A dark blue vertical bar on the left side of the page. A blue arrow-shaped graphic points to the right from the bar, containing the text '2021/2022'.

2021/2022

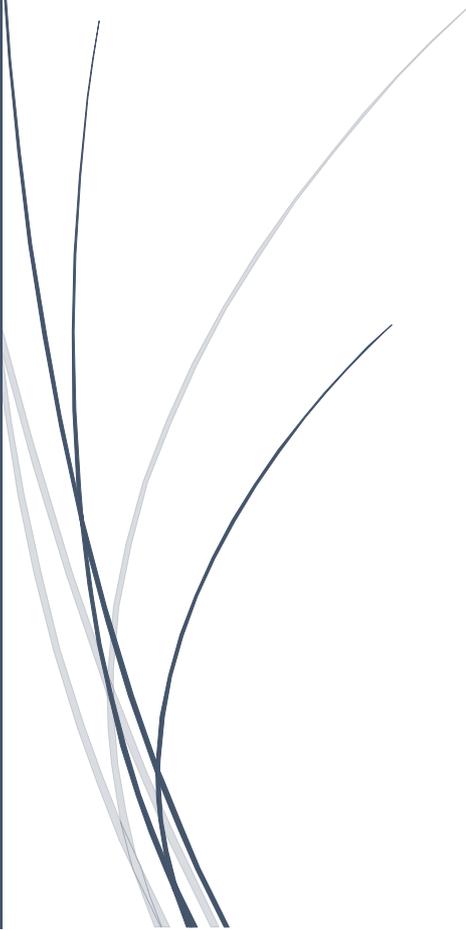
# Projeto Planador

Introdução à Aeronáutica e Espaço

Licenciatura em Engenharia Aeroespacial

Prof. João Manuel Melo de Sousa

Prof. Fernando Lau

A decorative graphic consisting of several thin, curved lines in shades of blue and grey, resembling stylized grass or reeds, located in the bottom left corner of the page.

## Equipa L:

- João Tavares (102628);
- Lourenço Faria (103354);
- Paulo Campos (103042);
- Sofia Pereira (102480);
- Tomás Coelho (102805).

## Índice

Introdução .....	3
1. Propelente.....	3
1.1 Definição .....	3
1.2 Tipos de propelente .....	4
1.3 Variáveis dos propelentes.....	4
2. Foguetões .....	6
2.1 Tubeira .....	6
2.2 Tração.....	7
2.3 Sistemas de alimentação.....	8
3. Motor a Jato.....	9
3.1 Componentes.....	9
3.2 Etapas de funcionamento .....	11
3.3 <i>Afterburners</i> .....	11
4. Diferentes tipos de motor a jato .....	12
4.1 Turbojato ( <i>Turbojet</i> ).....	12
4.2 Turboélice ( <i>Turboprop</i> ).....	13
4.3 <i>Turbofan</i> .....	13
4.4 <i>Ramjet</i> .....	14
5. Outros tipos de propulsão.....	15
5.1 Eletrostática.....	15
5.1.1 Propulsão Iónica.....	15
5.1.2 Propulsão <i>Arcjet</i> .....	16
5.2 Eletrotérmica .....	16
5.2.1 Propulsão <i>Resistojet</i> .....	17
5.3 Eletromagnética.....	17
5.3.1 Propulsão Magneto-hidrodinâmica (MHD) .....	17
Conclusão .....	18
Bibliografia .....	20

## Introdução

Inserido no ‘Projeto de Pesquisa’ da unidade curricular ‘Introdução à Aeronáutica e Espaço’, este relatório tem como objetivo descrever os princípios básicos da propulsão não só dos motores que funcionam apenas na atmosfera, como também dos que funcionam no espaço. Para tal, é igualmente abordado o papel que os propelentes têm nos motores de foguetões. Por fim, e com o intuito de oferecer uma perspetiva mais futurística, são descritos tipos de propulsão que, no presente, devido ao seu custo elevado ou a dificuldades na produção, têm ainda uma presença muito escassa.

No entanto, antes de partir para os temas mencionados acima, é necessário fazer uma pequena abordagem histórica da propulsão, fundamentalmente do período em que se começou a perceber que o motor a vapor não seria suficiente para poder levantar um avião do chão [1].

No século XIX, vários eram os visionários que acreditavam que a ideia de que um dia o homem ia conseguir voar era inevitável. Porém, estes estavam também conscientes do facto de que os motores da época impossibilitavam tais feitos. Assim, a partir deste período, iniciou-se um grande desenvolvimento na indústria dos motores. De facto, em 1860, Jean Joseph Etienne Lenoir construiu o primeiro motor a gás [1]. Posteriormente, em 1890, já eram visíveis grandes progressos com o desenvolvimento de motores de combustão interna a funcionar a gasolina. É de notar ainda que foi a partir destes progressos que os irmãos Wright criaram o seu próprio motor, o qual foi utilizado para fazer o primeiro voo motorizado, em 1903.

Ao longo das décadas, o desenvolvimento da propulsão tem permitido a criação de motores cada vez mais eficazes, capazes de atingir maiores velocidades e de voarem durante mais tempo. Assim, a propulsão pode ser vista como a chave capaz de abrir a porta para o desenvolvimento dos transportes, tanto aéreos como terrestres.

## 1. Propelente

Neste capítulo é descrito o que é um propelente, bem como as diferenças que este apresenta em comparação com o combustível. Além disso, são referidos os vários tipos de propelente, bem como algumas variáveis importantes que estes apresentam. É de realçar que vão ser abordados apenas os propelentes utilizados nos foguetões, ou seja, os que estão relacionados com aviões comerciais, por exemplo, não serão descritos no contexto deste trabalho.

### 1.1 Definição

O propelente é uma massa que é expelida com o intuito de criar uma força de tração (ou outra força correspondente). Isto é obtido a partir da terceira lei de Newton, que nos diz que toda a ação tem uma reação oposta correspondente, com o mesmo módulo, direção e sentidos opostos. Esta é a força que irá ser usada para “impulsionar” o veículo, aeronave ou projétil.

Apesar de serem dois conceitos bastante semelhantes, é importante denotar a diferença entre propelente e combustível. De facto, o combustível é, por definição, uma substância que pode, na presença de oxigénio ( $O_2$ ), entrar em ignição. O comburente é uma fonte de  $O_2$ . Por fim, um propelente é a mistura entre o combustível e o comburente, ou seja, a combinação que é queimada com o objetivo de gerar propulsão.

## 1.2 Tipos de propelente

Não obstante do facto de existirem diversos tipos de propelente, que irão ser abordados posteriormente, os mais utilizados na atualidade são aqueles que são alimentados quimicamente, ou seja, geram energia através de reações químicas.

Dentro desta categoria, podemos ainda dividi-los em propelentes sólidos e líquidos. Apesar de, em termos históricos, os propelentes sólidos terem sido inicialmente os de uso mais comum, atualmente os propelentes mais utilizados são os líquidos. Com efeito, isto deve-se ao facto de estes serem capazes de originar reações energeticamente mais favoráveis, sendo por isso mais fiáveis para a utilização comercial.

Neste contexto, este tipo de propelentes pode-se subdividir em duas categorias fundamentais [1]:

1. **Hipergólicos:** não necessitam de uma câmara de ignição para entrar em combustão, visto que esta ocorre de forma imediata e espontânea quando se dá o contacto entre o combustível e o comburente. No entanto, apesar de não precisarem de um sistema de ignição (o qual acarreta sempre o risco de potencial falha), a sua utilização é muito perigosa, pois são bastante corrosivos e as suas reações libertam gases tóxicos. Um exemplo de propelente hipergólico é o ácido nítrico do tipo UDMH.
2. **Não Hipergólicos:** opõem-se aos hipergólicos, visto que a reação não ocorre espontaneamente, necessitando de algum tipo de ignição.

Cada uma destas categorias pode ainda subdividir-se consoante a constituição do propelente:

- a) **Monopropelentes:** contém dentro da mesma substância tanto o combustível como o comburente, como por exemplo, a hidrazina ( $N_2H_4$ ).
- b) **Bipropelentes:** consiste na combinação entre o comburente e o combustível, que são injetados numa câmara de combustão a partir de recipientes separados. Dentro dos bipropelentes, destacam-se os propelentes criogénicos, ou seja, combinações de químicos que têm de ser mantidas a temperaturas extremamente baixas de modo a permanecerem no estado líquido. Um exemplo interessante da utilização deste tipo de propelentes é a combinação entre o hidrogénio ( $H_2$ ) (combustível) e o  $O_2$  (comburente), utilizada no tanque externo do “Space Shuttle”, na qual o  $H_2$  e o  $O_2$  têm de ser mantidos a temperaturas a rondar os  $-253^\circ C$  e os  $-138^\circ C$ , respetivamente.

## 1.3 Variáveis dos propelentes

A escolha do tipo de propelente depende dos requisitos de cada missão. Isto inclui requisitos como a tração, tempo de queima e razão tração-massa pretendidos. De facto, são estes os fatores que decidem as características do propelente, ou seja, a sua taxa de combustão ( $r_b$ ) a uma pressão particular, o valor do índice de pressão ( $n$ ) e o impulso específico ( $I_{sp}$ ).

