

PROJECTO AEROESPACIAL

GRUPO 7

Entregue a 31 de Dezembro de 2010.

Realizado por:

Hugo Domingues, # 62717

Francisca de Matos Dias, #62726

Miguel Marreiro, # 62695

Marcel Medina, # 74911

Roma Rutskyy, #54758

Índice

Índice	2
1. Proposta de Trabalho	3
2. Estado de Arte	4
3. Geração de Conceitos	6
4. Seleção de Conceitos.....	8
5. Dimensionamento Inicial	12
5.1. “Maximum Take Off Weight”	12
5.2. Desenho da Cabine.....	15
5.3. “Design Point” e Propulsão Convencional	17
6. Aerodinâmica	21
6.1. Asa	21
6.2. Empenagem	24
6.3. Asa + Fuselagem + Empenagem.....	26
7. Propulsão Elétrica.....	27
7.1. Sistemas de armazenamento:.....	27
7.2. Sistemas de conversão:.....	28
7.3. 1ª Iteração.....	29
7.4. Abordagem.....	29
7.5. Dados da primeira iteração:.....	30
7.5.1. Modelo	30
7.5.2. Sistema Propulsivo	31
7.5.3. Propulsão.....	31
7.6. Cálculo inicial.....	32
8. Propulsão Híbrida.....	34
9. Trabalho Futuro.....	35
Bibliografia	36

1. Proposta de Trabalho

No âmbito da cadeira de Projeto Aeroespacial, foi proposto desenvolver o projeto preliminar de um avião regional, de 70 passageiros e 2 tripulantes, que tivesse o menor custo de operação per-capita possível, com a principal particularidade de ter um sistema de propulsão híbrido – i.e. alimentado por combustível fóssil e energia elétrica. Este avião híbrido terá de ser capaz de voar em 2030 com baixa taxa de emissões de CO₂ e o menor ruído possível.

Principais requisitos a cumprir:

- Projetar avião comercial regional – 70 passageiros & 2 tripulantes;
- Propulsão Híbrida – Parte elétrica alimentada por baterias modulares (com características descritas no enunciado);
- Menor custo de operação por acento;
- Missão económica → 400NM/741km
- Combustível consumido, custo, ruído, emissões → Conseguir reduções!

Cargo Volume	Cargo Weight	Full Payload	Field Length	Min. Cruise Speed	Initial Cruise Altitude	Max. Range	Economic Mission
280 [ft ³]	2450 [lbs]	16,450 [lbs]	40,000 [ft]	M= 0.45	>20,000 [ft]	1200 [NM]	400 [NM]

Sendo este um desafio muito interessante, surgiu uma parafernália de questões:

- Será possível voar um híbrido economicamente competitivo em 2030?
- Um híbrido com 72 pessoas dentro!?
- Quantas baterias seriam necessárias? Serão no seu total muito pesadas? Muito volumosas?
- Em que fases do voo fará sentido a energia elétrica intervir?
- A indústria automóvel já fez grandes avanços nesta área, mas a indústria aeronáutica encontra-se quase na estaca zero!

Postas tantas questões resolveu-se perceber, antes de mais nada, o que implica levantar 72 pessoas + carga e transportá-las 400 milhas náuticas (ou um máximo de 40000ft) no panorama histórico e atual.

2. Estado de Arte

Procedeu-se então a uma análise comparativa de 6 modelos de aviões (coma as características listadas na tabela abaixo) que se considerou como referências para o segmento descrito anteriormente na Proposta de Trabalho.

Escolheram-se quatro aviões aproximadamente atuais – com menos de 15 anos), um muito antigo, pioneiro neste tipo de aviação, e um intermédio.

- Vickers Viscount 810 – Primeiro voo em 1948;
- YS-11A-200 – Primeiro voo em 1974;
- Il-114 – Primeiro voo em 1990;
- ATR-72-500 – Primeiro voo em 1996;
- C-295M – Primeiro voo em 1998;
- Q400 – Primeiro voo em 2000;



	Vickers Viscount 810	YS-11A- 200	Il-114	ATR-72 500	C-295M	Q400
Seating capacity	75	64	64	74	71	78
MTOW (kg)	30617	23500	23500	22500	23200	29260
Cargo capacity (kg)	-	5400	-	7050	9250	-
Empty weight (kg)	18722	14600	15000	12950	-	17185
Structural factor	0,611	0,621	0,638	0,58863	-	0,58732
Wing loading (kg/m ²)	368	-	-	360,7	-	-
Thrust-Weight ratio (W/kg)	-	-	158,6	186,6	-	258,5
Cruising Speed (km/h)	-	454	500	459	480	667
Maximum Speed (km/h)	566	-	-	511	576	-
Maximum Range (km)	2220	2200	1500	1324	4600	2522
Wing area (m ²)	89	94,83	81,9	61	59	63,1
Wingspan (m)	28,56	32,0	30	27,05	25,81	28,4
AR	9,2	10,8	11	12	11,3	12,8
Length (m)	26,11	26,3	26,88	27,17	24,50	32,81
Maximum fuel capacity (l)	-	-	-	6974	-	6526
Maximum fuel weight (kg)	-	-	-	5000	-	-
Service ceiling (m)	7620	6982	7500	7620	9100	-
Power (kW)	4x 1484	2x 2250	2x 1864	2x 2051	2x 1972	2x 3782



Os últimos três aviões da tabela anterior tornaram-se as principais referências deste projeto. São aviões mais modernos, com tecnologias mais modernas, materiais mais leves e técnicas de construção mais avançadas.

O EADS-CASA-C295 apesar de ser um avião militar enquadra-se muito bem no segmento em estudo, sendo fabricado em Sevilha na nossa vizinha Espanha.

Por observação da tabela acima verifica-se que todos os 6 aviões selecionados têm em comum serem turbopropulsores. Os turbopropulsores adequam-se particularmente bem a voos regionais:

- Têm um arranque mais rápido necessitando de pistas menos longas (as pistas curtas são comuns em aeroportos regionais);
- Os motores estão sujeitos a um menor risco de ingestão de objetos estranhos (mais abundantes em aeroportos pequenos com poucos trabalhadores);
- São mais económicos e baratos;
- De mais fácil acesso aquando da manutenção;
- São menos volumosos;
- Têm maiores eficiências para baixas altitudes e curtas distâncias;

Por todas estas razões decidiu-se que o avião em projeto seria igualmente um turbopropulsor.

