável no que toca ao estudo do desempenho de um motor uma vez que as mudanças nas propriedades do fluido ocorrem em distâncias muito pequenas [15]. A modelação descreve a física de detonações simples unidimensionais num ducto de área constante com as propriedades da Figura 3.

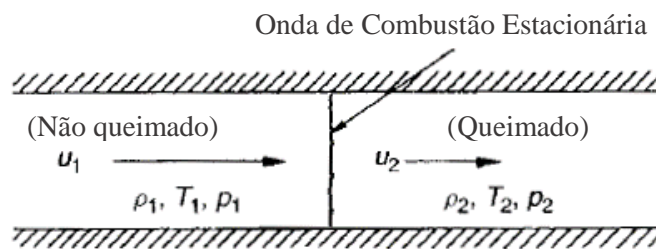


Figura 3. Esquematização de uma onda de combustão estacionária unidimensional [16].

As seguintes equações (conservação de massa, momento, energia e estado) descrevem a relação entre as propriedades do fluido nestas duas regiões:

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 = \frac{\dot{m}}{A} \quad (1)$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad (2)$$

$$c_p T_1 + \frac{1}{2} u_1^2 + q = c_p T_2 + \frac{1}{2} u_2^2 \quad (3)$$

$$p_2 = \rho_2 R T_2 \quad (4)$$

onde

$$q = h_1^0 - h_2^0 \quad (5)$$

Existem quatro equações ((1) a (4)) relacionando as cinco incógnitas,  $u_1$ ,  $u_2$ ,  $\rho_2$ ,  $T_2$ ,  $p_2$ , que através de substituição e manipulação algébrica (ver Kuo [16]) podem ser reduzidas numa só envolvendo apenas duas incógnitas,  $\rho_2$  e  $p_2$ . Este resultado final denomina-se a relação de (Rankine-) Hugoniot (6).

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1} \left( \frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1} \right) - \frac{1}{2} (p_2 - p_1) \left( \frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{\rho_2} \right) = q \quad (6)$$

Esta relação, juntamente com a relação da linha de Rayleigh (7) derivada através da combinação das equações (1) e (2)

$$\rho_1^2 u_1^2 = \frac{p_2 - p_1}{\frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_2}} = \frac{\dot{m}^2}{A^2} \quad (7)$$

constituem duas relações fundamentais no que diz respeito ao processo de combustão. Estas relações quando apresentadas graficamente através de  $p_2$  versus  $1/\rho_2$  para um valor fixo de  $q$  e  $(p_1, 1/\rho_1)$ , permitem construir a curva de Hugoniot, que se apresenta na Figura 4.

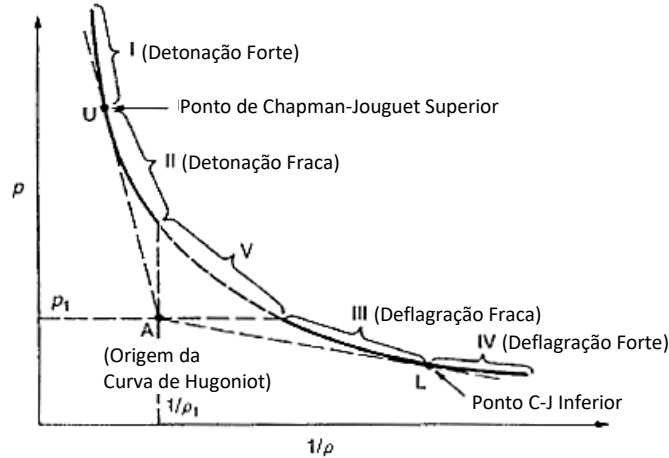


Figura 4. Curva de Hugoniot  $p_2$  vs.  $1/\rho_2$  demonstrando todos os valores possíveis para várias condições de combustão [16].

Quando traçadas as linhas de Rayleigh, tangentes à curva, e as linhas horizontal e vertical a partir do ponto de origem A ( $p_1, 1/\rho_1$ ), pode dividir-se a curva de Hugoniot em cinco regiões (I-V) e dois pontos (U e L) distintos, representando todos os valores possíveis de  $p_2$  e  $1/\rho_2$  no processo de combustão. No entanto, nem todos estes valores são observados experimentalmente (i.e. região IV e ponto L) ou sequer têm significado físico (i.e. região V), ou então, necessitam de condições muito particulares para poderem ser observados (i.e. regiões I e II) [17][16]. Isto deixa apenas o ponto U e a região III de valores possíveis. Ora, a

região III trata-se da zona de deflagração fraca e não têm importância no âmbito deste trabalho. Já o ponto U é de particular importância.

É chamado de ponto de Chapman-Jouguet (C-J) superior e é o resultado da tangente da linha de *Rayleigh* com a curva de *Hugoniot* no ramo superior. Na maioria das condições experimentais, as detonações são ondas de Chapman-Jouguet nas condições do ponto U, e são por isso chamadas de detonações de Chapman-Jouguet [16].

A localização dos pontos de Chapman-Jouguet (U e L) é dada quando a seguinte igualdade se verifica:

$$\frac{p_2 - p_1}{\frac{1}{\rho_2} - \frac{1}{\rho_1}} = -\gamma p_2 p_2 \quad (8)$$

A qual pode ser combinada com a relação da linha de *Rayleigh* (7) para se obter:

$$u_2^2 = \frac{\gamma p_2}{\rho_2} = c_2^2 \quad (9)$$

sendo  $c$  a velocidade do som no fluido. A igualdade da equação (9) implica assim que nos pontos C-J,  $M_2 = 1$ , ou seja os gases queimados afastam-se da onda de detonação à velocidade do som.

Verifica-se ainda a existência de uma velocidade mínima da onda de detonação, uma vez que um declive da linha de *Rayleigh* inferior àquele apresentado pela linha de *Rayleigh* da Figura 4 não intersestará a curva de *Hugoniot* [15]. Para declives superiores, ou seja velocidades superiores, obtêm-se duas interseções, i.e., dois possíveis estados, no ramo superior da curva.

Ora, como na maioria das condições experimentais se verificam as condições do ponto U, para se determinar as propriedades dos gases queimados (região 2 da Figura 3), procede-se de maneira a encontrar esta velocidade da onda de detonação [16].

### 2.2.2. Teoria de Zeldovich-von Neumann-Döring

Em meados do século XX, Zeldovich, von Neumann e Döring (ZND) propuseram uma teoria para a estrutura das ondas de detonação. Esta teoria ZND retrata as ondas de detonação como ondas de choque planares unidimensionais que se propagam ao longo da câmara e que comprimem a mistura e ativam a combustão, que se dá justamente atrás da onda de choque [17].

Chama-se a atenção para a Figura 5 que mostra a variação das propriedades da mistura dos gases ao longo de uma onda de detonação ZND.

Verifica-se em primeiro lugar que a onda de choque (plano 1 a 1'), de  $q = 0$ , aumenta substancialmente a magnitude das propriedades da mistura dos gases não queimados.

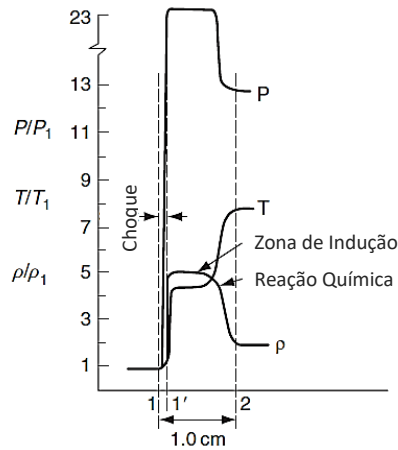


Figura 5. Variação dos parâmetros físicos ao longo de uma onda de detonação ZND [17].

Imediatamente atrás desta onda de choque está uma zona de indução, que representa o atraso da ignição da mistura [15]. Esta zona é caracterizada por uma região de alta pressão constante denominada pico de von Neumann, cujo valor é influenciado pela rapidez da cinética química, com uma rápida cinética química a corresponder a um pico de von Neumann menor [15].

Mais atrás ainda da onda de choque, e da zona de indução, existe uma zona de reação química onde ocorre a combustão, libertando calor e conseqüentemente aumentando a temperatura e diminuindo a pressão, até se atingirem os valores de equilíbrio (plano 2) do ponto C-J superior da curva de *Hugoniot* [16], como representado na Figura 6 – curva c.

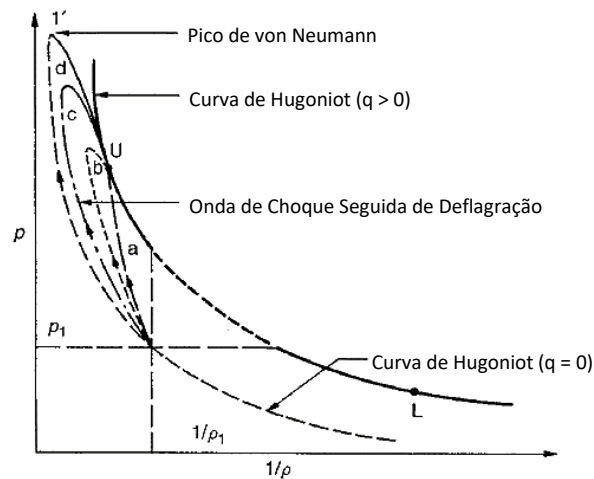


Figura 6. Representação de uma onda de detonação ZND ao longo da curva de *Hugoniot* [16].

As curvas a, b e d representam ondas de detonação ZND com velocidades respetivamente decrescentes, de cinética química [16].

Uma vez concluída a combustão, e para detonações em tubo fechado, existe ainda uma região de expansão, depois do plano 2, que diminui o valor da pressão para um estado de pressão menor do que aquele imediatamente depois da combustão, no entanto, ainda maior do que aquele da mistura dos gases não queimada do plano 1 [15].

A Figura 7 representa a distribuição das propriedades da mistura ao longo de um tubo de detonação, no qual se propaga uma onda de detonação ZND.

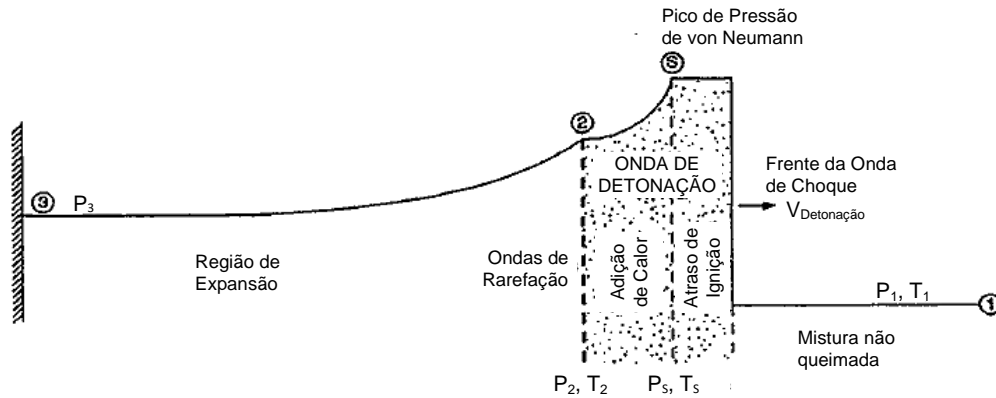


Figura 7. Distribuição das propriedades físicas ao longo de uma câmara de detonação [15].

## 2.3. Motores de Detonação

No passado a detonação ocorria frequentemente em explosões acidentais, e como as pressões obtidas são significativamente maiores, os danos provocados são muito mais acentuados do que em processos não detonativos [9]. Apenas recentemente o processo de detonação tem vindo a ser aplicado a sistemas de propulsão, precisamente na forma de motores de detonação.

Atualmente pode distinguir-se três tipos de motores de detonação que podem ser utilizados para propulsão única, ou aplicados em conjunto com outros motores para propulsão híbrida [18] (ver Subsecção 2.3.4.): Motor de Detonação Permanente (*Standing Detonation Engine* - SDE), Motor de Detonação Rotativa (*Rotating Detonation Engine* - RDE) e Motor de Detonação Pulsada (*Pulse Detonation Engine* - PDE). Para efeitos deste trabalho, o foco será apenas, a partir desta subsecção, no PDE.

### 2.3.1. Ciclo Termodinâmico PDE

O ciclo termodinâmico associado ao Motor de Detonação Pulsada, cuja forma ideal se encontra representada na Figura 8, é semelhante ao ciclo de Brayton em todos os processos exceto no processo de adição de calor do ponto 3 a 4 [11].

Neste processo em particular, verifica-se a ação de uma onda de detonação ZND. Ora, viu-se já na Subsecção 2.2.2. que esta onda de detonação ZND é uma onda composta, que consiste primeiramente numa onda de choque que progride em direção à mistura não perturbada de ar/combustível que está quase em repouso na condição de entrada da câmara de combustão (ponto 3), à qual se segue uma zona de área constante onde ocorre uma libertação de calor sensível que termina no ponto 4 [11]. As características da onda de choque (número de Mach, razão de pressões, ou razão de temperaturas) do ponto 3 ao ponto 3a, são unicamente determinadas pelas condições iniciais e pela quantidade de calor adicionado, sendo todo o processo limitado pela condição de Chapman-Jouguet, que determina que o número de Mach na região final da adição de calor (ponto 4) seja igual a 1 (ver Subsecção 2.2.1.) [11].

Do ponto 4 ao ponto 10 existe uma região complexa e de área constante de ondas de expansão instáveis, que se assume isentrópica, semelhante ao ciclo de Brayton [11]. Mais ainda, para garantir a maior eficiência do ciclo assume-se também que todas as partículas de fluido experienciam o mesmo processo normal de detonação, e que não existe penalização na energia do ciclo devido a qualquer faísca que seja necessária para iniciar a detonação [11].

O ciclo completa-se também de forma idêntica ao ciclo de Brayton, do ponto 10 ao ponto 0 com a remoção de calor que deve ser igual ao aumento de entropia ganho no processo de adição de calor (ponto 3-3a-4) [11].

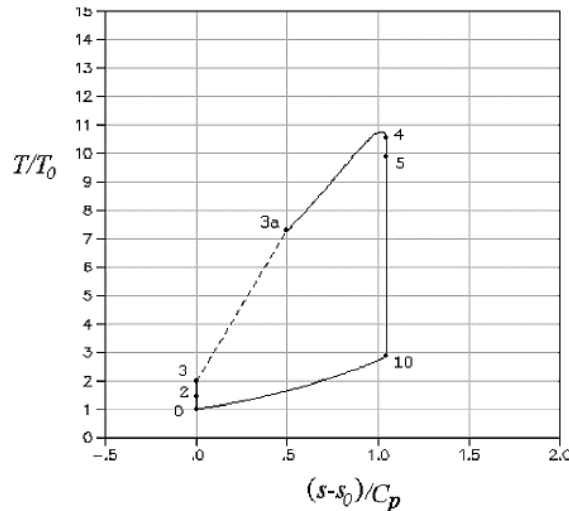


Figura 8. Diagrama temperatura-entropia para o ciclo PDE ideal nas condições adimensionais de  $T_3/T_2=2$  e  $\tilde{q}_{add}=5$  [11].

De notar ainda na Figura 8 a ligeira quebra que acontece logo antes do ponto 4, que corresponde à situação, onde a Mach 1, a adição de calor provoca a queda da temperatura estática [19].

### 2.3.2. Ciclo Mecânico PDE

Relativamente ao ciclo mecânico do Motor de Detonação Pulsada, pode dizer-se que é constituído por uma sequência de processos bem organizados [15][20]:

- I. A câmara de detonação (Figura 9) é preenchida com uma mistura, geralmente, de ar/combustível (Figura 10);

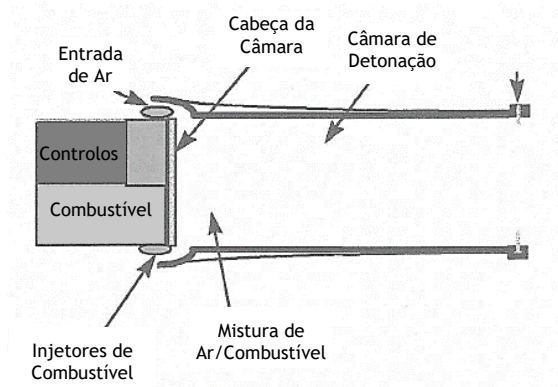


Figura 9. Câmara de detonação de um PDE [21].

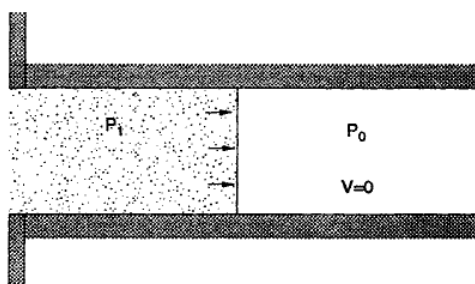


Figura 10. 1ª Fase do ciclo mecânico PDE: uma mistura de ar e combustível preenche a câmara de detonação [15].

Nesta primeira fase, a câmara de detonação é aberta para poder admitir uma mistura de ar/combustível com uma pressão  $P_1$  e temperatura  $T_1$  determinadas pelas condições de voo. Este processo de admissão pode influenciar diretamente a produção de tração, uma vez que esta está relacionada com o número de Mach dos gases não queimados antes do processo de detonação, sendo que uma admissão da mistura a elevado número de Mach poderá provocar uma diminuição na produção de tração [15]. Adicionalmente, uma admissão com grande velocidade de mistura traduzir-se-á num aumento de energia necessária para iniciar a detonação [15].

Por outro lado, números de Mach muito baixos na admissão obrigam a uma desaceleração do escoamento do ar, o que poderá provocar perdas fatais de desempenho devido ao aumento dos efeitos de resistência do ar [15].

O grau com que a câmara é preenchida com a mistura é calculado tendo em conta o comprimento da própria câmara e a velocidade relativa da mistura e da onda de detonação.

## II. Iniciação da detonação (Figura 11);

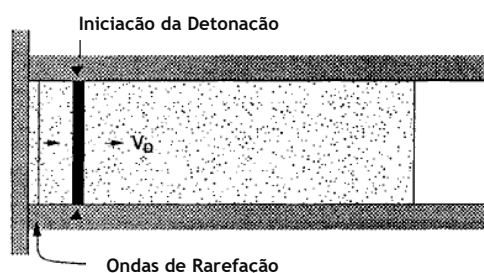


Figura 11. 2ª Fase do ciclo mecânico PDE: a detonação inicia-se na extremidade fechada da câmara [15].

Uma vez concluída a admissão, uma válvula fechará a cabeça da câmara, antes da mistura de ar/combustível ter atingido a extremidade aberta da câmara.

Depois de fechada a válvula, uma onda de detonação iniciar-se-á imediatamente na cabeça da câmara de detonação, através de uma faísca de baixa energia, ocorrendo ao longo da câmara uma transição deflagração-detonação (TDD) [20].

É criada uma zona de expansão entre a extremidade fechada e a onda de detonação, e são geradas ondas de rarefação na extremidade fechada da câmara, que satisfazem a condição de velocidade axial do fluido igual a zero na parede, e que progridem em direção à saída na extremidade aberta [15].

III. Propagação da onda de detonação (Figura 12);



Figura 12. 3ª Fase do ciclo PDE: a onda de detonação propaga-se ao longo da câmara [15].

Nesta fase do ciclo a onda de detonação dirige-se para a extremidade aberta da câmara à velocidade de detonação de Chapman-Jouguet,  $V_D$ , da mistura. A região à frente da onda de detonação contém os gases não queimados que se encontram no estado 1. No estado 2 encontram-se os gases queimados imediatamente atrás da onda de detonação, e no estado 3 encontram-se os gases queimados junto à extremidade fechada da câmara. Os gases no estado 2 encontram-se a uma pressão e temperatura maior do que os gases do estado 3 devido à zona de expansão criada atrás da onda de detonação [15]. Com a propagação da onda de detonação, os gases queimados que vão ficando atrás desta estarão num estado intermédio entre os estados 2 e 3.

A temporização das válvulas, nomeadamente o seu tempo de fecho, assegura que a onda de detonação e a mistura de ar/combustível chega à extremidade aberta da câmara ao mesmo tempo, de modo a não deixar escapar a mistura não queimada [15].

IV. Expulsão dos gases queimados (Figura 13);

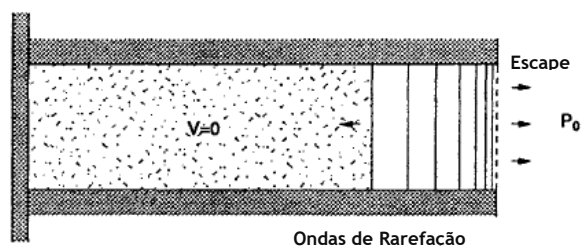


Figura 13. 4ª Fase do ciclo mecânico PDE: os gases queimados são expelidos da câmara [15].

Durante esta fase, a onda de detonação sai da câmara pela extremidade aberta, e deixa para trás os gases queimados a altas pressões e temperaturas. Estas propriedades variam de forma crescente, desde a extremidade fechada, no estado 3, onde a pressão  $P_3$  é menor e a velocidade axial é zero, até à extremidade aberta no estado 2, onde a pressão  $P_2$  é maior e a velocidade axial potencialmente supersónica [15].

Este diferencial de pressões entre as extremidades origina ondas de rarefação que se propagam para dentro da câmara originando um processo de expansão que expulsa os gases queimados que lá se encontram [15]. Eventualmente a temperatura e pressão igualarão os níveis da temperatura e pressão ambiente, e a velocidade do escape diminuirá para zero.

O ciclo pode então ser repetido com uma nova mistura de ar/combustível, assim que a pressão na câmara se encontrar a um nível inferior ao especificado para a pressão de admissão [15].

### 2.3.3. Vantagens

Os motores de detonação possuem algumas vantagens em relação aos motores de combustão por deflagração convencionais.

Uma das suas principais vantagens está relacionada com o próprio processo de detonação, que aumenta significativamente a pressão dentro da câmara (ver Figura 7), deixando de ser necessária a injeção de combustível e ar a elevadas pressões, e que segundo Ebrahimi [22] suprime a necessidade de bombas de injeção de combustível e compressores complexos. Isto por sua vez diminui o peso do motor e simplifica os processos de manutenção. No entanto, estes motores podem ser aplicados de forma híbrida e de forma complementar num motor turbofan (ver Subsecção 2.3.4), e é apenas no primeiro caso que esta vantagem se aplica, já que no segundo a adição deste tipo de motor pode implicar um aumento do peso e de perdas de pressão no escoamento onde está inserido [23].

Outra vantagem, ainda relacionada com o processo de detonação é a grande velocidade a que ocorre. Segundo Vasil'ev [24] estes motores podem ser potencialmente mais ecológicos uma vez que os óxidos de azoto não têm tempo de se formar, apesar da alta temperatura da combustão. Além disso, como a combustão da mistura numa detonação pode ocorrer até cem vezes mais rápido do que numa combustão por deflagração, este tipo de motor pode teoricamente converter maiores valores de energia por unidade de volume comparativamente a outros sistemas de propulsão [12] como se pode verificar na Figura 14.

