

Design e Otimização de um Motor Turboramjet

(Versão Revista Após Defesa)

José Miguel Andrade Ascensão

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(mestrado integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Janeiro de 2025

Declaração de Integridade

Eu, José Miguel Andrade Ascensão, que abaixo assino, estudante com o número de inscrição 41886 de/o Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia, declaro ter desenvolvido o presente trabalho e elaborado o presente texto em total consonância com o **Código de Integridades da Universidade da Beira Interior**.

Mais concretamente afirmo não ter incorrido em qualquer das variedades de Fraude Académica, e que aqui declaro conhecer, que em particular atendi à exigida referenciação de frases, extratos, imagens e outras formas de trabalho intelectual, e assumindo assim na íntegra as responsabilidades da autoria.

Universidade da Beira Interior, Covilhã 02/01/2025

Miguel Ascensão

Dedicatória

À minha família que sempre me apoiou e acreditou em mim.

Agradecimentos

Queria agradecer ao meu orientador, o Professor Francisco Brójo, pela sua disponibilidade e ajuda ao longo de todo este trabalho.

Queria agradecer também aos meus pais pelo seu apoio que me permitiu estudar ao longo destes anos.

Resumo

Esta dissertação debruça-se sobre o design e otimização de um motor *turboramjet* num estágio preliminar para obtenção da máxima tração específica e o projeto da entrada de ar e bocal propulsivo. Tem surgido um grande interesse no estudo e desenvolvimento destes motores devido à crescente procura por aviões supersónicos, sejam estes militares ou civis. Estes aviões supersónicos apresentam o problema de necessitar de ser eficientes ao longo de uma vasta gama de altitudes e velocidades, e o motor *turboramjet* é uma excelente solução para esse problema. Sendo assim, este trabalho apresenta um modelo termodinâmico de um turbojato e *ramjet*, cujo objetivo é analisar parametricamente a operação do motor em ambos os modos em condições de projeto e prever o seu desempenho. Estes valores são posteriormente utilizados para realizar o projeto da entrada de ar e bocal propulsivo. O tipo de entrada de ar é escolhido de acordo com o número de Mach do escoamento livre e o tipo de bocal de acordo com o razão de pressão do bocal. É realizada para ambos o seu dimensionamento de acordo com os valores obtidos através da análise paramétrica do motor. Por fim, no modelo termodinâmico é incorporado um algoritmo de otimização concebido para atingir um valor máximo de tração específica.

Palavras-chave

Turboramjet; projeto; otimização; análise; paramétrica; entrada; bocal;

Abstract

This dissertation focuses on the design and optimization of a turboramjet engine at a preliminary design stage to obtain maximum specific thrust and the design of the intake and nozzle. There has been great interest in the study and development of these engines due to the growing demand for supersonic aircraft, whether military or civil. These supersonic aircraft have the problem of needing to be efficient over a wide range of altitudes and speeds, and the turboramjet engine is an excellent solution to this problem. Therefore, this work presents a thermodynamic model of a turbojet and ramjet, whose objective is to do a parametric cycle analysis of the engine operation in both modes under design conditions and predict its performance. These values are later used to carry out intake and nozzle design. The type of inlet is chosen according to the Mach number of the free stream and the type of nozzle is chosen according to the nozzle pressure ratio. Their sizing is carried out for both with the values obtained through parametric analysis of the engine. Finally, an optimization algorithm is incorporated into the thermodynamic model designed to achieve the maximum specific thrust.

Keywords

Turboramjet; design; optimization; parametric; analysis; intake; nozzle

Índice

Introdução	1
1.1 Motivação.....	1
1.2 Estrutura da dissertação	1
1.3 Objetivos.....	2
Estado da arte	3
2.1 Propulsão aeronáutica.....	3
2.2 Ciclo combinado baseado em turbina	5
2.2.1 <i>Turboramjet</i>	6
2.3 Vantagens e aplicações	9
2.4 Otimização: Algoritmo de ponto interior.....	10
Projeto do <i>turboramjet</i>	11
3.1 Configuração do <i>turboramjet</i>	11
3.2 Análise paramétrica	11
3.2.1 Numeração das estações.....	12
3.2.2 Valores de estagnação das propriedades.....	13
3.2.3 Eficiência dos componentes	14
3.2.4 Modelo da análise paramétrica.....	16
3.3 Projeto dos componentes.....	25
3.3.1 Entrada de ar.....	25
3.3.2 Bocal propulsivo	30
Otimização.....	34
4.1 Resultados.....	34
4.1.1 Turbojato	34
4.1.2 Ramjet	35
4.2 Discussão.....	36
Conclusão.....	37
5.1 Trabalho Futuro	38

Índice de figuras

Figura 1: Comparação do impulso específico de motores que utilizam o ar atmosférico para combustão com motores foguete [5].	4
Figura 2: Diagrama de blocos das diferentes configurações do ciclo combinado baseado em turbina [8].	5
Figura 3: A variação no ciclo num motor TBCC em função do número de Mach [8].	6
Figura 4 Configuração da entrada de ar para diferentes posições dos <i>flaps</i> a velocidade (a) subsônica, (b) supersônica e (c) hipersônica [8].	8
Figura 5: Motor <i>turboramjet</i> no modo de baixa velocidade [8].	9
Figura 6: Motor <i>turboramjet</i> no modo de alta velocidade [8].	9
Figura 7: Numeração das estações para um turbojato com pós-combustor [17].	12
Figura 8: Vistas de uma entrada de ar bidimensional com três rampas de compressão externa [19].	26
Figura 9: Valores ótimos de recuperação de pressão total de entradas de compressão externa [19].	27
Figura 10: Coeficiente de angularidade [18].	31

Índice de tabelas

Tabela 1: Numeração das estações para um motor turboramjet.....	13
Tabela 2: Parâmetros de voo	19
Tabela 3: Eficiência politrópica e razões de pressão dos componentes do turbojato.	19
Tabela 4: Eficiência politrópica e razões de pressão dos componentes do ramjet	19
Tabela 5: Ângulos das rampas de compressão externa para operação como turbojato	28
Tabela 6: Ângulos das rampas de compressão externa para a operação como ramjet.....	28
Tabela 7: Recuperação de pressão total da entrada de ar em cada modo de operação	29
Tabela 8: Áreas de captura e da garganta para cada modo de operação do motor.....	30
Tabela 9: geometria do bocal propulsivo	33
Tabela 10: Variáveis a otimizar e suas restrições referentes ao turbojato	35
Tabela 11: Valores ótimos referentes ao turbojato	35
Tabela 12: Variáveis a otimizar e suas restrições referentes ao ramjet.	35
Tabela 13: Valores ótimos referentes ao ramjet	36

Lista de Símbolos

A	Área, m ²
a	Velocidade do som, m/s
C_A	Coefficiente de angularidade
C_p	Calor específico a pressão constante, J/kgK
e	Eficiência politrópica
F	Tração, N
F_g	Tração bruta, N
f	Razão combustível/ar
h	Entalpia estática, J
h_t	Entalpia total, J
h_{PR}	Poder calorífico, kJ/kg
I_{sp}	Impulso específico, s
L	Comprimento da secção divergente, m
M	Número de Mach
\dot{m}	Caudal mássico kg/s
\dot{m}_f	Caudal mássico de combustível kg/s
P	Pressão estática, Pa
P_t	Pressão total, PA
R	Constante particular do ar, J/kgK
r	Raio, m
T	Temperatura estática, K
T_t	Temperatura total, K
$TSFC$	Consumo específico de tração kg/sN
V	Velocidade, m/s
w	Trabalho, J
Z	Altitude, km
α	Meio ângulo de divergência, graus
γ	Índice adiabático
π	Razão de pressão
τ	Razão de temperatura
τ_λ	Razão de entalpia da câmara de combustão
η	Rendimento
η_R	Recuperação de pressão na entrada de ar

η_{TH}	Rendimento térmico
η_P	Rendimento propulsivo
β	Ângulo de choque oblíquo, graus
θ	Ângulo da rampa, graus
ρ	Densidade, kg/m ³

Lista de Subscritos

<i>b</i>	Câmara de combustão
<i>c</i>	Compressor
<i>d</i>	Difusor
<i>m</i>	Mecânico
<i>max</i>	Máximo
<i>n</i>	Bocal propulsivo
<i>r</i>	Escoamento livre
<i>sl</i>	Nível do mar
<i>t</i>	Turbina; Garganta
<i>x</i>	Montante do choque
<i>y</i>	Jusante do choque

Lista de Acrónimos

HYPR	Pesquisa de sistemas de propulsão de transporte hipersônicos
NPR	Razão de pressão do bocal propulsivo
TBCC	Ciclo combinado baseado em turbina
TFDJ	<i>Turbofan e scramjet</i> de dupla combustão
TFRJ	<i>Turbofan e ramjet</i>
TFSJ	<i>Turbofan e scramejt</i>
TJDJ	Turbojato e scramjet de dupla combustão
TJRJ	Turbojato e <i>ramjet</i>
TJSJ	Turbojato e <i>scramjet</i>
RBCC	Ciclo combinado baseado em foguete
SQP	Programação Quadrática Sequencial

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

Um dos recursos mais valiosos que existe atualmente é o tempo e a necessidade de economizá-lo leva a uma constante demanda por atingir velocidades superiores.

Nos últimos anos tem havido um aumento na procura de veículos supersónicos, para diversas aplicações, sejam elas militares ou civis. Os motores que alimentam tais veículos, enfrentam muitas vezes o problema de necessitarem de ser eficientes numa vasta gama de altitudes e de velocidades, desde o voo subsónico ao voo supersónico.

Um dos tipos de motores com mais interesse em ser estudado que permite uma solução para esse problema é os motores de ciclo combinado. Estes motores integram os modos de operação e componentes de um motor de turbina a gás e de um *ramjet* num único escoamento, de forma prover um desempenho superior a qualquer outro motor numa faixa de voo mais ampla.

Pertencendo o motor *turboramjet* a essa categoria de motores, o seu desenvolvimento de forma a torná-lo mais eficiente e efetivo, permitirá chegar mais perto de uma solução deste problema. A possibilidade de poder contribuir com uma solução para um problema tão importante foi o que me motivou a realizar este trabalho.

1.2 Estrutura da dissertação

Esta dissertação está dividida em 5 capítulos.

No primeiro capítulo, é apresentada a motivação e os objetivos deste trabalho para além da estrutura do mesmo.

O segundo capítulo tem como foco o corrente estado da arte da tecnologia propulsiva hipersónica que utiliza ar atmosférico para combustão, com particular ênfase nos motores de ciclo combinados e especificamente o *turboramjet*, e é apresentado o método de otimização utilizado.

No terceiro capítulo é apresentada toda a metodologia utilizada para realizar o trabalho, que consiste na descrição dos fundamentos teóricos, equações, notações e dados de entrada utilizados na análise paramétrica do motor. Também são apresentadas as decisões de projeto tomadas quanto à entrada e saída de ar e a justificação relativa a estas bem como as dimensões destas.