### ❖ Taxa de combustão ( $r_b$ )

Os propelentes queimam por camadas paralelas entre si, apresentando uma taxa que é específica para uma formulação particular. A taxa de combustão é uma característica muito

importante do propelente, pois pode influenciar completamente a trajetória de voo. Deste modo, a taxa de combustão obedece à seguinte equação [2]:

$$r_b = aP_c^n \quad (1)$$

onde:  $r_b$  = taxa de combustão,  $a$  = coeficiente que depende da temperatura inicial do propelente,  $P_c$  = pressão da câmara de combustão,  $n$  = valor do índice de pressão.

#### ❖ Valor do índice de pressão (n)

Em condições estáveis de operação do foguetão, a pressão da sua câmara de combustão é obtida a partir da equação de balanço de fluxo de massa:

$$m_g = m_d \quad (2)$$

Assim, a pressão da câmara de combustão ( $P_c$ ) é obtida a partir da equação de balanço de fluxo de massa [2]:

$$\begin{aligned} A_s \rho_p r_b &= C_D P_c A_t \\ A_s \rho_p a P_c^n &= C_D P_c A_t \\ P_c &= (A_s \rho_p a / C_D A_t)^{1/(1-n)} \quad (3) \end{aligned}$$

$m_g$  = taxa de formação de massa de propelente,  $m_d$  = taxa de descarga de massa de propelente,  $A_s$  = área da superfície de combustão,  $\rho_p$  = densidade do propelente,  $C_D$  = coeficiente de descarga,  $A_t$  = área da garganta do bocal (tubo com formato especial no qual fluem os gases quentes),  $P_c$  = pressão da câmara.

De modo a assegurar uma operação estável do motor, o valor do índice de pressão “n” deve ser o menor possível. De facto, quanto menor o índice de pressão, mais estável é a estrutura interna do motor do foguetão, o que permite a utilização de um motor com espessura menor, reduzindo assim a penalidade de peso.

#### ❖ Impulso específico ( $I_{sp}$ )

Por fim, uma das medidas mais importantes para comparar a eficiência de diferentes propelentes é o impulso específico. Posteriormente, no trabalho será descrita a equação a partir da qual se obtém este valor, uma vez que é obtida a partir da equação da tração. No entanto, de forma simples, a sua expressão reflete que quanto maior o impulso específico, mais eficiente será o uso da massa do propelente, uma vez que para a mesma massa, este irá produzir mais tração.

## 2. Foguetões

Em oposição a outros tipos de motores que irão ser descritos mais à frente, que dependem de uma atmosfera com O<sub>2</sub> para realizar a combustão no motor, os motor-foguete, ou seja, aqueles utilizados nos foguetões, transportam consigo o combustível e o comburente. Assim, são totalmente independentes da existência de uma atmosfera, podendo operar até em vácuo, ou seja, no espaço.

### 2.1 Tubeira

Para compreender o funcionamento da tubeira num motor-foguete é necessário primeiro perceber a equação que estabelece a relação entre a área à saída da tubeira e a velocidade a que os produtos da combustão são expelidos [1].

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{dV}{V} \quad (4)$$

A – Área da saída da tubeira

M – Mach speed (M<sub>1</sub>=1234.8 km/s)

V – Velocidade à saída da tubeira

Tendo por base esta equação, é possível retirar algumas conclusões importantes. No entanto, antes é necessário entender o que se define por ‘velocidade de Mach’. Designada em honra de Ernst Mach, cientista austríaco do século XIX que teve como objeto de estudo a dinâmica dos gases, o número de Mach é obtido através do quociente entre a velocidade de um determinado corpo e a velocidade do som. Porém, como a velocidade do som depende do tipo e da temperatura do gás, o ‘número de Mach’ varia com a altitude. Assim, apesar de não ser um valor constante, de forma a simplificar os cálculos, neste trabalho não será abordada a forma como a altitude afeta esta fórmula.

Desta forma, que conclusões são possíveis retirar desta equação, considerando o que foi referido anteriormente [3]?

- 1) Se o fluxo for subsónico ( $M < 1$ ) para a velocidade a aumentar ( $dV$  positiva) é necessário diminuir a área ( $dA$  negativa), ou seja, se o fluxo é subsónico então a área tem de convergir para a velocidade aumentar.
- 2) Se o fluxo for supersónico ( $M > 1$ ) para a velocidade aumentar ( $dV$  positiva), a área tem de aumentar também ( $dA$  positiva), ou seja, a área diverge para que a velocidade aumente.
- 3) Por fim, se o fluxo tiver  $M = 1$  surge um problema:

$$\frac{dV}{V} = \frac{1}{(M^2 - 1)} \frac{dA}{A} = \frac{1}{0} \frac{dA}{A}$$

ou seja, parece que  $\frac{dV}{V}$  será infinitamente grande. Porém, em termos físicos, tal não é possível, logo assume-se que  $\frac{dA}{A} = 0$ . Deste modo, o tubo terá área mínima em  $M=1$ . Esta área mínima chama-se de ‘garganta’.

Com esta equação, é possível, finalmente, perceber o design das tubeiras dos motor-foguete. Num primeiro momento, o fluxo de massa apresenta uma velocidade de aproximadamente 0, ou seja, subsónica. Assim, para aumentar a velocidade existe uma diminuição de área por onde passa o fluxo, ou por outras palavras, o design do motor vai convergindo até chegar ao ponto em que o fluxo possui uma velocidade de  $M=1$ . Ao chegar a este ponto, de forma a aumentar ainda mais a sua velocidade para lá de  $M=1$ , a tubeira aumenta a sua área, divergindo desde da garganta. Este design, que consiste numa tubeira que primeiro converge e depois diverge, é dos mais usados para a construção de motores-foguete.

Nestes motores, apesar de a forma como o fluxo sai não ser muito relevante, o peso total do motor é muito importante. Assim, para diminuir o peso, reduzimos o comprimento do motor, fazendo com que a garganta apresente um determinado comprimento mínimo, o que leva a que o fluxo divirja rapidamente. De facto, isto forma uma espécie de sino quando há a saída do fluxo a velocidade supersónica.

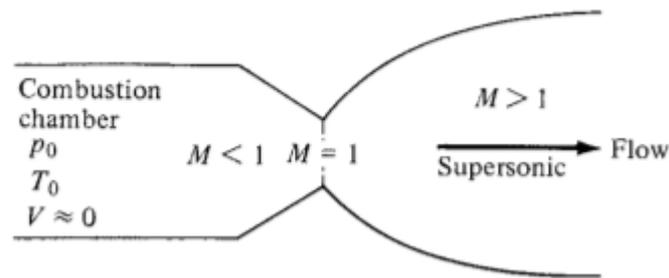


Figura 2.1 – Tubeira do motor-foguete

## 2.2 Tração

Criada a partir da libertação a velocidades supersónicas dos produtos da combustão, a tração é uma das forças mais importantes para a movimentação do foguete. O seu valor pode ser obtido a partir seguinte equação [1]:

$$T = \dot{m}V_e + (p_e - p_0)A_e, (5)$$

$T$  – Tração/força Propulsora ('Thrust')

$p_e$  – Pressão de saída

$\dot{m}$  – Massa de combustível + massa de comburente

$p_0$  – Pressão da câmara

$V_e$  – Velocidade de saída

$A_e$  – Área de saída

No entanto, para podermos comparar diferentes motores utiliza-se outra medida denominada de impulso específico ( $I_{sp}$ ), que é definido como a tração gerada por uma dada quantidade de propelente, ao nível do mar. Quanto maior o impulso específico, maior será a tração gerada para uma massa fixa de propelente [1].

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{w}}, (6)$$

Assumindo que a pressão de saída é igual à pressão na câmara ( $p_e = p_0$ ) então [1]:

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g_0} = \frac{1}{g_0} \left\{ \frac{2\gamma RT_0}{\gamma-1} \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}}, \quad (7)$$

$g_0$  – Aceleração gravítica

$\gamma$  – Coeficiente de expansão adiabática

$T_0$  – Temperatura de combustão

$R$  – Quociente entre constante universal dos gases e peso molecular

$\dot{w}$  – Produto da aceleração gravítica pela massa ( $\dot{m}$ )

Assim, para que exista um impulso específico elevado é necessário que a temperatura de combustão seja elevada e que o peso molecular seja baixo. No entanto, é preciso notar que tanto  $T_0$  como o peso molecular dependem da combinação combustível-comburente que for feita. Consequentemente, para uma mesma combinação, dado que apenas se consegue alterar as quantidades dos intervenientes, torna-se muito difícil alterar drasticamente o impulso específico. Desta forma, normalmente, as melhores combinações são aquelas constituídas por propelentes leves, visto que cumprem ambos os requisitos.

*Tabela 2.1-Exemplos de combinações combustível-comburente*

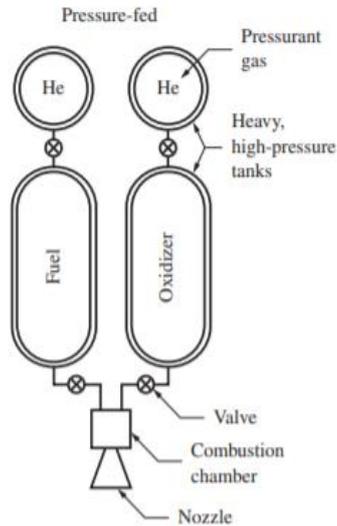
<b>Fuel-Oxidizer Combination</b>	<b>Adiabatic Flame Temperature, K</b>	<b>Average Molecular Weight of Combustion Products</b>	<b><math>I_{sp}</math>, s</b>
Kerosene-oxygen	3144	22	240
Hydrogen-oxygen	3517	16	360
Hydrogen-fluorine	4756	10	390

Por fim, é também preciso compreender de que forma varia a pressão no interior da tubeira ( $p_0$ ). De forma simples, esta pressão será diretamente proporcional à massa de propelente usada, para uma dada área de garganta fixa e para uma combinação de combustível-comburente fixa.