Os três principais aviões de referência (mencionados acima) têm também em comum a asa alta:

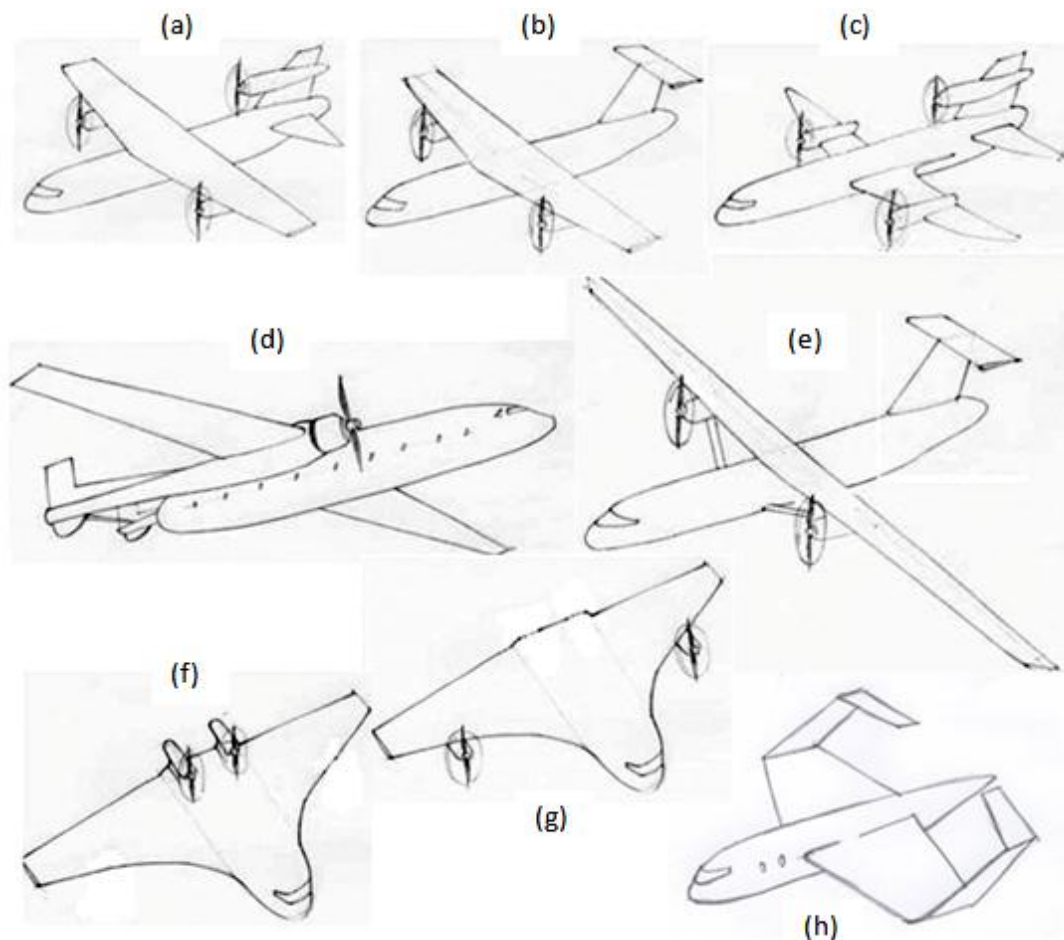
- Maior facilidade de carga e descarga;
- Maior estabilidade;
- Maior distância entre o solo e os motores.

Teve-se igualmente em conta que talvez se viesse a tornar vantajosa a utilização de uma asa alta no avião projetado.

3. Geração de Conceitos

Sabendo que o avião será um turbopropulsor, surgiram várias configurações possíveis que pudessem dar resposta aos requisitos descritos na proposta deste trabalho.

Desde o formato clássico fuselagem + asa + empenagem – figuras (a), (b), (c) – passando por configurações com booms – figura (d) – ou *high aspect ratio* – figura (e) – e modelos bastante diferentes do que é visto no mercado atual como asas voadoras ou mecanismos de estabilidade inovadores – figuras (f), (g), (h).



O primeiro avião (a) é inspirado no Trislander que, sendo uma adaptação do Islander, faz a ligação das ilhas inglesas do mar do Norte e das ilhas Indonésias. Á semelhança do Trislander, este avião tem 3 motores, sendo que o motor de cauda seria alimentado somente por energia elétrica. Esta opção elimina as complicações de ter hélices a serem simultaneamente alimentadas por energia de combustível fóssil e elétrica, contudo é uma opção potencialmente mais pesada.

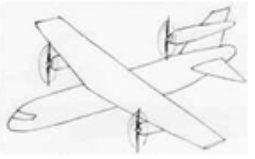

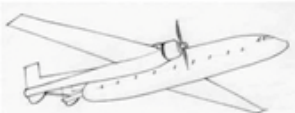


O avião (b) apresenta uma configuração em tudo convencional e portanto de mais fácil construção e menor risco. Com cauda em T consegue-se a redução da interação das esteiras das asas e dos motores. Os motores seriam eles mesmos híbridos.

O avião (d), inspirado no Nord Noratlas, um cargueiro militar francês que desempenhou um importante papel durante a Segunda Grande Guerra, tem espaço adicional para baterias nos booms da cauda em H. Apesar de esta configuração oferecer bastante espaço adicional, é também potencialmente mais pesada.

O avião (e) tendo *high aspect ratio* permite uma maior redução da resistência aerodinâmica, contudo deixa pouco espaço disponível nas asas para combustível.

E por fim o avião (f), sendo uma asa voadora tem muito espaço disponível na raiz das asas (espaço potencialmente necessário para baterias) e uma vez que tem os motores colocados mais acima da fuselagem, diminui as emissões de ruído para terra. Apesar das claras vantagens, esta é uma configuração que apresenta grande risco de projeto, sendo potencialmente instável e mais difícil de fabricar.