No quarto capítulo é descrito como é realizada a otimização do motor utilizando a ferramenta “Optimization Toolbox” disponível no MATLAB e quais os resultados obtidos a partir desta otimização.

No quinto capítulo é apresentada conclusão do trabalho, onde são discutidos os resultados obtidos. Também neste capítulo está presente uma proposta para trabalho futuro.

1.3 Objetivos

O objetivo principal deste trabalho é realizar uma otimização do projeto preliminar de um *turboramjet* para um elevado valor de tração específica em condições “on-design” e projetar a entrada e saída deste motor. Sendo assim, para atingir estes objetivos, várias tarefas intermédias precisam de ser estabelecidas.

Em primeiro lugar, foi escolhida, entre as várias possíveis, uma configuração do *turboramjet*, tendo em conta os seus benefícios em relação as outras possíveis escolhas.

Em segundo lugar, foi desenvolvido um modelo termodinâmico para cada um dos modos do *turboramjet*, turbojato e *ramjet*, que nos permitirá calcular os resultados de desempenho no ponto de projeto.

Em terceiro lugar, foi atingida uma otimização inicial do projeto para uma elevada tração específica juntado uma função de otimização ao modelo termodinâmico de cada um dos modos.

Por fim foram projetadas a entrada de ar e o bocal propulsivo, para condições de projeto, tendo em conta os valores de desempenho obtidos.

Capítulo 2

Estado da arte

2.1 Propulsão aeronáutica

O voo hipersónico é considerado o próximo grande avanço na indústria da aviação. Nos últimos anos, tem havido um aumento na procura de viagens comerciais supersónicas e hipersónicas, à medida que as empresas aeroespaciais têm procurado substituir voos subsónicos de longo curso por designs de aeronaves hipersónicas que possam ser económica e ambientalmente viáveis [1].

Vários conceitos de propulsão que utiliza ar atmosférico para a combustão, como o turbojato, o *turbofan*, o *ramjet* e o *scramjet*, foram adotados no passado para utilizar no voo de alta velocidade. Os motores convencionais que utilizam o ar atmosférico para combustão, como aqueles associados às atuais aeronaves comerciais, dependem de componentes rotativos tanto para o arranque quanto para a produção de tração. O voo hipersónico sustentado está associado a fatores de carga severos, térmicos, aerodinâmicos e de esforços mecânicos que limitam a capacidade de operação de um motor com turbina [2]. As limitações apresentadas pelos turbojatos, são a velocidade máxima de rotação do rotor e a temperatura máxima dos gases na entrada da turbina. Estes parâmetros exercem um efeito muito marcante na durabilidade das turbinas, o que determina a fiabilidade do motor quando este opera próximo do limite máximo da faixa operacional do turbojato [3].

O *ramjet* usa componentes fixos para acelerar o ar admitido por efeito de *ram*. Este recebe o seu nome devido a esse mesmo efeito de compressão de ar. A compressão aumenta dramaticamente com a velocidade e, como a tração depende fortemente desta devido ao efeito de *ram*, o *ramjet* só pode gerar tração quando se encontra em movimento, sendo assim necessário acelerá-lo até uma alta velocidade através de outro tipo de propulsão [4].

O *scramjet* (*ramjet* de combustão supersónica) é uma variante do motor *ramjet* e também depende da velocidade do veículo para comprimir o ar antes da combustão. *Scramjets* são geralmente utilizados em velocidades superiores a Mach 5 devido à incapacidade do *ramjet* de superar o arrasto a partir desse número de Mach. Nos

scramjets, o escoamento de ar permanece supersônico na passagem pelo motor, incluindo na câmara de combustão, enquanto no *ramjet*, o escoamento é desacelerado para uma velocidade subsônica para a combustão. Um *scramjet* opera eficientemente a velocidades hipersônicas e permite a combustão supersônica comprimindo o escoamento de ar que entra sem o desacelerar abaixo de Mach 1 [1].

O desempenho de um motor que utiliza o ar atmosférico para combustão é medido pelo impulso específico (I_{sp}), que é consideravelmente superior ao de um motor foguete, e pelo uso de um *scramjet*, esta vantagem estende-se a números de Mach mais elevados, como mostrado na Figura 1. Pode ser usado como combustível tanto hidrogênio como hidrocarbonetos. No entanto, a maior capacidade de arrefecimento do hidrogênio e a sua combustão mais rápida são necessárias para números Mach mais elevados [4].

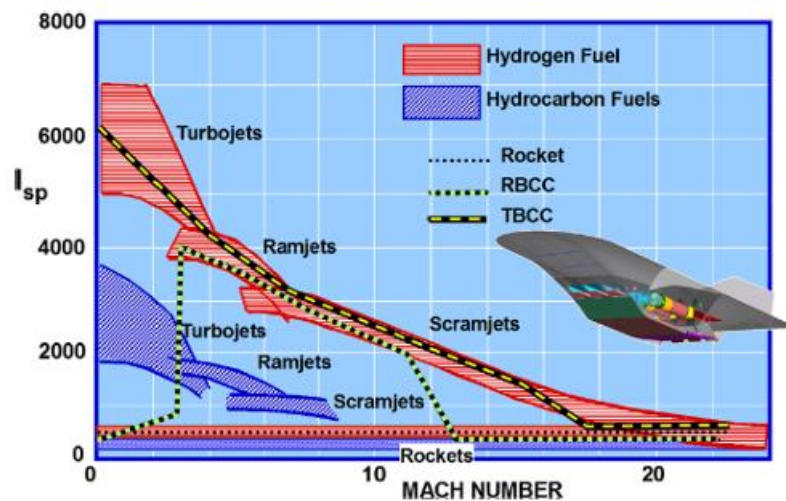


Figura 1: Comparação do impulso específico de motores que utilizam o ar atmosférico para combustão com motores foguete [5].

Como os veículos hipersônicos têm uma gama extremamente ampla de regimes de voo (subsônicos, transônicos, supersônicos e hipersônicos), não existe um único motor que utilize o ar atmosférico para a combustão de um só ciclo que possa ser competente numa gama tão alargada. A única maneira de resolver este problema é utilizar um sistema de propulsão de ciclo combinado. De acordo com os resultados de estudos anteriores, existem duas formas principais de sistema de propulsão para veículos hipersônicos, que são o motor de ciclo combinado baseado em turbina (TBCC) e o motor de ciclo combinado baseado em foguete (RBCC). Como um sistema de propulsão hipersônico, o sistema de propulsão de ciclo combinado baseado em turbina recebeu reconhecimento devido ao amplo envelope de voo e ao excelente desempenho em termos de impulso específico [6].

2.2 Ciclo combinado baseado em turbina

O motor TBCC é um motor que integra os componentes e modos de operação do motor de turbina a gás e do motor *ramjet* num escoamento comum, a fim de fornecer desempenho superior a qualquer motor individual numa faixa de voo mais ampla [7].

No que diz respeito ao ciclo baseado em turbina, podem ser empregues motores turbojato ou turbofan. No entanto, todos os tipos de *ram*, *scram* ou *scram* de combustão dupla são empregues como ciclos baseados em *ram*. Esses dois grupos gerarão as seguintes seis combinações diferentes para o TBCC (ver Figura 2):

- Turbojato e *ramjet* (TJRJ)
- Turbojato e *scramjet* (TJSJ)
- Turbojato e *scramjet* de dupla combustão (TJDJ)
- Turbofan e *ramjet* (TFRJ)
- Turbofan e *scramjet* (TFSJ)
- Turbofan e *scramjet* de dupla combustão (TFDJ)

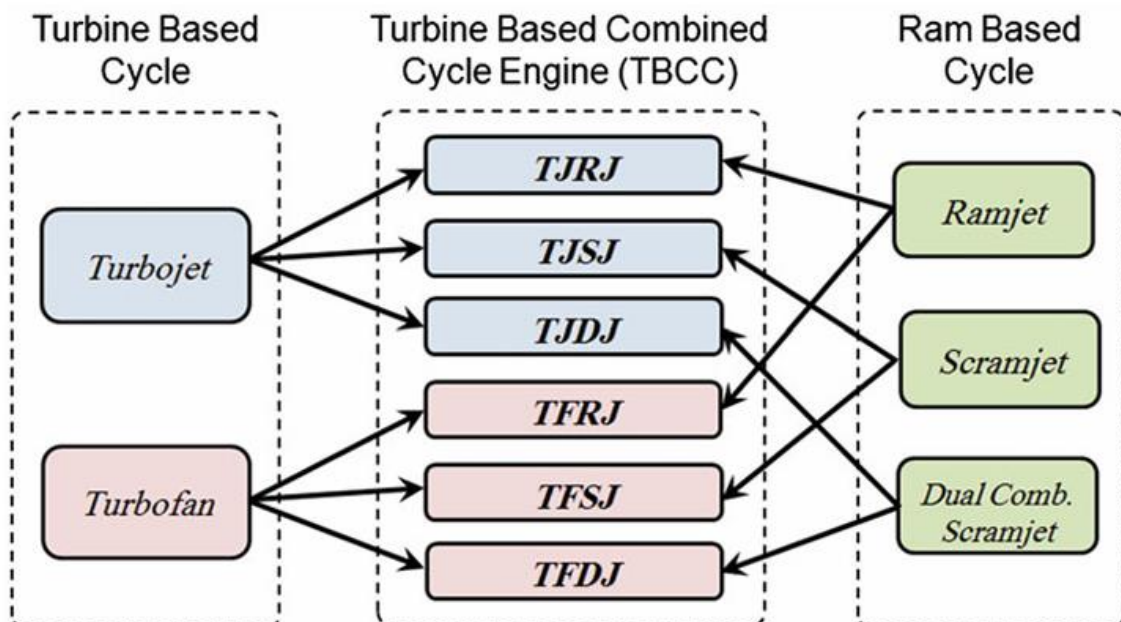


Figura 2: Diagrama de blocos das diferentes configurações do ciclo combinado baseado em turbina [8].

2.2.1 Turboramjet

Um motor *turboramjet* é um tipo de motor de aeronave que combina as características de um turbojato e de um *ramjet*.

A parte turbojato de um motor de ciclo combinado opera como um turbojato tradicional, com compressor, câmara de combustão e turbina. Em baixas velocidades, a parte turbojato do motor fornece a maior parte da tração. À medida que a velocidade da aeronave aumenta, a parte *ramjet* do motor começa a contribuir mais para a tração geral.

A parte *ramjet* do motor não possui compressor ou turbina e, em vez disso, depende da alta velocidade do ar que entra para comprimir e inflamar o combustível. Isto permite que o motor mantenha eficiência elevada em altas velocidades, onde um turbojato tradicional começaria a perder eficiência. Já o *ramjet* não é muito eficiente em baixas velocidades, visto que não possui compressor, o que significa que necessita de um escoamento de ar de alta velocidade para funcionar. Este facto torna-os menos práticos para uso em aeronaves mais lentas. As desvantagens do motor *ramjet* podem ser superadas usando o motor turbojato e vice-versa [9]. A Figura 3 mostra a variação de ciclo com o número de Mach para o projeto de uma aeronave civil capaz de atingir Mach 6.