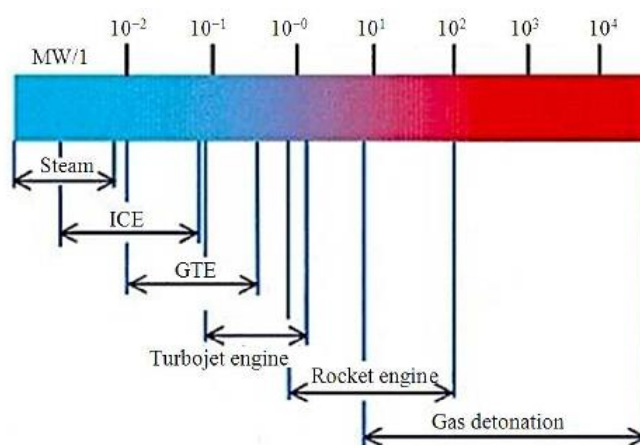


Figura 14. Comparação da energia produzida/libertada por litro de câmara em diferentes sistemas propulsivos [12].

Finalmente, em relação aos ciclos termodinâmicos distintos dos motores de combustão convencionais e dos motores de detonação, é visível uma melhoria na eficiência do segundo em relação ao primeiro.

Como exemplo, observe-se a Figura 15, que mostra a tração específica em relação à razão entre  $T_3$  e  $T_0$ , que são respetivamente a temperatura do ar antes da entrada na câmara de combustão e a temperatura de estagnação à entrada do motor, dos dois ciclos. Pode ver-se que estes valores são significativamente maiores quando  $T_3/T_0$  está compreendido entre 1 e 2, o que vem confirmar o facto de o PDE não necessitar de grandes valores de compressão (maior compressão resulta em maior  $T_3$ ) do ar para obter um desempenho satisfatório. Naturalmente, para valores maiores um motor de combustão convencional acabará por obter desempenhos semelhantes, embora valores muito elevados de  $T_3$  não sejam possivelmente atingíveis para motores convencionais (ver Subsecção 2.1.2.).

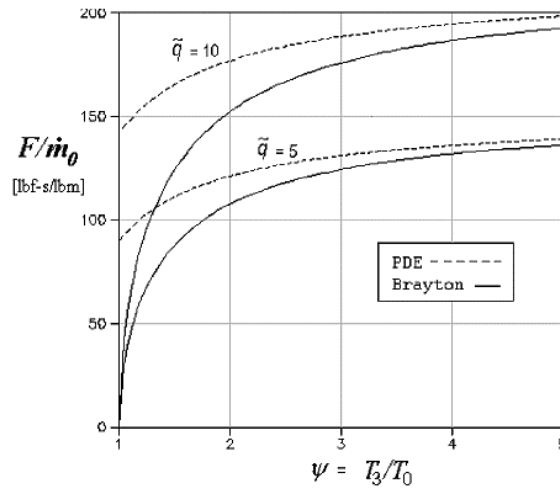


Figura 15. Comparação da tração específica dos ciclos ideais PDE e Brayton em função do aumento de temperatura na compressão ( $T_3/T_0$ ) para valores adimensionais de calor adicionado de  $\tilde{q}_{\text{add}}=5$  e  $\tilde{q}_{\text{add}}=10$  e para velocidade igual a 0 [11].

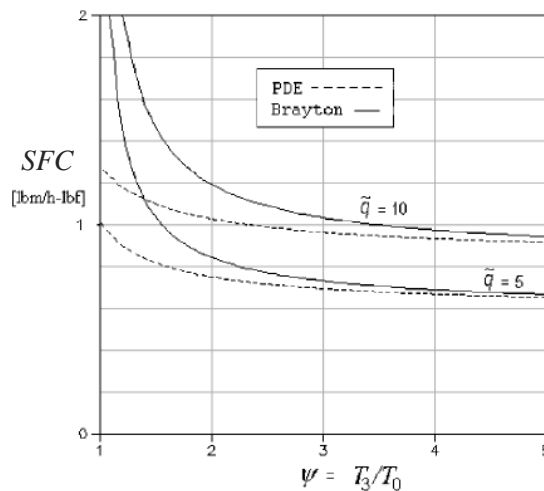


Figura 16. Comparação do consumo específico de combustível para os ciclos ideais PDE e Brayton em função do aumento de temperatura da compressão ( $T_3/T_0$ ) e para valores de calor adimensional de  $\tilde{q}_{\text{add}}=5$  e  $\tilde{q}_{\text{add}}=10$  e para velocidade igual a 0 [11].

Em relação ao consumo de combustível, observe-se a Figura 16, que traduz a relação do SFC (caudal mássico de combustível por unidade de tração) com a razão  $T_3/T_0$ . Pode-se facilmente verificar que o SFC é semelhante quando a razão  $T_3/T_0$  é maior, e a diferença vai-se acentuando, favorecendo o ciclo PDE, quando a razão  $T_3/T_0$  é mais baixa.

Para além destas vantagens termodinâmicas, pode ainda fazer-se uma comparação quantitativa entre as propriedades da combustão por deflagração e por detonação, que se encontram apresentadas na Tabela 1. Esta análise tem como referência a onda de combustão estacionária e unidimensional representada na Figura 3 da Subsecção 2.2.1. De assinalar a maior velocidade da onda de combustão na detonação e também a razão de pressões na detonação que comprime ainda mais a mistura, provocando assim um aumento de pressão na câmara.

Tabela 1. Comparação das propriedades físicas da combustão por deflagração e por detonação [16].

		Deflagração	Detonação
Razão de Velocidade da Onda	$u_1/c_1$	0,0001 - 0,03	5 - 10
Razão de Velocidade de Reação	$u_2/u_1$	4 - 6 (aceleração)	0,4 - 0,7 (desaceleração)
Razão de Pressão	$p_2/p_1$	~ 0,98 (ligeira expansão)	13 - 55 (compressão)
Razão de Temperatura	$T_2/T_1$	4 - 16 (adição de calor)	8 - 21 (adição de calor)
Razão de Massa específica	$\rho_2/\rho_1$	0,06 - 0,25	1,7 - 2,6

### 2.3.4. Aplicações

As aplicações deste tipo de sistema propulsivo podem ser distribuídas entre categorias como: propulsão por detonação pulsada pura ou única, propulsão ciclo-combinada, e propulsão híbrida. Servindo não só para voo continental, mas também para voo intercontinental e voo espacial.

As aplicações dos Motores de Detonação Pulsada para sistemas de propulsão puros são maioritariamente militares, uma vez que são leves, fáceis de fabricar, e possuem um melhor desempenho para números de Mach superior a 2 do que os convencionais turbojets e ramjets [25]. Isto torna este tipo de motores uma forma ideal de propulsão de, por exemplo, mísseis e veículos aéreos não tripulados. Motores Foguete de Detonação Pulsada são também outra forma de propulsão pura, que pode ser utilizada para propulsionar estágios avançados de veículos espaciais, transferências de órbita e aterragens planetárias [26].

Sistemas ciclo-combinados funcionam colocando componentes de motores com diferentes ciclos no mesmo escoamento, como por exemplo, colocar um PDE no mesmo escoamento de um motor foguete convencional, o que resultará numa redução do espaço e eventualmente combustível, quando comparado com um habitual motor foguete de propelente líquido de dois estágios utilizado para o mesmo tipo de missão [26]. Outro exemplo é um PDE combinado com um ramjet, que pode ser utilizado para voos hipersónicos, utilizando o PDE como um acelerador a baixa velocidade e depois o ramjet quando atingida uma velocidade à volta de Mach 3.

A forma de propulsão híbrida traduz-se na utilização de um PDE para substituir, ou complementar determinados componentes. Aplicações deste tipo são utilizadas maioritariamente em motores turbofan, nos quais podem ser inseridos PDE's no ducto de *bypass* e onde ocorre a detonação cíclica separadamente da combustão convencional no núcleo do motor, e que segundo Mawid et al. [23] poderá resultar num aumento de tração específica com redução de consumo específico de combustível. Com resultados semelhantes, estes PDE's podem também ser utilizados para substituir as câmaras de combustão convencionais num motor turbofan [27].

Atente-se na Figura 17, onde se pode verificar graficamente, as vantagens e as potenciais aplicações deste tipo sistemas propulsivos em relação àqueles que se conhecem atualmente.

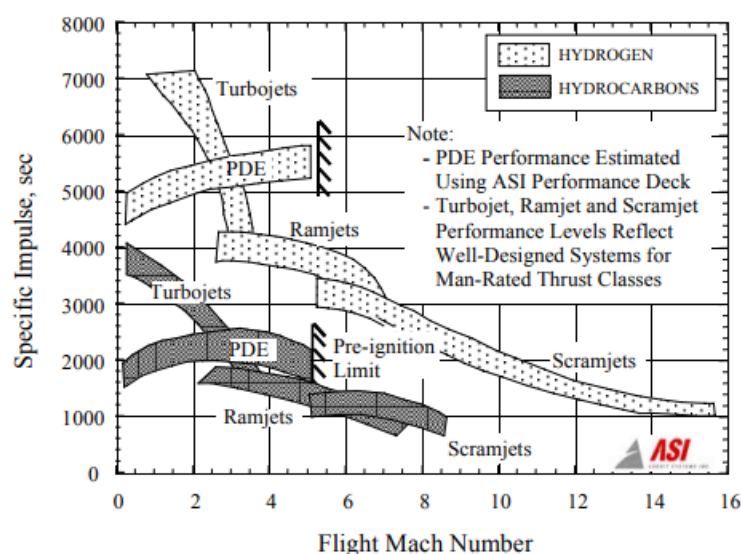


Figura 17. Comparação do desempenho dos sistemas propulsivos atuais e suas eventuais aplicações, para diferentes números de Mach [26].

Pode ver-se, e como já foi referido nesta mesma secção, que os PDE's oferecem uma vantagem significativa em relação a outros sistemas. Vê-se que para voo supersónico e comparativamente ao ramjet o seu desempenho é superior para números de Mach de 2 a 5, não sendo suportável para velocidades superiores, o que vai de encontro àquela aplicação anteriormente descrita, de um PDE com um ramjet, no qual o primeiro realiza a primeira parte do voo e o segundo a partir daí. Comparativamente aos turbojets, vê-se também que é apenas mais eficiente para Mach superior a aproximadamente 3. Os objetivos da integração de um PDE num sistema propulsivo, como o turbofan, para propulsão híbrida, visa colmatar a deficiência que existe, e se pode verificar na Figura 17, a baixos números de Mach do PDE quando comparado por exemplo com o turbojet.

## 2.4. Estudos Relevantes

Algumas das aplicações deste tipo de sistema propulsivo foram já estudadas experimentalmente por alguns autores.

Petters e Felder [27] apresentaram um modelo de turbofan híbrido, no qual foi introduzido um sistema de detonação pulsada para substituir a combustão convencional no núcleo de um motor turbofan de alta razão de *bypass*. Com esta finalidade, e por muito que a maioria dos componentes seja preservada em ambos os modelos, algumas alterações tiveram de ser feitas para o sistema de PDE's poder substituir o núcleo do motor do turbofan convencional.

Eis os componentes e os parâmetros que se mantiveram, ou foram alterados:

- A *fan*, bem como o caudal de entrada de ar permaneceram inalterados nos dois modelos;
- A razão de *bypass* foi variada no modelo híbrido de forma a tirar partido da maior energia dos gases provenientes do PDE;
- A razão de pressões do compressor de baixa pressão permaneceu inalterada, no entanto, como a razão de *bypass* foi alterada no modelo híbrido, o caudal de ar que passa no compressor de baixa pressão teve também de ser alterado, redimensionando-se, para esse efeito, o compressor de baixa pressão;
- A razão de pressões da turbina foi também variada;
- Os bocais de ambos os ductos (*bypass* e núcleo) foram também redimensionados para corresponder aos caudais dos respetivos escoamentos.

Os resultados deste estudo, efetuado para condições de voo de Mach 0,85 e 11 km de altitude, demonstraram uma redução em SFC de 11% enquanto a tração se mantém aproximadamente a mesma. Uma temperatura e uma pressão de entrada na turbina 55% e 26% maiores, respetivamente, permitem que o motor híbrido trabalhe com uma razão de *bypass* 50% superior àquela do motor convencional.

No entanto, alguns problemas podem surgir, nomeadamente na refrigeração da turbina do motor híbrido, precisamente devido a esta temperatura e pressão elevadas dos gases provenientes do PDE. Isto porque a pressão do ar para refrigeração da turbina tem de exceder a pressão de saída do PDE, o que requer que a razão de pressões do compressor de baixa pressão, que fornece o caudal de ar para refrigeração, seja aproximadamente 4,5, o que será muito difícil de conseguir se o compressor de baixa pressão estiver no mesmo veio da *fan*, como acontece normalmente.

Estes e outros assuntos relacionados com o projeto de tal motor e os efeitos estruturais e de desempenho do escoamento instável produzido pelo PDE diretamente na turbina, bem como a possível propagação de pulsos de pressão no sentido contrário, afetando a estabilidade dos compressores e da *fan*, ainda terão de ser estudados, porém, os resultados aparentemente animadores de um motor deste tipo proporcionam um grande estímulo na busca de respostas para estas questões.

Andrus [28] conduziu um estudo semelhante, com a intenção de corroborar o trabalho de Peters e Felder [27], implementando um combustor de detonação pulsada num motor turbofan de alta razão de *bypass* semelhante ao TF39-GE-1C, para substituir a sua câmara de combustão convencional.

No seu trabalho, Andrus começou por validar os resultados de desempenho do motor que escolheu como modelo. Simulou assim o desempenho desse motor, em NPSS (*Numerical Propulsion System Simulation*), e comparou-os com o programa AEDsys (*Airbreathing Engine Design system*) de Mattingly [29], obtendo resultados muito aproximados. O seu objetivo seria agora simular o desempenho do motor híbrido, e comparar estes resultados com aqueles do seu programa em NPSS para o motor modelo, e ao contrário de Peters e Felder [27], decidiu alterar apenas o núcleo do motor para inserir o combustor de detonação, deixando todos os outros componentes e os seus parâmetros inalterados.

Deste modo, e como a única alteração se compreende entre o compressor de alta pressão e a turbina de alta pressão, simulou o desempenho deste segmento (Figura 18) seguindo uma metodologia que passou por:

- Determinar as propriedades da detonação;
- Calcular a razão de *bypass* interna que utiliza parte do ar do compressor de alta pressão para refrigeração;
- Calcular o caudal mássico de ar utilizado nos tubos de combustão de detonação;
- Calcular o tempo total do ciclo;
- Considerar perdas de eficiência e de pressão relativas à transição de escoamento instável, inevitavelmente proveniente da detonação, para escoamento estável antes da entrada na turbina;
- Calcular as propriedades finais do fluido na mistura proveniente da combustão e da refrigeração.

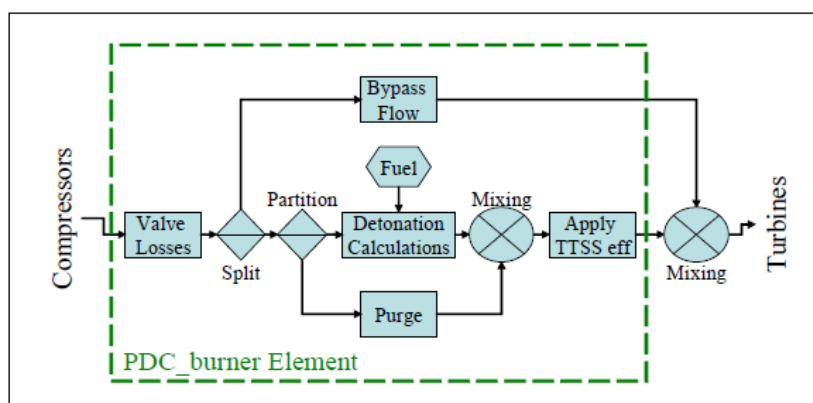


Figura 18. Esquemática da secção do combustor de detonação pulsada utilizado por Andrus [28].

Vários parâmetros na análise de Andrus contribuem para um melhor ou pior desempenho do motor híbrido, assim como no motor convencional, como o diâmetro e o tamanho dos tubos das câmaras de combustão, velocidade de entrada da mistura na câmara, razão de equivalência, fração de enchimento da câmara, e as perdas por transição de escoamento instável para escoamento estável. Ora, depois de uma otimização destes parâmetros levada a cabo pelo autor, este pode concluir que produzindo aproximadamente a mesma tração de 185 kN para condições de voo estáticas, o motor híbrido é capaz de reduzir o consumo específico de combustível em 8%.

No entanto, é de ressaltar que uma profunda e mais cuidada otimização da secção do combustor de detonação, e um estudo mais detalhado acerca da transição para escoamento estável, como refere o autor, poderá resultar em valores diferentes de desempenho uma vez que os parâmetros já referidos anteriormente afetam decisivamente o desempenho do motor.

Para concluir esta secção apresenta-se ainda um outro estudo, não menos importante, acerca dos sistemas PDE, que foi aquele efetuado por Mawid et al. [23] que analisa e compara o desempenho de um motor turbofan de baixa razão de *bypass* com *afterburner*, e um motor turbofan híbrido sem *afterburner*, com PDE's inseridos no ducto de *bypass*.

O conceito híbrido descrito pelos autores consiste num motor, cujo ducto de *bypass* se divide em 18 setores, com ângulos de 20° cada um, e onde ocorre a detonação de forma alternada. O número de setores que seriam fechados de cada vez seria determinado pela frequência e tempo de ciclo da detonação, sendo usada uma válvula rotativa para regular os processos de admissão e expulsão dos gases. De notar ainda que ao contrário do turbofan com *afterburner*, este modelo híbrido não mistura os caudais do *bypass* com o caudal proveniente do núcleo.

Uma análise foi efetuada, modelando o sistema de detonação em CFD e utilizando um modelo de reação química de passo único para representar a química da detonação. Foram também tidas em conta perdas de pressão devido aos efeitos viscosos e da mistura do ar com o combustível, que podem afetar o desempenho do motor.

Com os resultados desta análise, os autores concluíram que existia uma melhoria significativa no desempenho deste motor híbrido quando a frequência do ciclo de detonação era aumentada de 50 Hz para 300 Hz, mesmo para análises com 10% de perdas totais de pressão.

Comparativamente ao turbofan com *afterburner*, foi também demonstrado que para frequências de 100 Hz ou superiores, o motor híbrido produz um desempenho superior em termos de SFC e tração específica. De facto, para frequências de ciclo de 200 Hz a tração específica pode ser mesmo o dobro e o SFC reduzido para menos de metade. Isto demonstra as drásticas evoluções de que o conceito convencional do turbofan com *afterburner* pode beneficiar quando associado a um ciclo de detonação no seu ducto de *bypass*.

Relativamente a estes resultados, foram consideradas uma razão de equivalência da mistura estequiométrica e um enchimento das câmaras de detonação de 100%, no entanto estes

parâmetros podem também afetar o desempenho do motor. E o trabalho realizado por Mawid et al. analisa também esses mesmos efeitos, ainda que só para o sistema de detonação, isto é, apenas para o ducto de *bypass*.

Nesses resultados, e em relação à razão de equivalência da mistura, pôde ver-se que a máxima tração e mínimo SFC ocorrem para a razão estequiométrica, e à medida que a frequência do ciclo aumenta, maior tração, tração específica e menor SFC são esperados. Além disso os resultados revelaram que podem ser feitas algumas compensações de forma a otimizar o desempenho. Já em relação ao enchimento dos setores, os autores admitem que nem sempre seja possível atingir os 100% devido a vários fatores como por exemplo a possível interação da válvula dos setores de *bypass* com a *fan*, porém, os resultados da análise do efeito deste parâmetro em relação ao desempenho do sistema de detonação acaba por ser trivial, uma vez que quanto maior o enchimento da câmara maior será a tração produzida, e o SFC será diretamente proporcional ao enchimento pois existirá mais ou menos mistura a ser queimada.

No fundo, Mawid et al. realizaram um estudo minucioso acerca da integração de um sistema PDE com um turbofan que apresenta resultados muito encorajadores para futuras aplicações e futuros ensaios.

## 3. Metodologia

Para se poder estudar o comportamento de um determinado motor, isto é, como varia por exemplo a sua tração específica e consumo específico de tração quando se alteram as condições de voo e os parâmetros de projeto, é necessário efetuar uma análise paramétrica, que ajudará a compreender esse preciso comportamento, em função da variação destes vários parâmetros.

Neste capítulo descrevem-se os métodos utilizados na análise efetuada nesta dissertação. Uma vez que se trata de uma análise comparativa, introduzem-se dois casos para posterior comparação de resultados. Sendo precisamente o método de obtenção dos resultados, em ambos os casos, que será apresentado detalhadamente nesta secção.

### 3.1. Considerações

Antes de se seguir para o primeiro caso, convém descrever algumas considerações que foram feitas ao longo do trabalho, bem como quais os parâmetros que serão estudados.

Seguindo uma análise de ciclo semelhante àquela de Mattingly [30] ou Ahmed [31] para motores turbofan sem mistura de caudais, destacam-se as seguintes considerações:

1. Gás perfeito a montante da câmara de combustão com propriedades  $\gamma_c$ ,  $R$  e  $c_{pc}$  constantes;
2. Gás perfeito a jusante da câmara de combustão com propriedades  $\gamma_h$ ,  $R$  e  $c_{ph}$  constantes;
3. Todos os componentes são adiabáticos, i.e. não existe refrigeração da turbina;
4. As eficiências dos componentes do motor, como a *fan*, compressor, turbina, câmara de combustão e veios fazem-se representar por eficiências constantes.

Relativamente aos parâmetros, neste trabalho estudar-se-á o desempenho dos dois motores no que diz respeito à sua tração específica e ao consumo específico de tração, bem como aos seus rendimentos propulsivo, térmico e global.

Estes dados serão apresentados em função da variação de outros parâmetros como as condições de voo (e.g. número de Mach) e os dados de projeto (e.g. razão de pressão do compressor e da *fan*, razão de *bypass* e temperatura de entrada na turbina).

### 3.2. Turbofan Modelo

O modelo de motor turbofan escolhido como base comparativa foi o GE-90, fabricado pela *General Electric* em conjunto com a francesa *Snecma*, a japonesa *IHI* e a italiana *FiatAvio* [32]. Este modelo, que foi primeiramente introduzido pela *British Airways* em 1995 para a sua nova frota de *Boeing 777* [32], constitui o nosso primeiro caso de análise de desempenho.

Uma vasta pesquisa de motores turbofan foi conduzida, dando uma especial atenção aos motores com aplicações na aviação comercial devido ao maior interesse da parte do autor. Depois de feita uma seleção de motores de fabricantes mais popularmente conhecidos, cujos motores são aplicados em aeronaves mais notórias, foi efetuada uma pesquisa dos seus dados de projeto e de desempenho. Não foi fácil a recolha dos dados, que se sabe ser de conhecimento público muito limitado, especialmente os de projeto, de muitos dos motores selecionados, e a escolha acabou por recair no motor da *General Electric*, GE-90.

O GE-90, representado na Figura 19, é um motor turbofan de alta razão de *bypass* sem mistura de caudais e com dois veios. Um que liga a turbina de alta pressão ao compressor de alta pressão, e outro que liga a turbina de baixa pressão ao compressor de baixa pressão e à *fan*. Mais se pode dizer que o GE-90 é constituído, em termos de turbo-maquinaría, por uma *fan*, um compressor de baixa pressão seguido de um compressor de alta pressão, uma câmara de combustão anular, e uma turbina de alta pressão seguida de uma turbina de baixa pressão.