Na tabela representada abaixo estão listadas as principais vantagens e desvantagens das cinco principais configurações em estudo.

Concept	Pros	Cons
	<ul style="list-style-type: none"> • H-Wing: Quick loading and unload. • H-Wing: Lighter • H-Wing: Better stability 	<ul style="list-style-type: none"> • 3 Engines: Heavier • Battery Space!?
	<ul style="list-style-type: none"> • H-Wing: Quick loading and unload. • H-Wing: Lighter & Better stability • T-tail: Lower influence from wing & engine; • Easier to build 	<ul style="list-style-type: none"> • T tail: Increase structural weight • Battery Space!?
	<ul style="list-style-type: none"> • H-Wing: Quick loading and unload. • H-Wing: Lighter & Better stability • Booms: Battery space 	<ul style="list-style-type: none"> • Booms: Increase drag • Booms: Increase structural weight • H-tail: Heavier.
	<ul style="list-style-type: none"> • H-Wing: Quick loading and unload. • H-Wing: Lighter & Better stability • High AR: Reduced drag • T-tail: Lower influence from wing & engine; 	<ul style="list-style-type: none"> • High AR: Increase structural weight • High AR: Reduced volume for fuel • T tail: Increase structural weight • Battery Space!?
	<ul style="list-style-type: none"> • Lighter • Battery Space ("wings" root) • Lower noise • Reduced min. drag • Less non-lift producing surfaces 	<ul style="list-style-type: none"> • Unstable • Difficult to build! • Low CLmax.

4. Seleção de Conceitos

Como método sistemático de escolha da configuração final usamos AHP (analytic hierarchy process).

Este método consiste na decomposição do problema principal de decisão em uma hierarquia de subproblemas mais facilmente compreendidos, cada qual pode ser analisado independentemente.

A sequência dos nossos passos foi a seguinte.

(1) Separaram-se seis configurações entre todas propostas por cada um de nos, e discutiu-se em conjunto. Escolheram-se as seguintes configurações para posterior avaliação: configuração convencional com “booms” – avião (d); configuração com elevado alongamento da asa – avião (e); config. convencional com 2 motores híbridos – avião (b); config. convencional com 3 motores (2 convencionais e 1 eléctrico no eixo da simetria do avião) – avião (a); asa voadora - avião (f); e Long Blended Wing – avião (h).

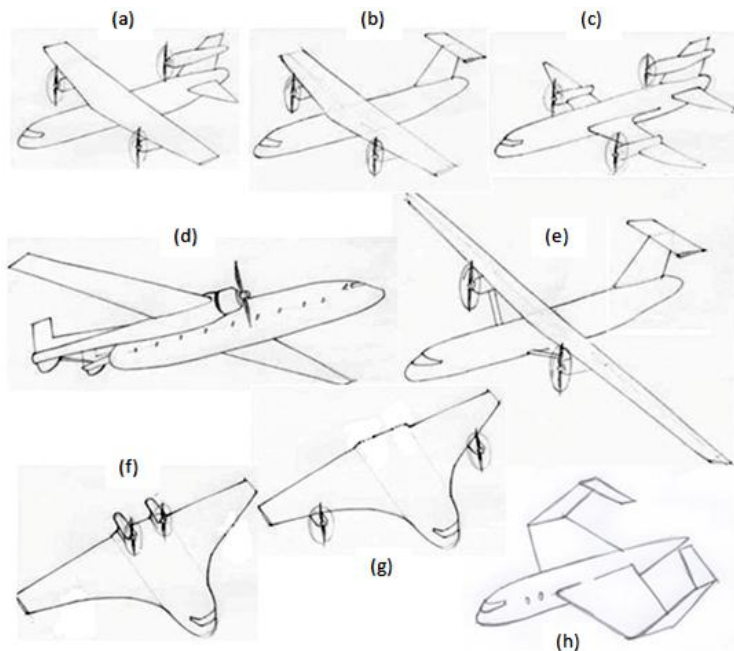
(2) Definiram-se os critérios, segundo os quais se procederá à avaliação as nossas configurações alternativas. Critérios de avaliação são os seguintes:

- Acesso às baterias;
- Ruído gerado pelos motores e estrutura;
- Força do arrasto causada por estrutura, motores etc;
- Peso total;
- Conforto;
- Estabilidade da configuração aerodinâmica;
- Volume para cargas, bagagem, baterias;
- Risco de construção;
- Facilidade de construção;

(3) Atribuíram-se pesos aos critérios. Escolha foi a seguinte:

Acesso a baterias	Ruído	Drag	Peso	Conforto	Estabilidade	Volume para cargas	Risco construção	Facilidade de construção
5	4	9	8	3	4	6	7	6

Como se pode ver na tabela acima apresentada, os maiores foram pesos atribuídos à redução da força da resistência, peso e risco de construção. Esta é uma escolha perfeitamente lógica, visto que primeiros dois factores influenciam directamente o desempenho do avião, que no nosso caso até vai ser mais pesado por causa da parte híbrida. O risco de construção também é um critério muito importante, visto que já por si só um avião comercial híbrido é um grande desafio. Ainda mais se se recorrer a configurações que não foram testadas e verificadas durante dezenas de anos para fins semelhantes.



Pesos ligeiramente menores foram atribuídos à facilidade de construção e volume para cargas. O primeiro critério é sempre relevante e o segundo, no nosso caso, tem significância maior do que habitualmente por causa de acrescentarmos a parte híbrida.

De seguida o critério que indica a facilidade de acesso às baterias, que tem peso intermédio, visto que para uso regular do avião com parte híbrida, recarregar as baterias no avião demora muito tempo. Por isso chegamos à conclusão que as baterias devem ser trocadas nos aeroportos, daí a razão do aparecimento desse critério.

Depois critérios como estabilidade, que tem peso menor, por causa de se poder resolver esse problema com sistema de controlo; ruído e conforto são importantes para o projecto, mas nesta fase não se atribuiu grande peso a esses critérios, porque nesse caso, o projecto que é inovador, ficava demasiado sobrecarregado com os constrangimentos a satisfazer.