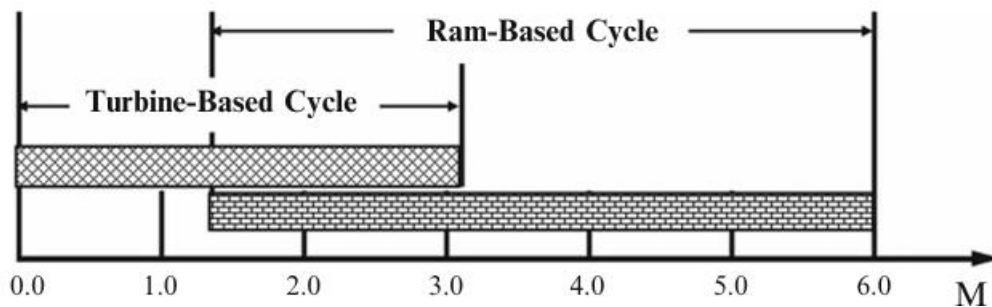


Figura 3: A variação no ciclo num motor TBCC em função do número de Mach [8].

Existem 2 configurações possíveis para o turboramjet, e estas são:

2.2.1.1 Configuração *Over-under*

Na configuração *over-under*, os motores são instalados um sobre o outro, enquanto o corpo do veículo serve como parte da admissão e do bocal. Nesta configuração as câmaras

de combustão são totalmente separadas. No entanto, dois casos são encontrados para as entradas de ar e bocais:

- Entrada de ar e bocal separados
- Entrada de ar e bocal partilhados

No caso da entrada de ar e bocal serem partilhadas o sistema deve conter um conjunto de *flaps* na entrada para dividir o escoamento de ar pelos dois motores e outros *flaps* no bocal para controlar a área deste.

Para a configuração *over-under* do motor *turboramjet*, a altura do motor é maior em comparação com a configuração em tandem. A razão é clara, pois a altura, neste caso, é a soma das alturas dos motores turbojato e *ramjet*. Normalmente, uma parte do motor deve ser colocada dentro da fuselagem ou dentro da asa. Como o motor irá operar a números de Mach elevados, ele precisa de uma admissão longa. No método de instalação na fuselagem, a parte inferior do corpo do veículo é completamente integrado ao sistema de propulsão, já que a superfície inferior a montante serve como entrada externa do sistema de compressão e a superfície a jusante como bocal de expansão externo.

Três configurações possíveis de admissão podem ser vistas para diferentes regimes de voo. No primeiro caso Figura 4(a), na descolagem e no voo subsónico, o motor turbojato opera sozinho onde uma rampa de entrada móvel é implantada para permitir o máximo de caudal mássico de ar na sua admissão e um caudal mássico de ar insignificante ou zero no motor *ramjet*. No segundo caso Figura 4(b) de número Mach mais alto, o motor opera em modo duplo, onde os motores turbojato e *ramjet* operam por alguns segundos até que o número Mach atinja 2,5 ou 3,0. Neste caso, as superfícies móveis permitem caudais mássicos de ar em ambos os motores. Finalmente Figura 4(c), no terceiro caso de velocidade hipersónica, o motor turbojato é desligado e apenas o *ramjet* entra em operação [8].

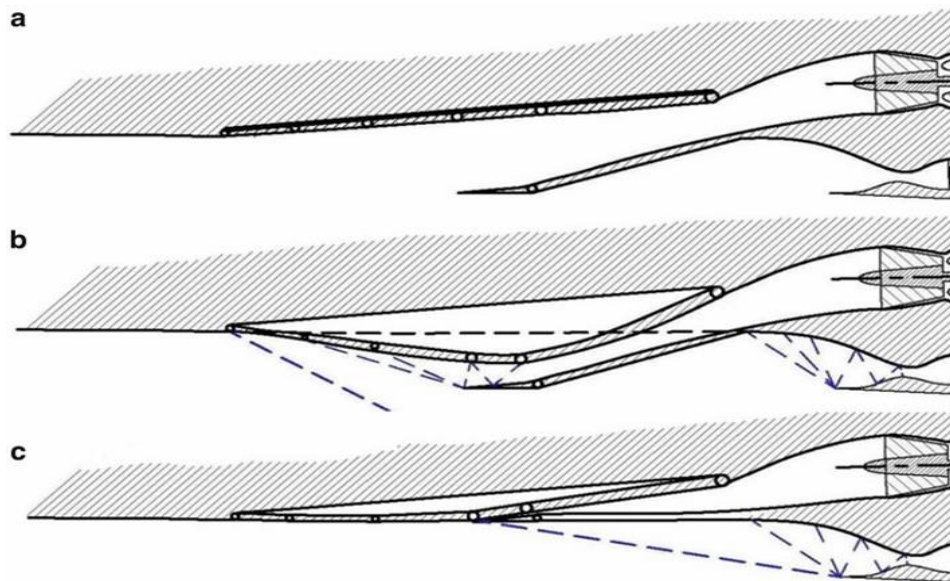


Figura 4 Configuração da entrada de ar para diferentes posições dos *flaps* a velocidade (a) subsónica, (b) supersónica e (c) hipersónica [8].

2.2.1.2 Tandem *turboramjet*

Nesta configuração ambos os motores partilham a mesma entrada e bocal, enquanto a câmara de combustão do motor *ramjet* se encontra na posição do pós-combustor do turbojato. O escoamento é dividido entre os 2 motores por uma série de *flaps* de *bypass* ou palhetas guia móveis na entrada, que controlam a fração de ar que entra em cada motor.

Durante o voo em baixa velocidade, *flaps* controláveis fecham o duto de *bypass* e forçam o ar diretamente para a seção do compressor do turbojato. Durante o voo em alta velocidade, os *flaps* bloqueiam o escoamento para o turbojato e o motor opera como um *ramjet* usando a câmara de combustão traseira para produzir tração. No modo combinado, o ar pode ser dividido entre ambos os motores. O pós-combustor do turbojato atua como a câmara de combustão do *ramjet*. O ciclo do motor tem dois modos de operação, funcionando como um simples turbojato de veio único ou como um *ramjet* [8].

Esta configuração é mais leve e compacta que a configuração *over-under*, no entanto apresenta desafios consideráveis ao sistema de propulsão. É necessário que cada componente partilhado opere eficientemente em cada modo de operação. Se a eficiência dos componentes partilhados for reduzida será necessário aumentar a dimensão do

sistema de propulsão, para gerar a tração necessária, o que significaria num aumento do peso do sistema e da aeronave [7].

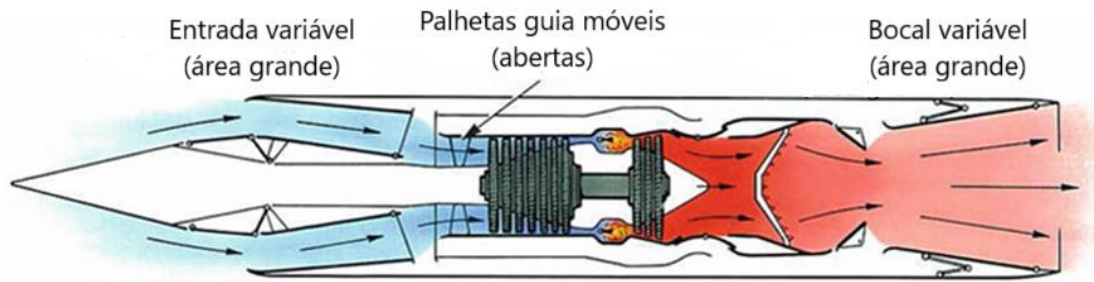


Figura 5: Motor turboramjet no modo de baixa velocidade [8].

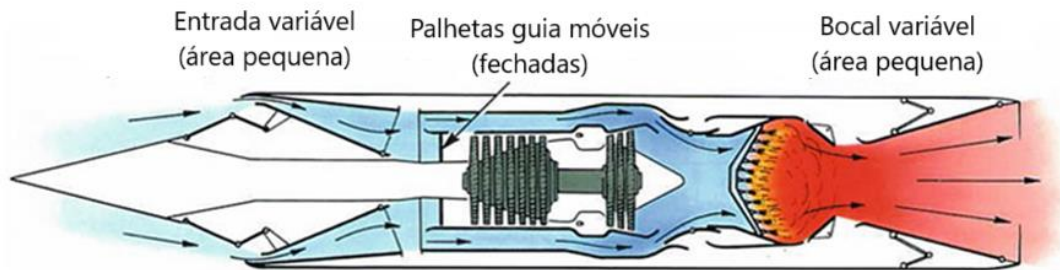


Figura 6: Motor turboramjet no modo de alta velocidade [8].

2.3 Vantagens e aplicações

A passagem para velocidades supersônicas oferece uma drástica redução no tempo das viagens e com o aumento do reconhecimento do valor do tempo, surgiu um interesse na viabilidade de uma aeronave civil supersônica [10]. Têm sido realizados nos últimos anos vários estudos onde motores de ciclo combinado são usados para alimentar tais aeronaves como é o caso do programa japonês HYPR, cujo objetivo era estudar a tecnologia de um sistema de propulsão para um futuro sistema de transporte civil capaz de atingir Mach 5, sendo economicamente viável e ambientalmente aceitável [11].

Os motores de ciclo combinado são o sistema de propulsão mais promissor para lançadores que utilizam o ar atmosférico para combustão de estágio único. Estes motores são capazes de fornecer propulsão para mudança de órbita, descida motorizada e pouso motorizado, com capacidade de realizar a manobra *go-around*, e é uma das categorias mais comuns de soluções para aplicações de lançamento [12]. Os conceitos de propulsão que utilizam ar atmosférico para a combustão apresentam temperaturas e pressões

operacionais menores do que os seus equivalentes baseados em foguetes, o que geralmente se correlaciona com maior fiabilidade e capacidade de reutilização. Estes não necessitam de transportar oxidante visto que utilizam o oxigénio da atmosfera, o que resulta numa maior segurança e impulso específico superior do que sistemas de propulsão a foguete. Além disso, a capacidade de descolagem horizontal proporciona benefícios importantes de operabilidade, que inclui a capacidade de abortar a missão e maior flexibilidade de trajetória [13].

2.4 Otimização: Algoritmo de ponto interior

Os métodos de Programação Quadrática Sequencial (SQP) têm-se mostrado muito eficientes para resolver problemas de programação não linear de média dimensão. Exigem poucas iterações e avaliações de funções, mas como têm de resolver um subproblema quadrático a cada passo, o custo da sua iteração é potencialmente elevado para problemas com um grande número de variáveis e restrições. Por outro lado, os métodos de pontos interiores têm-se mostrado muito bem sucedidos na resolução de grandes problemas de programação linear. Então uma questão natural que surgiu foi se estes podiam ser estendidos a problemas não lineares [14].