### 2.3 Sistemas de alimentação

Tal como referido anteriormente, os propelentes líquidos são os mais utilizados nos projetos atuais. Neste caso, o combustível e comburente são transportados em forma líquida nos respetivos tanques, sendo depois injetados sob pressão para dentro da câmara de combustão. Porém, que formas existem para colocar o propelente a elevada pressão? Surgem duas respostas ao problema [1]:

## 1. Sistema alimentado por pressão (*pressure fed-system*)



Neste sistema, o combustível e comburente são colocados a elevadas pressões nos respetivos tanques por um gás inerte, como o hélio, também a elevadas pressões. Quando as válvulas dos tanques se abrem tanto o combustível como comburente, devido às suas pressões, são forçados a entrar na câmara de combustão onde ocorre a reação. A grande vantagem deste sistema é o facto de ser bastante simples. Porém, como os tanques têm de suportar elevadas pressões isso obriga-os a serem mais resistentes e, conseqüentemente, mais pesados.

Figura 2.2-Sistema alimentado por pressão

## 2. Sistema bombeado (*pump fed system*)

Neste sistema os propelentes são guardados a pressões mais baixas, ou seja, são utilizados tanques mais leves. A sua pressão é aumentada recorrendo a bombas que funcionam através da utilização de parte do propelente.

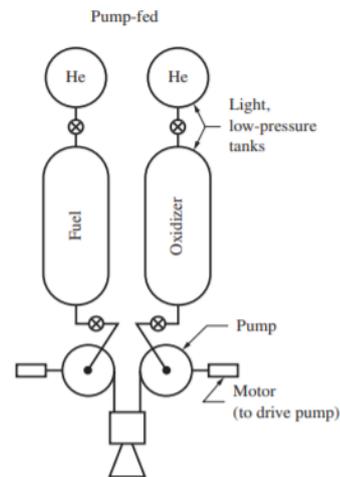


Figura 2.3-Sistema bombeado

## 3. Motor a Jato

Em oposição ao motor-foguete, o qual consegue funcionar fora da atmosfera, o motor a jato necessita do O<sub>2</sub> presente na atmosfera para conseguir realizar a combustão dentro do motor.

### 3.1 Componentes

Sendo um aparelho de elevada complexidade, o motor a jato apresenta diversos componentes:

### **A. Duto de admissão**

Este componente tem como finalidade direcionar o ar para a entrada do motor e tem, por norma, um formato convergente.

### **B. Compressor**

Os compressores utilizados no motor a jato são os axiais, existindo ainda os centrífugos, mas sem utilização neste tipo de motores. Para além disso, existem dois tipos de compressores: os de baixa e alta pressão, estando estes segundos numa zona mais interna. Estes componentes são constituídos por palhetas giratórias, que são dispostas num determinado ângulo, de modo a maximizar a pressão a que o ar está sujeito, isto é, esta disposição permite comprimir o ar até ao seu ponto máximo, antes de passar para a câmara de combustão. Os compressores de baixa pressão são os primeiros a entrar em contacto com o ar, uma vez que, neste estágio, o ar não apresenta uma pressão muito elevada. À medida que este ar é condensado, passa a estar em contacto como os compressores de alta pressão. Durante a passagem pelos compressores, o ar pode alcançar temperaturas entre os 600 e os 800°C.

### **C. Câmara de combustão**

É neste componente em que ocorre a queima do combustível, viabilizada pela passagem do ar a temperatura e pressão elevadas, garantida pelo bom funcionamento dos compressores. Neste componente, dá-se o aquecimento do ar e uma ligeira redução da pressão. A chama é mantida de forma constante dentro da câmara, devido à continua passagem de ar que reage com o combustível (este processo assemelha-se ao do funcionamento de um maçarico, por não haver uma ignição continuamente ligada). De seguida, na zona exterior da câmara, o ar é arrefecido através do contacto com o ar que não passa pelo núcleo do motor, para que possa passar pelas turbinas, sem as danificar.

### **D. Turbinas**

Estes componentes têm como função converter a energia cinética em energia mecânica, na medida em que o movimento do ar, na sua passagem, deverá fazer girar estes elementos que, por sua vez, garantem o movimento da ventoinha frontal e dos compressores, dado que se encontram ligados por um veio concêntrico. Nos casos em que são utilizados compressores duplos, também existem turbinas duplas – de baixa e alta pressão - interligadas por veios distintos aos respetivos compressores.

### **E. Bocal propulsor**

Nesta zona, o ar é expelido com elevada intensidade. O bocal tem o formato apropriado para que o ar convirja e saia com o maior impulso possível, de modo a que seja impossibilitado o seu refluxo para dentro do núcleo, com o intuito de evitar a danificação do motor.

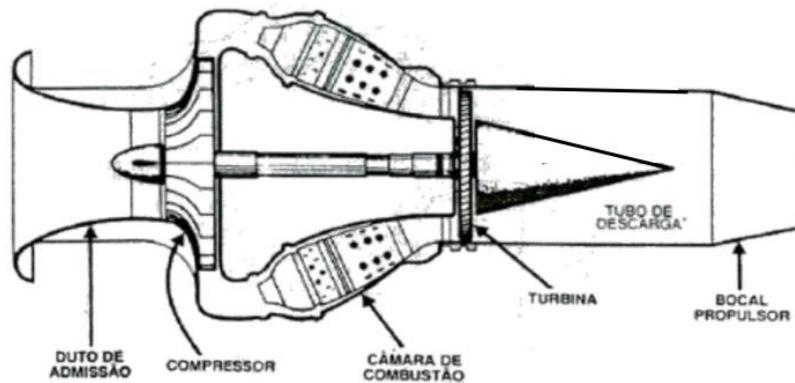


Figura 3.1-Estrutura motor a jato

### 3.2 Etapas de funcionamento

Por se tratar de um processo sequencial, a propulsão no motor é passível de ser dividida em 4 fases:

- 1) Na **admissão do ar**, este passa pelo ventilador frontal separando-se em dois caminhos: cerca de 12-25% segue para o núcleo do motor, enquanto que o restante segue diretamente para o exterior do motor. A percentagem que segue para o núcleo é responsável pelo movimento das turbinas, o que faz girar o ventilador frontal e os compressores;
- 2) Na **compressão**, o ar do núcleo passa pelos compressores de alta pressão que têm o objetivo de condensar o ar, aumentando a sua pressão e consequentemente a sua velocidade;
- 3) No processo de **combustão**, o ar condensado é misturado com o combustível e posteriormente queimado. Os gases produzidos expandem-se em direção às turbinas;
- 4) Por fim, ocorre a **explosão**, ou seja, os gases de combustão passam pelas turbinas de baixa e alta pressão, garantindo o movimento de todos os componentes do motor, assegurando todo o seu bom funcionamento. Depois de passar pelas turbinas, o ar volta a expandir-se, arrefece e sai pelo bocal propulsor, gerando o impulso que contribui para o movimento do avião.

### 3.3 Afterburners

O processo de pós-combustão ocorre quando se pode observar uma chama a sair da parte de trás do motor a jato. De facto, este processo consiste na injeção de combustível numa câmara a seguir às turbinas que, em contacto com o ar a elevadas temperaturas proveniente da câmara de combustão (que funciona simultaneamente como comburente e fonte de calor), entra em combustão, queimando assim o O<sub>2</sub> não queimado na etapa anterior. Deste modo, o motor adquire uma potência extra.

Apesar desta vantagem, a pós-combustão é apenas utilizada em descolagens em pistas curtas ou em pequenos trajetos durante a viagem, uma vez que o recurso a este processo consome grandes quantidades de combustível, não sendo por isso viável em utilizações prolongadas.

## 4. Diferentes tipos de motor a jato

Uma vez compreendido o funcionamento geral do motor a jato, é possível interpretar abordagens mais específicas deste conceito. Isto é, motores a jato que foram desenvolvidos e adaptados à sua função e custo, permitindo que estes se tornem mais leves, baratos, silenciosos e rápidos, tenham uma maior aceleração ou atinjam uma maior altitude. Dado o contexto em que foram desenhados, bem como o seu propósito, estes motores podem apresentar os mais variados métodos de funcionamento, tendo sempre por base a Terceira Lei de Newton. De seguida, serão referidos quatro destes tipos de motor, bem como, de uma forma geral, o seu funcionamento.

### 4.1 Turbojato (*Turbojet*)

O turbojato corresponde ao tipo de motor a jato mais simples e mais antigo de entre todos os apresentados. De facto, foi desenvolvido por Frank Whittle e Hans von Ohan (de forma independente) durante a primeira metade do século XX.