(4) Depois pegou-se em cada um desses critérios, e classificou-se cada uma das configurações escolhidas em função do critério numa escala de 0 a 10. Obteve-se a tabela seguinte:

	Acesso baterias	Ruído	Drag	Peso	Conforto	Estabilidade	Volume para cargas	Risco construção	Facilidade de construção
Pesos critérios	5	4	9	8	3	4	6	7	6
Avião (d)	9	6	3	1	7	8	8	6	6
Avião (e)	7	6	8	6	8	9	3	5	6
Avião (b)	7	6	6	7	7	7	5	7	9
Avião (a)	7	7	3	3	7	5	5	7	6
Avião (f)	4	9	8	8	4	1	9	1	1
Avião (h)	5	6	7	7	6	3	9	1	1

Como foi visto, em função do critério de acesso as baterias, ganha a configuração com “booms”, uma estrutura modificada especialmente para esse efeito. Restantes configurações também receberam pesos altos, excepto os da asa voadora por razões óbvias.

No critério que avalia a quantidade do ruído, todas as configurações estão mais ou menos empatadas. Destaca-se a configuração da asa voadora, que com posicionamento dos motores na parte traseira, diminui significativamente o ruído dentro do avião.

Na força do arrasto a configuração com “booms” e configuração com 3 motores estão penalizadas na avaliação. A mesma coisa acontece na avaliação das nossas configurações em função do critério do peso.

Na parte do conforto não acontece nada fora do habitual, excepto que damos uma penalização na avaliação à configuração da asa voadora por causa da dificuldade de colocação das janelas.

Na parte de estabilidade, obviamente, os piores são configurações da asa voadora e LBW.

No critério que avalia a possibilidade de ter volume suficiente para cargas, lidera asa voadora e LBW, a seguir vai a configuração com “booms”, desenvolvida para conseguir o mesmo efeito.

No critério que avalia o risco de construção, penalizamos as configurações da asa voadora e LBW por não haver nenhuma experiência mundial de transporte dos passageiros nos aviões com configuração mencionada. A mesma coisa acontece para a facilidade da construção. Pois as duas últimas configurações exigem conhecimentos e tecnologias de construção do nível mais alto.

(5) Usaram-se as transformações do processo AHP para obter a matriz com “notas” normalizadas de cada uma das configurações para cada um dos critérios:

	Acesso as baterias	Ruido	Drag	Peso	Conforto	Estabilidade	Volume para cargas	Risco de construção	Facilidade de construção
Avião (d)	0.2311	0.1499	0.08569	0.03125	0.17956	0.242466	0.20515	0.222003	0.206897
Avião (e)	0.1793	0.1499	0.22857	0.18740	0.20505	0.272863	0.07685	0.185179	0.206897
Avião (b)	0.1793	0.1499	0.17148	0.21880	0.17956	0.211937	0.12824	0.259373	0.310345
Avião (a)	0.1793	0.1752	0.08569	0.09377	0.17956	0.151557	0.12824	0.259373	0.206897
Avião (f)	0.1025	0.2251	0.22853	0.24996	0.10256	0.0303013	0.23075	0.037035	0.034482
Avião (h)	0.1282	0.1499	0.20001	0.21880	0.15368	0.0908764	0.23075	0.037035	0.034482

(6) Finalmente para obter o resultado final multiplicou-se a matriz anterior por vector coluna dos pesos normalizados dos critérios e obteve-se o resultado final:

Avião (d)	0.1606
Avião (e)	0.1841
Avião (b)	0.2020
Avião (a)	0.1545
Avião (f)	0.1522
Avião (h)	0.1466

Venceu a configuração convencional com 2 motores híbridos. É interessante notar que em segundo lugar ficou a configuração com elevado alongamento da asa. Outra conclusão que se tira da tabela acima apresentada, é que não há grandes diferenças nas “notas” obtidas para todas as configurações apresentadas. Isto significa que cada uma das configurações tem vantagens e desvantagens aproximadamente equilibrados.

5. Dimensionamento Inicial

5.1. “Maximum Take Off Weight”

Depois de realizar a pesquisa de mercado, bem como o design conceptual, é necessário criar valores físicos a partir do RFP.

Dado o elevado número de variáveis a ter em conta, é decidido a criação de uma primeira iteração excluindo as características de propulsão eléctrica da aeronave. Posteriormente, é considerada a propulsão apenas eléctrica, sendo as seguintes iterações com as características híbridas, criando assim um método de optimização.

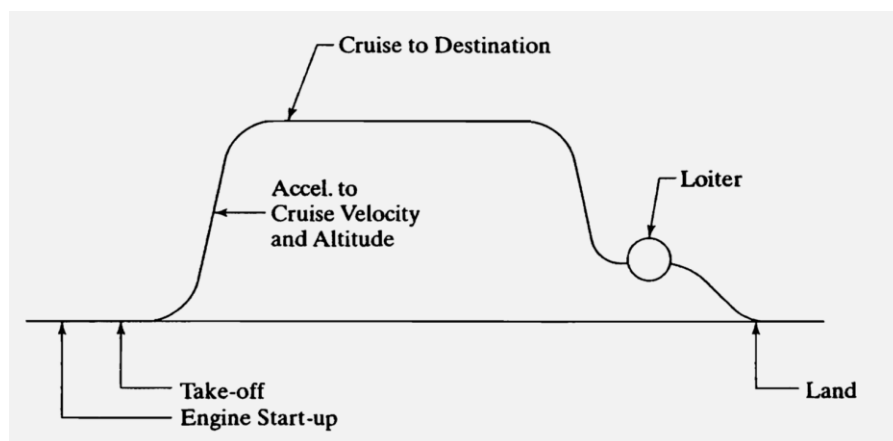
Tal é iniciado com a obtenção do maximum take off weight (MTOW). Este valor é conseguido criando a missão em que a aeronave tem o maior peso possível. Isso corresponde à situação em que esta tem a quantidade máxima de passageiros, para viajar a maior distância possível.