O método dos pontos interiores, usado na otimização realizada neste trabalho, integra dentro destas duas ferramentas poderosas para resolver problemas não lineares: a programação quadrática sequencial (SQP) e as técnicas de regiões de confiança. A SQP é utilizada para lidar eficientemente com não linearidades nas restrições. As estratégias de região de confiança permitem que o algoritmo trate problemas convexos e não convexos de forma uniforme, permite a utilização direta de informação de segunda derivada e fornece uma salvaguarda na presença de gradientes de restrição quase dependentes.

De importância crucial no algoritmo são a formulação e a solução dos subproblemas de barreira com restrições de igualdade que determinam os passos do algoritmo. A formulação dos subproblemas confere à iteração características primais ou primal-duais e garante que as variáveis de folga permanecem seguramente positivas. A técnica utilizada para resolver os subproblemas tem um grande impacto na eficiência e robustez do algoritmo[15].

Capítulo 3

Projeto do *turboramjet*

3.1 Configuração do *turboramjet*

O primeiro passo no projeto de um *turboramjet* é decidir qual a configuração de entre as configurações possíveis, em tandem ou *over-under*. A configuração escolhida foi a em tandem devido ao fato do trajeto do escoamento do ar ser mais simples, o que ajuda a simplificar o projeto e permite uma redução das perdas aerodinâmicas.

O *turboramjet* projetado terá dois modos de funcionamento, um modo onde através de um conjunto de *flaps* controláveis impedem o ar de entrar no ducto de *bypass* para o *ramjet* e o motor opera como um turbojato. O motor opera neste modo durante o voo de baixa velocidade, entre Mach 0 e Mach 3. Durante o voo de alta velocidade Mach 3, o conjunto de *flaps* controláveis impedem o ar de entrar no turbojato e o motor opera como um *ramjet*. Na Figura 5 e Figura 6 apresenta-se um exemplo de um motor *turboramjet* com configuração tandem a funcionar nos 2 modos.

É importante realçar que devido ao fato de apenas um motor operar em cada modo, ou seja, o seu desempenho não é afetado pela presença do outro, todas as análises e otimizações apresentadas a seguir foram efetuadas em separado para ambos os modos, turbojato ou *ramjet*.

3.2 Análise paramétrica

O objetivo da análise paramétrica do ciclo é obter valores estimados para parâmetros de desempenho (primeiramente tração específica e consumo de combustível específico) a partir dos limites de projeto (perdas de pressão, temperatura de entrada na turbina e eficiências alcançáveis dos componentes), das condições de voo (temperatura ambiente, pressão e número de Mach) e escolhas de projeto (razões de pressão do compressor e razão de pressão entre o bocal e o ambiente).

Esta etapa de projeto é também geralmente referida como análise do ciclo “on-design”, uma das vantagens desta análise sobre a análise do desempenho do ciclo, ou como também é conhecida análise do ciclo “off design”, é consumir menos tempo e fornecer valores, que permitem identificar combinações de escolhas de projeto em cada condição de voo da missão que permitem aproximar da melhor solução. Outra vantagem é que não é possível começar a análise “off-design” sem ter estabelecido o tamanho do motor e os valores do ponto de referência de alguma forma.

A análise paramétrica do *turboramjet* foi desenvolvida usando o MATLAB, com base no método desenvolvido por J. D. Mattingly, descrito em várias das suas publicações. Neste capítulo serão descritas as várias etapas que permitem efetuar esta análise paramétrica, com todas os princípios físicos, equações, notações e dados de entrada e saída necessários para a aplicação deste modelo.

3.2.1 Numeração das estações

Na Figura 7 está representado um motor turbojato com pós-combustor onde a numeração das estações está de acordo com a prática recomendada aeroespacial ARP 755A [16] e está será usada ao longo de todo este trabalho. Este é um modelo de um turbojato com pós-combustor, que apresenta a mesma numeração do motor em estudo.

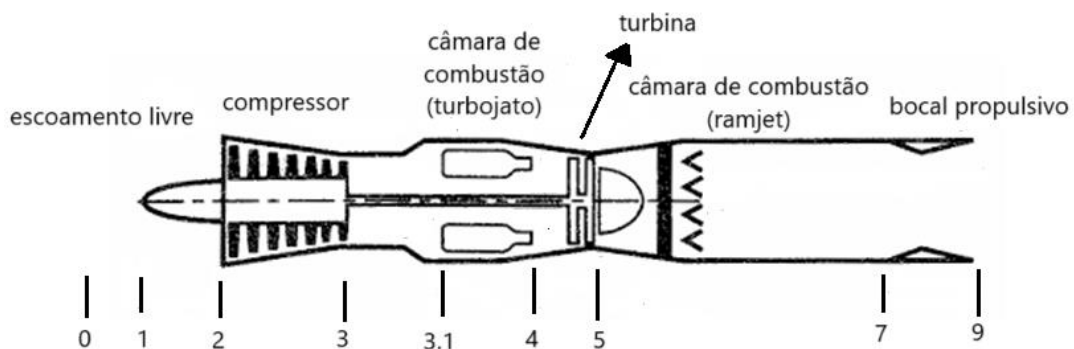


Figura 7: Numeração das estações para um *turboramjet*.

Para os motores a ser analisados neste trabalho a numeração das estações está apresentada na Tabela 1:

Tabela 1: Numeração das estações para um motor turboramjet

estação	localização
0	Escoamento livre
1	Entrada da admissão ou difusor
2	saída da admissão ou difusor Entrada do compressor
3	Saída do compressor
3.1	Entrada da câmara de combustão
4	Saída da câmara de combustão Entrada na turbina
5	Saída da turbina
7	Entrada do bocal propulsivo Saída da câmara de combustão do <i>ramjet</i> (pós-combustor)
9	Saída do bocal propulsivo

3.2.2 Valores de estagnação das propriedades

A temperatura total ou de estagnação é definida como a temperatura atingida por um escoamento quando este é levado ao repouso (estagnação) adiabaticamente. Aplicando a primeira lei da termodinâmica a um gás perfeito caloricamente obtemos $T_t = T + V^2/(2c_p)$, onde T_t representa a temperatura total, T a temperatura estática e V a velocidade do escoamento. O número de Mach $M = V/a = V/\sqrt{\gamma RT}$ pode ser introduzido na equação anterior resultando em.

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

As razões de pressão e temperatura total foram frequentemente utilizadas neste trabalho e seguiu-se uma notação especial para aquelas, tal como utilizado por Mattingly [17]. A razão de pressão total através de um componente é dada por π , com um subscrito indicando o componente: d para a admissão ou difusor, c para o compressor, b para a câmara de combustão, t para a turbina e n para o bocal propulsivo.

$$\pi_i = \frac{\text{pressão total na saída do componente } i}{\text{pressão total na entrada do componente } i} \quad (2)$$

Da mesma forma, a razão de temperatura total é denotada por τ :

$$\tau_i = \frac{\text{temperatura total na saída do componente } i}{\text{temperatura total na entrada do componente } i} \quad (3)$$

Duas exceções a esta notação são a razão de pressão e a temperatura do escoamento livre (π_r e τ_r) que são definidos pelas seguintes equações:

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \quad (4)$$

$$\pi_r = \frac{P_{t0}}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (5)$$

Outra exceção é a razão de entalpia entre a saída da câmara de combustão $C_p T_t$ e a entalpia ambiente $C_p T_c$ que é definida por:

$$\tau_\lambda = \frac{h_{t \text{ burner exit}}}{h_0} = \frac{(C_p T_t)_{\text{burner exit}}}{(C_p T_t)_0} \quad (6)$$

3.2.3 Eficiência dos componentes

Para componentes rotativos de maquinaria a relação entre as eficiências e as razões de temperatura e pressão totais permitem ter em conta os efeitos reais e as perdas que existem em componentes reais. Para este efeito há duas eficiências possíveis de utilizar, a eficiência isentrópica e a eficiência politrópica. Neste trabalho foi utilizada a segunda pois esta representa um nível de tecnologia e não um comportamento de um dado dispositivo, podendo então ser usado de forma mais abrangente.

3.2.3.1 Compressor

A eficiência politrópica do compressor é definida por:

$$e = \frac{\text{ideal work for a differential pressure change}}{\text{actual work for a differential pressure change}} \quad (7)$$

Assumindo que a eficiência politr\u00f3pica \u00e9 constante e usando algumas rela\u00e7\u00f5es matem\u00e1ticas podemos obter uma rela\u00e7\u00e3o entre π_c e τ_c ,

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_c)} \quad (8)$$

A efici\u00eancia isentr\u00f3pica do compressor relaciona o trabalho ideal do compressor por unidade de massa (w_{ci}) com o trabalho real do compressor por unidade de massa (w_c) para um dado π_c . Escrevendo η_c em termos das propriedades termodin\u00e2micas temos.

$$\eta_c = \frac{w_{ci}}{w_c} = \frac{h_{t3i} - h_{t2}}{h_{t3} - h_{t2}} \quad (9)$$

Para um g\u00e1s caloricamente perfeito.

$$\eta_c = \frac{w_{ci}}{w_c} = \frac{c_{pc}(T_{t3i} - T_{t2})}{c_{pc}(T_{t3} - T_{t2})} = \frac{\tau_{ci} - 1}{\tau_c - 1} \quad (10)$$

τ_{ci} \u00e9 raz\u00e3o ideal de temperatura do compressor que est\u00e1 relacionada com π_c atrav\u00e9s da rela\u00e7\u00e3o isentr\u00f3pica

$$\tau_{ci} = \pi_{ci}^{(\gamma - 1)/\gamma} = \pi_c^{(\gamma - 1)/\gamma} \quad (11)$$

Sendo assim obtemos:

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma - 1)/\gamma} - 1}{\tau_c - 1} \quad (12)$$

3.2.3.2 Turbina

A efici\u00eancia politr\u00f3pica da turbina \u00e9 definida por:

$$e = \frac{\text{actual work for a differential pressure change}}{\text{ideal work for a differential pressure change}} \quad (13)$$

Seguindo o mesmo processo que para o compressor, assumindo que a eficiência politrópica é constante e usando algumas relações matemáticas podemos obter uma relação entre τ_t e π_t ,

$$\pi_t = \tau_t^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t-1)e_t}} \quad (14)$$

A eficiência isentrópica da turbina relaciona o trabalho ideal da turbina por unidade de massa ($h_{t4i} - h_{t5i}$) com o trabalho real da turbina por unidade de massa ($h_{t4} - h_{t5}$) para um dado π_t . Escrevendo η_t em termos das propriedades termodinâmicas temos.

$$\eta_t = \frac{h_{t4} - h_{t5i}}{h_{t4} - h_{t5}} = \frac{(T_{t4} - T_{t5i})}{(T_{t4} - T_{t5})} \quad (15)$$

ou

$$\eta_t = \frac{1-\tau_t}{1-\pi_t^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (16)$$

3.2.3.3 Câmara de combustão

Para a câmara de combustão, a eficiência de combustão é usada para caracterizar o grau em que as reações químicas foram concluídas e é definida por:

$$\eta_b = \frac{(\dot{m} + \dot{m}_f)h_{t4} - \dot{m}h_{t3}}{\dot{m}_f h_{PR}} = \frac{(\dot{m} + \dot{m}_f)c_{p4}T_{t4} - \dot{m}c_{p3}T_{t3}}{\dot{m}_f h_{PR}} \quad (17)$$

onde, \dot{m} é o caudal mássico, \dot{m}_f é o caudal mássico de combustível e h_{PR} é o poder calorífico.