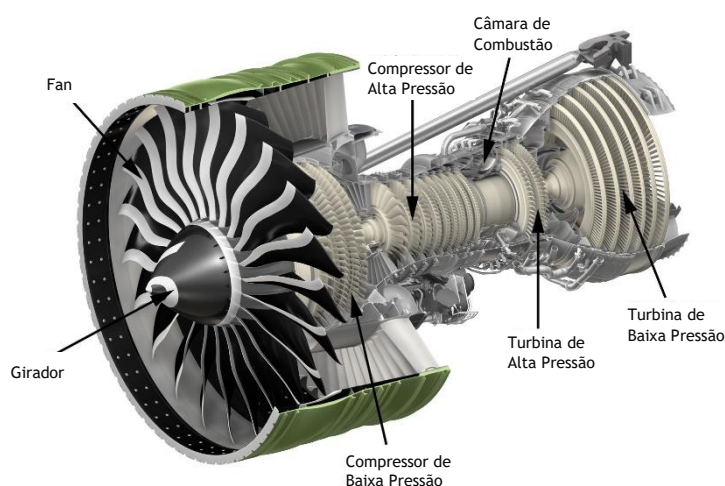


Figura 19. Esquematização dos componentes do motor GE-90 [33].

A numeração dos seus estágios será um requisito fundamental para melhor compreensão da análise de desempenho. Deste modo, a numeração adotada neste trabalho é apresentada na Figura 20.

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

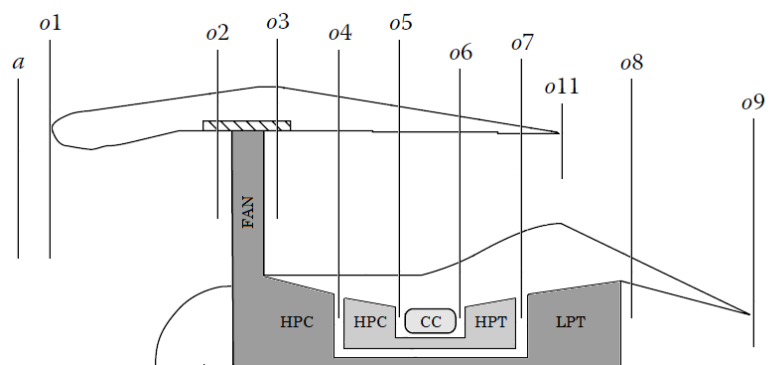


Figura 20. Numeração adotada nos estágios do motor GE-90.

As tabelas que se seguem dão conta dos valores dos parâmetros de projeto do GE-90 relativos aos seus componentes, bem como às suas condições de operação. Estes valores serão utilizados na condução da análise de desempenho não só deste motor base, como também do motor híbrido. É de fazer notar que os dados disponíveis relativamente ao GE-90, apresentados na Tabela 3, não são publicamente conhecidos na sua totalidade, no entanto foram utilizados por Ahmed [31] e Siddappaji [32] em análises semelhantes, e têm em conta motores turbofan de alta razão de *bypass* idênticos.

Tabela 2. Especificações e dados de projeto do motor GE-90 para condições de cruzeiro e à descolagem [31] [32].

		Cruzeiro (On-Design)	Descolagem (Off-Design)
Rendimento Politrópico da Admissão, $\eta_a$		0,98	
Rendimento Politrópico da <i>Fan</i> , $\eta_f$		0,93	
Rendimento Politrópico dos Compressores, $\eta_{LPC}=\eta_{HPC}$		0,91	
Rendimento da Combustão, $\eta_b$		0,99	
Razão de Queda de Pressão na Câmara de Combustão, $\Delta_{pb}$		0,05	
Poder Calorífico Inferior do Combustível, $Q_{net}$	J/kg	4,8E+07	
Rendimento Mecânico dos Veios, $\eta_s$		0,99	
Rendimento Politrópico das Turbinas, $\eta_{LPT}=\eta_{HPT}$		0,93	
Rendimento Isentrópico dos Bocais, $\eta_n$		0,95	
Área do Bocal Frio, $A_{CN}$	m <sup>2</sup>	3,5935	
Área do Bocal Quente, $A_{HN}$	m <sup>2</sup>	1,0111	
Razão de <i>Bypass</i> , $\beta$		8,1	8,4
Razão de Pressões da <i>Fan</i> , $\pi_f$		1,70	1,58
Razão de Pressões do LPC, $\pi_{LPC}$		1,14	1,10
Razão de Pressões do HPC, $\pi_{HPC}$		21,00	23,00
Razão de Pressões Global, $\pi_G$		40,70	39,97
Caudal Mássico de Ar, $\dot{m}_a$	kg/s	576,0	1350,0
Tração, F	kN	69,2	365,3
Consumo Específico de Combustível, SFC	mg/N·s	15,6	7,9
Tração Específica, $F_s$	N·s/kg	120,1	278,1

Tabela 3. Condições de operação do motor GE-90 em cruzeiro e à descolagem [31] [32].

		Cruzeiro (On-Design)	Descolagem (Off-Design)
Número de Mach, $M_0$		0,85	0
Altitude	km	10,668	0
Temperatura Ambiente, $T_a$	K	218,934	288,160
Velocidade de Voo, $C_a$	m/s	252	0
Pressão Ambiente, $p_a$	bar	0,239	1,014
Temperatura de Entrada dos Gases na Turbina, TIT	K	1380	1592

Depois da recolha destes dados acerca do motor modelo, pode agora sem mais limitações fazer-se a análise do seu desempenho.

### 3.2.1. Análise

Já foi visto na Secção 2.1. que as turbinas de gás operam de acordo com o ciclo de Brayton, e é baseado neste princípio que se fará a análise do desempenho do motor modelo.

A análise paramétrica de ciclo deste motor será conduzida através de processos que envolvem a conservação de massa e energia, e têm como base a metodologia seguida por Ahmed [31] e cuja derivação pode ser consultada nessa mesma referência.

Seguindo a numeração das estações já indicada anteriormente (Figura 20), começa-se por descrever as condições do ar à entrada do motor, que dependem das condições ambiente, sendo elas a velocidade do som nas condições de voo especificadas, e a velocidade de voo:

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R T_a} \quad (10)$$

$$C_a = M_0 a_0 \quad (11)$$

E as condições do ar na admissão são dadas por:

$$T_{02} = T_a + \frac{C_a^2}{2c_{pc}} \quad (12)$$

$$p_{02} = p_a \left[ 1 + \eta_a \frac{C_a^2}{2c_{pc} T_a} \right]^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (13)$$

Para determinar as condições do ar depois da *fan*, utiliza-se a razão de pressões do próprio componente, e uma relação termodinâmica entre temperaturas numa compressão politrópica:

$$p_{03} = \pi_f p_{02} \quad (14)$$

$$T_{03} = T_{02} \left( \frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c \eta_f}} \quad (15)$$

Do mesmo modo, para o compressor de baixa pressão, utiliza-se a razão de pressões do componente, e a mesma relação termodinâmica:

$$p_{04} = \pi_{LPC} p_{03} \quad (16)$$

$$T_{04} = T_{03} \left( \frac{p_{04}}{p_{03}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c \eta_{LPC}}} \quad (17)$$

E para o compressor de alta pressão vem:

$$p_{05} = \pi_{HPC} p_{04} \quad (18)$$

$$T_{05} = T_{04} \left( \frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c \eta_{HPC}}} \quad (19)$$

Já para a câmara de combustão, a temperatura de saída dos gases é dada pelas condições de voo (ver Tabela 3) e a pressão pode ser calculada tendo em conta a queda de pressão na combustão:

$$T_{06} = TIT \quad (20)$$

$$p_{06} = p_{05} - p_{05} \Delta_{pb} \quad (21)$$

Com estas condições pode-se calcular a razão ar/combustível com a seguinte equação:

$$f = \frac{c_{ph} T_{06} - c_{pc} T_{05}}{\eta_b Q_{net} - c_{ph} T_{06}} \quad (22)$$

Através de um balanço de energia, calcula-se as condições do ar, nomeadamente a temperatura, à saída da turbina de alta pressão. Este balanço baseia-se no facto de que a turbina de alta pressão está diretamente conectada, através do veio, ao compressor de alta pressão, e assim a potência por ela extraída é igual à razão entre a potência consumida pelo compressor e o rendimento mecânico do veio:

$$W_{HPT} = \frac{W_{HPC}}{\eta_s} \quad (23)$$

$$\dot{m}_a (1 + f) c_{ph} (T_{06} - T_{07}) = \frac{\dot{m}_a c_{pc} (T_{05} - T_{04})}{\eta_s} \quad (24)$$

$$T_{07} = T_{06} - \left[ \frac{c_{pc} (T_{05} - T_{04})}{c_{ph} (1 + f) \eta_s} \right] \quad (25)$$

Para determinar a pressão utiliza-se a relação termodinâmica entre pressões numa expansão politrópica:

$$p_{07} = \frac{p_{06}}{\left( \frac{T_{06}}{T_{07}} \right)^{\frac{\gamma_h}{\eta_{HPT}(\gamma_h - 1)}}} \quad (26)$$

À saída da turbina de baixa pressão a temperatura do ar é determinada seguindo o mesmo método de balanço de energia. No entanto, esta turbina encontra-se ligada através do veio não só ao compressor de baixa pressão mas também à fan, e deste modo a potência extraída pela

turbina é igual à razão entre a soma das potências consumidas pelo compressor e pela *fan*, e o rendimento mecânico do veio:

$$\dot{W}_{LPT} = \frac{\dot{W}_{fan} + \dot{W}_{LPC}}{\eta_s} \quad (27)$$

$$\dot{m}_a(1+f)c_{ph}(T_{07} - T_{08}) = \frac{(1+\beta)\dot{m}_a c_{pc}(T_{03} - T_{02}) + \dot{m}_a c_{pc}(T_{04} - T_{03})}{\eta_s} \quad (28)$$

$$T_{08} = T_{07} - \frac{\left(\frac{1+\beta}{1+f}\right)\left(\frac{c_{pc}}{c_{ph}}\right)(T_{03} - T_{02}) - \left(\frac{c_{pc}}{c_{ph}(1+f)}\right)(T_{04} - T_{03})}{\eta_s} \quad (29)$$

A pressão é calculada através da mesma relação termodinâmica utilizada na estação da turbina de alta pressão:

$$p_{08} = \frac{p_{07}}{\left(\frac{T_{07}}{T_{08}}\right)^{\frac{\gamma_h}{\eta_{LPT}(\gamma_h-1)}}} \quad (30)$$

Depois da passagem pela turbina de baixa pressão os gases serão expandidos no bocal quente. De assinalar o facto de poder existir ainda uma queda de pressão no bocal propulsivo, o que implicaria, antes de calcular as condições depois da expansão, a necessidade de corrigir o valor da pressão tendo em conta essa queda de pressão. Para efeitos deste trabalho considera-se que não existe queda de pressão no bocal propulsivo.

Deste modo, para se poder então calcular as condições dos gases imediatamente à saída do bocal precisa-se primeiro de calcular as condições (pressão, temperatura e velocidade, respetivamente) críticas:

$$p_{c1} = p_{08} \left[ 1 - \frac{1}{\eta_n} \left( \frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h + 1} \right) \right]^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \quad (31)$$

$$T_{c1} = \frac{T_{08}}{\left( \frac{\gamma_h + 1}{2} \right)} \quad (32)$$

$$V_{c1} = \sqrt{\gamma_h R T_{c1}} \quad (33)$$

Com estas condições críticas é necessário verificar a condição de bloqueio do bocal:

$$p_{c1} > p_a \quad (34)$$

Que, se verificada, implica que as condições dos gases imediatamente à saída do bocal sejam as seguintes:

$$p_{09} = p_{c1} \quad (35)$$

$$T_{09} = T_{c1} \quad (36)$$

$$V_{09} = V_{c1} \quad (37)$$

Caso não se verifique, e o bocal não se encontre bloqueado, tem-se:

$$p_{09} = p_a \quad (38)$$

$$T_{09} = T_{08} - \eta_n T_{08} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\frac{p_{08}}{p_{09}}} \right)^{\frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h}} \right] \quad (39)$$

$$V_{09} = \sqrt{2c_{ph}(T_{08} - T_{09})} \quad (40)$$

De forma exatamente análoga, mudando apenas os subscritos, ocorre a expansão no bocal frio, novamente sem queda de pressão no bocal propulsivo, com os gases provenientes do ducto de *bypass*. Assim, as condições críticas são:

$$p_{c2} = p_{03} \left[ 1 - \frac{1}{\eta_n} \left( \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c + 1} \right) \right]^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (41)$$

$$T_{c2} = \frac{T_{03}}{\left( \frac{\gamma_c + 1}{2} \right)} \quad (42)$$

$$V_{c2} = \sqrt{\gamma_c R T_{c2}} \quad (43)$$

E a condição de bloqueio:

$$p_{c2} > p_a \quad (44)$$

Que caso se verifique implica:

$$p_{11} = p_{c2} \quad (45)$$

$$T_{11} = T_{c2} \quad (46)$$

$$V_{11} = V_{c2} \quad (47)$$

E caso não se verifique:

$$p_{11} = p_a \quad (48)$$

$$T_{11} = T_{03} - \eta_n T_{03} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\frac{p_{03}}{p_{11}}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \right] \quad (49)$$

$$V_{11} = \sqrt{2c_{pc}(T_{03} - T_{11})} \quad (50)$$

Com isto, obtém-se os valores necessários para se poder calcular o desempenho em termos de tração específica:

$$F_s = \frac{F}{\dot{m}_a} = \frac{\beta}{1+\beta} V_{11} + \frac{1}{1+\beta} (1+f) V_{09} - C_a + \left( \frac{1+f}{1+\beta} \right) \left( \frac{RT_{09}}{p_{09} V_{09}} \right) (p_{09} - p_a) + \left( \frac{\beta}{1+\beta} \right) \left( \frac{RT_{11}}{p_{11} V_{11}} \right) (p_{11} - p_a) \quad (51)$$

Tração:

$$F = \frac{F}{\dot{m}_a} \dot{m}_a = F_s \dot{m}_a \quad (52)$$

Consumo específico de tração:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad (53)$$

onde:

$$\dot{m}_f = f \dot{m}_h = f \frac{\dot{m}_a}{1+\beta} \quad (54)$$

Rendimento propulsivo:

$$\eta_p = \frac{F_s C_a}{F_s C_a + \left[ 0.5 \times \frac{(1+f)}{(1+\beta)} \right] (V_{09} - C_a)^2 + 0.5 \left( \frac{\beta}{1+\beta} \right) (V_{11} - C_a)^2} \quad (55)$$

Rendimento térmico:

$$\eta_{th} = \frac{F_s C_a + 0.5 \left[ \frac{(1+f)}{(1+\beta)} \right] (V_{09} - C_a)^2 + \left( \frac{\beta}{1+\beta} \right) (V_{11} - C_a)^2}{\left( \frac{f}{1+\beta} \right) Q_{net}} \quad (56)$$

E finalmente rendimento global:

$$\eta_o = \eta_p \eta_{th} \quad (57)$$

Todo este processo que leva à obtenção destes valores de desempenho do motor turbofan convencional foi implementado, em forma de algoritmo, no *software Matlab*, e o seu resultado aproxima-se do resultado da análise de Ahmed [31], e de Siddappaji [32] com o *software GASTURB*. O respetivo código encontra-se exposto no Anexo 1.

### 3.3. Turbofan Híbrido

O verdadeiro caso de estudo deste trabalho trata-se de um motor turbofan adaptado de forma a incorporar uma câmara de combustão por detonação. Esta nova câmara de combustão irá substituir a do motor modelo, e a análise de desempenho deste motor híbrido será conduzida de forma semelhante à do motor modelo, tendo em conta apenas a alteração na combustão, que passará a realizar-se através de um PDE.

Desta forma, fez-se um estudo da evolução da pressão ao longo da câmara de detonação para se obter novos valores de  $p_{06}$ . Para isso, apresenta-se neste capítulo uma análise formulada por Endo e Fujiwara [34] relativamente ao desempenho de PDE's. Mais ainda, far-se-á uso do programa *CEA (Chemical Equilibrium with Applications)* [35] desenvolvido e disponibilizado pela NASA, de forma a determinar algumas propriedades da detonação que serão depois implementadas na análise de Endo e Fujiwara.

### 3.3.1. Modelação e Análise da Detonação

A modelação da combustão deste motor é realizada considerando um único tubo de detonação de dimensão  $L = 1\text{ m}$ . Uma extremidade do tubo está fechada e a outra extremidade aberta. Uma onda de detonação é iniciada na extremidade fechada. A Figura 21 demonstra a distribuição dos valores de pressão para as várias fases do ciclo de operação do PDE.

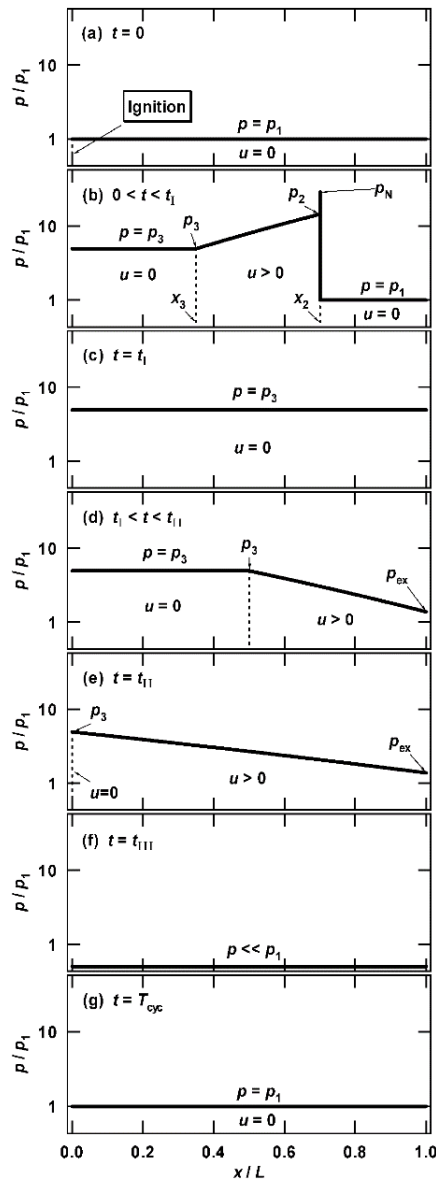


Figura 21. Distribuição da pressão ao longo de um PDE nas várias fases de operação do ciclo [34].

Atente-se na Figura 21 para os subscritos das várias fases, onde 1 indica as propriedades da mistura não perturbada dentro da câmara, 2 indica as propriedades de Chapman-Jouguet imediatamente antes da onda de detonação (mistura queimada), 3 indica as propriedades da mistura no limite traseiro da onda de rarefação, e *ex* representa o plano de saída do tubo de detonação.

Seguindo a análise de Endo e Fujiwara [34], sabe-se que a mistura inicial não perturbada é caracterizada por  $\rho_1, T_1, p_1, \gamma_1, u_1 (= 0)$  (Figura 21-a). No tempo  $t = 0$  a mistura é inflamada e a onda de detonação de Chapman-Jouguet começa a propagar-se da extremidade fechada para a extremidade aberta ( $x = L$ ). Nesta modelação assume-se que a detonação se inicia em  $x = 0$ , não sendo tratado o processo de TDD.

Estas condições da mistura não perturbada foram obtidas de forma idêntica à do motor convencional, i.e. ( $T_{05}$  e  $p_{05}$ ). Assim,

$$p_1 = p_{05} = \pi_{HPC} p_{04} \quad (58)$$

$$T_1 = T_{05} = T_{04} \left( \frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c \eta_{HPC}}} \quad (59)$$

$$\gamma_1 = \gamma_c \quad (60)$$

$$a_1 = \sqrt{\gamma_1 R T_1} \quad (61)$$

$$\rho_1 = \frac{\gamma_1 p_1}{a_1^2} \quad (62)$$

Relativamente aos gases queimados, na superfície da onda de detonação de Chapman-Jouguet ( $x = x_2$ ), caracterizam-se por  $\rho_2, p_2, \gamma_2, u_2, T_2, V_{CJ}, M_{CJ}$  (Figura 21-b) e serão neste trabalho calculados através do programa *CEA* [35], de forma a evitar simplificações e aproximações que outros métodos analíticos poderiam introduzir.

Este programa permite calcular as propriedades em equilíbrio químico de uma vasta gama de misturas de combustível/oxidante. Nas suas diversas utilizações estão incluídos o cálculo de processos termodinâmicos e de combustão específicos, o cálculo do desempenho teórico de motores foguete, de parâmetros em tubos de choque com ondas de choque normais ou refletidas, e de detonações de Chapman-Jouguet.

O programa, desenvolvido no NASA Glenn Research Center, contém atualmente uma base termodinâmica de dados de mais de 2000 espécies e foi desenvolvido em *FORTRAN* por Bonnie J. McBride e Stanford Gordon [35].

A consulta da referência [35] é fundamental, e permite compreender o funcionamento do programa. Naturalmente a utilização que se pretende neste trabalho é a do cálculo de detonações de Chapman-Jouguet, e esta função requer como *input* uma (ou um conjunto de)

temperatura e pressão inicial, bem como uma razão de equivalência específica e a escolha dos elementos que atuam como oxidante e combustível.

O *output* do programa, por sua vez, indica as propriedades dos gases queimados,  $\rho_2$ ,  $p_2$ ,  $T_2$ ,  $\gamma_2$  e as propriedades da detonação  $V_{CJ}$ ,  $M_{CJ}$ . Remete-se para a referência [36] a exposição do método de cálculo destas propriedades. As figuras 22 a 24 demonstram um exemplo de *input* e *output* obtidos para as condições de cruzeiro. A Figura 22 representa a mistura e razão de equivalência ( $\phi$ ) escolhidas para a detonação, neste caso,  $H_2/Ar$  e  $\phi = 1$  respectivamente, a Figura 23 demonstra as propriedades dos gases queimados e não queimados, e a Figura 24 as propriedades da detonação.

	REACTANT	WT FRACTION (SEE NOTE)	ENERGY KJ/KG-MOL	TEMP K
FUEL	H2	1.0000000	14680.553	799.293
OXIDANT	Air	1.0000000	15023.131	799.293

O/F= 34.29623 %FUEL= 2.833164 R,EQ.RATIO= 1.000000 PHI,EQ.RATIO= 1.000000

Figura 22. *Input* do programa CEA, uma mistura de Ar/Hidrogénio com uma razão de equivalência igual à unidade, e à temperatura  $T_5$  (mistura não perturbada).

BURNED GAS		UNBURNED GAS	
P, BAR	95.223	P1, BAR	15.4593
T, K	3267.30	T1, K	799.29
RHO, KG/CU M	8.3855 0	H1, KJ/KG	710.29
H, KJ/KG	2001.99	M1, (1/n)	21.008
U, KJ/KG	866.42	GAMMA1	1.3637
G, KJ/KG	-31260.2	SON VEL1,M/SEC	656.8
S, KJ/(KG) (K)	10.1803		
M, (1/n)	23.923		
(dLV/dLP) <sub>t</sub>	-1.01060		
(dLV/dLT) <sub>p</sub>	1.2083		
Cp, KJ/(KG) (K)	3.2537		
GAMMA <sub>s</sub>	1.1701		
SON VEL,M/SEC	1152.7		

Figura 23. Propriedades dos gases queimados, atrás da onda de detonação de Chapman-Jouguet (esquerda), e propriedades dos gases não queimados, à frente da onda de detonação de Chapman-Jouguet (direita).