Por um lado, a sua relativa simplicidade, quer de desenho, quer de funcionamento, permitiu que este se tornasse num dos motores mais comuns no século XX (antes do aparecimento do *turbofan*), não só em aviões comerciais como também a nível militar. No entanto, esta simplicidade não é capaz de maximizar as suas capacidades, tornando-o menos eficiente e potente que os demais.

Na realidade, o seu funcionamento assemelha-se ao dos motores a jato na sua generalidade, sendo apenas uma versão mais rudimentar dos mesmos: o compressor frontal aspira o ar, comprimindo-o para câmara de combustão (*combustion chamber*), onde é injetado o combustível. A ignição faz com que os gases se expandam em direção à turbina (*turbine*), sendo finalmente expelidos pelo bocal (*exhaust nozzle*) - Figura 4.1, levando a que, tal como referido anteriormente, o impulso gerado contribua para o movimento da aeronave [4].

Para além disso, é importante ainda notar o facto de que uma vez que o ar é forçado a entrar no motor pelo compressor, este pode iniciar o seu funcionamento em repouso.

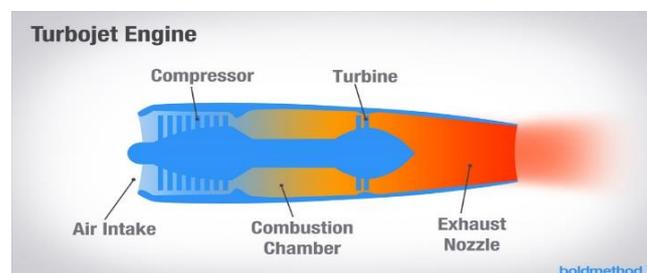


Figura 4.1-Representação esquemática de um motor Turbojato

## 4.2 Turboélice (*Turboprop*)

Possivelmente o mais diferente de entre os motores baseados no turbojato, o motor turboélice não se trata de um motor a jato no sentido estrito, uma vez que para além do escoamento dos gases, o seu movimento é também garantido pela presença de uma hélice frontal (*propeller*).

Desenvolvido por György Jendrassik no final da década de 30 do século passado, o funcionamento do motor turboélice é bastante inspirado no motor desenvolvido por Frank Whittle. Com efeito, quer o processo de compressão, quer o de combustão ocorrem da mesma maneira. No entanto, tem de ocorrer um sacrifício ao nível do poder da propulsão, de forma a promover o funcionamento da hélice frontal, sendo que a energia necessária ao funcionamento deste componente é produzida através da utilização de um alternador. De facto, a propulsão proveniente dos gases corresponderá a apenas 10% da energia gerada pelo motor [5].

O motivo desta alteração deve-se à possibilidade de adicionar uma caixa de velocidades (*gear box*) - Figura 4.2, que irá, não só permitir um maior controlo no voo, como também aumentar a eficiência energética. Assim sendo, apesar de o motor turboélice apresentar um baixo consumo energético a velocidades subsónicas, ou seja, inferiores a Mach 1, este também revela algumas desvantagens, tais como o elevado ruído em funcionamento, a complexidade do sistema de transmissão (o que irá dificultar o seu comportamento em caso de avaria) e o facto de apenas voarem a altitudes relativamente baixas (5-9 km), o que tem levado a uma menor utilização destes motores nos últimos anos.

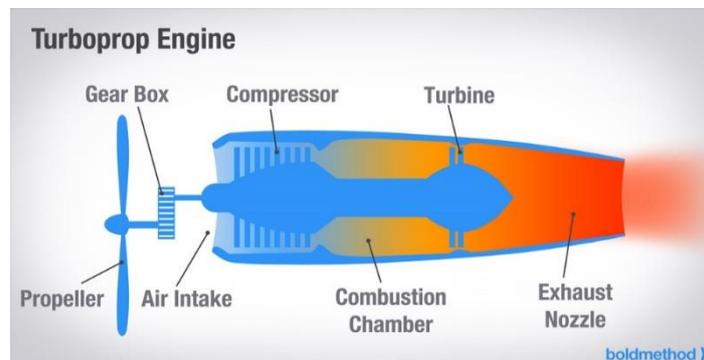


Figura 4.2-Representação esquemática de um motor Turboélice

## 4.3 Turbofan

O *turbofan* é o tipo de motor mais utilizado em aviões comerciais na atualidade (como por exemplo o Boeing 747 e o Airbus A300). De facto, características como a sua elevada eficiência energética e sonora, o seu elevado desempenho a altitudes elevadas e altas velocidades cruzeiro (700 km/h - 1000 km/h) fazem deste tipo de motor uma das melhores opções para este tipo de voo.

O seu rendimento é maximizado ao combinar características dos motores referidos nos dois pontos anteriores. Efetivamente, o funcionamento destes é bastante semelhante ao do turbojato (abordado na secção 4.1), ao qual é adicionada apenas uma ventoinha frontal (*duct fan*), que para além de criar um impulso adicional (através de diferenças de pressão que permitem o fluxo do ar), este possibilita que o ar seja separado em dois fluxos- um que flui do lado externo

do motor (*bypass air*-contribuindo para o seu arrefecimento) e outro que passa pelo núcleo do motor (utilizado na combustão) [6].

Contudo, é ainda importante realçar que, excluindo certas exceções, este tipo de motor revela uma certa ineficácia a nível militar, devido ao seu peso e à elevada área frontal quando comparado com outras alternativas, o que poderá dificultar certas manobras que necessitem de uma maior aceleração.

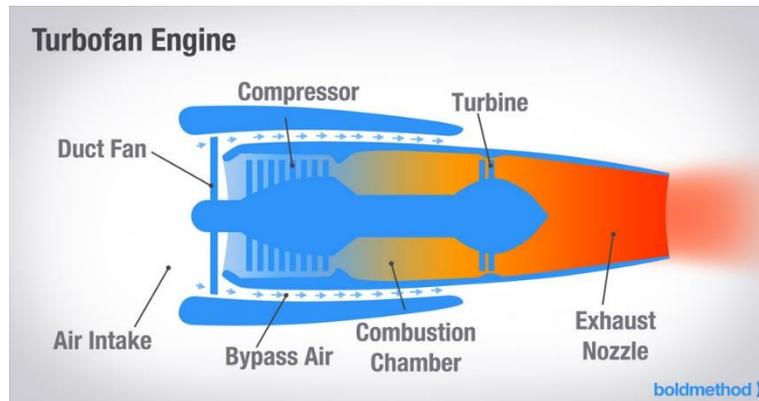


Figura 4.3-Representação esquemática de um motor Turbojato

#### 4.4 Ramjet

Apesar das primeiras ideias da propulsão *ramjet* terem começado a surgir na Europa no início do século XX, foi apenas após a década de 30 que se deu o seu efetivo desenvolvimento, tendo sofrido sucessivos aperfeiçoamentos desde então.

Tal como nos outros motores, a impulsão é gerada através da expansão do ar proveniente da câmara de combustão que é expelido pelo bocal do propulsor. No entanto, uma vez que estes não contêm um compressor que garanta a diferença de pressões que essenciais para o fluxo do ar, este fluxo será garantido pelo movimento do próprio motor em relação ao ar. Deste modo, um motor *ramjet* não é capaz de funcionar a uma velocidade do ar nula, sendo então necessário outro tipo de propulsão auxiliar que acelere a aeronave até que esta atinja uma velocidade passível de produzir propulsão pelo *ramjet* (cerca de Mach 0.5). Com efeito, apesar de em teoria, o *ramjet* funcionar a esta velocidade, a sua eficiência é muito baixa até que atinja velocidades na ordem de Mach 3 [7].

Devido às ondas de choque causadas pela ultrapassagem da barreira do som, o ar que entra terá a sua velocidade reduzida para valores subsónicos de forma a permitir a sua combustão (visto que neste tipo de motor esta só é possível a velocidades subsónicas), o que, consequentemente, leva a que velocidade fique limitada a Mach 6. Deste modo, para atingir velocidades superiores, é necessário utilizar um motor *scramjet* (*Supersonic Combustion Ramjet*), que permitirá a combustão a velocidades supersónicas.

Por fim, a não existência de compressor permite não só que este motor seja constituído exclusivamente por peças imóveis, como também torná-lo mais leve, fazendo com que seja uma boa opção para fins militares, tais como mísseis ou caças.

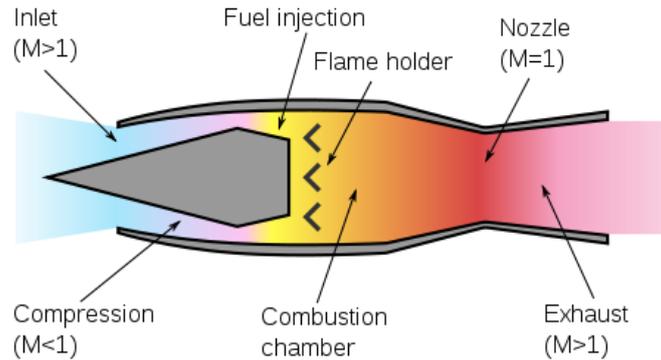


Figura 4.4-Representação esquemática de um motor Ramjet

## 5. Outros tipos de propulsão

Após terem sido discutidos os propelentes dos foguetões, bem como os motor-foguete e a jato, é também necessário abordar o futuro da propulsão. Com as alterações climáticas e a crescente escassez de combustíveis fósseis, tem vindo a ser cada vez mais promovido o uso de motores movidos a eletricidade. Dentro deste universo existem três tipos fundamentais: eletrostática, eletrotérmica e eletromagnética.