As perdas de pressão na câmara de combustão ocorrem por dois motivos, devido às perdas viscosas e devido à combustão em número de Mach finito.

3.2.4 Modelo da análise paramétrica

Nesta secção, será explicado como usar o modelo que permite a realização da análise paramétrica dos dois motores, serão descritos quais os dados de entrada, como os vários

componentes são modelados fisicamente e as equações necessárias a resolver de forma a obter resultados fiáveis.

3.2.4.1 Considerações

Para a análise do turbojato foram feitas as seguintes considerações:

1. O escoamento é unidimensional na entrada e saída de cada componente
2. A variação dos calores específicos será aproximada assumindo um gás perfeito com um valor de calor específico C_{pc} constante a montante da câmara de combustão e um gás perfeito com outro valor de calor específico C_{pt} constante a jusante da câmara de combustão.
3. A razão total de pressão na entrada de ar é:

$$\pi_d = \pi_{dmax}\eta_R \quad (18)$$

onde π_{dmax} é a razão de pressão total causada apenas pelos efeitos de fricção da parede e η_R é a recuperação de pressão pelo efeito de ram. Este efeito é devido ao sistema de choques na entrada de ar e o seu valor é obtido mais à frente na secção sobre a entrada de ar.

4. Existe apenas um único compressor e uma única turbina. O compressor é acionado pela turbina e a potência é transmitida por um veio com eficiência η_m .
5. Quando o turbojato se encontra em funcionamento, o *ramjet* não produz tração

Para a análise do *ramjet* foram feitas as seguintes considerações:

1. O escoamento é unidimensional na entrada e saída de cada componente
2. A variação dos calores específicos será aproximada assumindo um gás perfeito com um valor de calor específico C_{pc} constante a montante da câmara de combustão e um gás perfeito com outro valor de calor específico C_{pt} constante a jusante da câmara de combustão.
3. A razão total de pressão na entrada de ar é:

$$\pi_d = \pi_{dmax}\eta_R \quad (19)$$

onde π_{dmax} é a razão de pressão total causada apenas pelos efeitos de fricção da parede e η_R é a recuperação de pressão pelo efeito de ram. Este efeito é devido ao sistema de choques na entrada de ar e o seu valor é obtido mais à frente na secção sobre a entrada de ar.

4. Quando o *ramjet* se encontra em funcionamento, o turbojato não produz tração.

3.2.4.2 Dados de entrada

Os dados de entrada necessários para realizar esta análise podem ser divididos em três tipos: parâmetros de voo, desempenho dos componentes e parâmetros de projeto.

Os valores de temperatura e pressão das condições de voo, estão de acordo com o modelo da Atmosfera Padrão Internacional. Estes são calculados a partir dos valores ao nível do mar com recurso às equações seguintes:

$$T_0 = \begin{cases} T_{sl} - 6.5Z & Z \leq 11 \text{ km} \\ T_{11km} & 11 \text{ km} \leq Z \leq 20 \text{ km} \end{cases} \quad (20)$$

$$P_0 = \begin{cases} P_{sl} \left(\frac{T_{sl}}{T_0} \right)^{\left(\frac{g_0 w_0}{R \times 6.5 \times 10^{-3}} \right)} & Z \leq 11 \text{ km} \\ P_{11km} e^{\frac{(-g_0 w_0)(Z-11) \times 1000}{RT_{11}}} & 11 \leq Z \leq 20 \text{ km} \end{cases} \quad (21)$$

Onde, g_0 é a aceleração gravítica, w_0 é a massa molar do ar, R é constante particular do ar e Z é altura a partir do nível do mar.

A constante particular do ar para as estações a montante da câmara de combustão e a jusante desta é calculada da seguinte forma:

$$R_c = \left(\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \right) C_{pc} \quad (22)$$

$$R_t = \left(\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \right) C_{pt} \quad (23)$$

A velocidade do som calcula-se a partir da temperatura estática, do índice adiabático e da constante particular para o ar, o que permite por sua vez obter o número de Mach.

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c T_0} \quad (24)$$

$$M_0 = \frac{V_0}{a_0} \quad (25)$$

Os dados de entrada dos parâmetros de voo para ambos os modos estão apresentados na Tabela 2.

Tabela 2: Parâmetros de voo

Parâmetros de voo	<i>Ramjet</i>	turbojato
Z (km)	11	11
M_0	1,6	3
F(N)	130000	70000

Os valores escolhidos para os dados de entrada do desempenho dos componentes que dependem do nível de tecnologia disponível para o turbojato e para o *ramjet* estão apresentados na Tabela 3 e Tabela 4 respectivamente. Estes correspondem aos valores esperados para componentes projetados entre 2005 e 2025 [18].

Tabela 3: Eficiência politrópica e razões de pressão dos componentes do turbojato.

Componente	Figura de mérito	Eficiência politrópica e razões de pressão
Difusor	π_{dmax}	0,96
Compressor	e_c	0,90
Câmara de combustão	n_b	0,995
	π_b	0,96
Turbina	e_t	0,91
Bocal propulsivo	π_n	0,98

Tabela 4: Eficiência politrópica e razões de pressão dos componentes do *ramjet*

Componente	Figura de mérito	Eficiência politrópica e razões de pressão
Difusor	π_{dmax}	0,96
Câmara de combustão	n_b	0,97
	π_b	0,95
Bocal propulsivo	π_n	0,98

Os últimos dados de entrada que faltam para completar o modelo são os parâmetros de projeto. Existem dentro desta categoria dois tipos de dados, os referentes a escolhas de projeto, como a razão de compressão (π_c), a razão entre a pressão ambiente e a pressão na saída do bocal propulsivo (P_0/P_9) e as limitações de projeto, como a temperatura de entrada na turbina (T_{t4}).

Para o *ramjet* estas escolhas de projeto ficam reduzidas a apenas à temperatura na saída da câmara de combustão (T_{t7}) e à razão entre a pressão ambiente e a pressão na saída do bocal propulsivo (P_0/P_9).

3.2.4.3 Equações do modelo da análise paramétrica

Nesta secção, serão apresentados os passos que permitem uma análise paramétrica de um motor turbojato e *ramjet* e as equações utilizadas em cada passo. Os passos a seguir são então:

Passo 1: Reescrever a equação da tração do motor em termos da razão de pressão e temperatura globais:

$$F = (\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0) + A_9 (P_9 - P_0) \quad (26)$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left(\frac{\dot{m}_9 V_9}{\dot{m}_0 a_0} - M_0 \right) + \frac{A_9 P_9}{\dot{m}_0} \left(1 - \frac{P_0}{P_9} \right)$$

O termo $\frac{A_9 P_9}{\dot{m}_0} \left(1 - \frac{P_0}{P_9} \right)$ da equação (26) pode ser reescrita desta forma:

$$\frac{A_9 P_9}{\dot{m}_0} \left(1 - \frac{P_0}{P_9} \right) = \frac{\dot{m}_9 R_9 T_9 / T_0}{\dot{m}_0 R_0 V_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_0}$$

Como para o ciclo do turbojato, a razão de massas pode ser escrita em termos da razão combustível/ar f :

$$\frac{\dot{m}_9}{\dot{m}_0} = 1 + f \quad (27)$$

Sendo assim, a equação da tração do motor fica da seguinte forma:

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_9 T_9 / T_0}{R_0 V_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_0} \right] \quad (28)$$

Passo 2: Expressar a razão de velocidades V_9/a_0 em termos do número de Mach, temperaturas e propriedades dos gases dos estados 0 e 9:

$$\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{a_9^2 M_9^2}{a_0^2} = \frac{\gamma_9 R_9 T_9}{\gamma_0 R_0 T_0} M_9^2 \quad (29)$$

Passo 3: Encontrar o número de Mach de saída M_9 . Visto que:

$$P_{t9} = P_9 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_9^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

então:

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (30)$$

onde:

$$\begin{aligned} \frac{P_{t9}}{P_9} &= \frac{P_0}{P_9} \frac{P_{t0}}{P_0} \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \frac{P_{t5}}{P_{t4}} \frac{P_{t9}}{P_{t5}} \\ \frac{P_{t9}}{P_9} &= \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \end{aligned} \quad (31)$$

Passo 4: Encontrar a razão de temperaturas global T_9/T_0 :

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{T_{t9}/T_9} = \frac{T_{t9}/T_0}{(P_{t9}/P_9)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}}$$

onde:

$$\frac{T_{t9}}{T_0} = \frac{T_{t0} T_{t2} T_{t3} T_{t4} T_{t5} T_{t9}}{T_0 T_{t0} T_{t2} T_{t3} T_{t4} T_{t5}} = \tau_r \tau_d \tau_c \tau_b \tau_t \tau_n \quad (32)$$

Passo 5: Aplicar a primeira lei da termodinâmica à câmara de combustão, e encontrar uma expressão da razão combustível/ar, f , em termos das razões totais de temperatura:

$$\dot{m}_0 C_{pc} T_{t3} + \eta_b \dot{m}_f h_{pr} = \dot{m}_4 C_{pt} T_{t4}$$

Dividindo por $\dot{m}_0 C_{pc} T_0$ e usando as definições da razão de temperatura e da razão de entalpia obtêm-se:

$$\tau_r \tau_c + f \frac{\eta_b h_{pr}}{C_{pc} T_0} = (1 + f) \tau_\lambda$$

Resolvendo em ordem a f fica:

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\eta_b h_{pr} / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad (33)$$

Passo 6: A potência que aciona o compressor provém da turbina, com uma eficiência mecânica η_m

Potência requerida pelo compressor = Potência produzida pela turbina – Perdas mecânicas

$$\dot{m}_0 C_{pc} (T_{t3} - T_{t2}) = \eta_m \dot{m}_4 C_{pt} (T_{t4} - T_{t5})$$

Dividindo a equação acima por $\dot{m}_0 C_{pc} T_{t2}$ resulta em:

$$\tau_c - 1 = \eta_m (1 + f) \frac{\tau_\lambda}{\tau_r} (1 - \tau_t)$$

Resolvendo para a razão de temperaturas da turbina obtêm-se:

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \frac{\tau_t}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1) \quad (34)$$

Como as razões de temperatura e pressão e as eficiências politrópicas para a turbina e o compressor são conhecidas, fazendo uso das equações (13) e (16), obtemos as eficiências isentrópicas do compressor e da turbina.