DETONATION PARAMETERS

P/P1	6.160
T/T1	4.088
M/M1	1.1387
RHO/RHO1	1.7159
DET MACH NUMBER	3.0114
DET VEL,M/SEC	1977.9

Figura 24. Propriedades da detonação dadas pelo programa CEA. De notar os importantes valores  $V_{CJ}$  e  $M_{CJ}$ .

Obtidas então as condições de Chapman-Jouguet e as propriedades dos gases queimados, pode calcular-se para o pico de von Neumann, e de novo segundo Endo e Fujiwara [34] a massa específica e a pressão, respetivamente, da seguinte forma:

$$\rho_N = \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1} \rho_1 \quad (63)$$

$$p_N = \frac{2\gamma_1}{\gamma_1 + 1} M_{CJ}^2 p_1 \quad (64)$$

E como já se viu na Secção 2.2., durante a ignição, para além da onda de detonação inicia-se também uma onda de rarefação que acompanha a onda de detonação, e cuja frente coincide com esta. As condições dos gases ao longo desta onda de rarefação são dadas por:

$$\rho = \left( \frac{1}{\gamma_2} + \frac{\gamma_2 - 1}{\gamma_2} \frac{x}{x_2} \right)^{\frac{2}{\gamma_2 - 1}} \rho_2 \quad (65)$$

$$p = \left( \frac{1}{\gamma_2} + \frac{\gamma_2 - 1}{\gamma_2} \frac{x}{x_2} \right)^{\frac{2\gamma_2}{\gamma_2 - 1}} p_2 \quad (66)$$

$$u = u_2 - \frac{2}{\gamma_2 + 1} \frac{x_2 - x}{t} \quad (67)$$

Obtendo-se assim para o limite traseiro da onda de rarefação  $x = x_3$  as seguintes propriedades do fluido  $\rho_3, p_3, \gamma_3 (= \gamma_2), u_3 (= 0)$  (Figura 21-c):

$$x_3 = \frac{1}{2} x_2 \quad (68)$$

$$V_3 = \frac{1}{2} V_{CJ} \quad (69)$$

$$\rho_3 = 2 \left( \frac{\gamma_2 + 1}{2\gamma_2} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \rho_1 \quad (70)$$

$$p_3 = \frac{\gamma_1}{2\gamma_2} \left( \frac{\gamma_2 + 1}{2\gamma_2} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} M_{CJ}^2 p_1 \quad (71)$$

$$t_1 = \frac{2L}{V_{CJ}} \quad (72)$$

Todo este período  $0 \leq t \leq t_1$  é denominado fase de combustão, e logo na sua fase final,  $t = t_1$ , outra onda de rarefação é iniciada, propagando-se da extremidade aberta em direção à extremidade fechada (ver Secção 2.2.), atingindo-a em  $t = t_2$  (Figura 21-d e Figura 21-e).

$$t_2 = \frac{4L}{V_{CJ}} \quad (73)$$

As condições dos gases dentro desta outra onda de rarefação em  $t_1 \leq t \leq t_2$  dão-se por:

$$\rho = \left(1 + \frac{\gamma_2 - 1}{V_{CJ}} \frac{L - x}{t - t_1}\right)^{\frac{2}{\gamma_2 - 1}} \rho_{ex} \quad (74)$$

$$p = \left(1 + \frac{\gamma_2 - 1}{V_{CJ}} \frac{L - x}{t - t_1}\right)^{\frac{2\gamma_2}{\gamma_2 - 1}} p_{ex} \quad (75)$$

$$u = u_{ex} - \frac{2}{\gamma_2 + 1} \frac{L - x}{t - t_1} \quad (76)$$

$$a = a_{ex} + \frac{\gamma_2 - 1}{\gamma_2 + 1} \frac{L - x}{t - t_1} \quad (77)$$

Onde,

$$\rho_{ex} = \frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}}} \rho_1 \quad (78)$$

$$p_{ex} = \frac{\gamma_1}{\gamma_2^{\frac{2\gamma_2}{\gamma_2 - 1}} (\gamma_2 + 1)} M_{CJ}^2 p_1 \quad (79)$$

$$u_{ex} = a_e = \frac{1}{\gamma_2 + 1} V_{CJ} \quad (80)$$

O período  $t_1 \leq t \leq t_3$  denomina-se fase de escape, e depois do instante  $t = t_3$  a câmara é preenchida com uma nova mistura:

$$t_3 = \left[1 + \left(\frac{\gamma_2 + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}}\right] \frac{2L}{V_{CJ}} \quad (81)$$

Finalmente a frequência do ciclo dá-se por:

$$f_{cic} = \frac{1}{T_{cic}} = \frac{1}{t_3 + \tau_f} \quad (82)$$

Onde  $\tau_f$  é a duração da fase de enchimento da câmara, que pode ser estimada pela razão entre o comprimento característico e a velocidade característica da injeção da mistura detonável. Pegg et al. [37] afirmam que os PDE's podem tornar-se competitivos em relação aos turbojets quando operam em frequências na ordem dos 100 Hz, com um tempo de duração da fase de enchimento de 5 ms a representar cerca de metade da duração total do ciclo. Neste trabalho assume-se um  $\tau_f$  igual a 3 ms para uma duração total do ciclo de aproximadamente 7 ms.

Sumariamente, a pressão em função do tempo ao longo do ciclo é:

$$p_w(t) = \begin{cases} p_3 & (0 \leq t \leq t_2) \\ p_3 \left(1 - \frac{t - t_2}{t_3 - t_2}\right) & (t_2 \leq t \leq t_3) \\ 0 & (t_3 \leq t \leq t_{cic}) \end{cases} \quad (83)$$

Sendo o seu valor médio dado por:

$$p_{av} = \frac{\frac{1}{2\gamma_2} \left(\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}\right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \left[ 3 + \left(\frac{\gamma_2 + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \right] \rho_1 V_{CJ} L}{\left[ 1 + \left(\frac{\gamma_2 + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \right] \frac{2L}{V_{CJ}} + \tau_f} \quad (84)$$

Concluindo desta forma com o novo valor de  $p_{06}$ ,

$$p_{06} = p_{av} \quad (85)$$

Toda esta análise foi implementada no código de *Matlab* do motor convencional, substituindo o processo de combustão, para obter os novos valores de pressão. No entanto, como envolve um terceiro programa (*CEA*) este processo requer a introdução dos valores de Chapman-Jouguet manualmente. O respetivo código é apresentado no Anexo 2.

## 4. Resultados

Com a execução dos códigos apresentados nos Anexos 1 e 2, repetidamente para diferentes parâmetros obtiveram-se os resultados que se apresentam neste capítulo.

Estes resultados serão apresentados de forma criteriosa, seguindo uma lógica que permita a fácil comparação entre os dois motores. Desta forma, para cada parâmetro variado e o efeito dessa variação no parâmetro em estudo serão expostos os resultados tanto do turbofan convencional (NTF), como do turbofan híbrido (HTF).

Relativamente aos parâmetros em estudo apresenta-se uma breve descrição sobre os mesmos:

- Tração Específica,  $F_s$ , é definida como a tração por unidade de caudal mássico de ar [31];
- Consumo Específico de Tração,  $TSFC$ , é a razão entre o caudal mássico de combustível que entra no motor, e a tração produzida [31];
- Rendimento Propulsivo,  $\eta_p$ , é a razão entre a potência propulsiva da aeronave e a potência produzida pelo motor [30];
- Rendimento Térmico,  $\eta_{th}$ , é definida como a potência produzida pelo motor dividida pela taxa de energia térmica disponibilizada pelo combustível no motor [30];
- Rendimento Global,  $\eta_o$ , é o produto das eficiências propulsiva e térmica, e representa a razão entre a potência da aeronave e a taxa de energia térmica libertada no motor [30].

Já quanto aos parâmetros de projeto escolhidos, quando não funcionam como variáveis, tomam os valores usados em voo de cruzeiro, que são os seguintes:

- Razão de *Bypass*,  $\beta = 8,1$
- Razão de pressões do HPC,  $\pi_{HPC} = 21$
- Razão de pressões da *Fan*,  $\pi_f = 1,7$
- Temperatura de entrada na turbina,  $TIT = 1380 K$

#### 4.1. Variação da Razão de Bypass

Apresenta-se nesta secção os parâmetros em estudo, em função da variação da razão de *Bypass* e da velocidade de voo:

Analisando a Figura 25, verifica-se imediatamente a melhoria, em termos de tração específica, que um motor do tipo híbrido com combustão por detonação terá, em relação a um motor convencional com combustão por deflagração.

Esta melhoria, embora quase uniforme, é ligeiramente mais acentuada para razões de *bypass* elevadas, atingindo mesmo valores 11% superiores quando Mach se aproxima de 0,9 e  $\beta$  de 9,6. A melhoria, no entanto, vai-se atenuando à medida que diminui a velocidade de voo, chegando a um valor apenas 5% superior para Mach igual a 0,1 e  $\beta$  igual a 9,6.

Já para razões de *bypass* mais baixas, os benefícios são ainda menos acentuados, registando-se, independentemente da velocidade de voo, valores apenas 3% superiores quando a razão de *bypass* se aproxima de 4.

Verifica-se ainda que a tração específica vai diminuindo à medida que aumenta a velocidade de voo, e também quando aumenta a razão de *bypass*, sendo esta diminuição sentida em ambos os motores de maneira semelhante.

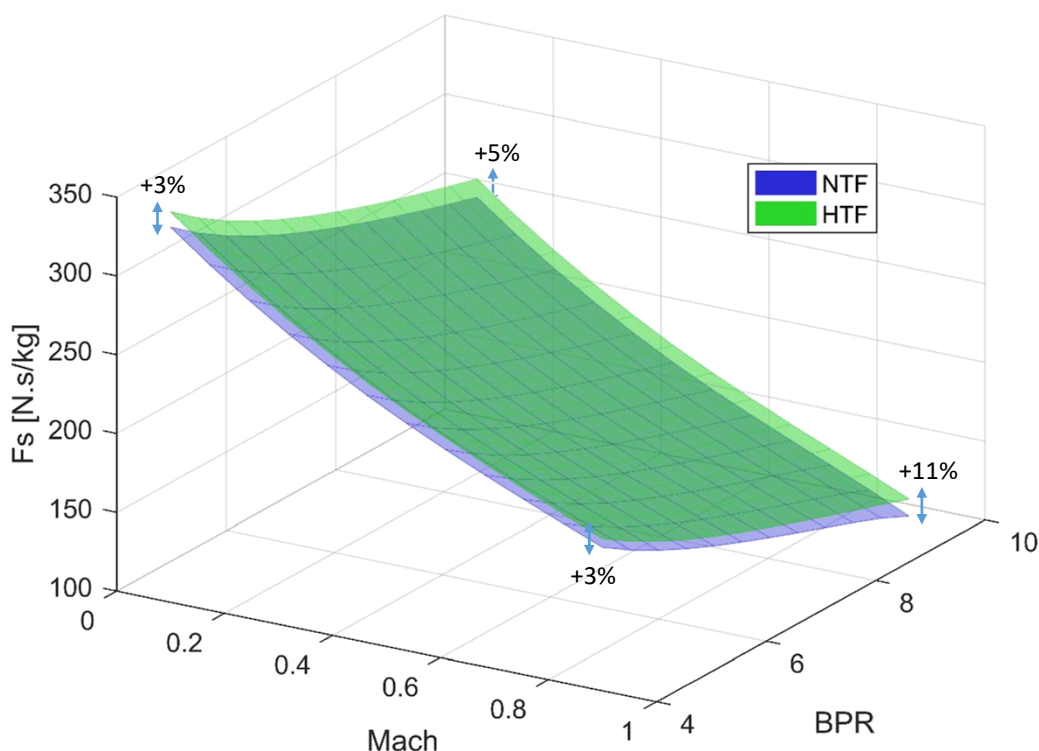


Figura 25. Efeito da variação do número de Mach e da razão de *bypass* na tração específica do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

Na Figura 26 têm-se presente os benefícios, no que toca ao consumo específico de tração, do turbofan híbrido em relação ao turbofan convencional. Antes de se falar em valores, pode ver-se que o consumo diminui para razões de *bypass* mais elevadas, e para velocidades de voo mais baixas. Assinala-se também que para as condições de cruzeiro (representadas pelo ponto na Figura 26) de Mach igual a 0,85 do turbofan convencional, encontra-se o consumo mais baixo para  $\beta$  igual a 8,1, que é precisamente a razão de *bypass* do motor convencional para essa situação de voo.

Em termos de benefícios, é claro também que o maior se verifica quando Mach se aproxima de 0,9 e  $\beta$  de 9,6 registando-se nesse ponto diminuições na ordem dos 9,5%.

Estes benefícios vão ficando menos claros à medida que Mach se aproxima de 0,1 independentemente da razão de *bypass* e também à medida que  $\beta$  se aproxima de 4 independentemente da velocidade de voo, registando-se nesses casos, aproximadamente, benefícios de apenas 3%.

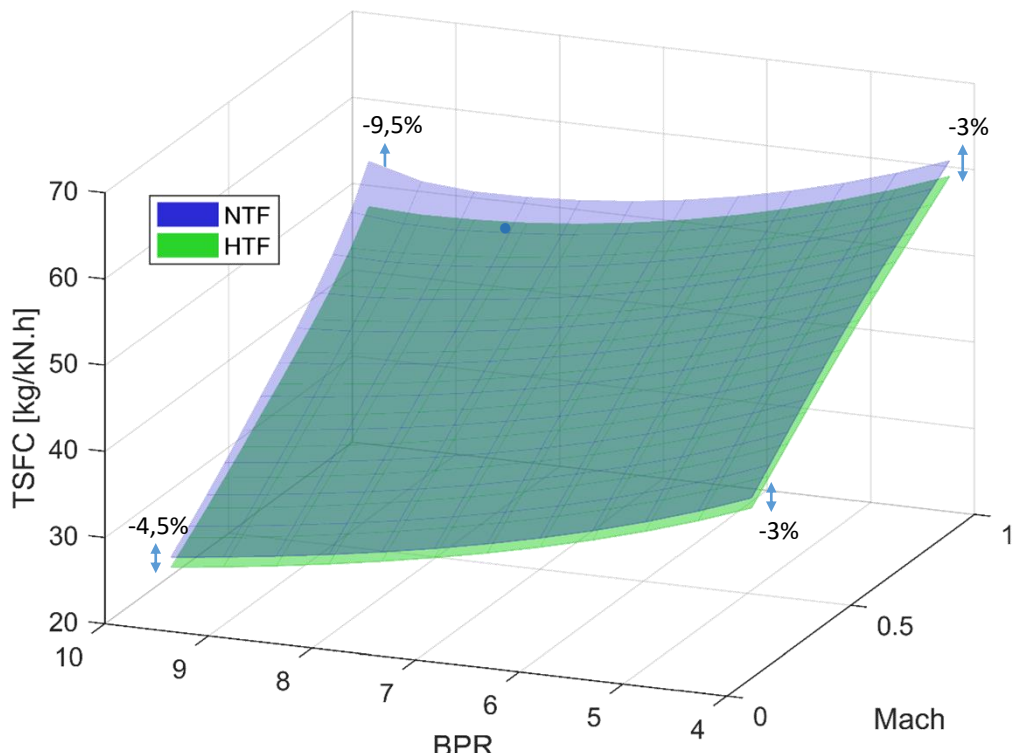


Figura 26. Efeito da variação do número de Mach e da razão de *bypass* no consumo específico de tração do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

Em relação ao rendimento propulsivo dos motores, cujo resultado se apresenta na Figura 27, vê-se, para ambos os motores, que o seu resultado é indiscutivelmente melhor para velocidades de voo mais elevadas, verificando-se ainda um ligeiro aumento do rendimento propulsivo com o aumento da razão de *bypass*.

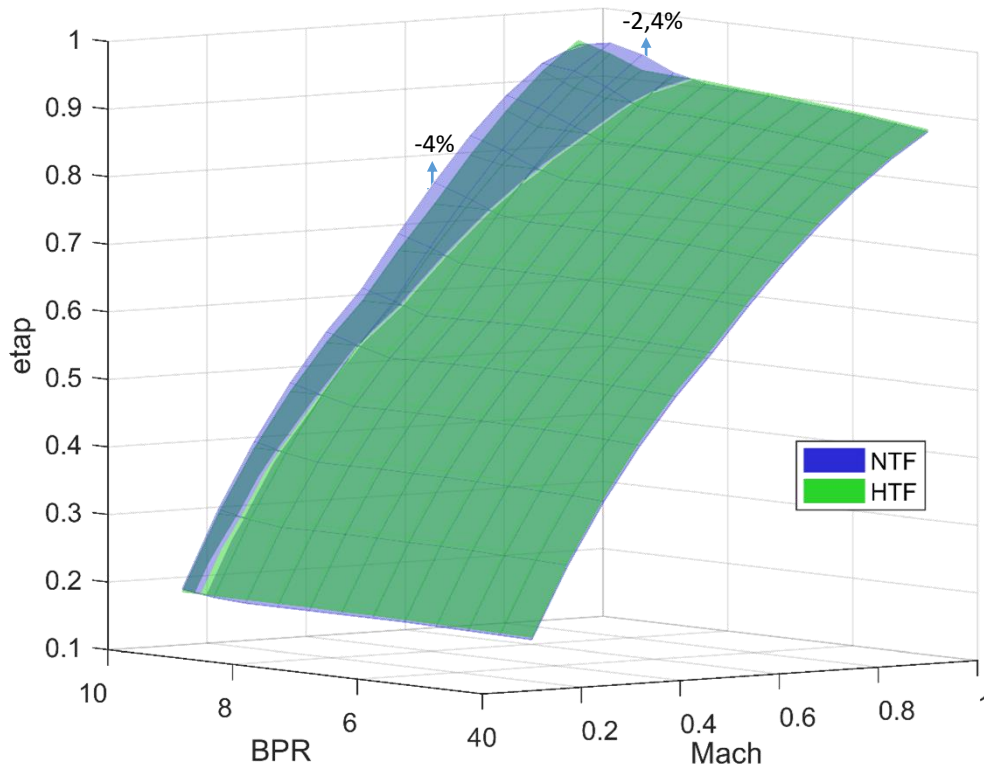


Figura 27. Efeito da variação do número de Mach e da razão de *bypass* no rendimento propulsivo do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

Mais ainda se pode dizer que as diferenças mais evidentes entre os dois motores ocorrem para razões de *bypass* elevadas, e à medida que se aumenta a velocidade de voo, ou seja, justamente quando o rendimento toma valores maiores.

Neste caso os benefícios favorecem o motor turbofan convencional. Assinalando-se as maiores diferenças, de 4%, para  $\beta$  igual a 9,6 e Mach igual a 0,6, e de 2,4% para uma razão de *bypass* de 8,6 e um número de Mach de 0,9.

Maiores eficiências são sempre preferíveis, no entanto, apenas nestes dois casos específicos é que se verificam as maiores disparidades, obtendo-se no resto da análise ao rendimento propulsivo, resultados semelhantes para ambos os motores.

A Figura 28 mostra o resultado da análise ao rendimento térmico, quando se varia mais uma vez a razão de *bypass* e o número de Mach.

Primeiramente pode ver-se que a sua distribuição não é tão uniforme quanto a do rendimento propulsivo, obtendo-se em ambos os motores uma melhoria deste rendimento com o aumento da razão de *bypass*, e com a velocidade de voo até Mach igual a 0,45. Para velocidades mais altas (Mach superior a 0,45) o rendimento começa a ser prejudicado independentemente da razão de *bypass*.

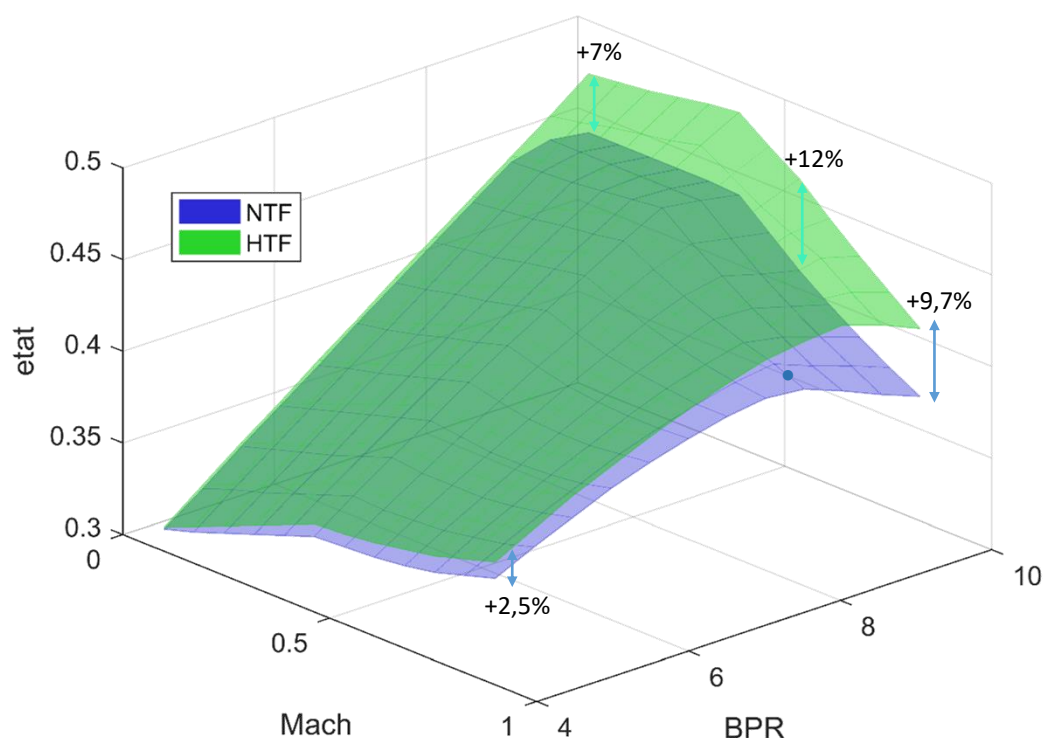


Figura 28. Efeito da variação do número de Mach e da razão de *bypass* no rendimento térmico do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

É importante assinalar mais uma vez que para as condições de cruzeiro (representadas pelo ponto da Figura 28), de Mach igual a 0,85, o maior rendimento, do turbofan convencional, ocorre para um  $\beta$  de aproximadamente 8,1 que é precisamente a razão de *bypass* deste motor nessa condição de voo.

Relativamente às diferenças entre os dois motores vê-se claramente que são mais acentuadas para razões de *bypass* mais elevadas, independentemente da velocidade de voo. Onde se regista, mais especificamente para Mach igual a 0,6 e  $\beta$  igual a 9,6 uma melhoria de aproximadamente 12% do motor híbrido em relação ao motor convencional.

Depois de analisados os rendimentos propulsivo e térmico em função da razão de *bypass*, resta apenas o rendimento global, cujo resultado é exposto pela Figura 29.

No rendimento global verifica-se que é tanto maior quanto maior for a razão de *bypass*, e tanto maior quanto maior for a velocidade de voo, sendo este último parâmetro mais decisivo no seu comportamento.

Ora, viu-se que o motor convencional era mais benéfico no rendimento propulsivo para números de Mach altos e razões de *bypass* também altas, no entanto, este benefício, que não era muito acentuado, foi contrariado no rendimento térmico onde as diferenças já eram mais destacadas e em favor do motor híbrido.