Sabendo o peso que a aeronave necessita de transportar, é possível estimar o factor estrutural utilizando valores históricos para um Twin Turboprop ([1]: Figure 2.5, Eq 2.23).

$$s = \frac{W_{empty}}{W_{TO}} = 0.5$$

Assim, apenas falta saber o peso de combustível necessário. Para tal, utiliza-se valores de fracção de consumo de combustível para as diferentes fases de voo.

$$Fuel\ Weight\ Fraction = \left(\frac{W_f}{W_i} \right)_{fuel}$$



$$\left(\frac{W_{\text{landing}}}{W_{\text{take-off}}} \right)_{\text{fuel}} = \frac{W_{\text{after-takeoff}}}{W_{\text{takeoff}}} \frac{W_{\text{climb}}}{W_{\text{after-takeoff}}} \frac{W_{\text{cruise}}}{W_{\text{climb}}} \frac{W_{\text{descent}}}{W_{\text{cruise}}} \frac{W_{\text{loiter}}}{W_{\text{descent}}} \frac{W_{\text{landing}}}{W_{\text{loiter}}}$$

Exceptuando a fracção correspondente ao consumo de cruzeiro e de loiter, os valores utilizados têm natureza histórica. Para uma melhor aproximação, na fase de cruzeiro considera-se a equação de Breguet para range, e para loiter a equação de endurance, que no caso de um turboprop corresponde a:

$$R = \frac{\eta}{C} \frac{L}{D} \ln \frac{W_{\text{cruise}}}{W_{\text{climb}}}, [1] \text{ Eq 2.6b}$$

$$E = \frac{\eta}{C} \frac{L}{D} \frac{1}{V} \ln \frac{W_{\text{loiter}}}{W_{\text{descent}}}, [1] \text{ Eq 2.19b}$$

Sendo R a distância percorrida em cruzeiro, η a eficiência do propeller, C o thrust-specific fuel consumption, L o lift, D o drag, E o tempo em loiter e V a velocidade.

Na primeira iteração alguns destes valores necessitam de ser estimados, utilizando premissas históricas, sendo que os restantes são obtidos do RFP:

Variável	Valor	Referência
η	0.85	[1] Table 2.2
C	0.5 lb _{fuel} /hr/SHP	[1] Table 2.2
L/D \approx AR+10 \approx 13+10	23	[1] Figure 2.4
R	1200 NM	RFP
E	30 min	-
Altitude	25000 ft	RFP
Mach Cruise	0.45	RFP

Assim as fracções de combustível são:

Variável	Valor	Referência
$\frac{W_{after-takeoff}}{W_{takeoff}}$	0.975	[1] Eq 2.5
$\frac{W_{climb}}{W_{after-takeoff}}$	0.982	[1] Eq 2.24a
$\frac{W_{cruise}}{W_{climb}}$	0.908	[1] Eq 2.6b
$\frac{W_{descent}}{W_{cruise}}$	1	-
$\frac{W_{loiter}}{W_{descent}}$	0.989	[1] Eq 2.19b
$\frac{W_{landing}}{W_{loiter}}$	0.975	[1] Eq. 2.22
$\frac{W_{landing}}{W_{takeoff}}$	0.838	

Adicionalmente é necessário ter em conta, a quantidade de combustível de reserva (5%), bem como o que fica preso no circuito (1%).

$$\frac{W_{fuel}}{W_{takeoff}} = \frac{(W_{takeoff} - W_{landing})}{W_{takeoff}} \times \frac{A}{(1 + (\%fuel_{trapped} + \%fuel_{reserve}) \times 100)}$$

$$W_{fuel} = \left(1 - \frac{W_{landing}}{W_{takeoff}}\right) \times A \times W_{takeoff}$$

Conclui-se assim o peso estrutural da aeronave:

$$W_{empty} = W_{takeoff} - W_{fuel} - W_{payload}$$

$$W_{empty} = W_{takeoff} - \left(1 - \frac{W_{landing}}{W_{takeoff}}\right) \times A \times W_{takeoff} - W_{payload}$$

Adicionando o termo de factor estrutural, (primeira equação):

$$W_{takeoff} - \left(1 - \frac{W_{landing}}{W_{takeoff}}\right) \times A \times W_{takeoff} - W_{payload} = W_{takeoff} \times s$$

$$W_{takeoff} = \frac{W_{payload}}{\left(1 - \left(1 - \frac{W_{landing}}{W_{takeoff}}\right) \times A\right) - s}$$

Equação esta que confirma os resultados do ficheiro Excel disponibilizado [1]. Neste ficheiro, o resultado é obtido segundo um método de convergência utilizando um valor inicial estimado historicamente.

Assim, para a primeira iteração o MTOW é de 49976lb ou 22669Kg, e a massa de combustível 3873Kg. Valores semelhantes ao das aeronaves encontradas na pesquisa de mercado.

5.2. Desenho da Cabine

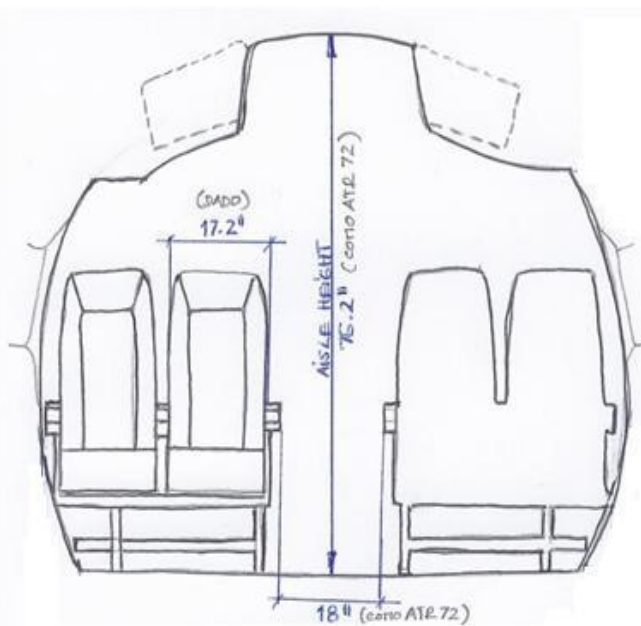
De forma a proceder ao desenho da cabine do avião em projecto, procedeu-se à leitura cuidadosa da referência [1] de forma a conhecer as principais especificações requeridas para um avião de 70 passageiros e 2 tripulantes, destinado a voos regionais.