Passo 7: Calcular o consumo específico de tração:

$$TSFC = \frac{f}{F / \dot{m}_0} \quad (35)$$

Passo 8: Obter as eficiências térmicas e propulsivas:

$$\eta_{TH} = \frac{a_0^2[(1+f)(V_9/V_a)^2 - M_0^2]}{2fh_{pr}} \quad (36)$$

$$\eta_P = \frac{2V_0(F/\dot{m}_0)}{a_0^2[(1+f)(V_9/V_a)^2 - M_0^2]} \quad (37)$$

O ciclo do motor *ramjet* é uma versão mais simples do turbojato onde $\tau_c = 1, \pi_c = 1, \tau_t = 1, \pi_t = 1$. Sendo assim, os passos a seguir para realizar a análise paramétrica do *ramjet* são os seguintes.

Passo 1: A equação de tração do motor permanece igual:

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_9 T_9 / T_0}{R_0 V_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_0} \right] \quad (38)$$

Passo 2: A equação da razão de velocidades V_9/a_0 também não sofre alterações:

$$\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{a_9^2 M_9^2}{a_0^2} = \frac{\gamma_9 R_9 T_9}{\gamma_0 R_0 T_0} M_9^2 \quad (39)$$

Passo 3: Para este passo como $\pi_c = 1, \pi_t = 1$, a equação de M_9 fica igual:

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (40)$$

mas a razão de pressão no bocal de saída passa a ser calculada da seguinte forma:

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_9 P_{t0} P_{t2} P_{t7} P_{t9}}{P_0 P_0 P_{t0} P_{t3} P_{t5}}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \pi_r \pi_d \pi_b \pi_n \quad (41)$$

Passo 4: Tal como no passo anterior como $\tau_c = 1, \tau_t = 1$, a razão global de temperatura T_9/T_0 é calculada da mesma forma:

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{T_{t9}/T_9} = \frac{T_{t9}/T_0}{(P_{t9}/P_9)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

mas a razão de temperaturas total entre o bocal de saída e a temperatura ambiente é agora calculada através da equação seguinte:

$$\frac{T_{t9}}{T_0} = \frac{T_{t0}}{T_0} \frac{T_{t2}}{T_{t0}} \frac{T_{t7}}{T_{t2}} \frac{T_{t9}}{T_{t4}} = \tau_r \tau_d \tau_b \tau_n \quad (42)$$

Passo 5: O procedimento é igual neste passo, mas na equação obtida no final o termo τ_c desaparece visto que este é igual a 1. Sendo assim, equação da razão combustível/ar fica:

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r}{\eta_b h_{pr} / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad (43)$$

Passo 6: Não é aplicável no *ramjet*, visto que não existe um compressor ou turbina no ciclo deste motor.

Passo 7: A equação do consumo específico é a mesma:

$$TSFC = \frac{f}{F/\dot{m}_0} \quad (44)$$

Passo 8: As equações das eficiências térmicas e propulsivas não são alteradas:

$$\eta_{TH} = \frac{a_0^2 [(1+f)(V_9/V_a)^2 - M_0^2]}{2f h_{pr}} \quad (45)$$

$$\eta_P = \frac{2V_0(F/\dot{m}_0)}{a_0^2 [(1+f)(V_9/V_a)^2 - M_0^2]} \quad (46)$$

3.3 Projeto dos componentes

3.3.1 Entrada de ar

O objetivo principal da entrada de ar é trazer o ar exigido pelo motor das condições de escoamento livre para as condições requeridas à entrada do componente a seguir. No caso em que apenas o turbojato esteja a funcionar o componente será o compressor e no caso em que apenas o *ramjet* está a funcionar será a câmara de combustão. Para ambos os casos o número de Mach do escoamento após a passagem pela entrada de ar, M_2 , deverá estar entre os 0,4 e 0,6 de forma a garantir o melhor funcionamento dos componentes a jusante da entrada de ar.

O desempenho de uma entrada de ar está relacionado com a recuperação de pressão total π_d , a capacidade de forma controlável igualar o caudal mássico capturado pela entrada com o exigido pelo motor, uniformidade do escoamento, estabilidade e o peso e custo ao mesmo tempo que atende as metas de vida útil e fiabilidade.

3.3.1.1 Configuração da entrada de ar

Visto que o número de Mach do escoamento livre é de 1,6 para o ponto de projeto no modo de operação como turbojato, e de 3,0 para o ponto de projeto no modo de operação como *ramjet*, a entrada de ar escolhida foi do tipo de compressão externa, isto porque a desaceleração do escoamento supersónica através de vários choques em vez de um único choque normal é muito mais eficiente. Neste caso a eficiência do processo de difusão supersónica é definida pela pressão total recuperada através do sistema de choques.

A entrada de compressão externa é projetada para manter o sistema de choque externo à entrada e, portanto, tem a sua garganta na borda da canóvia, como representado na Figura 8. O ducto interno é, portanto, um difusor subsónico.

A entrada é bidimensional, logo são implementadas várias rampas para criar vários choques oblíquos, e o choque terminal, que é um choque perpendicular, encontra-se na borda da canóvia, ou seja, na garganta. A escolha de uma entrada bidimensional sobre uma axissimétrica, deve-se ao fato de esta ser mais simples e permitir uma maior variação do caudal mássico de ar.

Por fim, visto que o motor opera ao longo de uma vasta gama de velocidades, a entrada de ar terá uma geometria variável de forma a que o motor ao longo das várias condições de voo opere de forma eficiente.

Na Figura 8, a esquerda, está apresentada a vista lateral de uma entrada de ar com três rampas de compressão, com três choques oblíquos e um choque perpendicular. À direita está apresentada a vista frontal de uma entrada de ar retangular (bidimensional) com três rampas de compressão externas.

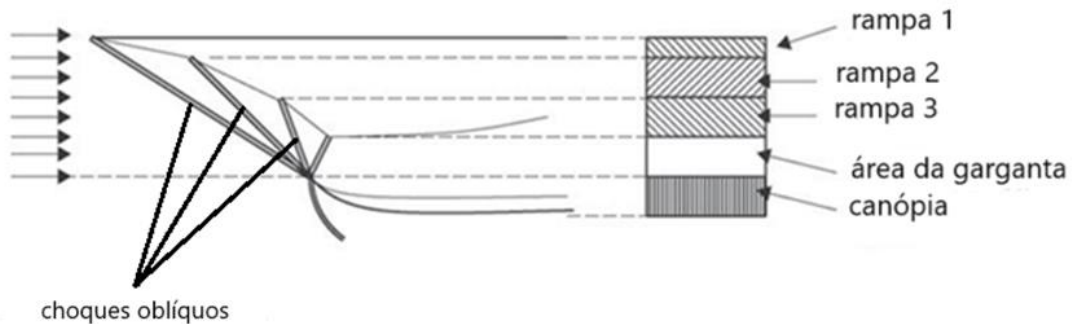


Figura 8: Vistas de uma entrada de ar bidimensional com três rampas de compressão externa [19].

3.3.1.2 Ângulos de rampa ótimos

Este problema fundamental da aerodinâmica foi resolvido por Oswatitsch, num relatório em 1944. O resultado obtido afirma que numa entrada ótima de múltiplos choques, todos os choques devem ser de igual força, ou seja, devem ter a mesma razão de pressão total. A Figura 9 apresenta os valores ótimos de recuperação de pressão total de entradas de compressão externa [19].

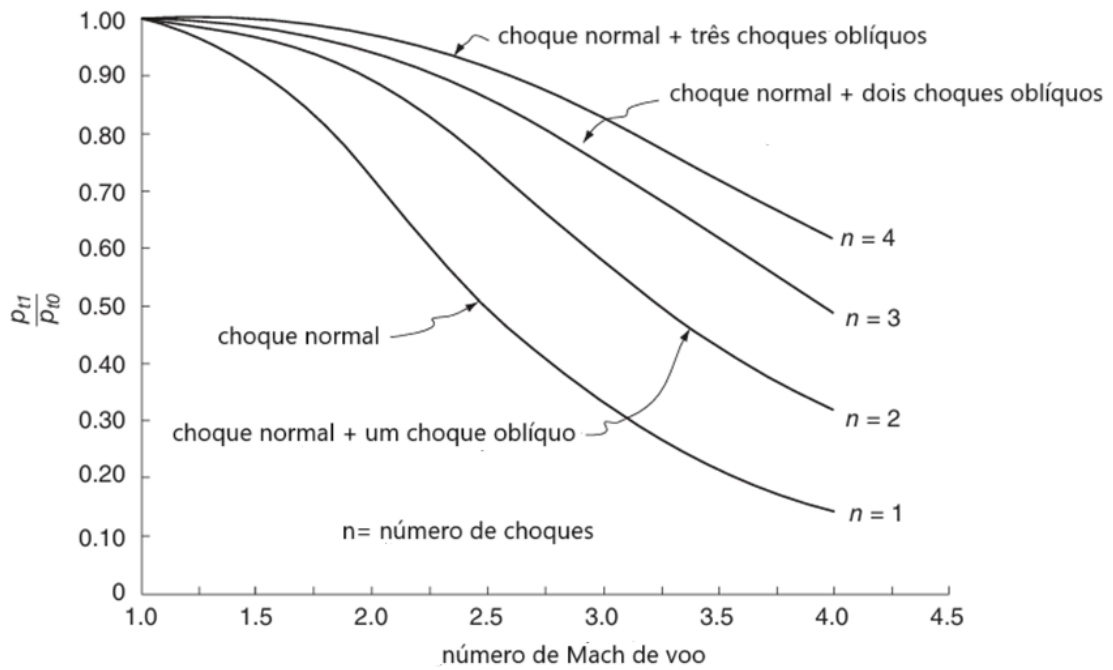


Figura 9: Valores ótimos de recuperação de pressão total de entradas de compressão externa [19].

3.3.1.3 Recuperação de pressão total

A eficiência do processo de difusão supersônica é definida pela recuperação de pressão total do sistema de choques. Sendo assim, o número de rampas escolhido foi de três, visto que aumentar o número de rampas ainda mais não resulta em um ganho significativo da recuperação de pressão total como mostra a Figura 9.

A recuperação de pressão através do sistema de choques corresponde ao produto da razão de pressão através de todos os choques. Logo, para calcular a recuperação de pressão através do sistema de choque é necessário calcular a razão de pressão de cada choque. Como o número de Mach local é conhecido apenas à priori na estação 0, isto é, na condição de escoamento livre, é necessário então começar pelo primeiro choque e continuar para jusante por cada choque e rampa.