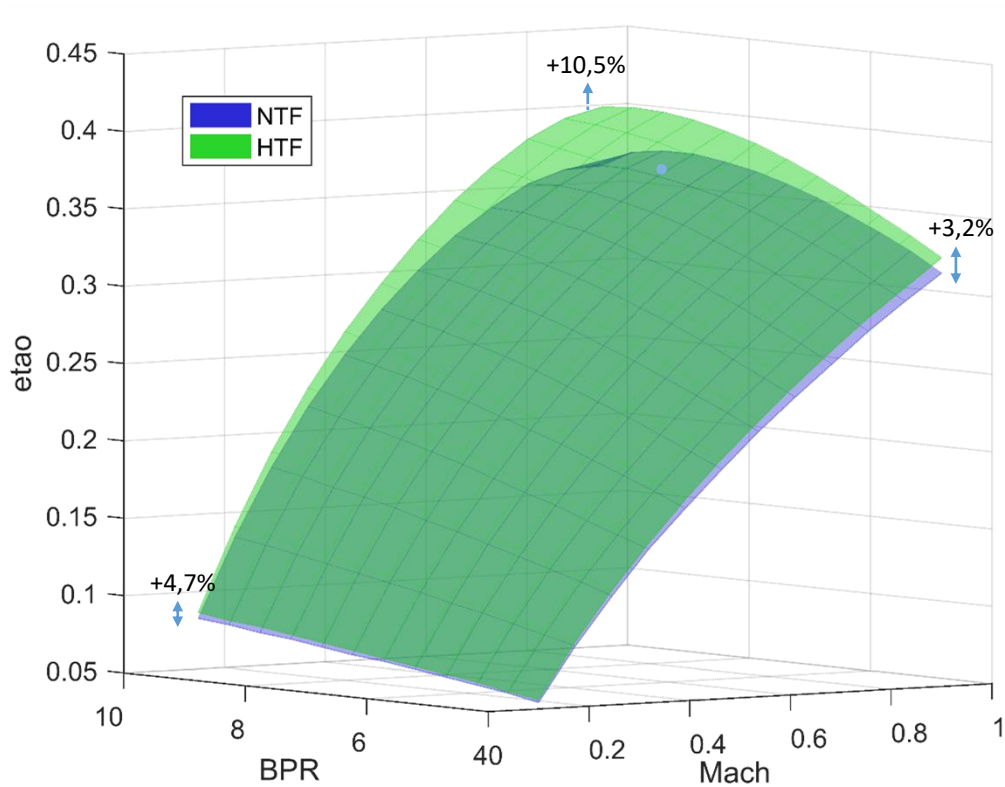


Figura 29. Efeito da variação do número de Mach e da razão de *bypass* no rendimento global do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

Desta forma, não é surpreendente que o motor híbrido tenha um melhor desempenho no que toca ao rendimento global. Sendo mais visível essa melhoria para velocidades de voo elevadas e para razões de *bypass* elevadas, chegando mesmo a atingir melhorias na ordem dos 10,5% para o caso mais extremo de Mach igual a 0,9 e  $\beta$  igual a 9,6. Esta melhoria vai-se atenuando quer para números de Mach mais baixos quer para razões de *bypass* mais baixas. Registando-se para casos como Mach igual a 0,9 e  $\beta$  igual a 4 uma melhoria apenas de 3,2%, e para Mach igual a 0,1 e  $\beta$  igual a 9,6 uma melhoria de 4,7%.

## 4.2. Variação da Razão de Pressões do HPC

Nesta secção varia-se a razão de pressões do compressor de alta pressão e a velocidade de voo, registando-se os seguintes resultados:

O primeiro parâmetro em análise é a tração específica, e a sua distribuição apresenta-se na Figura 30. À primeira vista nota-se que este parâmetro diminui acentuadamente, em ambos os motores, com o aumento da velocidade de voo, e diminui também, mas menos evidentemente com o aumento da razão de pressões do compressor de alta pressão.

Os benefícios são claros, e favorecem mais uma vez, e tal como para o caso da variação da razão de *bypass*, o motor híbrido.

Estas melhorias são uniformes ao longo de toda esta análise da tração específica, registando-se valores 5% superiores quando o número de Mach se aproxima de 0,1 e  $\pi_{HPC}$  se aproxima de 16, descendo para uma melhoria de 4% quando a razão de pressões do HPC se aproxima de 22 e para a mesma velocidade de voo.

Verificam-se também benefícios de 7% para um número de Mach igual a 0,9 e  $\pi_{HPC}$  igual a 16, descendo para 6% quando se aumenta  $\pi_{HPC}$  para 22, para a mesma velocidade de voo.

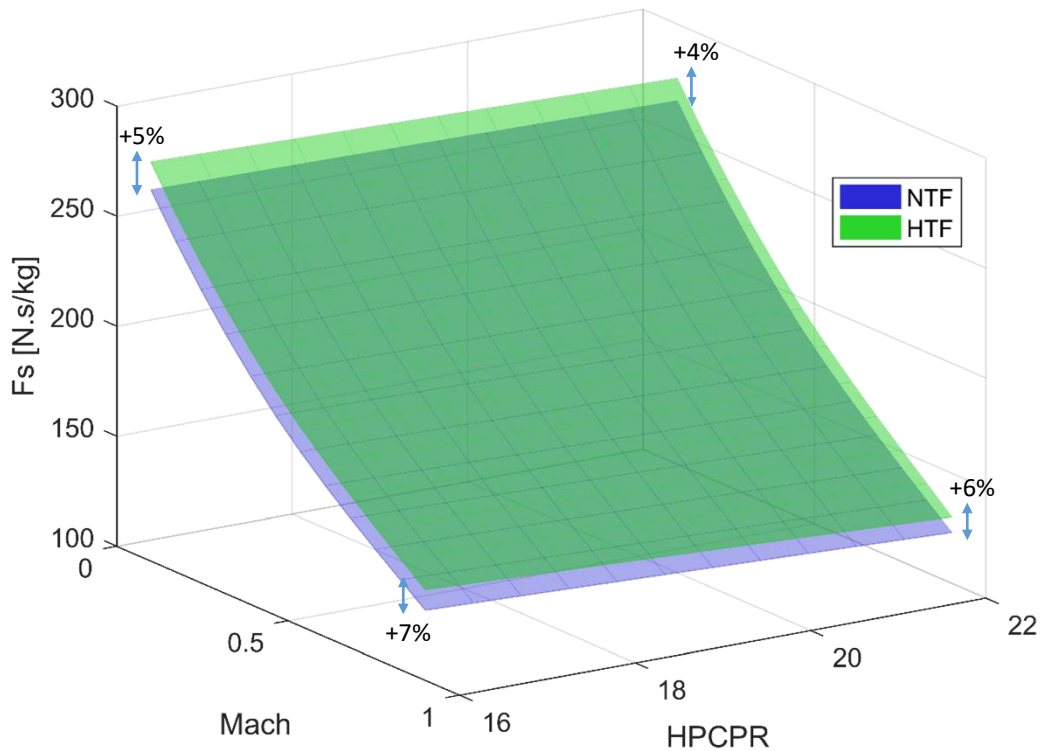


Figura 30. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão na tração específica do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

A Figura 31 apresenta a distribuição do consumo específico quando se variam os parâmetros em causa nesta secção.

Verifica-se que as melhorias, e neste caso os valores menores, do consumo específico de tração para o turbofan híbrido são mais acentuadas quando se varia  $\pi_{HPC}$  do que foram quando se fez variar a razão de *bypass*.

Quantitativamente, vê-se que para altas velocidades de voo, independentemente de  $\pi_{HPC}$ , tem-se uma melhoria mais destacada do que para velocidades de voo mais baixas. Para o primeiro caso registam-se melhorias de 5,4% quando  $\pi_{HPC}$  é igual a 22 e de 6,7% quando  $\pi_{HPC}$  é igual a 16, e para o segundo caso, de velocidades mais baixas, têm-se melhorias de 3,7% para um  $\pi_{HPC}$  igual a 22 e de 4,5% para um  $\pi_{HPC}$  igual a 16.

Pode ainda evidenciar-se, por exemplo, que para as condições de cruzeiro, Mach igual a 0,85 e  $\pi_{HPC}$  igual a 21, se consegue obter uma diminuição de aproximadamente 5,6% em TSFC, enquanto que se regista para as mesmas condições um aumento de aproximadamente 6% na tração específica.

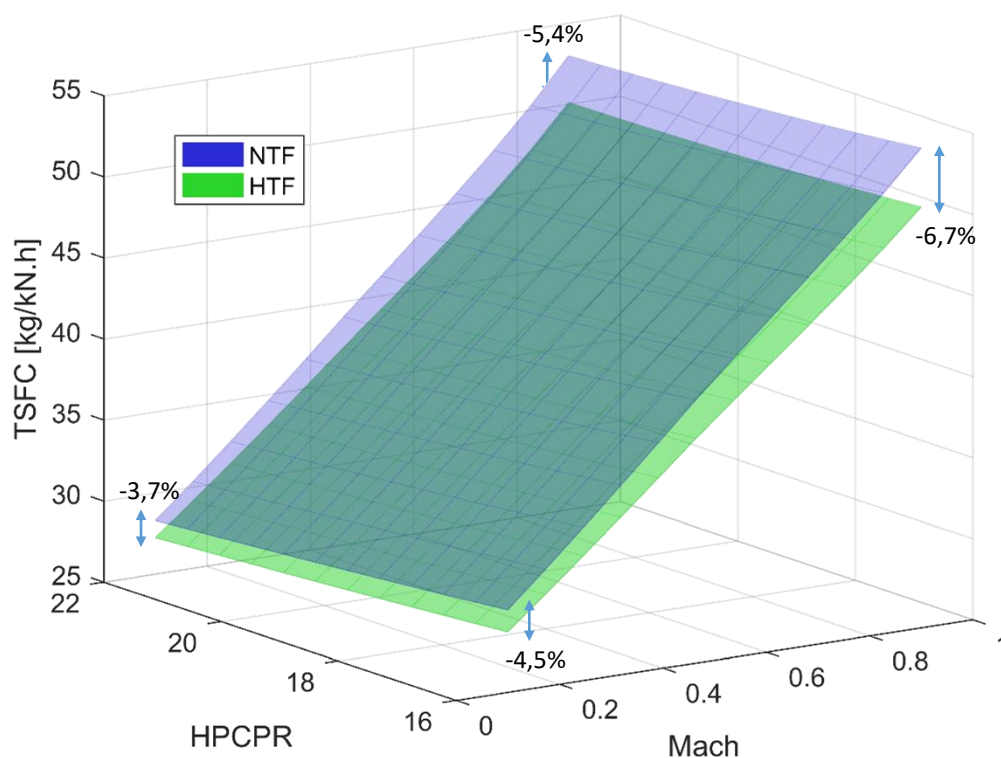


Figura 31. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão no consumo específico de tração do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

Os efeitos do rendimento propulsivo com a variação da velocidade de voo e da razão de pressões do compressor de alta pressão mostram, como se encontra representado na Figura 32, que o parâmetro em estudo aumenta quanto maior for a velocidade de voo, e que aumenta também, embora de forma particularmente ligeira, com o aumento de  $\pi_{HPC}$ .

Em casos particulares, como números de Mach superiores a 0,83 em conjunto com  $\pi_{HPC}$  superiores a 20,4, o turbofan convencional apresenta valores de rendimento propulsivo superiores. No entanto, para todos os outros casos o motor híbrido é mais vantajoso no que toca a este parâmetro.

As diferenças entre ambos os tipos de motor são muito discretas, variando desde os 1% (favorecendo o turbofan convencional) quando Mach se aproxima de 0,9 e  $\pi_{HPC}$  de 22 e os 3% (favorecendo o turbofan híbrido) para o mesmo  $\pi_{HPC}$  e para Mach igual a 0,1.

Já para razões mais baixas, quando  $\pi_{HPC}$  se aproxima de 16 têm-se rendimentos do turbofan híbrido superiores em 0,5% para Mach igual a 0,9 e 4% para Mach igual a 0,1, ambos favorecendo o motor híbrido.

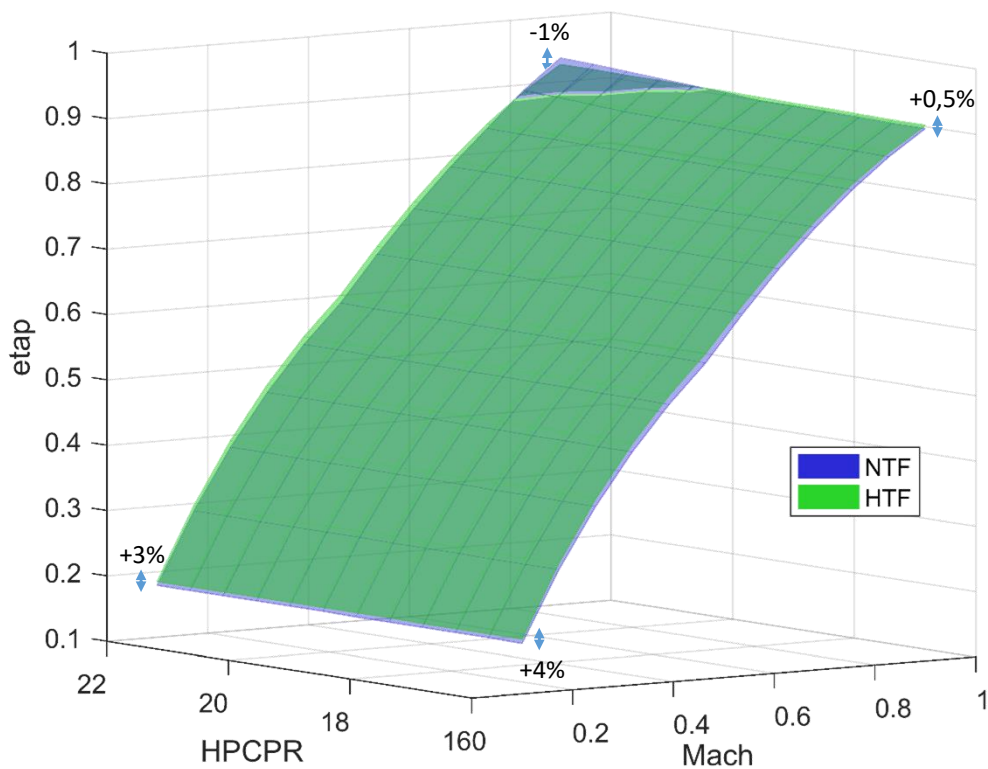


Figura 32. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão no rendimento propulsivo do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

Os resultados do rendimento térmico da Figura 33 mostram um comportamento interessante, e semelhante em ambos os motores, ou seja, e independentemente de  $\pi_{HPC}$ , aumentando sempre até Mach aproximadamente igual a 0,46 e diminuindo à medida que se aumenta a velocidade de voo acima deste valor.

Verifica-se no entanto, que esta diminuição no comportamento do rendimento térmico para Mach superior a 0,46 é mais acentuada no turbofan convencional do que no turbofan híbrido, o que também quer dizer que as maiores diferenças neste parâmetro se vão verificar precisamente para velocidades de voo mais elevadas. É de realçar ainda, e como se fez também para a variação da razão de *bypass*, que para o motor convencional, o valor de  $\pi_{HPC}$  para as condições de cruzeiro, 21, é precisamente o ponto onde à velocidade de cruzeiro, Mach igual a 0,85 (representado pelo ponto na Figura 33), o rendimento térmico é mais elevado.

Quantitativamente, pode-se atingir melhorias no rendimento térmico, cerca de 6,5% a 7% superiores, para o caso de Mach igual a 0,9, e para velocidades mais baixas, de Mach igual a 0,1, obtiveram-se melhorias de aproximadamente 1%.

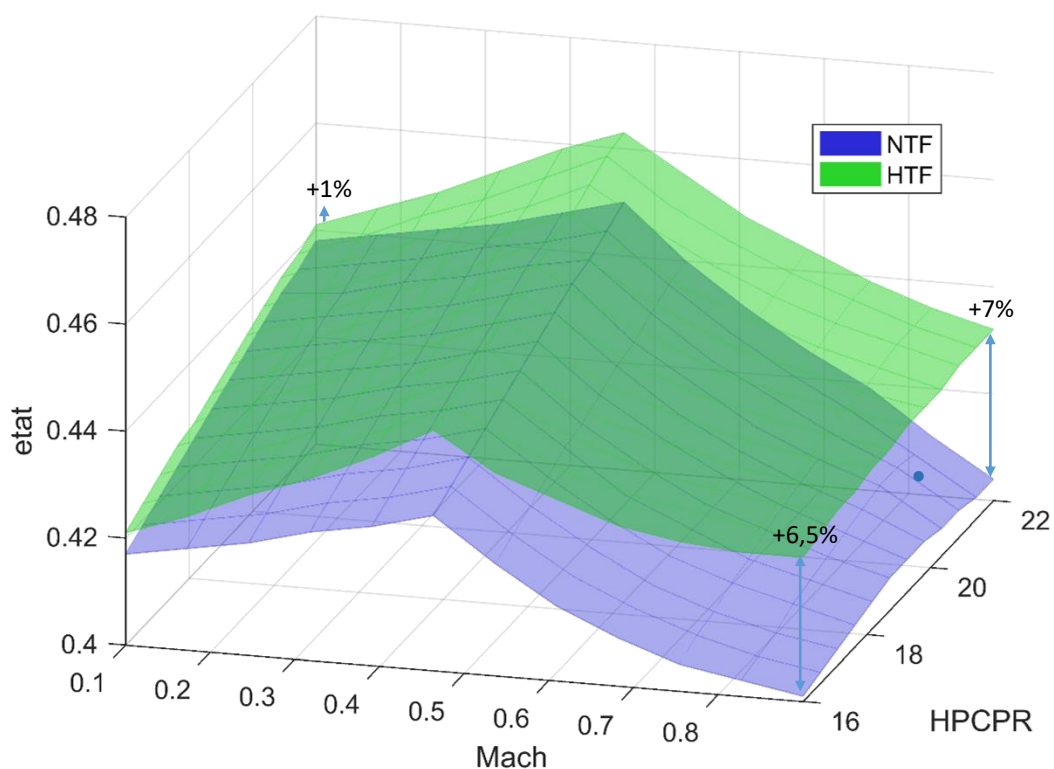


Figura 33. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão no rendimento térmico do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

A análise ao comportamento do rendimento global com a variação da razão de pressões do HPC e da velocidade de voo, da Figura 34, torna-se mais fácil de compreender tendo em mente ainda o comportamento dos rendimentos propulsivo e térmico das Figuras 32 e 33 respetivamente.

Pode ver-se que a maior influência no rendimento global dos dois motores é o número de Mach, que o faz aumentar sempre que ele próprio aumenta também. Enquanto que para a razão de pressões do HPC se nota apenas um ligeiro aumento no rendimento quando ela aumenta, sendo quase insignificante quando comparada com a influência da velocidade de voo.

Já se viu anteriormente no rendimento térmico, que o aumento da velocidade de voo acima de Mach igual a 4,6 acarretava uma diminuição nesse mesmo parâmetro, o que não é tão visível no rendimento global, embora se note também, e para ambos os motores, uma ligeira quebra na subida do rendimento para números de Mach superiores a esse valor. Sendo que para valores inferiores a 4,6 o aumento do rendimento é claramente superior.

Quanto aos benefícios do motor híbrido é manifestamente visível que ocorrem para velocidades de voo mais altas, independentemente da razão de pressões do HPC. Dentro destas melhorias registam-se valores 6% a 7% superiores no rendimento global para Mach igual a 0,9.

Já para velocidades mais baixas, de Mach igual a 0,1, têm-se melhorias à volta dos 4%, mas, importante assinalar, para valores de rendimento global muito baixos.

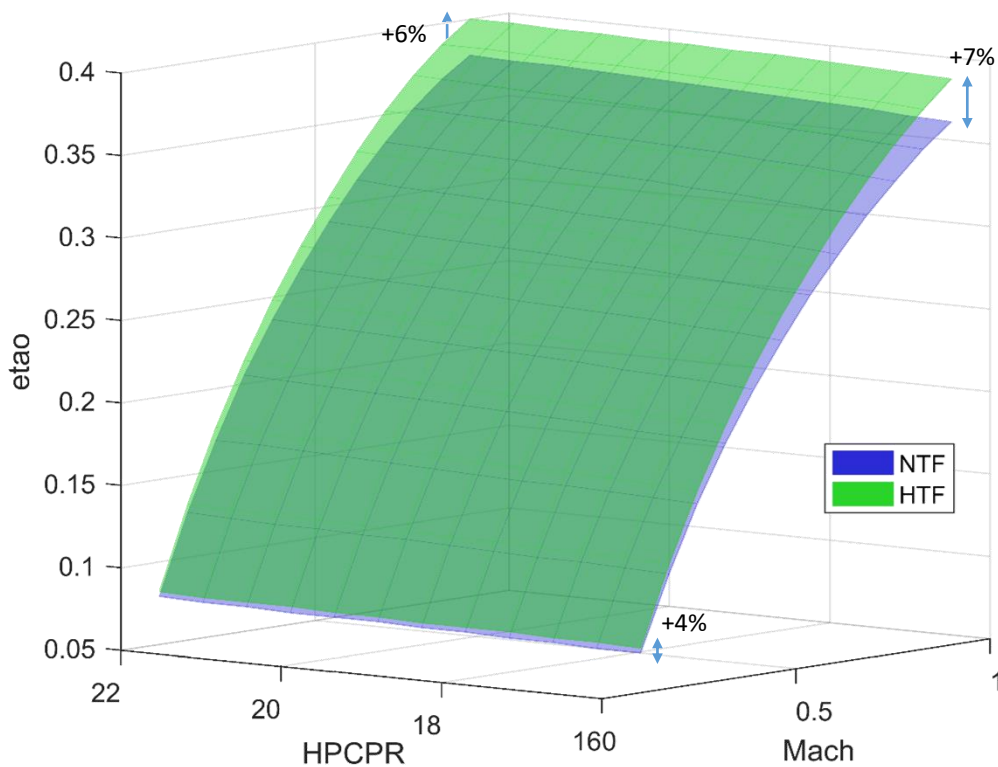


Figura 34. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões do compressor de alta pressão no rendimento global do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_f = 1,7$ ;  $TIT = 1380 K$ .

### 4.3. Variação da Razão de Pressões da *Fan*

Variando agora a razão de pressões da *fan* e a velocidade de voo, os parâmetros em estudo registam o seguinte comportamento:

Para a tração específica, como mostra a Figura 35, obtém-se um comportamento inverso ao da variação da razão de *bypass* e da razão de pressões do HPC, i.e., com o aumento deste parâmetro verifica-se claramente um aumento da tração específica, independentemente da velocidade de voo. No entanto, para velocidades mais baixas o aumento faz-se sentir mais do que para velocidades mais altas, onde se chega mesmo a registar uma diminuição para valores de  $\pi_f$  acima de 1,7.

Este valor de  $\pi_f$  igual a 1,7 é curiosamente, para o turbofan convencional, o valor da razão de pressões da *fan* nas condições de cruzeiro de Mach igual a 0,85 (representadas pelo ponto da Figura 35), mostrando mais uma vez que a escolha dos valores de projeto dos componentes foi cuidadosamente estudada no GE-90, e que neste caso é precisamente o valor onde a tração específica toma o valor mais elevado para essa velocidade de voo.