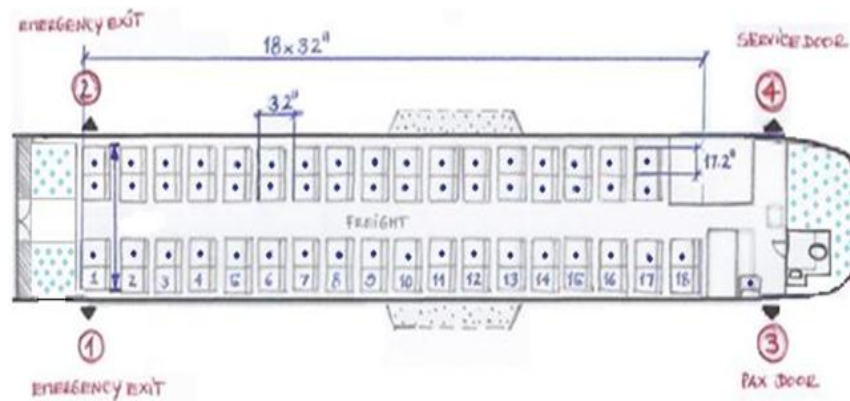
Recorrendo igualmente à referência [2] observámos com grande atenção as características detalhadas das cabines do ATR-72 e do Q400, aviões que, tal como foi inicialmente mencionado, se demonstraram como sendo as principais referencias deste projecto.

Teve-se igualmente em conta as especificações de cabine explicitadas na proposta deste trabalho. Tendo-se então apenas uma classe de passageiros, mantendo-se o pitch entre assentos de 32" e 17.2" de largura para cada assento.

Uma vez que o avião em projecto apenas tem uma classe, dimensionou-se essa classe para classe económica de forma a tornar o avião economicamente competitivo.

Por leitura da referência [1] – pág.88, tabela 5.2 – decidiu-se que as filas seriam do tipo 2+2, contudo uma vez que 70 (passageiros) não é múltiplo de 4, escolheu-se ter 17 filas 2+2 com um corredor de 18" entre cada 2 lugares (ref. [1] – pág. 87, tabela 5.1 e ref. [2] – ATR 72) e uma 18 fila com apenas 2 lugares.





Para um avião de 70 passageiros é costume a inclusão de dois módulos de casa de banho, contudo sabendo que este avião se destina a voos de curta duração, incluiu-se apenas um módulo de casa de banho (à semelhança do ATR72).

Teve-se especial cuidado no posicionamento das saídas de emergência. Colocaram-se duas saídas do tipo I coincidentes com a primeira fila, no entanto, apesar da ref. [1] indicar a necessidade de duas saídas do tipo III, decidiu-se fazer estas últimas duas saídas coincidirem com a porta de serviço (48.03"x26.38") e com a porta de passageiros (61.81"x50.98"), permitindo assim um escoamento equilibrado dos passageiros pela frente e traseira do avião. Esta decisão foi tomada devido ao facto das saídas de emergência do tipo III serem colocadas a meio do avião. Sabendo que o avião em projecto tem asa alta, em caso de emergência os passageiros saíam por baixo da asa, e este é um dos locais mais perigosos de todo o avião, especialmente no caso de este amarrar.

Outra das principais preocupações aquando do dimensionamento da cabine, deteve-se com o posicionamento da carga. Os aviões de referência (ATR 72 e Q400) têm uma secção de fuselagem relativamente pequena, o que obriga a que a carga dos passageiros (total de 280ft³ no caso do avião em projecto) se encontra guardada ao mesmo nível dos passageiros. Uma vez que se pretende reservar o espaço no porão para armazenar não só as baterias, bem como os sistemas, procedeu-se seguindo o exemplo destas referências. Tem-se portanto uma capacidade de 205ft³ na frente – com uma porta de carga de 61.81"x54.33" – e 170ft³ na traseira do avião, aproveitando a porta de serviço como porta de carga.

Neste tipo de aviões (com asa alta) a fuselagem não só tem uma secção relativamente pequena, como se encontra muito próxima do solo, o que facilita a carga e descarga bem como a entrada e saída dos passageiros e tripulantes. Torna-se dispensável a utilização de mangas e passarelas rolantes o que pode ser uma grande vantagem em aeroportos regionais

de pequenas dimensões e com poucos recursos e funcionários. Como exemplo, disto a referência [4] é um vídeo que demonstra a facilidade de carga e descarga do ATR72.

Todas as restantes dimensões atribuídas ao avião em projecto estão listadas na tabela que se segue (bem como as respetivas referências).

Pax #	70	Request Prop.
Crew #	2	
Cargo Volume	280ft ³	
Revenue Cargo	none	
Seat Width	17.2"	
Seat Pitch	32"	
Aisle Seating	2+2	Corke P.88 – Table 5.2
Aisle Width	18"	Corke P.87 – Table 5.1 & ATR 72 based
Ainsle Height	75.2"	
Emergency Exits	2-Type I 2-Type II	Corke P.88 – Table 5.2 Type II impossible – HW!
Lavatories	1	ATR 72 based
Front Bulk	205ft ³	ATR 72 based
Rear Bulk	170ft ³	ATR 72 based
Cabin Lenght	788.3"	ATR 72 based
Cabin Width	101.2"	ATR 72 based
Lenght	1101.7"	ATR 72 based
Width	109.1"	ATR 72 based
Cockpit Lenght	157.48"	ATR 72 based