A razão de pressão total através de um choque normal é dada por:

$$\frac{P_{ty}}{P_{tx}} = \left(\frac{\frac{\gamma + 1}{2} M_x^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_x^2} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} M_x^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right)^{-1/(\gamma-1)} \quad (47)$$

onde M_x é o número de Mach a montante e M_y é o número de Mach a jusante e este é calculado da seguinte forma:

$$M_y = \sqrt{\frac{M_x^2 + \frac{2}{\gamma - 1}}{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_x^2 - 1}} \quad (48)$$

Para os choques oblíquos, a razão de pressão total é calculada através da equação (47) com M_x substituído por $M_1 \sin \beta$, onde M_1 é o número de mach a montante e β é o ângulo do choque oblíquo a montante. O choque a jusante M_2 é calculado usando a equação (48) com M_y substituído por $M_2 \sin(\beta - \theta)$, onde θ é o ângulo da rampa. Os ângulos β e θ e o número de Mach a montante estão relacionados por:

$$\tan(\beta - \theta) = \left(\frac{2}{\gamma + 1} + \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} (M_1 \sin \beta)^2 \right) / (M_1^2 \sin \beta \cos \theta) \quad (49)$$

Esta equação pode ser resolvida para θ , o que resulta em:

$$\tan \theta = \frac{2 \cot \beta (M_1^2 \sin^2 \beta - 1)}{2 + M_1^2 (\gamma + 1 - 2 \sin^2 \beta)} \quad (50)$$

Os ângulos ótimos das rampas de compressão externas encontrados para o motor a operar no modo como turbojato e *ramjet* estão apresentados na Tabela 5 e Tabela 6, respetivamente.

Tabela 5: Ângulos das rampas de compressão externa para operação como turbojato

Rampa	Ângulo da rampa, θ [°]
1	4,8
2	4,8
3	4,2

Tabela 6: Ângulos das rampas de compressão externa para a operação como ramjet

Rampa	Ângulo da rampa, θ [°]
1	11,1
2	13,1
3	15,4

Os valores de recuperação de pressão obtidos para cada uns destes modos estão apresentados na Tabela 7. Estes valores, como referidos, anteriormente são usados na análise paramétrica na equação (19).

Tabela 7: Recuperação de pressão total da entrada de ar em cada modo de operação

Turbojato	0,995
Ramjet	0,836

3.3.1.4 Dimensionamento da entrada de ar

A área de captura da entrada de ar (A_1) deve ser 4% maior que a área máxima necessária, de forma que o escoamento não seja obstruído em condições de voo subsônico.

Visto que quando a entrada de ar opera no ponto de projeto, ou também conhecido modo crítico, $A_1 = A_0$, A_1 pode ser calculado da seguinte forma:

$$A_1 = A_0 = \frac{\dot{m}_0}{\rho_0 V_0}$$

Adicionando a margem de 4%, temos então

$$A_1 = 1,04A_0 = 1,04 \frac{\dot{m}_0}{\rho_0 V_0} \quad (51)$$

A área da garganta pode ser calculada sabendo que através do princípio de conservação de massa $\dot{m}_t = \dot{m}_0$, e o caudal mássico e a área estão relacionados da seguinte forma:

$$\dot{m} = \rho AV = \rho AM \sqrt{\gamma RT}$$

Os valores de γ e R são os mesmos a montante da câmara de combustão da análise paramétrica e os valores de ρ e T na garganta são calculados sabendo que estes variam através de choques perpendiculares a partir das seguintes relações:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2 + (\gamma + 1)M_1^2} \quad (52)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1) \right] \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2} \right] \quad (53)$$

A áreas de captura e da garganta para ambos os modos de operação do motor estão apresentados na Tabela 8.

Tabela 8: Áreas de captura e da garganta para cada modo de operação do motor

turbojato		ramjet	
$A_1(\text{m}^2)$	0,75	$A_1(\text{m}^2)$	0,24
$A_t(\text{m}^2)$	0,59	$A_t(\text{m}^2)$	0,07

3.3.2 Bocal propulsivo

O bocal pode ser visto como um mecanismo que converte entalpia em energia cinética sem partes móveis. O seu objetivo é aumentar a velocidade dos gases de escape antes de estes saírem do bocal e coletar e endireitar o escoamento. Para altos valores de tração, a energia cinética no bocal tem de ser alta, o que implica uma alta velocidade dos gases de exaustão. A razão de pressão através do bocal controla o processo de expansão e o valor máximo de tração é atingido quando a pressão de exaustão é igual à pressão ambiente.

As funções do bocal propulsivo passam por:

1. Acelerar o escoamento até uma alta velocidade com uma perda de pressão mínima;
2. Colocar a pressão de saída o mais próximo possível da pressão ambiente;
3. Permitir o funcionamento do pós-combustor, neste caso o *ramjet*, sem colocar em causa a operação do motor principal (turbojato): para isto é necessário um bocal com a área variável.
4. Cumprir com estas funções enquanto mantém o peso e arrasto mínimos e, ao mesmo tempo, atendendo às metas de vida útil e fiabilidade.

3.3.2.1 Configuração de bocal propulsivo

Existem dois tipos básicos de bocais propulsivos usados em motores a jato, estes são: bocal convergente e bocal convergente-divergente. A escolha entre um destes está dependente da razão de pressão do bocal (NPR) que é definida por:

$$NPR = \frac{P_{t7}}{P_0} \quad (54)$$

Como o NPR é bastante elevado (21,14 para o modo turbojato e 29,03 para o modo *ramjet*), o tipo de bocal escolhido é o convergente-divergente, visto que este permite obter uma maior tração que a alternativa para valores de NPR superiores a 5,5 [19].

Para maximizar a tração o bocal apresenta uma geometria variável sendo assim, a área da garganta e da saída serão ajustadas de acordo com o modo de funcionamento. A secção divergente é em forma de cone devido à sua simplicidade. É de notar que, apesar de necessário, a implementação de uma geometria variável apresenta um custo mais elevado quando comparado a uma geometria fixa.

3.3.2.2 Efeito da angularidade do escoamento na tração bruta

O coeficiente de angularidade representa a fração axial do momento do bocal e por isso é proporcional à tração perdida devido à saída não axial dos gases de exaustão como apresentado na Figura 10. Para um elemento diferencial de escoamento, este coeficiente é o cosseno do ângulo de escoamento de saída local (α_j). O ângulo de escoamento local (α_j) varia de zero na linha central até α na parede exterior e, portanto, o coeficiente de angularidade do bocal é a integral de α_j através do bocal.

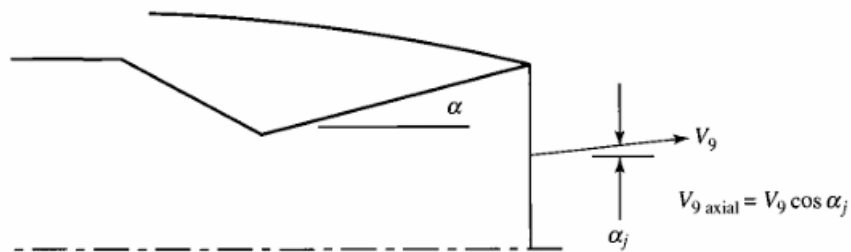


Figura 10: Coeficiente de angularidade [18].

O coeficiente de angularidade é calculado através da seguinte expressão para bocais com a secção divergente em forma de cone:

$$C_A = \frac{1 + \cos \alpha}{2} \quad (55)$$

A tração bruta é calculada da seguinte forma:

$$F_g = C_A \dot{m}_9 V_9 + (P_9 - P_0) A_9 \quad (56)$$

Ângulos pequenos de divergência (2α) permitem manter o momento axial e assim produzir uma tração mais elevada, mas estes resultam em bocais muito longos e num

aumento da massa do bocal. Ângulos de divergência muito elevados por sua vez permitem obter bocais curtos e leves, mas o seu desempenho poderá ficar demasiado baixo. Sendo assim os valores ótimos de divergência cônica estão tipicamente entre os 12 e 18 graus de meio-ângulo (α) [20]. O valor de (α) escolhido e a tração bruta estão apresentados na Tabela 9.

3.3.2.3 Dimensionamento do bocal propulsivo

A razão de expansão de áreas do bocal é um parâmetro importante no projeto deste, visto que a velocidade de exaustão que é possível atingir depende deste.

Sabendo que na garganta de um bocal convergente-divergente o número de Mach é 1 ($M_8 = 1$) e como foi calculado M_9 anteriormente, é possível calcular a razão entre a área da saída (A_9) e área na garganta (A_8) através da relação de áreas para um escoamento isentrópico.

$$\frac{A_9}{A_8} = \frac{M_8}{M_9} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (57)$$

A área de saída (A_9) pode ser calculada sabendo que o caudal mássico na saída do bocal corresponde à soma do caudal mássico de ar e de combustível $\dot{m}_9 = \dot{m}_0(1 + f)$. O caudal mássico e a área estão relacionados da seguinte forma:

$$\dot{m} = \rho AV = \rho AM \sqrt{\gamma RT}$$

Os valores de γ e R são os mesmos a jusante da câmara de combustão da análise paramétrica e os valores de ρ e T foram calculados conforme indicado a seguir:

Sabendo o valor da razão global de temperatura, calculado na análise paramétrica, obtemos T_9 a partir de:

$$T_9 = \frac{T_9}{T_0} T_0$$

e, por sua vez, ρ_9 é calculado assim:

$$\rho_9 = \frac{P_9}{T_9 R_t}$$

Como a parte divergente é em forma de cone, a expansão é linear desde A_8 até A_9 , desta forma é possível calcular o comprimento da secção divergente da seguinte forma:

$$L = \frac{r_9 - r_8}{\tan \alpha} \quad (58)$$

Os valores das áreas das duas secções e o comprimento entre estas estão apresentados na Tabela 9.

Tabela 9: geometria do bocal propulsivo

Turbojato		<i>Ramjet</i>	
$\alpha[^\circ]$	15	$\alpha[^\circ]$	15
C_A	0,983	C_A	0,983
$F_g[\text{N}]$	185589	$F_g[\text{N}]$	134677
$A_9[\text{m}^2]$	0,97	$A_9[\text{m}^2]$	0,61
$A_8[\text{m}^2]$	0,30	$A_8[\text{m}^2]$	0,15
$L[\text{m}]$	0,915	$L[\text{m}]$	0,81

Capítulo 4

Otimização

Como dito anteriormente um dos objetivos é a otimização do projeto de um motor *turboramjet* num estado inicial. Sendo assim ao método para efetuar a análise paramétrica do motor adicionou-se uma função de otimização, de forma a maximizar a tração específica alcançada.

O processo de otimização foi feito com recurso a “Optimization Toolbox” disponível no MATLAB, esta ferramenta fornece diversas funções para encontrar parâmetros que minimizam ou maximizam objetivos enquanto satisfazem restrições e permite encontrar soluções ideais para problemas contínuos e discretos, realizar análises de compensação e incorporar métodos de otimização em algoritmos e aplicações.