É inegável mais uma vez o melhor comportamento do motor híbrido em relação ao motor convencional, produzindo sempre uma melhor tração específica em todo o espetro desta análise, chegando a registar melhorias de 3,6% a 7,7% para Mach igual a 0,9 e melhorias de 3% a 4,4% para Mach igual a 0,1 quando  $\pi_f$  varia de 1,2 a 1,8 em ambos os casos.

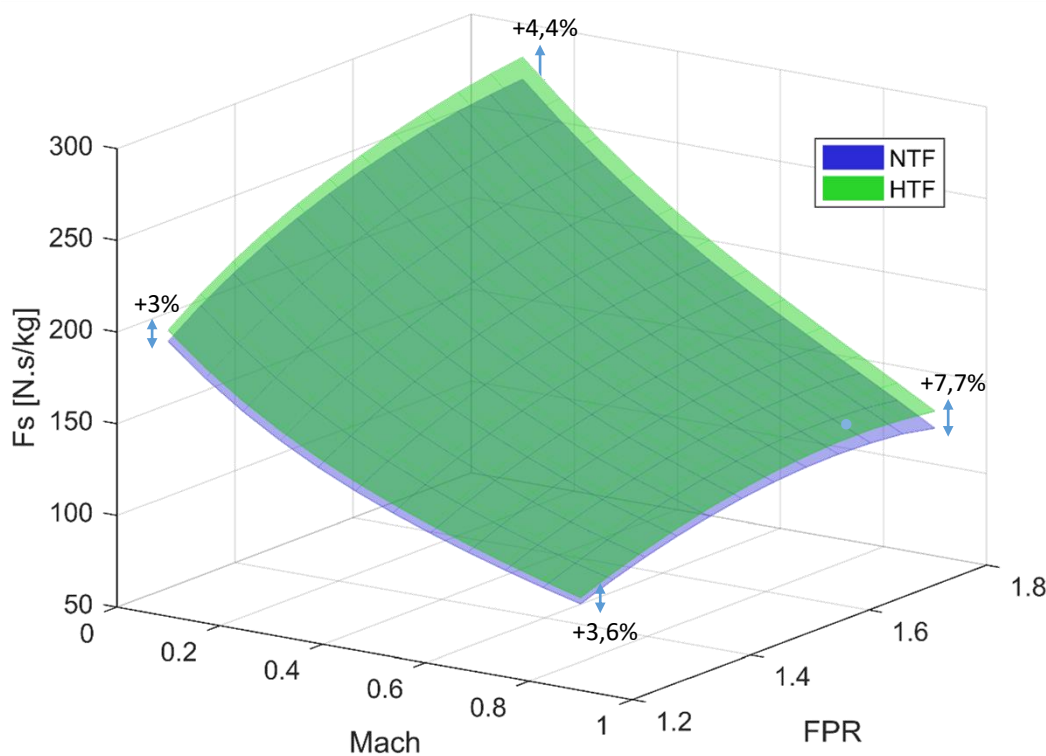


Figura 35. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da *fan* na tração específica do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $TIT = 1380 K$ .

O estudo do consumo específico de tração está demonstrado na Figura 36, e aqui já se notam algumas semelhanças com a variação da razão de *bypass* da Figura 26. Assim como nesse caso, aqui também se verificam diminuições de TSFC quando se baixa a velocidade de voo e quando se aumenta a razão de pressões da *fan*.

Como se viu na tração específica da Figura 35 que para Mach igual a 0,9 se registava uma quebra na tração específica, aqui também se nota uma quebra no consumo específico de tração para essa mesma velocidade, e como quebra quer-se aqui dizer, valores maiores. Da mesma forma, essa quebra acontece, para o motor convencional, quando  $\pi_f$  toma valores acima de 1,7, não sendo tão saliente no motor híbrido.

As melhorias são da ordem dos 3% a 3,5% para  $\pi_f$  igual a 1,2 e de 4,3% a 7,2% para  $\pi_f$  igual a 1,8 para e quando as velocidades que variam desde Mach 0,1 a 0,9 em ambos os casos.

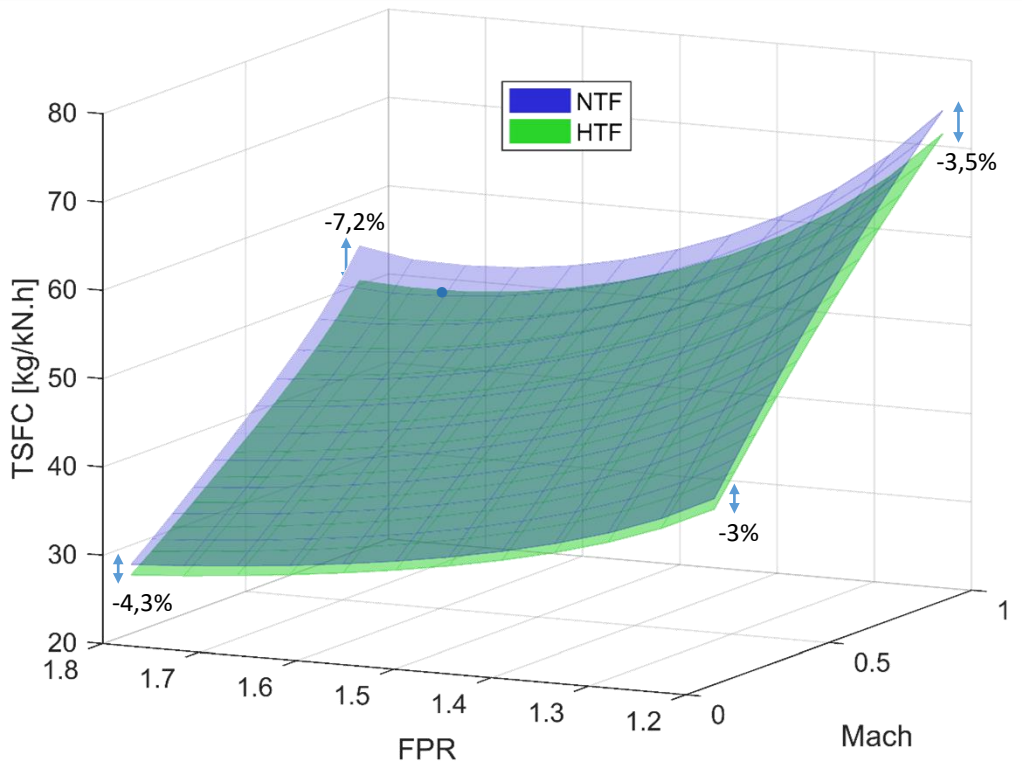


Figura 36. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da *fan* no consumo específico de tração do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $TIT = 1380 K$ .

O comportamento do rendimento propulsivo da Figura 37 toma uma forma já conhecida, semelhante àquelas da Figura 27 e da Figura 32 das variações da razão de *bypass* e da razão de pressões do HPC, sendo apenas mais clara a influência da variação de  $\pi_f$  no rendimento propulsivo, e que não se fazia sentir de forma tão evidente nessas outras figuras. Para não cair em ciclos repetitivos, assinala-se apenas o interessante facto de que para Mach igual a 0,1 o aumento da razão de pressões da *fan* diminui o rendimento propulsivo, mas para números de Mach superiores, nomeadamente 0,9 a mesma variação faz aumentar o rendimento propulsivo.

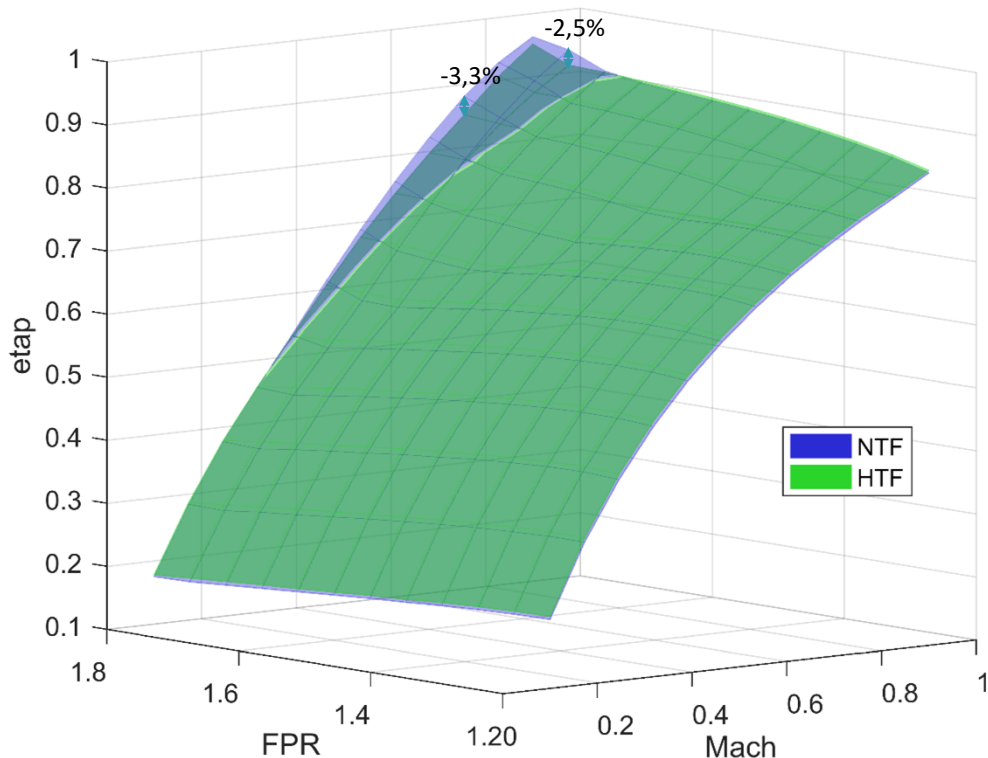


Figura 37. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da *fan* no rendimento propulsivo do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $TIT = 1380 K$ .

A Figura 38 a seguir, demonstra o efeito de  $\pi_f$  no rendimento térmico, e é visível de novo uma forma familiar, parecida com a da Figura 28 que demonstra o comportamento do mesmo rendimento térmico com a variação da razão de *bypass*. A única diferença é que neste caso, o aumento da velocidade de voo acima de Mach igual a 0,45 só começa a ter impacto negativo no rendimento para razões de pressões da *fan* acima de 1,4, enquanto que para a variação da razão de *bypass*, independentemente do valor que tomasse, acima de Mach igual a 0,45 o rendimento seria sempre prejudicado.

O benefício mais notório do motor híbrido dá-se para velocidades e razões de pressão da *fan* mais elevadas chegando a ser 8,9% superior para Mach igual a 0,9 e  $\pi_f$  igual a 1,8.

Quanto à evolução do rendimento global representado na Figura 39, os efeitos são de fácil análise, assinalando-se uma ligeira melhoria, e para velocidades mais baixas, com o aumento da razão de pressões da *fan*, uma melhoria mais acentuada para velocidades mais altas.

Verifica-se também que o motor híbrido é mais eficiente que o motor convencional para qualquer situação de voo, chegando a atingir melhorias de 3,8% a 7,6% para Mach igual a 0,9 quando  $\pi_f$  varia desde 1,2 a 1,8 respetivamente.

### Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

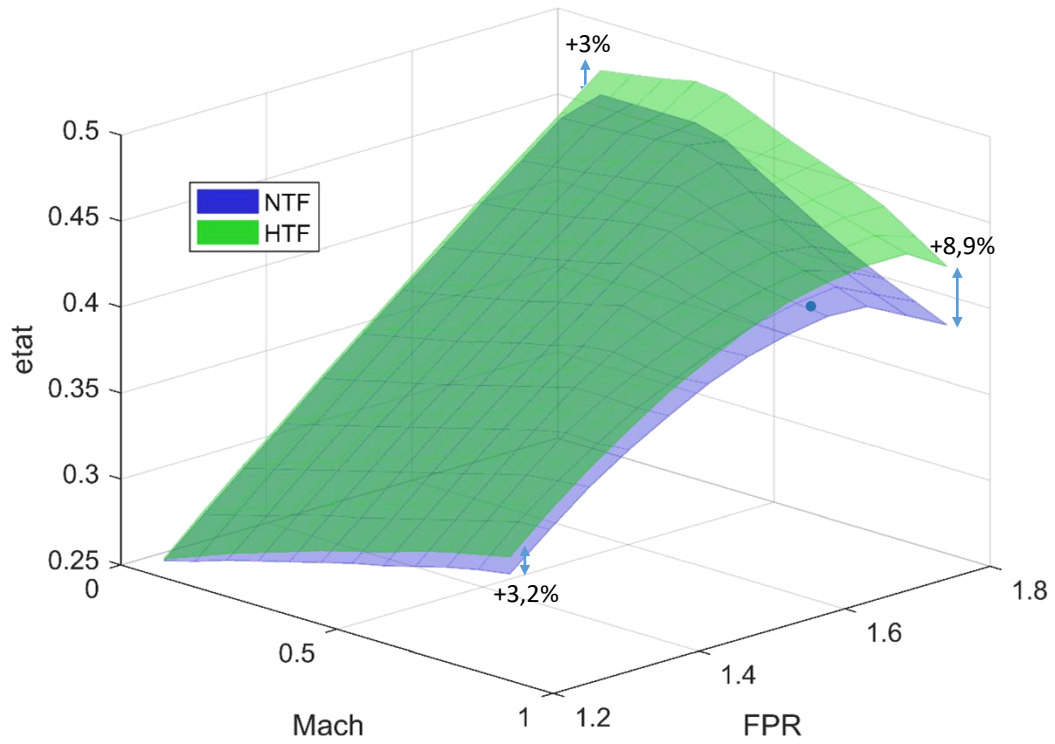


Figura 38. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da *fan* no rendimento térmico do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $TIT = 1380\text{ K}$ .

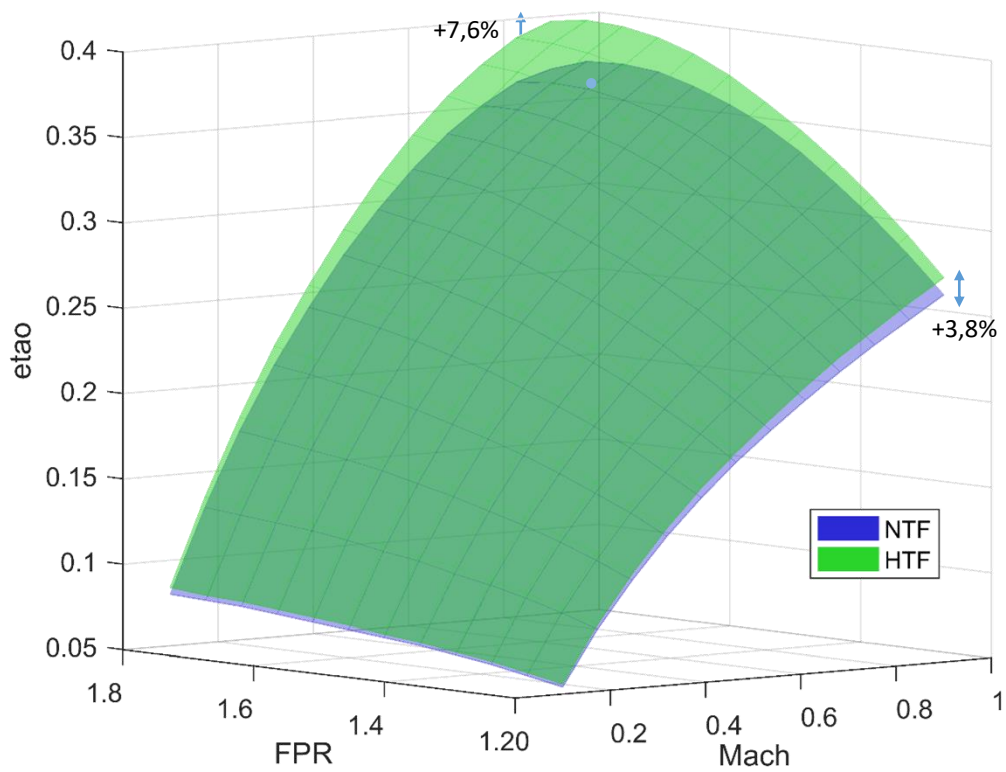


Figura 39. Efeito da variação do número de Mach e da razão de pressões da *fan* no rendimento global do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $TIT = 1380\text{ K}$ .

#### 4.4. Variação da Temperatura de entrada na Turbina

Têm-se nesta secção os seguintes efeitos da variação da temperatura de entrada na turbina e da velocidade de voo:

Relativamente à tração específica, vê-se na Figura 40 que um aumento da temperatura de entrada na turbina favorece a tração específica, qualquer que seja a velocidade de voo. E verifica-se também que temperaturas de entrada na turbina mais baixas provocam efeitos mais destacados no turbofan híbrido do que temperaturas mais altas.

Os valores de  $F_s$  chegam a ser 5% a 10% superiores para temperaturas de 1300 K quando Mach varia de 0,1 a 0,9 respetivamente.

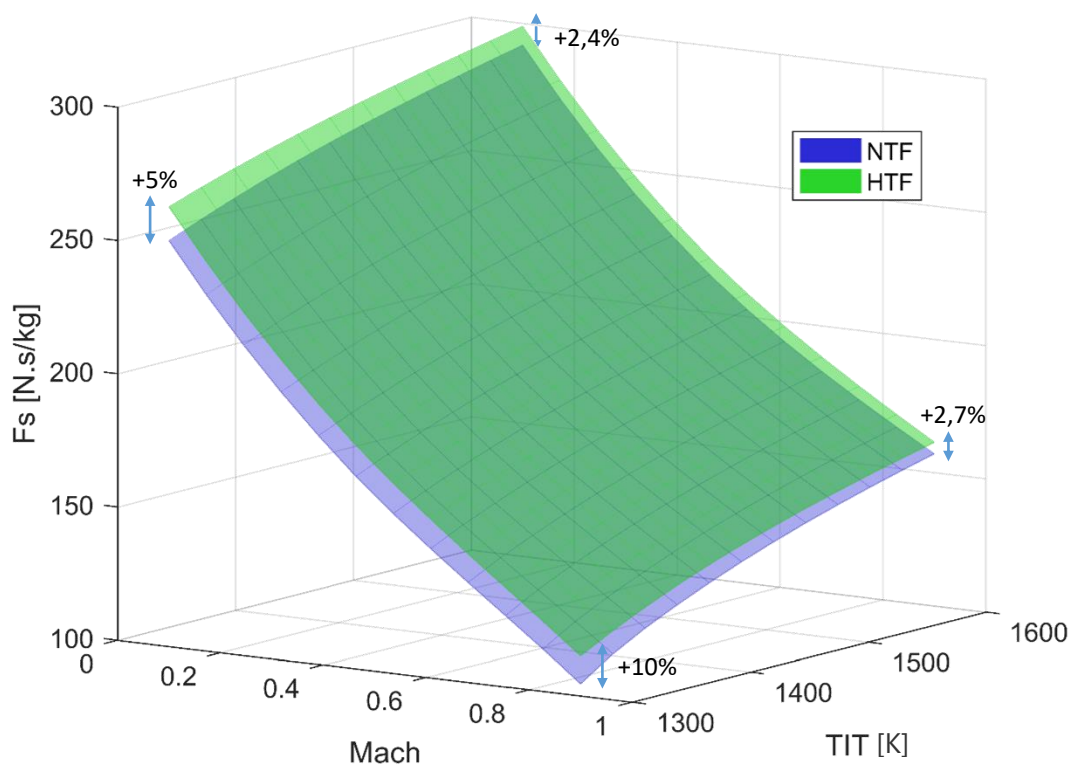


Figura 40. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina na tração específica do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ .

No que toca ao consumo específico de tração, verifica-se a seguir, pela Figura 41, que aumenta com o aumento da temperatura e com o aumento da velocidade de voo, sendo os benefícios do motor híbrido mais observados para velocidades maiores e temperaturas menores.

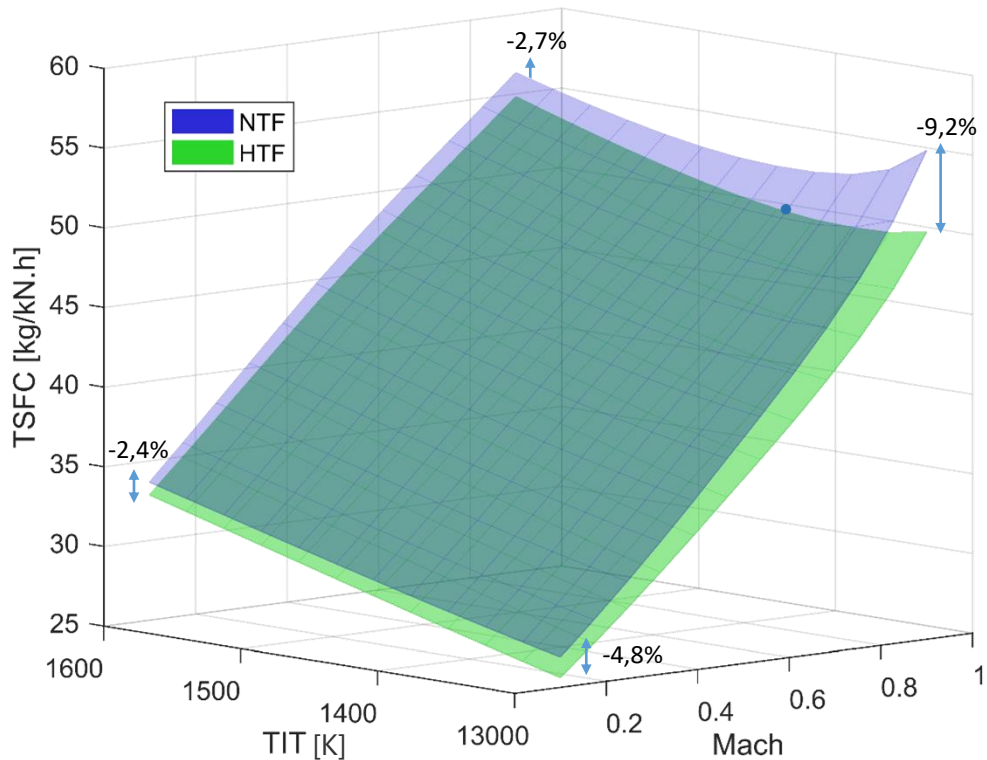


Figura 41. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina no consumo específico de tração do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ .

No caso da temperatura de entrada na turbina do motor convencional, para as condições de cruzeiro a Mach igual a 0,85 (representadas pelo ponto na Figura 41) pode verificar-se ainda, que encontra o seu valor mais baixo para  $TIT$  igual a 1380 K, que é de facto a condição que opera na aeronave nestas condições de voo, o que já acontecia, como se viu anteriormente, com a razão de *bypass* e com a razão de pressões da *fan*.

Para velocidades mais altas, de Mach igual a 0,9 obtiveram-se melhorias de 2,7% a 9,2% quando  $TIT$  varia de 1600 a 1300 respetivamente. Para as velocidades mais baixas de Mach igual a 0,1 as melhorias são de 2,4% a 4,8% quando  $TIT$  varia da mesma maneira.

Atente-se a seguir na Figura 42 que representa o efeito da temperatura de entrada na turbina no rendimento propulsivo.