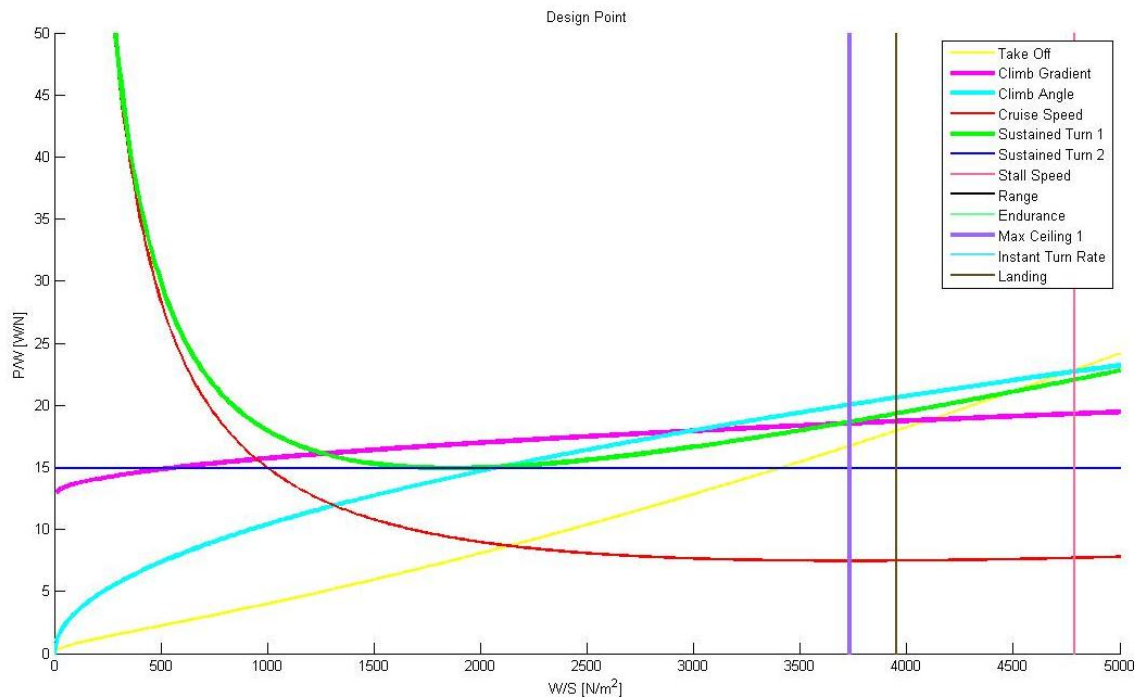
5.3. “Design Point” e Propulsão Convencional

Conhecendo o MTOW, o passo seguinte é a obtenção do design space e consequente design point. O design point tem a utilidade de encontrar uma relação entre a propulsão e a aerodinâmica, utilizando equações de desempenho para as diferentes partes e limites da missão. Devido ao facto de estas equações terem origens aerodinâmicas, a sua utilidade adequa-se tanto à primeira iteração com a propulsão convencional, bem como as consequentes com componente eléctrica.

Dado que a aeronave tem como método de propulsão um propeller, o design space irá depender do factor que relaciona potência com o peso (P/W) relacionado com a carga alar (W/S). De salientar que as equações são utilizadas com variáveis em sistema internacional.

Stall Speed	$\frac{W}{S} \leq 0.5 \rho_s V_s^2 C_{l_{max}}$	$\rho_s = 1.225 \text{ Kg/m}^3$ $V_s = 62.5 \text{ m/s}$ $C_{l_{max}} = 2$
Take Off	$\frac{P}{W} \geq \frac{1.2^2}{\eta_P \sqrt{\rho_s C_{l_{max}}}} \sqrt{\frac{W}{S}} \left[\frac{2}{\rho_s g s_{TO}} \left(\frac{W}{S} \right) + (C_{D0} - \mu C_{l_{max}} + K C_{l_{max}}^2) \right] + \mu$	$g = 9.81 \text{ m/s}^2$ $\mu = 0.06$ $\eta_P = 0.85$ $C_{D0} = 0.015$ $s_{TO} = 4000 \text{ ft}$ $K = 0.0306$
Climb Gradient	$\frac{P}{W} \geq \frac{1}{\eta_P} \left[RC + \frac{\rho_{climb} V^3 C_{D0}}{2 \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{2K}{\rho_{climb} V} \left(\frac{W}{S} \right) \right], V$ $= \sqrt{\frac{2}{\rho_{climb}} \left(\frac{W}{S} \right)} \sqrt{\frac{K}{3 C_{D0}}}$	$RC = 1750 \text{ ft/min}$ $\rho_{climb} = 0.905 \text{ Kg/m}^3$
Climb Angle	$\frac{P}{W} \geq \frac{V}{\eta_P} \left[\sin \gamma + \frac{\rho_{climb} V^2 C_{D0}}{2 \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{2K}{\rho_{climb} V^2} \left(\frac{W}{S} \right) \right]$	$\gamma = 5^\circ$
Cruise Speed	$\frac{P}{W} \geq \frac{1}{\eta_P} \left[\frac{\rho_{cruise} V_{cruise}^3 C_{D0}}{2 \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{2K}{\rho_{cruise} V_{cruise}} \left(\frac{W}{S} \right) \right]$	$\rho_{cruise} = 0.549 \text{ Kg/m}^3$ $V_{cruise} = 140 \text{ m/s}$
Range	$\frac{W}{S} \leq 0.5 \rho_{cruise} V_{cruise}^2 \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}$	
Endurance	$\frac{W}{S} \leq 0.5 \rho_{cruise} V_{cruise}^2 \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}$	
Max Ceiling	$\frac{W}{S} \leq 0.5 \rho_{cruise} V_{cruise}^2 C_{l_{cruise}}$	$C_{l_{cruise}} = 1$
Instantaneous Turn Rate	$\frac{W}{S} \leq 0.5 \rho_{cruise} C_{l_{max}} \left(\frac{g}{\psi} \right) \frac{n^2 - 1}{n}$	$\psi = \frac{g \sqrt{n^2 - 1}}{V_{cruise}}$ $n = 2$
Sustained Turn 1	$\frac{P}{W} \geq \frac{1}{\eta_P} \left[\frac{\rho_{cruise} V_{cruise}^3 C_{D0}}{2 \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{2K n^2}{\rho_{cruise} V_{cruise}} \left(\frac{W}{S} \right) \right]$	
Sustained Turn 2	$\frac{P}{W} \geq \frac{2n V_{cruise}}{\eta_P} \sqrt{C_{D0} K}$	
Landing	$\frac{W}{S} \leq \frac{\rho_s g}{2} \left(s_L - \frac{h}{\tan \gamma} \right) \left[\frac{2 \mu C_{l_{max}}}{1.2^2} + (C_{D0} - \mu C_{l_{max}} + K C_{l_{max}}^2) \right]$	$h = 0 \text{ m}$ $s_L = 6500 \text{ ft}$

Com estas equações, utilizando o Matlab para a criação gráfica, chega-se ao gráfico do design space.