### 5.1 Eletrostática

Se a aceleração for causada principalmente pela força de Coulomb (isto é, a força que existe entre dois corpos eletricamente carregados e em repouso), o dispositivo é considerado eletrostático. Dentro desta categoria enquadra-se principalmente a propulsão iónica e *arcjet*.

#### 5.1.1 Propulsão Iónica

Os propulsores iónicos têm sido projetados para uma multitude de objetivos, tais como a manutenção de satélites na sua devida orientação e órbita e a criação de movimento cinético a veículos espaciais. De facto, estes propulsores têm impulsos específicos elevados, pelo que consomem significativamente menos propelente numa dada missão do que um propulsor químico.

O seu funcionamento baseia-se na adição e remoção de eletrões de modo a formar iões. Com efeito, a maioria dos propulsores ioniza o propelente através de um bombardeamento de eletrões: um eletrão de elevada energia colide com um átomo constituinte do propelente, dando origem a eletrões do átomo do propelente e resultando num ião positivamente carregado. O gás produzido é constituído por iões positivos e eletrões numa proporção que resulta, aproximadamente, numa inexistência global de carga elétrica. Deste modo, acabamos de abordar a definição de plasma, um estado que apresenta as propriedades de um gás, mas que é afetado por campos elétricos e magnéticos [8].

O propelente mais comum na propulsão iónica é o xénon (Xe). De facto, este é ionizado com relativa facilidade e tem uma massa atómica elevada e, por isso, gera um nível desejável de

propulsão quando os iões são acelerados, para além de ser inerte. Por estas razões, é bastante adequado para o uso em veículos espaciais.

Na maioria dos propulsores elétricos, os eletrões são gerados no cátodo do “discharge hollow” através de um processo a que se designa emissão termiônica.

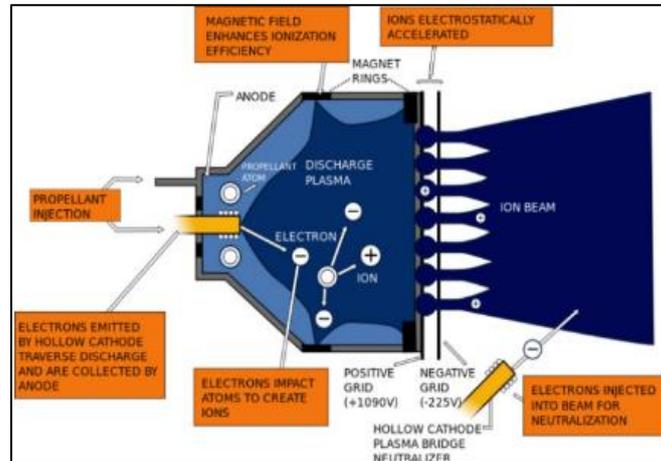


Figura 5.1 -Estrutura do motor iónico

### 5.1.2 Propulsão Arcjet

Na propulsão *arcjet*, uma descarga elétrica é criada num fluxo do propelente, tipicamente  $N_2H_4$  ou  $NH_3$ . Esta fornece energia adicional ao propelente, de forma a que se possa usufruir de mais trabalho por quilograma de propelente, ao custo de um incremento de consumo energético. De igual modo, os níveis de propulsão gerados através de propulsores *arcjet* são muito baixos comparados com propulsores químicos [8].

Os propulsores *arcjet* são úteis para manter satélites em órbita e substituir propulsores monopropelentes em situações em que a energia disponível não seja uma limitação.

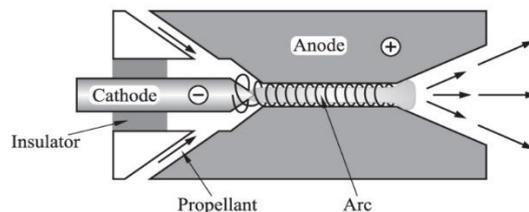


Figura 5.2- Princípio de operação do propulsor de jato de arco térmico

## 5.2 Eletrotérmica

Neste tipo de motores são utilizados campos eletromagnéticos para gerar um plasma que é usado como propelente e que é direcionado através da utilização de um bocal. Como exemplo dos tipos de propelente mais indicados para este sistema, temos o  $H_2$ , hélio (He) e o  $NH_3$ . Dentro deste grupo, vai ser abordado a propulsão *resistojet*.

### 5.2.1 Propulsão *Resistojet*

A propulsão *resistojet* funciona à base do aquecimento de um fluido tipicamente não radioativo. Este aquecimento é geralmente obtido através do envio de eletricidade sobre uma resistência que é constituída por filamentos incandescentes, sendo que o gás expandido é expelido através de um bocal convencional.

Os sistemas de propulsão *resistojet* apresentam características que são ideais para as necessidades de propulsão principal e em órbita de grandes veículos espaciais. De facto, estas características apresentam algumas vantagens em relação a outras formas de propulsão. A título exemplificativo, este sistema apresenta um impulso específico elevado e a energia que este necessita para gerar propulsão é quatro vezes inferior à da propulsão iónica. Para além disso, apresentam também uma estrutura e interfaces mais simples quando comparadas com métodos alternativos de propulsão de alta performance, bem como a capacidade de funcionar com uma multitude de propelentes, incluindo produtos de sistemas de resíduos biológicos e  $H_2$ .

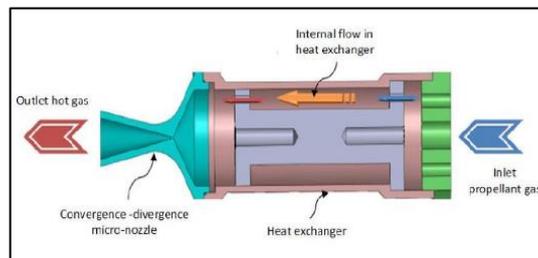


Figura 5.3- Vista 3D do propulsor resistojet

## 5.3 Eletromagnética

Os propulsores eletromagnéticos utilizam iões como propelente, que são acelerados pela força de Lorentz (força exercida numa partícula carregada, que se move a uma determinada velocidade por um campo elétrico) ou por campos magnéticos, sendo que qualquer um deles é gerado por eletricidade. Por fim, nesta última subcategoria a propulsão magneto-hidrodinâmica é de maior relevo.

### 5.3.1 Propulsão Magneto-hidrodinâmica (MHD)

A propulsão magneto-hidrodinâmica (MHD) funciona à base de campos elétricos e magnéticos e tem sido sugerida como uma forma plausível de melhorar os atributos energéticos globais do sistema propulsor de um veículo. De facto, isto permitiria a redução da fração de consumo de combustível, assim como o tamanho do veículo, sem sacrificar a capacidade de armazenamento de carga útil.

Contudo, para se conseguir obter uma melhoria significativa na taxa de consumo, o poder elétrico ampliado tem de ser muito maior em magnitude do que o poder termal de uma fonte não ampliada. No entanto, estas considerações levam a alguns desafios técnicos, particularmente no que toca ao desenvolvimento de eletricidade a bordo de um veículo com características de

densidade elétrica adequadas. Apesar disso, a propulsão magneto-hidrodinâmica tem ainda potencial para a aplicação em instalações de túneis subterrâneos para testes de vento hipersónico, onde o peso da fonte de energia elétrica não gera grandes preocupações.

Um requerimento essencial para o uso de técnicas de aceleração magnética é a necessidade de o jato de exaustão da fonte de propulsão termal ser eletricamente condutivo. Na prática, isto pode ser alcançado alimentando o fluxo do combustor de um foguetão químico com vapor de um metal alcalino, como o céσιο (Cs), o rubídio (Rb), o potássio (K), e compostos associados. Como os metais alcalinos têm um potencial de ionização relativamente baixo, a energia consumida numa ionização completa da alimentação é apenas uma pequena porção da energia termal disponível. Para além disso, a temperatura reduzida do plasma funcional é compatível com os materiais e técnicas de arrefecimento regenerativo existentes. Usando o combustível energético de foguetões, este método produz fluxos de plasma supersónico com condutividade elétrica na ordem dos  $10^2$  S/m (siemens por metro), o que é suficiente para gerar uma interação magneto-hidrodinâmica significativa. Neste ponto de interação magneto-hidrodinâmica, a aceleração de plasma estável é chamada de “Crossed Field MHD Accelerator”, onde a força corporal de Lorentz acelera o fluxo.



Figura 5.4- Embarcação movida à base de propulsão MHD

## Conclusão

Em suma, neste relatório foi abordado o tema 10- ‘Princípios da Propulsão’ no âmbito da unidade curricular ‘Introdução à Aeronáutica e Espaço’. Num primeiro momento, foram descritos os propelentes usados nos foguetões, fazendo referência a algumas variáveis importantes, como o impulso específico ou taxa de combustão. Partindo destes conhecimentos, abordou-se mais em particular o funcionamento do motor de um foguetão, havendo especial foco nas equações da tração e do impulso específico. Já no terceiro capítulo, foram descritos os vários componentes do motor a jato, bem como as etapas do seu funcionamento, tendo sido posteriormente referidos vários tipos de motores a jato, como por exemplo o *ramjet* e o *turbofan*. Por fim, e com o intuito de oferecer uma visão do que será o futuro da propulsão, foram apresentados vários exemplos de tipos de propulsão não convencionais, desde da propulsão iónica à magneto-hidrodinâmica.