À primeira vista é claro que quando se varia  $TIT$  as situações para as quais o motor convencional é mais vantajoso do que o motor híbrido, é para valores menores, sendo mais perceptível esta vantagem para velocidades mais altas. De qualquer forma, quantitativamente ambos os motores produzem rendimentos propulsivos semelhantes.

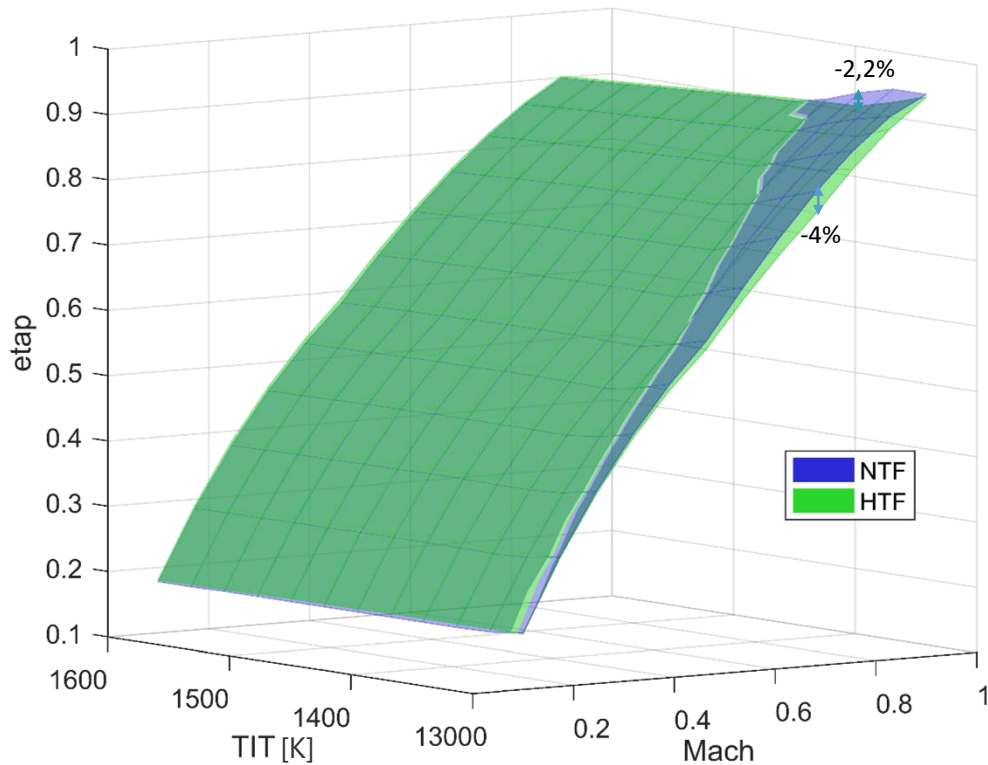


Figura 42. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina no rendimento propulsivo do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ .

Quanto ao rendimento térmico, e analisando a Figura 43, é visível que o turbofan híbrido é mais eficiente para temperaturas de entrada na turbina menores, em conjunto com velocidades maiores. Registam-se também algumas quebras de rendimento, e em ambos os motores, para valores de Mach acima de 0,45. Já para temperaturas abaixo de 1380, e neste caso apenas para o motor convencional, verificam-se também quebras de rendimento para velocidades de voo mais elevadas.

Os benefícios do motor híbrido no rendimento térmico chegam a ser 5,6% a 10,7% superiores para  $TIT$  igual a 1300 e quando se varia Mach de 0,1 a 0,9 respetivamente.

Observando depois a Figura 44, que demonstra o rendimento global em função de  $TIT$  e da velocidade de voo, nota-se um melhor desempenho do motor híbrido com o aumento da velocidade de voo e à medida que diminuimos a temperatura de entrada na turbina.

Precisamente nesta situação, Mach igual a 0,9 e  $TIT$  igual a 1300, a melhoria chega mesmo aos 10%, e para as condições de cruzeiro de Mach igual a 0,85 e  $TIT$  igual a 1380 (representadas pelo ponto na Figura 44) tem-se um rendimento global aproximadamente 6% superior do motor híbrido.

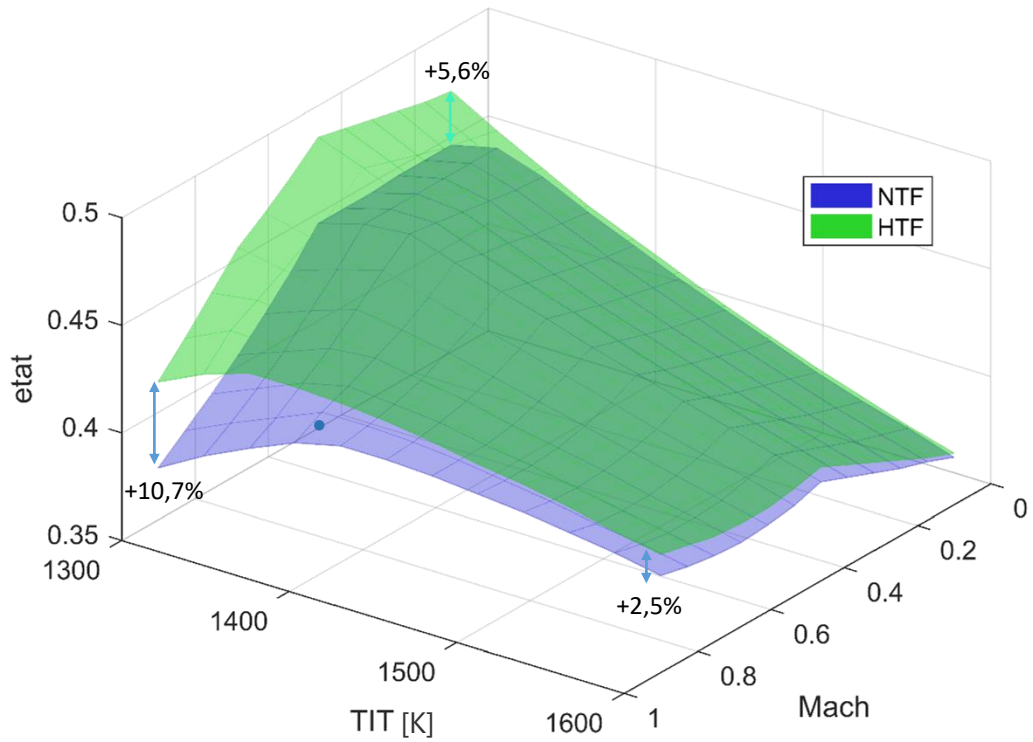


Figura 43. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina no rendimento térmico do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ .

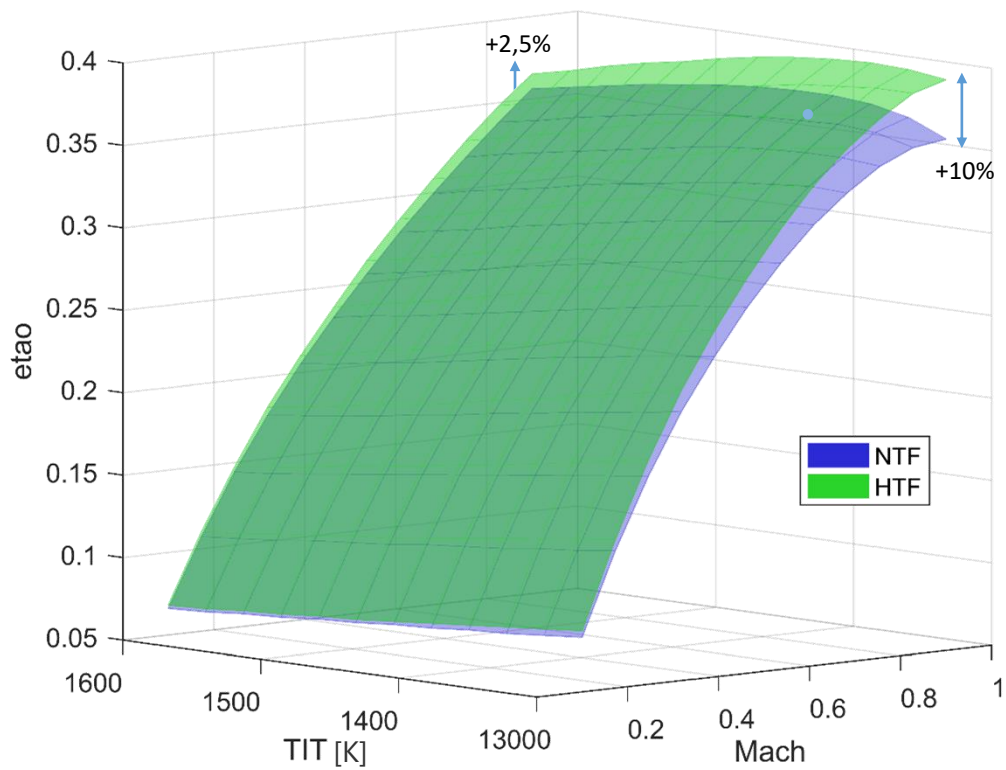


Figura 44. Efeito da variação do número de Mach e da temperatura de entrada na turbina no rendimento global do turbofan convencional (malha azul) e do turbofan híbrido (malha verde), para:  $\beta = 8,1$ ;  $\pi_{HPC} = 21$ ;  $\pi_f = 1,7$ .



## 5. Conclusões

Nesta dissertação foi feita a análise paramétrica de um motor turbofan adaptado, de forma a incluir uma combustão por detonação. Foi também comparado o desempenho desse motor com um motor turbofan de combustão convencional, por deflagração, sendo para isso analisados parâmetros como a tração específica, o consumo específico de tração e o rendimento global, variando de forma igual, alguns parâmetros de projeto dos dois motores, que influenciam diretamente o desempenho, como a razão de *bypass*, razões de pressão da *fan* e do compressor de alta pressão, e a temperatura de entrada na turbina.

A conclusão que se pode tirar quando comparados os desempenhos dos dois motores é evidente. Existe um benefício claro do motor híbrido em relação ao motor convencional.

Primeiramente, quanto à tração específica, verificou-se que os benefícios do motor híbrido são mais acentuados para valores maiores de razão de *bypass* e de razão de pressões da *fan* e para valores menores de razão de pressões do compressor de alta pressão e de temperatura de entrada na turbina. Dentro destes benefícios registou-se o maior, com ganhos de 11% de tração específica para um motor híbrido com uma razão de *bypass* de 9,6, uma velocidade de voo de Mach igual a 0,9, uma razão de pressões da *fan* de 1,7 e uma temperatura de entrada na turbina de 1380 K, em relação a um motor convencional nas mesmas condições.

Para o consumo específico de tração viu-se que o motor híbrido regista também melhores valores para todos os parâmetros de projeto variados, registando-se, nas mesmas condições acima referidas, reduções de consumo na ordem dos 9,5%, concluindo com um rendimento global do motor híbrido 10,5% superior ao do motor convencional.

Estes foram os maiores benefícios registados nestas análises, o que vai de encontro àquelas realizadas por Petters e Felder [27] e por Andrus [28] que obtiveram, respetivamente, reduções de 11% e 8% no consumo específico de tração, enquanto a tração se mantinha aproximadamente a mesma em ambos os motores analisados.

É visível que os maiores ganhos registados não coincidem com os valores dos parâmetros de projeto em voo de cruzeiro, o que significa que um motor deste tipo a operar numa aeronave em voo de cruzeiro poderá tomar valores de projeto diferentes de modo a tirar partido do melhor benefício possível.

É importante referir que as análises levadas a cabo foram executadas de modo a simular os motores em voo de cruzeiro das aeronaves, podendo no entanto ter resultados diferentes aos aqui apresentados quando simuladas outras situações de voo, como por exemplo a descolagem.

Relativamente à análise da combustão por detonação no motor híbrido, neste trabalho fez-se apenas um estudo da pressão dentro da câmara, impondo valores de temperaturas de entrada

na turbina, ou seja à saída da câmara, iguais para ambos os motores. No entanto e devido ao próprio processo da detonação as temperaturas atingidas são relativamente superiores quando comparadas com aquelas atingidas pelo processo de deflagração. Este facto pode influenciar o processo de refrigeração do motor, o que não consta também neste trabalho, e quer-se com isto dizer que um motor do tipo híbrido poderá necessitar de uma refrigeração mais cuidada ou até mesmo de componentes mais resistentes à temperatura, o que acaba por ser também uma desvantagem deste tipo de motor. De forma a obtermos resultados mais rigorosos, deve então ser conduzida uma análise à refrigeração da turbina, bem como uma análise à temperatura que sai da câmara de combustão uma vez que neste trabalho foi imposto um TIT igual em ambos os motores. Desta forma será necessário analisar a mistura do caudal que sai do compressor e que faz o *bypass* à combustão e que se junta ao caudal que sai da combustão e entra na turbina.

Ainda em relação à análise do motor híbrido, existem muitos parâmetros que podem influenciar o seu desempenho, sendo alguns deles, por exemplo, a frequência do ciclo, a dimensão da câmara, a mistura combustível/oxidante, e a razão de equivalência da mistura. A metodologia deste trabalho não passou por variar estes parâmetros, mantendo-os fixos, i.e., uma câmara com um comprimento de 1 metro, uma frequência de 145 Hz, uma mistura de Ar/Hidrogénio e uma razão de equivalência igual a 1. Uma necessária e futura otimização de um motor híbrido para substituir um motor convencional terá obrigatoriamente de estudar a variação destes parâmetros de modo a obter o máximo desempenho possível.

Apesar destas lacunas, conseguiu-se provar que o processo de detonação pode ser sem dúvida o próximo passo, e o caminho a seguir da indústria aeronáutica no que toca aos sistemas propulsivos. Este processo pode conseguir satisfazer as tais necessidades cada vez mais exigentes, que alguns dos sistemas atuais já quase não conseguem suportar.

## 5.1. Trabalhos Futuros

Já foi referido que existem parâmetros do motor híbrido que influenciam o seu desempenho, e viu-se também que os maiores benefícios deste motor em relação ao motor convencional não acontecem necessariamente para a situação de cruzeiro. Deste modo um dos trabalhos futuros poderá passar pela otimização do turbofan híbrido para essa situação de voo.

Hoje em dia torna-se também imperativo o estudo da poluição que os sistemas propulsivos produzem. Deste modo, e antes de poder ser utilizado, um motor turbofan com detonação deverá ser analisado de forma a estudar o seu impacto no ambiente.

Não menos importante, é também o conforto dos passageiros das aeronaves, e relativamente a este aspeto também será necessário analisar o ruído produzido por um motor deste tipo, o que se sabe ser, e devido ao próprio processo de detonação, mais intenso do que o ruído de um motor convencional.

## Bibliografia

- [1] M. Berthelot and P. Vieille, “On the Velocity of Propagation of Explosive Processes in Gases,” *Comptes Rendus Hebd. des Séances l’Académie des Sci.*, vol. 93, no. 2, pp. 18-21, 1881.
- [2] E. Mallard and H. Le Chatelier, “Sur les vitesses de propagation de l’inflammation dans les mélanges gazeux explosifs,” *Comptes Rendus Hebd. des Séances l’Académie des Sci.*, no. 93, pp. 145-148, 1881.
- [3] W. M. Rankine, “On the Thermodynamic Theory of Waves of Finite Longitudinal Disturbance,” *Philos. Trans. R. Soc. London*, pp. 277-288, 1870.
- [4] H. Hugoniot, “On the Propagation of Motion in Bodies and in Perfect Bodies in Particular,” *I. J. l’Ecole Polytech.*, no. 57, pp. 3-97, 1887.
- [5] D. L. Chapman, “VI. On the rate of explosion in gases,” *London, Edinburgh, Dublin Philos. Mag. J. Sci.*, vol. 47, no. 284, pp. 90-104, 1899.
- [6] E. Jouguet, “Theory of detonation,” *Pure Appl. Math*, vol. 70, no. 1, pp. 347-388, 1904.
- [7] G. D. Roy, S. M. Frolov, A. A. Borisov, and D. W. Netzer, “Pulse Detonation Propulsion : challenges , current status , and future perspective,” *Prog. Energy Combust. Sci.*, vol. 30, pp. 545-672, 2004.
- [8] T. Bussing and G. Pappas, “An Introduction to Pulse Detonation Engines,” *32nd Aerosp. Sci. Meet. Exhib.*, vol. 94-0263, 1994.
- [9] P. Wolanski, “Detonation Engines,” *J. KONES Powertrain Transp.*, vol. 18, no. 3, pp. 515-521, 2011.
- [10] H. I. H. Saravanamuttoo, G. F. C. Rogers, H. Cohen, P. V. Straznicky, and A. C. Nix, *Gas Turbine Theory*, Seventh Ed. Pearson, 2017.
- [11] W. H. Heiser and D. T. Pratt, “Thermodynamic Cycle Analysis of Pulse Detonation Engines,” *J. Propuls. Power*, vol. 18, no. 1, pp. 68-76, 2002.
- [12] B. P. Viktorovich, “About The Detonation Engine,” *Am. J. Appl. Sci.*, vol. 11, no. 8, pp. 1357-1364, 2014.
- [13] V. A. Skibin, V. I. Solonin, and G. K. Vedeshkin, “Seventy-Five Years at the Head of Scientific and Technical Progress in the Field of Aircraft Engines and Gas Turbine Units,” *Therm. Eng.*, vol. 52, no. 11, pp. 821-824, 2005.

- [14] F. A. Williams, *Combustion Theory*, Second Edi. Benjamin Cummings, 1985.
- [15] T. Bussing and G. Pappas, "Pulse Detonation Engine Theory And Concepts," *AIAA*, pp. 421-472, 1995.
- [16] K. K. Kuo, *Principles of Combustion*, Second Edi. John Wiley & Sons, Inc, 2005.
- [17] I. Glassman and R. A. Yetter, *Combustion*, Fourth Edi. Elsevier Ltd, 2008.
- [18] V. E. Tangirala, K. Murrow, O. Fakunle, and A. J. Dean, "Thermodynamic and Unsteady Flow Considerations in Performance Estimation for Pulse Detonation Applications," *43rd AIAA Aerosp. Sci. Meet. Exhib.*, no. January, 2005.
- [19] A. H. Shapiro, *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow Vol. 1*. Ronald Press, 1953.
- [20] A. J. Dean, "Recent Developments in Approaches Pulsed Detonation Propulsion," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, no. July, pp. 1-13, 2003.
- [21] S. Eidelman, "Pulse Detonation Engine: A Status Review and Technology Development Road Map," 1997.
- [22] H. B. Ebrahimi, "Numerical Investigation of Multi-Tube Pulse Detonation," in *User Group Conference*, 2003, pp. 236-243.
- [23] M. A. Mawid, T. W. Park, B. Sekar, and C. Arana, "Application of Pulse Detonation Combustion to Turbofan Engines," *ASME*, vol. 125, no. January, pp. 270-283, 2003.
- [24] A. A. Vasil'ev, "The Principal Aspects of Application of Detonation in Propulsion Systems," *J. Combust.*, 2013.
- [25] R. S. Dyer and T. A. Kaemming, "The Thermodynamic basis Of Pulsed Detonation Engine Thrust Production," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, no. July, pp. 1-8, 2002.
- [26] M. L. Coleman, "Overview Of Pulse Detonation Propulsion Technology," no. April. Chemical Propulsion Information Agency, pp. 1-64, 2001.
- [27] J. L. Felder and D. P. Peters, "Engine System Performance of Pulse Detonation Concepts Using the NPSS Program," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, no. July, pp. 1-8, 2002.
- [28] I. Q. Andrus and P. I. King, "Evaluation of a High Bypass Turbofan Hybrid Utilizing a Pulsed Detonation Combustor," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, no. July, pp. 1-13, 2007.
- [29] J. D. Mattingly, "AEDsys Program User Guide." pp. 1-34, 2003.
- [30] J. D. Mattingly, *Elements of Propulsion : Gas Turbines and Rockets*. AIAA Education

Series, 2006.

- [31] A. F. El-Sayed, *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*, Second Edi. CRC Press, 2017.
- [32] K. Siddappaji, “Benefits of GE 90 Representative Turbofan through Cycle Analysis,” no. November. 2018.
- [33] Southern Methodist University Lyle School of Engineering, “GE-90 Turbofan Engine.” [Online]. Available: <https://s2.smu.edu/propulsion/Pages/turbofan2.html>.
- [34] T. Endo and T. Fujiwara, “A Simplified Analysis on a Pulse Detonation Engine Model,” *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, vol. 44, no. 146, pp. 217-222, 2002.
- [35] S. Gordon and B. J. McBride, “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II. Users Manual and Program Description.” National Aeronautics and Space Administration, p. 177, 1996.
- [36] S. Gordon and B. J. McBride, “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis.” National Aeronautics and Space Administration, p. 55, 1994.
- [37] R. J. Pegg, B. D. Couch, and L. G. Hunter, “Pulse Detonation Engine Air Induction System Analysis,” in *32nd AIAA, ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1996, no. July.