Dentro da “*Optimization Toolbox*” é necessário escolher algumas opções de forma que a otimização proceda da forma pretendida. Assim é necessário especificar qual o tipo de problema (função não linear), escolher a função objetivo, quais as variáveis a otimizar (3 ou 2 variáveis dependendo do modo) e as restrições destas variáveis e ainda o ponto inicial (qualquer valor dentro das restrições). Tendo em conta o tipo de problema a função recomenda a utilizar, pela “*Optimization Toolbox*” para esta otimização foi “*fmincon*”, que devolve o mínimo da função multivariável não linear restrita.

4.1 Resultados

4.1.1 Turbojato

Como o objetivo desta otimização é maximizar o valor da tração específica, e a função “*fmincon*” devolve um mínimo será necessário colocar um sinal negativo no início da equação (26) para obter a função objetivo. Desta forma, o módulo do valor obtido a partir desta otimização será o valor máximo de tração específica, as variáveis a otimizar serão T_{t4} , π_c e P_0/P_9 , que correspondem aos dados de entrada da categoria escolhas de design. As restrições a que estas variáveis estão sujeitas estão apresentadas na Tabela 10.

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = f[T_{t4}, \pi_c, P_0/P_9]_{turbojato}$$

Tabela 10: Variáveis a otimizar e suas restrições referentes ao turbojato

Variáveis a otimizar	Restrições impostas
T_{t4}	$1500 \leq T_{t4} \leq 2000$
π_c	$0 \leq \pi_c \leq 40$
P_0/P_9	$0 < P_0/P_9 \leq 10$

O valor máximo de tração específica possível de acordo com este modelo de otimização foi de $F/\dot{m}_0=1043,3\text{Ns/kg}$ e os valores das escolhas de design que permitem obter este valor estão apresentados na Tabela 11.

Tabela 11: Valores ótimos referentes ao turbojato

Valores ótimos	
T_{t4}	2000
π_c	11,42
P_0/P_9	1

4.1.2 Ramjet

Para o *ramjet* o objetivo da otimização é o mesmo, mas as variáveis a otimizar serão reduzidas apenas a T_{t7} e P_0/P_9 . Estas estão sujeitas às restrições apresentadas na Tabela 12.

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = f[T_{t4}, P_0/P_9]_{ramjet}$$

Tabela 12: Variáveis a otimizar e suas restrições referentes ao *ramjet*.

Variáveis a otimizar	Restrições impostas
T_{t7}	$1500 \leq T_{t7} \leq 2200$
P_0/P_9	$0 < P_0/P_9 \leq 10$

O valor máximo de tração específica possível de acordo com este modelo de otimização foi de $F/\dot{m}_0=924,4\text{Ns/kg}$ e os valores das escolhas de design que permitem obter este valor estão apresentados na Tabela 13.

Tabela 13: Valores ótimos referentes ao *ramjet*

Valores ótimos	
T_{t7}	2200
P_0/P_9	1

4.2 Discussão

Para ambos os casos a tração específica é maior quanto mais alta for T_{t4} ou T_{t7} , mas estas são limitadas pela tecnologia disponível e assim para uma turbina projetada entre 2005 e 2025 o valor máximo de temperatura de entrada a que esta pode operar é de 2000 K, no caso do turbojato, para o *ramjet* o valor máximo será de 2220 K que corresponde ao valor máximo atingido na saída de um pós-combustor. Esta é única restrição nas variáveis de otimização, que está associada a uma limitação imposta pela tecnologia disponível, as outras restrições são baseadas em valores típicos.

O valor ótimo de P_0/P_9 corresponde a uma expansão ideal no bocal propulsivo e analisando a equação (26), verifica-se que F/\dot{m}_0 , será sempre máximo para este valor de P_0/P_9 .

O consumo específico, da mesma forma que a tração específica, aumenta com o aumento de T_{t4} e T_{t7} , mas como para as aplicações deste motor a velocidade é um critério muito importante o aumento da tração específica é favorável mesmo que acompanhado por um aumento do consumo específico. É também de notar que ao realizar esta otimização, mas com o objetivo de obter o menor consumo específico, o valor de tração específica será muito inferior. Então, para atingir o mesmo valor de tração, a dimensão do motor terá de aumentar significativamente o que poderá ser problemático, visto que a dimensão do motor é normalmente limitada, devido ao fato de este ser colocado dentro de uma nacela com uma dimensão já predeterminada.

Capítulo 5

Conclusão

Uma estimativa dos parâmetros de desempenho foi realizada tal como o dimensionamento da entrada e saída de ar para um motor *turboramjet*.

Para obter uma estimativa dos parâmetros de desempenho foi realizada uma análise paramétrica usando um modelo desenvolvido por J. D. Manttngly. Este modelo permite obter valores de tração específica e consumo específico a partir das limitações de projeto, condições de voo e escolhas de projeto. Os parâmetros de projeto calculados mostram estar de acordo com os valores comuns para estes tipos de motores.

O parâmetro que maior influência exerce sobre o valor de tração específica, para ambos os modos, é a temperatura de saída das câmaras de combustão. Este parâmetro apesar de ser uma escolha de projeto é também uma limitação de projeto visto que a temperatura máxima que pode ser atingida é limitada pelo nível tecnológico existente.

No dimensionamento da entrada de ar, o parâmetro de recuperação de pressão é uma medida da eficiência da entrada de ar e devido à alta velocidade para a qual este motor está projetado acaba por ter uma elevada importância para garantir uma elevada tração específica. Por este fato a entrada de ar foi projetada de forma a maximizar a recuperação de pressão. Os valores obtidos para a recuperação são realistas para estas velocidades e entrada de ar. É importante ainda referir que uso do valor da recuperação de pressão obtido no projeto da entrada de ar, na análise paramétrica torna os valores de desempenho obtidos ainda mais próximos dos reais.

Para o projeto do bocal propulsivo apenas a influência da angularidade do escoamento foi estudada, não foram tidos em conta o coeficiente de velocidades, que mede a extensão das perdas viscosas, nem o coeficiente de descarga, que representa o efeito da espessura da camada limite que atua bloqueando a área geométrica do escoamento e que causa também uma perda de pressão. O valor da dimensão do bocal propulsivo poderia aproximar mais da realidade se esses fenômenos tivessem sido tidos em conta, mas os valores obtidos já se encontram muito próximos do real visto que os valores do coeficiente de velocidade e coeficiente de descarga para bocais bem projetados aproximam-se de 1.

5.1 Trabalho Futuro

Existem várias sugestões que podem ser feitas para desenvolvimentos futuros. O estudo do efeito da introdução de um sangramento de ar após o compressor que seria depois utilizado para arrefecer da turbina, de forma a garantir que esta opera dentro de uma temperatura segura, seria interessante, visto que, introdução deste ar de arrefecimento tende a aumentar a eficiência térmica do ciclo, devido a permitir uma temperatura de entrada na turbina mais elevada.

O um dos próximos passos é realizar uma análise do desempenho do ciclo, também é designada de análise *off-design*, o que permitirá determinar o desempenho do motor ao longo de todo o seu envelope de operação. Desta forma seria possível verificar o normal funcionamento nos restantes pontos de operação, para além do ponto de projeto.

Com a realização da análise de desempenho do ciclo, seria também possível complementar o projeto da entrada de ar fazendo um estudo do seu funcionamento no modo supercrítico e subcrítico, para garantir que o seu desempenho não fica comprometido em nenhum ponto.

De forma a tornar os valores do dimensionamento do bocal propulsivo mais próximos dos reais, as perdas existentes na parte convergente e divergente teriam de ser tidas em conta, que são representadas pelo coeficiente de descarga e coeficiente de velocidades respetivamente.

Referências bibliográficas:

- [1] Ridgway, A., Sam, A. A., Pesyridis, A., “Modelling a Hypersonic Single Expansion Ramp Nozzle of a Hypersonic Aircraft through Parametric Studies”, *Energies*, vol. 11, no. 12, 2018
- [2] Neil, M. S.,” Modeling of Supersonic Combustion Systems for Sustained Hypersonic Flight”, *Energies* 2017, 10, 1900
- [3] Borgon, J., “Limitations in the Operational Range of Turbojet – Engines”, *Technica Lotnicza Astronautyczna* 1977, 32, 27–29.
- [4] Fry, R. S., “A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution”, *Journal of Propulsion and Power* Vol. 20, No. 1, 27-58, January–February 2004
- [5] Lv, C., Chang, J., Bao, W., Yu, Daren., “Recent research progress on airbreathing aero-engine control algorithm”, *Propulsion and Power Research* 2022, 11(1), 1-57
- [6] Wang, Y., Wang, Z., Liu, Z., Ma, H., “Numerical simulation of parallel turbo-ramjet combined cycle propulsion system installed performance”, *International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics*, Vol. 3, 158-162, 2010
- [7] Chen, M., Tang, H., Zhang, K., Hui, Ouyang., Wang, Y., “Turbine-based combined cycle propulsion system integration concept design”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering* 227(7), 1068-1089, maio 2012
- [8] El-Sayed, A. F., *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*, Springer-Verlag, London, 2016
- [9] Belgundkar, P., Naidu, A., Shaw, R., Mishra, A. K., “CFD Investigation on Characteristics and performance of Dual Turbojet-Ramjet Engine for Supersonic & Hypersonic Mach Regimes”, *International Journal of All Research Education and Scientific Methods*, 11(1), janeiro 2023
- [10] Henne, P. A., “Case for Small Supersonic Civil Aircraft”, *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 3, 765-774, maio–junho 2005
- [11] Myagi, H., Miyagawa, H., Monji, T., Kishi, K., Powell, T., Morita, M., “Combined cycle engine research in Japanese HYPR Project”, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, AIAA-98-3278
- [12] Huang, W., Yan, L., Tan, J., “Survey on the mode transition technique in combined cycle propulsion systems”, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 39, 685-691, dezembro 2014

- [13] Marshall, A. W., Gupta, A. K., Lewis, M. J., "Critical Issues in TBCC Modeling", American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2004-3827, 2004.
- [14] Byrd, R.H., J. C. Gilbert, and J. Nocedal, "A Trust Region Method Based on Interior Point Techniques for Nonlinear Programming," *Mathematical Programming*, Vol 89, No. 1, pp. 149–185, 2000.
- [15] Byrd, R.H., Mary E. Hribar, and Jorge Nocedal, "An Interior Point Algorithm for Large-Scale Nonlinear Programming," *SIAM Journal on Optimization*, Vol 9, No. 4, pp. 877–900, 1999.
- [16] "Gas Turbine Engine performance Station Identification and Nomenclature." Society of Automotive Engineers, Aerospace Recommended Practice (ARP) 755A, Warrendale, PA, 1974.
- [17] Mattingly, J. D., *Elements of Gas Turbine Propulsion*, McGraw-Hill, New York, 1996.
- [18] Mattingly, J. D., Heiser, W. H. and Pratt, D. T. *Aircraft Engine Design*, AIAA education series, American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2nd edition, 2002.
- [19] Farokhi, S., *Aircraft Propulsion*. Chichester, West Sussex, United Kingdom: John Wiley & Sons Ltd, 2nd edition, 2014
- [20] Sutton, G. P., Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, New jersey, 2017