Após terminado o trabalho de pesquisa há que referir algumas dificuldades apresentadas ao longo do processo.

Em primeiro lugar, tendo em conta a grande abrangência do tema e ao reduzido número de páginas que podíamos utilizar, tornou-se frequentemente complicado deliberar qual seria a informação mais relevante e qual seria a que deveria ser descartada. Por exemplo, no capítulo 2,

surgiram algumas equações que não foram abordadas, como a equação da velocidade de saída dos produtos ou da relação entre a pressão da câmara e a massa de propelente. Estas equações, apesar de serem de elevada importância, face aos problemas referidos, tiveram de ser excluídas.

Em segundo lugar, é de realçar a dificuldade teórica que o tema em si apresenta. De facto, visto que envolve muitas equações que fogem muito aos conhecimentos que possuímos enquanto alunos do primeiro ano, por vezes tornou-se complicado perceber realmente a informação que estávamos a pesquisar.

No entanto, apesar das dificuldades apresentadas, é de realçar que, enquanto grupo, conseguimos ajudar-nos mutuamente para que essas barreiras pudessem ser vencidas, o que se reflete neste trabalho.

## Bibliografia

- [1] J. Anderson, Introduction to Flight, 8º ed., New York: Mc Graw Hill Education, 2016.
- [2] J. Ashish e G. Swaroop, “ScienceDirectPropellant,” 2022. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/propellant>. [Acedido em 3 1 2022].
- [3] D. Anderson e S. Eberhardt, Understanding Flight, 2º ed., McGraw Hill Education, 2010.
- [4] Britannica, “Britannica Turbojet,” 2022. [Online]. Available: <https://www.britannica.com/technology/turbojet>. [Acedido em 3 1 2022].
- [5] Skybrary , “Skybrary Turboprop,” 2022. [Online]. Available: <https://skybrary.aero/articles/turboprop-engine>. [Acedido em 3 1 2022].
- [6] ScienceDirect, “ScienceDirect Turbofan Engines,” 2022. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/turbofan-engines>. [Acedido em 4 1 2022].
- [7] N. Gerbis, “HowStuffWorks Ramjet,” 2022. [Online]. Available: <https://science.howstuffworks.com/transport/engines-equipment/ramjet.htm>. [Acedido em 2 1 2022].
- [8] J. e. a. Sovey, Development of Arcjet and Ion Propulsion for Spacecraft StationKeeping, Washington D.C, 1992.
- [9] M. Mirtich, Resistojet Propulsion for Large Spacecraft Systems, 1982.
- [10] J. D. Clark, Ignition! An Informal History of Liquid Rocket, Rutgers University, 1972.
- [11] Skybrary, “SkybraryTurboFan,” 2022. [Online]. Available: <https://skybrary.aero/articles/turbofan-engine>. [Acedido em 3 1 2022].
- [12] NASA, “Nasa Turbojet,” 2021. [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Animation/turbtyp/ettp.html>. [Acedido em 27 12 2021].
- [13] NASA, “Nasa Turbofan,” 2022. [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/aturbf.html>. [Acedido em 4 1 2022].
- [14] NASA, [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktwtp.html>. [Acedido em 2 1 2021].
- [15] C. Cutler, “BoldMethod(4types of engine),” 2022. [Online]. Available: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/the-4-types-of-turbine-engines/>. [Acedido em 3 1 2022].
- [16] Britannica, “BritannicaInternalCombustionEngine,” 2022. [Online]. Available: <https://www.britannica.com/technology/internal-combustion-engine>. [Acedido em 4 1 2022].

- [17] M. Brain, “HowStuffWorks Modern Turbine,” 2022. [Online]. Available: <https://science.howstuffworks.com/transport/flight/modern/turbine.htm>. [Acedido em 4 1 2022].
- [18] Sciencedirect, “Sciencedirect Ramjet,” 2022. [Online]. Available: <https://skybrary.aero/articles/ramjet>. [Acedido em 8 1 2022].
- [19] ScienceDirect, “ScienceDirect Discharge Coefficient,” 2022. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/topics/physics-and-astronomy/discharge-coefficient>. [Acedido em 2 1 2022].

2021/2022

# Projeto Planador

Introdução à Aeronáutica e Espaço

Licenciatura em Engenharia Aeroespacial

Prof. João Manuel Melo de Sousa

Prof. Fernando Lau

## Equipa L:

- João Tavares (102628);
- Lourenço Faria (103354);
- Paulo Campos (103042);
- Sofia Pereira (102480);
- Tomás Coelho (102805).

## Índice

Introdução .....	24
1. Definição de Planador .....	24
2. Objetivos .....	24
3. Restrições .....	24
4. Indicações.....	25
5. Design .....	25
5.1 Fase 1 .....	25
5.2 Fase 2 .....	26
5.3 Fase 3 .....	27
5.3.1 Diedro.....	27
5.3.2 Perfil.....	28
5.3.3 Peso Frontal.....	28
6. Memória descritiva.....	29
6.1 Asas.....	29
6.1.1 Posição da Asa .....	29
6.1.2 Tipo de Asa .....	29
6.1.3 Flecha .....	30
6.1.4 Diedro.....	30
6.1.5 Alongamento .....	30
6.1.6 Perfil Alar.....	31
6.1.7 <i>Winglets</i> .....	31
6.2 Cauda.....	31
6.3 Fuselagem .....	32
Conclusão.....	33
Bibliografia .....	33

## Introdução

Incluído no Projeto Planador da unidade curricular ‘Introdução à Aeronáutica e Espaço’, este relatório tem o objetivo de descrever, explicar e justificar todo o processo, desde da projeção ao fabrico do planador da equipa L.

O Projeto Planador tem como objetivo projetar e fabricar um planador, ou seja, uma aeronave sem motor, capaz de ter o maior alcance possível, tendo por base conhecimentos adquiridos ao longo das aulas iniciais do semestre, bem como através de estudo autónomo.

Na primeira parte do relatório serão descritos os objetivos da equipa, bem como as restrições e indicações que foram impostas ao trabalho, além da definição do que é um planador. De seguida, será descrito a metodologia seguida ao longo da conceptualização e fabrico da aeronave, assim como uma pequena memória descritiva. Por fim, será apresentado uma breve conclusão com os problemas que surgiram ao longo da construção, assim como uma breve reflexão sobre o projeto.

## 1. Definição de Planador

Um planador é uma aeronave que não recorre a motores nem a outros métodos de propulsão para conseguir voar. Assim, ainda que se possam aplicar os conceitos de aerodinâmica transversais a todas as aeronaves, o facto de este não possuir motor modifica as suas características e modo de funcionamento.

## 2. Objetivos

Os principais objetivos da equipa na realização do Projeto Planador são os seguintes:

1. **Aplicação de conceitos de estabilidade e aerodinâmica** apresentados no início da unidade curricular;
2. **Projeção de um planador capaz de ter o maior alcance possível**, tendo por base as restrições impostas;
3. **Aquisição de conhecimentos relativos ao fabrico de um planador**, bem como dos materiais utilizados;

## 3. Restrições

Antes do começo da projeção do planador, foram impostas algumas restrições pelo docente apresentadas de seguida:

1. O material utilizado deve ser poliestireno extrudido (*Depron*), com uma espessura entre 3 e 4 milímetros, evitando a todo o custo a sobreposição das placas;
2. A envergadura não deve exceder os 40 centímetros;
3. Massa total inferior a 30 gramas;
4. Podem ser utilizados ainda outros materiais que garantam maior estabilidade e, por isso, melhor performance do planador. Estes materiais podem ser: cola, clips, moedas ou plasticina(lastro);
5. A velocidade de lançamento não pode exceder os 7 metros por segundo.

## 4. Indicações

Além das restrições já mencionadas, devem ser respeitados alguns valores na construção do planador que permitem maior estabilidade longitudinal, lateral e direcional. Estas indicações são as seguintes:

1. Valores de derrapagem devem estar entre  $0,001^\circ$  e  $0,003^\circ$  de forma a garantir maior estabilidade direcional;
2. A margem estática deve estar compreendida entre 0,01 e 0,5 com o intuito de garantir maior estabilidade do tipo longitudinal;
3. A derrapagem causada pela instabilidade lateral deve estar entre -3 e -1,5.

Para que pudessem ser cumpridas estas indicações foi utilizada a folha excel disponibilizada pelo docente.

## 5. Design

Neste capítulo são apresentadas as várias fases deste projeto, desde a planificação teórica aos voos experimentais.



Figura 5.1 – Design do modelo final

### 5.1 Fase 1

De forma a encarar o desafio apresentado foi necessário desenvolver um método que nos possibilitasse construir um planador, que voasse a maior distância possível tendo por base as restrições impostas bem como as indicações propostas.

Deste modo, com o intuito de melhor ficar a compreender os conceitos de aerodinâmica, fundamentais para a realização do projeto, foi utilizado o livro *Understanding Flight* de David F. Anderson e Scott Eberhardt. Estes conceitos irão surgir explicados na memória descritiva, na parte final do relatório.