# Anexos



# Anexo 1

```

function NormalTurbofanAnalysis
clc

%two spool engine: fan, lpc, hpc, b, hpt, lpt
%unmixed flow

%Ta=ambient temperature          pa=ambient pressure
%Bpr=bypass ratio                Fpr=fan pressure ratio
%LPCpr=LPC pressure ratio        HPCpr=HPC pressure ratio
%Opr=overall pressure ratio      %TIT=Turbine inlet temperature
%Ca=flight speed

%m_a=air mass flow               f=f'=fuel/air ratio
%m_h=hot air mass flow           cpc=specific heat cold flow
%m_c=cold air mass flow          cph=specific heat hot flow
%m_f=fuel flow rate

%Qnet=fuel inferior calorific power flow   gammaH=specific heat ratio hot
%R=Gas constant                       gammaC=specific heat ratio cold
flow

%etaF=fan efficiency
%etaT=turbine efficiency              etaC=compressor efficiency
%etaA=admission efficiency           etaB=burner efficiency
%etaS=shaft mechanical efficiency     etaN=nozzle efficiency

%deltaphn=pressure drop hot nozzle
%deltapcn=pressure drop cold nozzle
%deltapb=pressure drop burner

%CRUISE CONDITIONS
Ta=218.934;                          %K
pa=0.239;                             %bars
M0=0.85;
% M0=0.1:0.072727:0.9;                %variable
% k=0.072727;
% M0=0.1+11*k
gammaC=1.4;
gammaH=4/3;
R=287;                                %J/kg*K
cpc=1005;                             %J/kg*K
cph=1148;                              %J/kg*K
Fpr=1.7;
% Fpr=1.2:0.054545:1.8;                %variable
Bpr=8.1;
% Bpr=4:0.50909:9.6;                   %variable
LPCpr=1.14;
HPCpr=21;
% HPCpr=16:0.545454:22;                %variable
Opr=Fpr*LPCpr*HPCpr;
TIT=1380;                              %K
% TIT=1300:27.272727:1600              %variable
deltapb=0.05;                          %ratio

```

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

```
deltaphn=0;
deltapcn=0;
m_a=576; %kg/s
Qnet=48000*10^3; %J/kg
AHN=1.0111; %m^2
ACN=3.5935; %m^2
%eficiencias
etaS=0.99;
etaB=0.99;
%isentropic
etaN=0.95;
%polytropic
etaA=0.98;
etaF=0.93;
etaC=0.91;
etaT=0.93;

%VECTORIZING
Y=ones(1,12);

if size(Ta)<=1
    Ta=Ta*Y;
else Ta=Ta
end

if size(pa)<=1
    pa=pa*Y;
else pa=pa
end

if size(M0)<=1
    M0=M0*Y;
else M0=M0
end

if size(gammaC)<=1
    gammaC=gammaC*Y;
else gammaC=gammaC
end

if size(gammaH)<=1
    gammaH=gammaH*Y;
else gammaH=gammaH
end

if size(R)<=1
    R=R*Y;
else R=R
end

if size(cpc)<=1
    cpc=cpc*Y;
else cpc=cpc
end

if size(cph)<=1
    cph=cph*Y;
else cph=cph
end
```

```

if size(Fpr)<=1
    Fpr=Fpr*Y;
else Fpr=Fpr
end

if size(Bpr)<=1
    Bpr=Bpr*Y;
else Bpr=Bpr
end

if size(LPCpr)<=1
    LPCpr=LPCpr*Y;
else LPCpr=LPCpr
end

if size(HPCpr)<=1
    HPCpr=HPCpr*Y;
else HPCpr=HPCpr
end

if size(Opr)<=1
    Opr=Opr*Y;
else Opr=Opr
end

if size(TIT)<=1
    TIT=TIT*Y;
else TIT=TIT
end

if size(deltapb)<=1
    deltapb=deltapb*Y;
else deltapb=deltapb
end

if size(deltaphn)<=1
    deltaphn=deltaphn*Y;
else deltaphn=deltaphn
end

if size(deltapcn)<=1
    deltapcn=deltapcn*Y;
else deltapcn=deltapcn
end

if size(m_a)<=1
    m_a=m_a*Y;
else m_a=m_a
end

if size(Qnet)<=1
    Qnet=Qnet*Y;
else Qnet=Qnet
end

if size(etaN)<=1
    etaN=etaN*Y;
else etaN=etaN
end

```

```

end

if size(etaB)<=1
    etaB=etaB*Y;
else etaB=etaB
end

if size(etaA)<=1
    etaA=etaA*Y;
else etaA=etaA
end

if size(etaF)<=1
    etaF=etaF*Y;
else etaF=etaF
end

if size(etaC)<=1
    etaC=etaC*Y;
else etaC=etaC
end

if size(etaT)<=1
    etaT=etaT*Y;
else etaT=etaT
end

if size(etaS)<=1
    etaS=etaS*Y;
else etaS=etaS
end

%PERFORMANCE ANALYSIS
for i=1:12

a(i)=sqrt(gammaC(i)*R(i)*Ta(i)); %m/s
Ca(i)=M0(i)*a(i); %m/s

%Admission
T02(i)=Ta(i)+(Ca(i)^2/(2*cpc(i)));
p02(i)=pa(i)*(1+etaA(i)*(Ca(i)^2/(2*cpc(i)*Ta(i))))^(gammaC(i)/(gammaC(i)-1));

%Fan polytropic compression
p03(i)=Fpr(i)*p02(i);
T03(i)=T02(i)*(p03(i)/p02(i))^((gammaC(i)-1)/(gammaC(i)*etaF(i)));

%LPC polytropic compression
p04(i)=LPCpr(i)*p03(i);
T04(i)=T03(i)*(p04(i)/p03(i))^((gammaC(i)-1)/(gammaC(i)*etaC(i)));

%HPC polytropic compression
p05(i)=HPCpr(i)*p04(i);
T05(i)=T04(i)*(p05(i)/p04(i))^((gammaC(i)-1)/(gammaC(i)*etaC(i)));

%Combustion chamber
T06(i)=TIT(i);
p06(i)=p05(i)-p05(i)*deltapb(i);

```

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

```

f(i)=(cph(i)*T06(i)-cpc(i)*T05(i))/(etaB(i)*Qnet(i)-cph(i)*T06(i));

%Energy balance HPT=HPC/etaS
T07(i)=T06(i)-((cpc(i)*(T05(i)-T04(i)))/(cph(i)*(1+f(i))*etaS(i)));
p07(i)=p06(i)/((T06(i)/T07(i))^(1/(etaT(i)*(gammaH(i)-1)/gammaH(i))));

%Energy balance LPT=LPC+Fan/etaS
T08(i)=T07(i)-(((1+Bpr(i))/(1+f(i)))*(cpc(i)/cph(i))*(T03(i)-T02(i))-
(cpc(i)/(cph(i)*(1+f(i))))*(T04(i)-T03(i)))/etaS(i);
p08(i)=p07(i)/((T07(i)/T08(i))^(1/(etaT(i)*(gammaH(i)-1)/gammaH(i))));

%Hot nozzle
p081(i)=p08(i)-deltaphn(i);
T081(i)=T08(i);
pC1(i)=p081(i)*((1-((1/etaN(i))*((gammaH(i)-
1)/(gammaH(i)+1))))^(gammaH(i)/(gammaH(i)-1)));
TC1(i)=T081(i)/((gammaH(i)+1)/2);
CC1(i)=sqrt(gammaH(i)*R(i)*TC1(i));
if (p081(i)/pa(i)<(p081(i)/pC1(i)) %unchecked
    p09(i)=pa(i);
    T09(i)=T081(i)-(etaN(i)*T081(i)*(1-
(1/(p081(i)/p09(i)))^(gammaH(i)-1)/gammaH(i)));
    V09(i)=sqrt(2*cph(i)*(T081(i)-T09(i)));
else %checked
    p09(i)=pC1(i);
    T09(i)=TC1(i);
    V09(i)=CC1(i);
    A09=AHN;
end

%Cold nozzle
p031(i)=p03(i)-deltapcn(i);
T031(i)=T03(i);
pC2(i)=p031(i)*((1-((1/etaN(i))*((gammaC(i)-
1)/(gammaC(i)+1))))^(gammaC(i)/(gammaC(i)-1)));
TC2(i)=(T031(i)*2)/(gammaC(i)+1);
CC2(i)=sqrt(gammaC(i)*R(i)*TC2(i));
if (p031(i)/pa(i)<(p031(i)/pC2(i)) %unchecked
    p11(i)=pa(i);
    T11(i)=T031(i)-(etaN(i)*T031(i)*(1-
(1/(p031(i)/p11(i)))^(gammaC(i)-1)/gammaC(i)));
    V11(i)=sqrt(2*cpc(i)*(T031(i)-T11(i)));
else %checked
    p11(i)=pC2(i);
    T11(i)=TC2(i);
    V11(i)=CC2(i);
    A11=ACN;
end

%Specific thrust F/m_a
Fs(i)=(Bpr(i)/(1+Bpr(i))*V11(i)+(1/(1+Bpr(i)))*(1+f(i))*V09(i)-
Ca(i)+((1+f(i))/(1+Bpr(i)))*((R(i)*T09(i))/(p09(i)*V09(i)))*(p09(i)-
pa(i)))+(Bpr(i)/(1+Bpr(i)))*((R(i)*T11(i))/(p11(i)*V11(i)))*(p11(i)-
pa(i)); %N*s/kg

%Thrust
F(i)=(Fs(i)*m_a(i))*10^-3; %kN

%Thrust specific fuel consumption
m_h(i)=m_a(i)/(1+Bpr(i));

```

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

```
m_c(i)=(m_a(i)*Bpr(i))/(Bpr(i)+1);
m_f(i)=f(i)*m_h(i); %kg/s
%TSFC(i)=m_f(i)/(F(i)*10^3); %kg/N*s
TSFC(i)=(m_f(i)*3600)/F(i); %kg/kN*h

%Propulsive efficiency
etap(i)=(Fs(i)*Ca(i))/((Fs(i)*Ca(i))+(0.5*((1+f(i))/(1+Bpr(i))))*(V09(i)-Ca(i))^2+0.5*(Bpr(i)/(1+Bpr(i)))*(V11(i)-Ca(i))^2);

%Thermal efficiency
etat(i)=(Fs(i)*Ca(i)+(0.5*((1+f(i))/(1+Bpr(i))))*(V09(i)-Ca(i))^2+0.5*(Bpr(i)/(1+Bpr(i)))*(V11(i)-Ca(i))^2)/((f(i)/(1+Bpr(i)))*Qnet(i));

%Overall efficiency
etao(i)=etap(i)*etat(i);

end

%OUTPUT DISPLAY
disp('p05')
p05'
disp('T05')
T05'
disp('p06')
p06'
disp('T06')
T06'
disp('f')
f'
disp('Fs')
Fs'
disp('F')
F'
disp('TSFC')
TSFC'
disp('etap')
etap'
disp('etat')
etat'
disp('etao')
etao'

end
```

## Anexo 2

```

function HybridTurbofanAnalysis
clc

%two spool engine: fan, lpc, hpc, b, hpt, lpt
%unmixed flow

%Ta=ambient temperature          pa=ambient pressure
%Bpr=bypass ratio                Fpr=fan pressure ratio
%LPCpr=LPC pressure ratio        HPCpr=HPC pressure ratio
%Opr=overall pressure ratio     %TIT=Turbine inlet temperature
%Ca=flight speed

%m_a=air mass flow              f=f'=fuel/air ratio
%m_h=hot air mass flow          cpc=specific heat cold flow
%m_c=cold air mass flow         cph=specific heat hot flow
%m_f=fuel flow rate

%Qnet=fuel inferior calorific power flow  gammaH=specific heat ratio hot
%R=Gas constant                 gammaC=specific heat ratio cold
flow

%etaF=fan efficiency
%etaT=turbine efficiency        etaC=compressor efficiency
%etaA=admission efficiency     etaB=burner efficiency
%etaS=shaft mechanical efficiency etaN=nozzle efficiency

%deltaphn=pressure drop hot nozzle
%deltapcn=pressure drop cold nozzle
%deltapb=pressure drop burner

%CRUISE CONDITIONS
Ta=218.934;                    %K
pa=0.239;                      %bars
M0=0.85;
% M0=0.1:0.072727:0.9;        %variable
% k=0.072727;
% M0=0.1+11*k
gammaC=1.4;
gammaH=4/3;
R=287;                         %J/kg*K
cpc=1005;                      %J/kg*K
cph=1148;                      %J/kg*K
Fpr=1.7;
% Fpr=1.2:0.054545:1.8;      %variable
Bpr=8.1;
% Bpr=4:0.50909:9.6;        %variable
LPCpr=1.14;
HPCpr=21;
% HPCpr=16:0.545454:22;     %variable
Opr=Fpr*LPCpr*HPCpr;
TIT=1380;                      %K
% TIT=1300:27.272727:1600  %variable
deltapb=0.05;                 %ratio

```

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

```
deltaphn=0;
deltapcn=0;
m_a=576; %kg/s
Qnet=48000*10^3; %J/kg
AHN=1.0111; %m^2
ACN=3.5935; %m^2
%eficiencias
etaS=0.99;
etaB=0.99;
%isentropic
etaN=0.95;
%polytropic
etaA=0.98;
etaF=0.93;
etaC=0.91;
etaT=0.93;

%VECTORIZING
Y=ones(1,12);

if size(Ta)<=1
    Ta=Ta*Y;
else Ta=Ta
end

if size(pa)<=1
    pa=pa*Y;
else pa=pa
end

if size(M0)<=1
    M0=M0*Y;
else M0=M0
end

if size(gammaC)<=1
    gammaC=gammaC*Y;
else gammaC=gammaC
end

if size(gammaH)<=1
    gammaH=gammaH*Y;
else gammaH=gammaH
end

if size(R)<=1
    R=R*Y;
else R=R
end

if size(cpc)<=1
    cpc=cpc*Y;
else cpc=cpc
end

if size(cph)<=1
    cph=cph*Y;
else cph=cph
end
```

```

if size(Fpr)<=1
    Fpr=Fpr*Y;
else Fpr=Fpr
end

if size(Bpr)<=1
    Bpr=Bpr*Y;
else Bpr=Bpr
end

if size(LPCpr)<=1
    LPCpr=LPCpr*Y;
else LPCpr=LPCpr
end

if size(HPCpr)<=1
    HPCpr=HPCpr*Y;
else HPCpr=HPCpr
end

if size(Opr)<=1
    Opr=Opr*Y;
else Opr=Opr
end

if size(TIT)<=1
    TIT=TIT*Y;
else TIT=TIT
end

if size(deltapb)<=1
    deltapb=deltapb*Y;
else deltapb=deltapb
end

if size(deltaphn)<=1
    deltaphn=deltaphn*Y;
else deltaphn=deltaphn
end

if size(deltapcn)<=1
    deltapcn=deltapcn*Y;
else deltapcn=deltapcn
end

if size(m_a)<=1
    m_a=m_a*Y;
else m_a=m_a
end

if size(Qnet)<=1
    Qnet=Qnet*Y;
else Qnet=Qnet
end

if size(etaN)<=1
    etaN=etaN*Y;
else etaN=etaN
end

```

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

```

end

if size(etaB)<=1
    etaB=etaB*Y;
else etaB=etaB
end

if size(etaA)<=1
    etaA=etaA*Y;
else etaA=etaA
end

if size(etaF)<=1
    etaF=etaF*Y;
else etaF=etaF
end

if size(etaC)<=1
    etaC=etaC*Y;
else etaC=etaC
end

if size(etaT)<=1
    etaT=etaT*Y;
else etaT=etaT
end

if size(etaS)<=1
    etaS=etaS*Y;
else etaS=etaS
end

%PERFORMANCE ANALYSIS
for i=1:12

a(i)=sqrt(gammaC(i)*R(i)*Ta(i)); %m/s
Ca(i)=M0(i)*a(i); %m/s

%Admission
T02(i)=Ta(i)+(Ca(i)^2/(2*cpc(i)));
p02(i)=pa(i)*(1+etaA(i)*(Ca(i)^2/(2*cpc(i)*Ta(i))))^(gammaC(i)/(gammaC(i)-1));

%Fan polytropic compression
p03(i)=Fpr(i)*p02(i);
T03(i)=T02(i)*(p03(i)/p02(i))^(gammaC(i)-1)/(gammaC(i)*etaF(i));

%LPC polytropic compression
p04(i)=LPCpr(i)*p03(i);
T04(i)=T03(i)*(p04(i)/p03(i))^(gammaC(i)-1)/(gammaC(i)*etaC(i));

%HPC polytropic compression
p05(i)=HPCpr(i)*p04(i);
T05(i)=T04(i)*(p05(i)/p04(i))^(gammaC(i)-1)/(gammaC(i)*etaC(i));

end

%Detonation chamber
disp('p05') %to introduce in CEA

```

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

```

p05'
disp('T05') %to introduce in CEA
T05'

%1 - undisturbed detonable mixture conditions
%2 - CJ surface of DW conditions
%3 - rear boundary of rarefaction wave following DW
%ex - open end conditions
%N - von neumann spike

%Detonation parameters
L=1; %tube length m
tauf=0.003; %duration of filling phase s

if size(L)<=1
    L=L*Y;
else L=L
end

if size(tauf)<=1
    tauf=tauf*Y;
else tauf=tauf
end

for i=1:12

%undisturbed detonable mixture conditions (unburned gases)
p1(i)=p05(i); %bar
T1(i)=T05(i);
gamma1(i)=gammaC(i);
a1(i)=sqrt(gamma1(i)*R(i)*T1(i));
rho1(i)=(gamma1(i)*p1(i))/a1(i)^2;

%Parameters from CEA
%chapman-jouguet detonation conditions (burned gases) (manual output
from CEA)
p2=[77.029 79.527 81.997 84.438 86.852 89.241 91.606 93.948 96.268
98.567 100.85 103.11];
T2=[3222.40 3228.90 3235.18 3241.28 3247.19 3252.94 3258.53 3263.98
3269.29 3274.47 3279.53 3284.47];
gamma2=[1.1694 1.1695 1.1696 1.1697 1.1698 1.1699 1.1699 1.1700 1.1701
1.1702 1.1703 1.1703];
Mcj=[3.1433 3.1233 3.1043 3.0862 3.0689 3.0523 3.0365 3.0213 3.0066
2.9925 2.9790 2.9659];
Vcj=[1976.3 1976.6 1976.8 1977.0 1977.3 1977.5 1977.7 1977.8 1978.0
1978.2 1978.4 1978.5];

%Endo and Fujiwara analysis
%von Neumann spike
rhoN(i)=(gamma1(i)+1)/(gamma1(i)-1)*rho1(i);
pN(i)=(2*gamma1(i)/(gamma1(i)+1))*Mcj(i)^2*p1(i); %bar

%rear boundary of rarefaction wave behind the detonation wave
V3(i)=Vcj(i)/2;
rho3(i)=2*((gamma2(i)+1)/(2*gamma2(i)))^((gamma2(i)+1)/(gamma2(i)-
1))*rho1(i);
p3(i)=(gamma1(i)/(2*gamma2(i)))*((gamma2(i)+1)/(2*gamma2(i)))^((gamma2
(i)+1)/(gamma2(i)-1))*Mcj(i)^2*p1(i);

```

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

```

%exhaust phase
rhoex(i)=(gamma2(i)+1)/(gamma2(i)^((gamma2(i)+1)/(gamma2(i)-1))) * rho1(i);
pex(i)=(gamma1(i)/((gamma2(i)^((2*gamma2(i))/(gamma2(i)-1)) * (gamma2(i)+1))) * Mcj(i)^2 * p1(i);
uex(i)=(1/(gamma2(i)+1)) * Vcj(i);
rhoexuex(i)=(2^(2/(gamma2(i)-1)))/((gamma2(i)+1)^((gamma2(i)+1)/(gamma2(i)-1))) * rho3(i) * Vcj(i);

%detonation characteristics
t1(i)=(2*L(i))/Vcj(i);
t2(i)=(4*L(i))/Vcj(i);
t3(i)=(1+(((gamma2(i)+1)/2)^((gamma2(i)+1)/(gamma2(i)-1)))) * ((2*L(i))/Vcj(i));
Tcyc(i)=t3(i)+tauf(i);
fcyc(i)=1/Tcyc(i);

%average pressure at the thrust wall and temperature at exit
pav(i)=((1/(2*gamma2(i))) * (((gamma2(i)+1)/(2*gamma2(i)))^((gamma2(i)+1)/(gamma2(i)-1))) * (3+(((gamma2(i)+1)/2)^((gamma2(i)+1)/(gamma2(i)-1)))) * rho1(i) * Vcj(i) * L(i)) / ((1+(((gamma2(i)+1)/2)^((gamma2(i)+1)/(gamma2(i)-1)))) * ((2*L(i))/Vcj(i))+tauf(i));

p06(i)=pav(i);           %bar
T06(i)=TIT(i);          %K

end

for i=1:12

f(i)=(cph(i)*T06(i)-cpc(i)*T05(i))/(etaB(i)*Qnet(i)-cph(i)*T06(i));

%Energy balance HPT=HPC/etaS
T07(i)=T06(i)-((cpc(i)*(T05(i)-T04(i)))/(cph(i)*(1+f(i))*etaS(i)));
p07(i)=p06(i)/((T06(i)/T07(i))^(1/(etaT(i)*(gammaH(i)-1)/gammaH(i))));

%Energy balance LPT=LPC+Fan/etaS
T08(i)=T07(i)-(((1+Bpr(i))/(1+f(i)))*(cpc(i)/cph(i))*(T03(i)-T02(i))-
(cpc(i)/(cph(i)*(1+f(i))))*(T04(i)-T03(i)))/etaS(i);
p08(i)=p07(i)/((T07(i)/T08(i))^(1/(etaT(i)*(gammaH(i)-1)/gammaH(i))));

%Hot nozzle
p081(i)=p08(i)-deltaphn(i);
T081(i)=T08(i);
pC1(i)=p081(i)*((1-((1/etaN(i))*((gammaH(i)-1)/(gammaH(i)+1))))^(gammaH(i)/(gammaH(i)-1)));
TC1(i)=T081(i)/((gammaH(i)+1)/2);
CC1(i)=sqrt(gammaH(i)*R(i)*TC1(i));
if (p081(i)/pa(i))<(p081(i)/pC1(i)) %unchocked
    p09(i)=pa(i);
    T09(i)=T081(i)-(etaN(i)*T081(i)*(1-
(1/(p081(i)/p09(i)))^(gammaH(i)-1)/gammaH(i))));
    V09(i)=sqrt(2*cph(i)*(T081(i)-T09(i)));
else %chocked
    p09(i)=pC1(i);
    T09(i)=TC1(i);
    V09(i)=CC1(i);
    A09=AHN;
end

```

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

```

%Cold nozzle
p031(i)=p03(i)-deltapcn(i);
T031(i)=T03(i);
pC2(i)=p031(i)*((1-(1/etaN(i))*((gammaC(i)-
1)/(gammaC(i)+1))))^(gammaC(i)/(gammaC(i)-1));
TC2(i)=(T031(i)*2)/(gammaC(i)+1);
CC2(i)=sqrt(gammaC(i)*R(i)*TC2(i));
if (p031(i)/pa(i)<(p031(i)/pC2(i)) %unchecked
    p11(i)=pa(i);
    T11(i)=T031(i)-(etaN(i)*T031(i)*(1-
(1/p031(i)/p11(i))^(gammaC(i)-1)/gammaC(i)));
    V11(i)=sqrt(2*cpc(i)*(T031(i)-T11(i)));
else %chocked
    p11(i)=pC2(i);
    T11(i)=TC2(i);
    V11(i)=CC2(i);
    A11=ACN;
end

%Specific thrust F/m_a
Fs(i)=(Bpr(i)/(1+Bpr(i)))*V11(i)+(1/(1+Bpr(i)))*(1+f(i))*V09(i)-
Ca(i)+((1+f(i))/(1+Bpr(i)))*((R(i)*T09(i))/(p09(i)*V09(i)))*(p09(i)-
pa(i))+(Bpr(i)/(1+Bpr(i)))*((R(i)*T11(i))/(p11(i)*V11(i)))*(p11(i)-
pa(i)); %N*s/kg

%Thrust
F(i)=(Fs(i)*m_a(i))*10^-3; %kN

%Thrust specific fuel consumption
m_h(i)=m_a(i)/(1+Bpr(i));
m_c(i)=(m_a(i)*Bpr(i))/(Bpr(i)+1);
m_f(i)=f(i)*m_h(i); %kg/s
%TSFC(i)=m_f(i)/(F(i)*10^3); %kg/N*s
TSFC(i)=(m_f(i)*3600)/F(i); %kg/kN*h

%Propulsive efficiency
etap(i)=(Fs(i)*Ca(i))/((Fs(i)*Ca(i))+(0.5*((1+f(i))/(1+Bpr(i))))*(V09(i)-
Ca(i))^2+0.5*(Bpr(i)/(1+Bpr(i)))*(V11(i)-Ca(i))^2);

%Thermal efficiency
etat(i)=(Fs(i)*Ca(i)+(0.5*((1+f(i))/(1+Bpr(i))))*(V09(i)-
Ca(i))^2+0.5*(Bpr(i)/(1+Bpr(i)))*(V11(i)-
Ca(i))^2)/((f(i)/(1+Bpr(i)))*Qnet(i));

%Overall efficiency
etao(i)=etap(i)*etat(i);

end

%OUTPUT DISPLAY
disp('p06')
p06'
disp('T06')
T06'
disp('f')
f'
disp('Fs')
Fs'
disp('F')
F'

```

## Análise Paramétrica de um Motor Turbofan com Detonação

```
F'  
disp('TSFC')  
TSFC'  
disp('etap')  
etap'  
disp('etat')  
etat'  
disp('etao')  
etao'  
disp('fcyc')  
fcyc'  
  
end
```