Além do livro apresentado, a folha de Excel disponibilizada na página da cadeira possibilitou o teste de várias configurações para o planador final, além da compressão das restrições do aeromodelo que construímos.

### 5.2 Fase 2

Após ter sido adquirido uma base teórica mais sólida e em conjunto com a ferramenta Excel, foi obtido um primeiro modelo que cumpria os requisitos e apresentava um alcance máximo bastante satisfatório (aproximadamente 31m). No entanto, com o objetivo de tentar ainda obter um alcance maior, foram feitas alterações nos dados do modelo inicial. Como seria expectável, algumas alterações favoreceram o funcionamento do planador tais como:

- a) Redução da cauda, de modo a causar menos resistência. Foi também colocada progressivamente mais longe, de forma a que o ‘braço’ das forças aumentasse, sendo necessária menos força para o mesmo efeito;
- b) Quantidade de peso frontal foi ajustada, de modo a assegurar a margem estática.

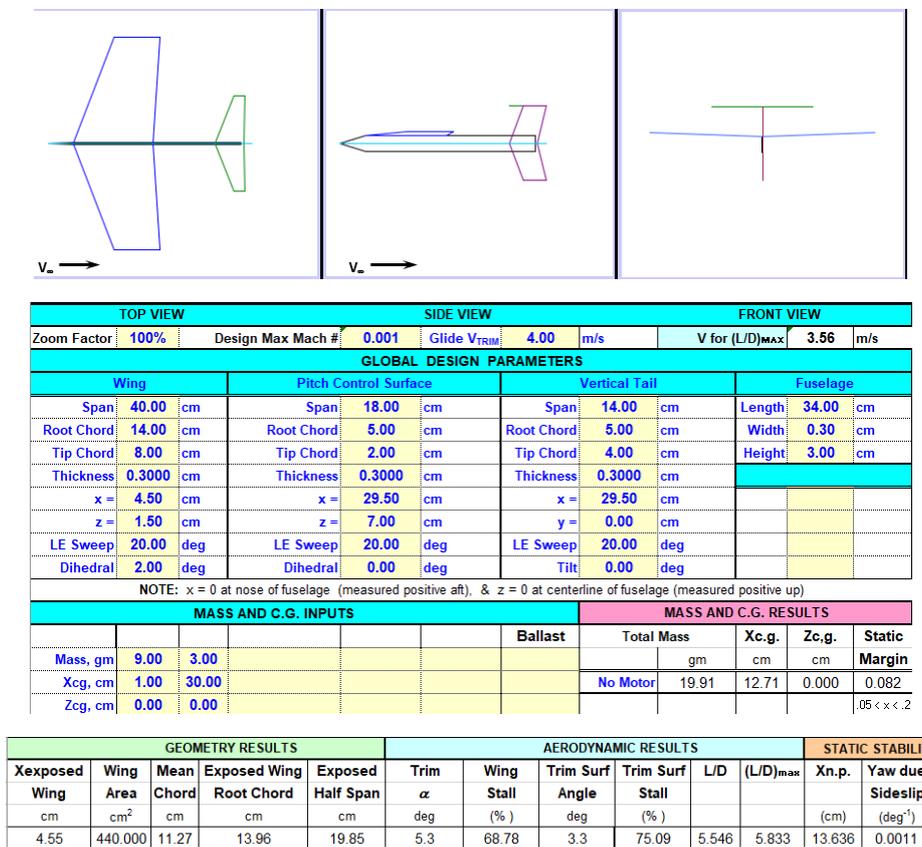


Figura 5.2- Modelo inicial do planador

No entanto, esta parte constituiu também um processo difícil visto que quando uma das variáveis era alterada, muitas vezes surgia outra que ou ultrapassava os requisitos impostos ou fazia com que o alcance diminuísse. Uma das alterações que não foi prevista era o aumento da corda, que será explicado na secção de alongamento. Face ao elevado número de restrições, foi difícil obter um alongamento muito grande.

No meio deste processo foram testadas ainda outras configurações, mas estas obtiveram alcances mais baixos. Por exemplo, o caso apresentado em baixo surge numa tentativa de reduzir o *drag*, mas conduziu a um aumento de massa e, além disso, numa diminuição do alcance (cerca

de 27 m), bem como aumentou ainda mais o *drag*. Depois de várias tentativas, concluímos que a configuração inicial seria a mais acertada.

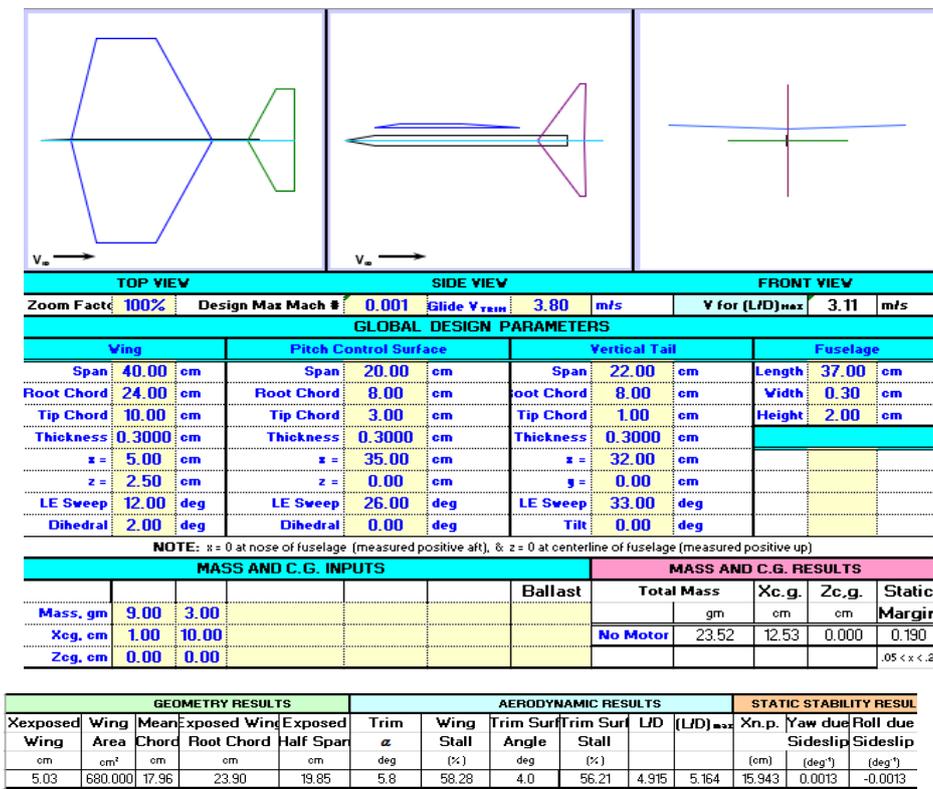


Figura 5.3 – Tentativa falhada de reduzir o *drag*

### 5.3 Fase 3

Neste subcapítulo será mais focado a parte da construção do planador, bem como as conclusões e modificações que foram necessárias fazer durante o processo.

#### 5.3.1 Diedro

O primeiro problema que surgiu na construção do planador foi a implementação do diedro. Por serem placas de espessura muito pequena, foi muito difícil implementar o ângulo desejado, no entanto nos testes iniciais concluiu-se que tal poderia ser feito recorrendo a um corte central e fita-cola, porém deixava de haver simetria. Assim, para evitar que o avião tivesse tendências para curvar durante o voo, foi considerado que os ângulos projetados para o diedro eram tão pequenos que a dobragem da asa em voo os assegurava.



Figura 5.4 -Vista anterior do modelo

### 5.3.2 Perfil

Num segundo protótipo, observou-se que o perfil com o bordo de ataque e fuga obtinha uma performance bastante superior quando comparado com o perfil retangular. O modelo com esta nova configuração apresentava grande tendência para curvar para o lado sem alterações, tendo um misto de guinada e rolamento. Tendo por base os conhecimentos teóricos, foi previsto que estas alterações reduziam o *drag*, daí a guinada observada, e aumentavam a sustentação, levando ao rolamento registado. No entanto, como o material utilizado destrói-se facilmente quando aplicado até uma pequena força, as alterações feitas no bordo de ataque e fuga são dificilmente observáveis.

### 5.3.3 Peso Frontal

Nos primeiros protótipos observou-se que o planador estava pouco equilibrado, com o peso a tender para trás. Assim, para combater este efeito, foram adicionadas moedas à parte frontal da aeronave. Porém, é de notar que estas foram colocados o mais longe possível do centro de gravidade, de modo a aumentar pouco o peso. Além disso, é de referir que o centro de massa foi marcado para ser facilmente identificado e quando se tentava levantar o avião por esse ponto, verifica-se que o planador estava equilibrado.



Figura 5.5 – Moedas utilizadas para equilibrar o peso frontal

## 6. Memória descritiva

Neste capítulo são abordadas as diferentes características do planador, tendo também em consideração as conclusões retiradas durante a construção.

### 6.1 Asas

De seguida são abordados alguns dos componentes essenciais para a construção da asa do planador desde da sua posição ao seu alongamento. É de realçar que é apresentado um componente que não foi utilizado, apesar de inicialmente ter parecido vantajoso.

#### 6.1.1 Posição da Asa

Quanto à posição da asa foi necessário averiguar as duas situações possíveis, nomeadamente a posição relativamente à altura da fuselagem e a posição em relação ao comprimento desta.

No que diz respeito ao primeiro caso, optamos por uma asa alta devido à estabilidade de rolamento que esta oferece.

No que se refere ao posicionamento ao longo da fuselagem, optamos por introduzir as asas a cerca de 3cm do nariz do avião, permitindo, assim, deslocar o centro de massa para uma zona mais à frente, contribuindo para uma maior estabilidade durante o voo.



Figura 6.1- Diferentes posições da asa

#### 6.1.2 Tipo de Asa

Após uma discussão teórica e pesquisa feita, relativamente a modelos de aeronaves baseados na aplanção com resultados positivos, optou-se por um modelo de asas enflechadas (figura 6.2, primeiro exemplo da segunda linha), por forma a otimizar o voo do nosso planador, tanto a nível de estabilidade como em distância percorrida.

Assim, após alguns testes baseados no protótipo escolhido, chegou-se à conclusão que as asas teriam cerca de 14 cm de corda central, ou seja, correspondente à parte da asa mais junto da fuselagem e cerca de 8cm na ponta da asa.

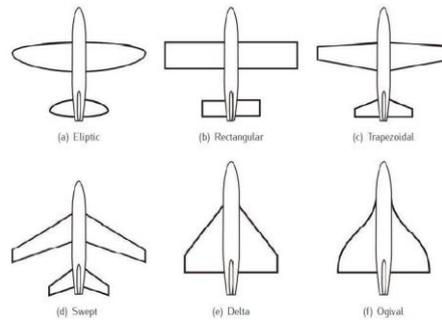


Figura 6.2- Diferentes tipos de asa

### 6.1.3 Flecha

Um dos parâmetros mais importantes das asas é a sua flecha, a qual pode ser positiva ou negativa. Tendo em conta que o planador iria voar a velocidades muito baixas, o grande objetivo da flecha é aumentar a estabilidade, logo a utilização de flechas positivas seria favorável.

Na construção do planador foi optado por construir asas com um ângulo de flecha positivo e pouco acentuado, uma vez que se tratava de um modelo que se iria deslocar a velocidades bastante baixas.

### 6.1.4 Diedro

Tal como foi concluído ao analisar os valores na folha de Excel, a existência de diedro aumenta a estabilidade lateral do planador. Desta forma, e considerando que não existirão perturbações no local de lançamento, como por exemplo vento, o protótipo assume a existência de um diedro de 2°.

No entanto, tal como já foi referido anteriormente, face às limitações de construção e do próprio projeto, é difícil implementar o diedro certo nas asas. Assim, acabou por ser introduzido através do ‘*bending*’ da asa e não recorrendo a um ângulo central fixo, um método que provou funcionar nos testes realizados.

### 6.1.5 Alongamento

O alongamento é por definição a razão entre a largura da asa e o seu comprimento de corda, sendo que se deve ter este valor em conta atendendo aos requisitos que queremos que a aeronave cumpra. Valores baixos de alongamento estão, geralmente, associados a aeronaves onde se valoriza mais a manobrável à estabilidade, e valores elevados estão associados a menor *drag* induzido, estabilidade e eficiência.

Visto que o objetivo é obter o máximo de estabilidade possível, optou-se por procurar o maior alongamento possível. Desta forma surgiam duas formas alcançar este objetivo: maximizar a largura da asa e reduzir a sua corda. No entanto, não foi possível reduzir a corda significativamente porque levava a aeronave a entrar em perda rapidamente e, além disso, cordas inferiores conduzem a áreas de asa inferior. Geralmente, asas com áreas inferiores necessitam de ângulos de ataque superiores para obterem a mesma sustentação, ou seja, há medida que a corda diminui, o ângulo de ataque tem de aumentar. Porém com ângulos de ataque superiores aproximamo-nos do *stall*, por isso, a corda escolhida é aquela que evita o *stall*.

Assim, o alongamento final é  $20:14 = 1,43\dots$

### 6.1.6 Perfil Alar

Face aos testes práticos realizados, e tendo em conta a limitação que espessura das placas oferecia, prevemos que não poderíamos ultrapassar os 2% da corda selecionada. Desta forma, tentou-se reproduzir o perfil NACA 1202, visto que cumpria os requisitos. Assim, tentou-se lixar um pouco da borda de ataque e de fuga, com o objetivo de reduzir o *drag* e gerar mais sustentação.



Figura 6.3- Perfil alar da asa

### 6.1.7 Winglets

Um dos componentes que se ponderou utilizar no trabalho foram os *winglets*.

Dado que estes reduzem a resistência induzida, que se revela como sendo a principal componente de resistência a baixas velocidades, a sua utilização, em teoria, deveria mostrar-se favorável. No entanto, os vórtices gerados na ponta da asa surgem devido à diferença de pressão entre a parte de baixo e de cima da asa e neste caso em particular estas diferenças de pressão não seriam notórias, ou seja, o seu uso deixa de fazer sentido.

Além disso, usar os *winglets* implicava a utilização de alfinetes para conectar essa peça ao resto da asa, visto que a asa+*winglets* não seriam uma peça só. Desta forma, existiria muito peso acumulado na ponta das asas e seria difícil fazer com que os dois lados tivessem o mesmo. Adicionalmente, revela-se complicado fazer coincidir o ângulo dos *winglets*, ou seja, estes dois aspetos iriam adicionar um grande nível de instabilidade à aeronave.

Tendo em conta que as desvantagens acabam por superar as vantagens, concluiu-se que *winglets* seriam deixados de parte

## 6.2 Cauda

Relativamente à parte da cauda, muitos dos princípios utilizados no dimensionamento da asa foram usados para a construção dos estabilizadores vertical e horizontal. Ambos os estabilizadores apresentam flecha e encontram-se o mais afastados possível do centro aerodinâmico do planador. Este último fator foi importante, pois o aumento desta distância leva ao aumento dos momentos gerados pelos estabilizadores, o que permite a redução da área dos mesmos. Esta redução é vantajosa pois diminui o peso da cauda e cria menos perturbações no posicionamento do centro de massa.

O estabilizador horizontal foi preso à cauda usando palitos que permitem à estrutura cauda- estabilizador horizontal ficar mais estável. Esta opção revelou-se mais vantajosa do que usar simplesmente cola, uma vez que durante os testes permitiu aumentar a resistência do modelo aos embates contra paredes ou o chão.

O estabilizador vertical foi construído em conjunto com a fuselagem de forma a impedir a existência de fraturas e uso desnecessário de cola ou alfinetes. Porém, ao longo dos testes, acabou-se por retirar esse estabilizador visto que o seu uso estava a prejudicar a estabilidade do planador.

Por fim, tentou-se aplicar diedro no estabilizador horizontal, porém tal como já tinha acontecido anteriormente, revelou-se complicado implementar essa modificação durante a construção.



Figura 6.4- Vista posterior do modelo

### 6.3 Fuselagem

A fuselagem consiste no principal elemento estrutural do planador. Com o uso da folha excel foi possível averiguar que as modificações dos parâmetros estruturais se refletiam em alterações na estabilidade e distância percorrida. Deste modo, foi fulcral a conjugação de características que pudessem otimizar o voo do planador.

Em primeiro lugar, ao aumentarmos o comprimento da fuselagem, acabamos por aumentar a distância da cauda ao centro aerodinâmico, o que se revelou favorável depois de alguns testes realizados.

Em segundo lugar, a variação do tamanho da fuselagem influencia a posição do centro massa, o que permitiu reduzir o peso do lastro posicionado no nariz do avião, quando era aumentado o tamanho da fuselagem.

Por fim, criou-se uma fuselagem resistente o suficiente para não sofrer torção durante o voo, bem como para suster os impactos durante os testes dos protótipos. Esta resistência foi obtida ao colocarmos palitos no interior da placa xps, bem como ao longo de toda a fuselagem.

Assim, foi criada uma fuselagem 34x2,5x0,3 cm, dado que cumpria com todas as indicações referidas anteriormente.



Figura 6.5- Fuselagem do modelo final

## Conclusão

Este projeto tinha como objetivo a construção de um planador, permitindo, assim, a aplicação de todos os conhecimentos adquiridos ao longo do semestre na cadeira de ‘Introdução à Aeronáutica e Espaço’.

Para isso, recorrendo à folha Excel disponibilizada no início do projeto foi possível projetar diferentes modelos com características distintas que tivessem o maior alcance possível, mas que mantivessem elevada estabilidade.

No entanto, apesar de várias tentativas, acabámos por concluir que o modelo inicial seria aquele que iria melhor cumprir com os objetivos traçados, tal como foi depois provado pela componente experimental, isto porque, durante a fase de testes, quando eram implementadas modificações ao protótipo inicial acabávamos por obter resultados inferiores, mesmo quando essas alterações em nível teórico pareciam favoráveis. Assim, obtivemos um modelo que cumpria as metas delineadas, tendo um voo estável e um bom alcance.

Concluindo, este projeto foi fundamental para compreender muitos dos conceitos que irão ser abordados mais à frente no curso, bem como a relação entre a componente teórica e prática.

## Bibliografia

- [1] D. Anderson e S. Eberhardt, Understanding Flight, 2º ed., McGraw Hill Education, 2010.
- [2] J. Anderson, Introduction to Flight, 8º ed., New York: Mc Graw Hill Education, 2016.