Como é possível observar as equações que limitam o design space são as de Sustained Turn, Climb Gradient, Climb Angle e Max Ceiling. Dado que para a escolha do design point é desejável diminuir o P/W , e consequentemente diminuir o consumo energético, bem como aumentar o W/S , diminuindo a superfície da asa e consequente drag, este será localizado no canto inferior direito do design space. Assim as equações de maior importância são as de Max Ceiling e de Climb Angle.

Como verificado anteriormente a equação de Max Ceiling impõe um valor de W/S , ou seja, de superfície da asa. Assim, qualquer alteração para iterações posteriores à primeira a nível da aerodinâmica terá como consequência a modificação do Max Ceiling, incluindo a altitude de cruise.

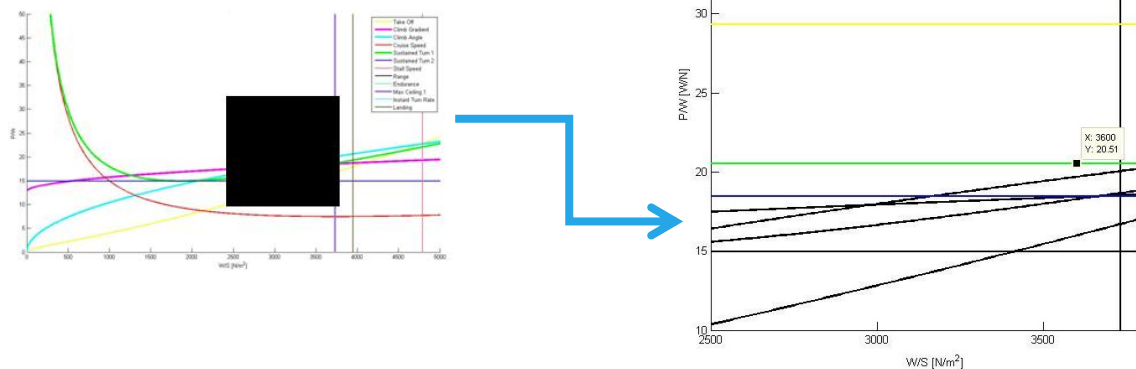
No caso da equação de Climb Angle, a relação influencia o P/W , ou seja, a potência. Isto deve-se ao facto de a subida ser determinada pela potência extra disponível, dado que é nesta fase a que é utilizada a maior fracção da potência máxima.

Dado que para a primeira iteração a propulsão é convencional, a escolha de motor é feita utilizando os existentes no mercado. Portanto é feita uma pesquisa de turboprops que tenha uma condição de funcionamento na zona da necessidade da aeronave.

A pesquisa reuniu turboprops da Pratt-Whitney e da Rolls Royce, sendo que alguns são usados nas aeronaves de comparação do RFP (ATR72, Q400). Devido a razões de segurança é necessário que limitações da missão como o climb gradient e angle, bem como max ceiling têm que ser respeitados apenas com um motor, portanto ao representá-los no gráfico de design space, é possível verificar que o

Line Colour & Engine	P [KW]	P/W [W/N]
• PW150A	3785	34.04
• AE2100A	3256	29.30
• PW127G	2281	20.51
• PW127F	2051	18.45

PW127F limita a carga alar para um valor bastante baixo, enquanto que o AE2100A e o PW 150A têm uma potência excessiva para a aeronave.



Assim resta o PW 127G, que é utilizado na primeira iteração e que dá o design point de:

$$P/W = 20.51 \text{ W/N}$$

$$W/S = 3600 \text{ N/m}^2$$

6. Aerodinâmica

6.1. Asa

Sabendo o MTOW e o design point, a próxima fase é a criação das características aerodinâmicas da aeronave, sendo que o primeiro valor a ser obtido é a superfície da asa, com 61.8m². Valor este que é aproximado às aeronaves encontradas na pesquisa de mercado, cujo aspect ratio é cerca de 13.

Assim as únicas características geométricas que faltam à asa são o taper ratio e o sweep. O sweep é utilizado para minimizar o número de Mach crítico, e evitar assim choques. Dado que o regime aerodinâmico é incompressível ($M=0.45$), não existe necessidade de sweep.

O taper ratio, serve para minimizar as perdas aerodinâmicas devido ao facto de a asa ser finita. Assim, cria-se uma variação na corda sendo ela menor na ponta da asa, local que é menos eficiente aerodinamicamente. Dado que a melhor forma para diminuir o drag induzido é uma elipse, o taper ratio que melhor simula esta é de 0.4.

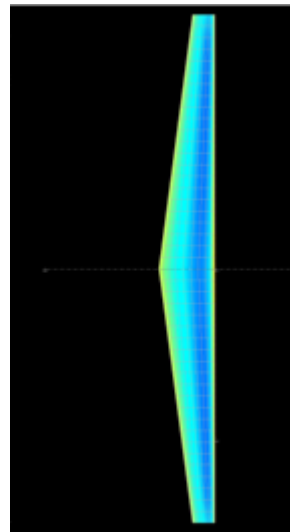
Portanto a geometria da asa está definida, e falta apenas escolher o perfil 2D a ser utilizado. A escolha deste foi feita de várias fontes, desde utilizando os perfis utilizados nas aeronaves existentes no mercado, bem como consultando bibliografia da NACA.

Com os perfis escolhidos, segue-se a sua análise para o regime de funcionamento exigido, a Mach 0.45 e Reynolds a variar entre cerca de 6e6 e 16e6. A análise é feita utilizando o programa XFLR5, que utiliza o código Xfoil. Com este é possível fazer uma análise viscosa 2D, estando os resultados abaixo.

$W/S = 3600 \text{ N/m}^2$

$MTOW = 22669 \text{ Kg}$

$S = 61.8 \text{ m}^2$



$\lambda = 0.4$

$\Lambda = 0^\circ$

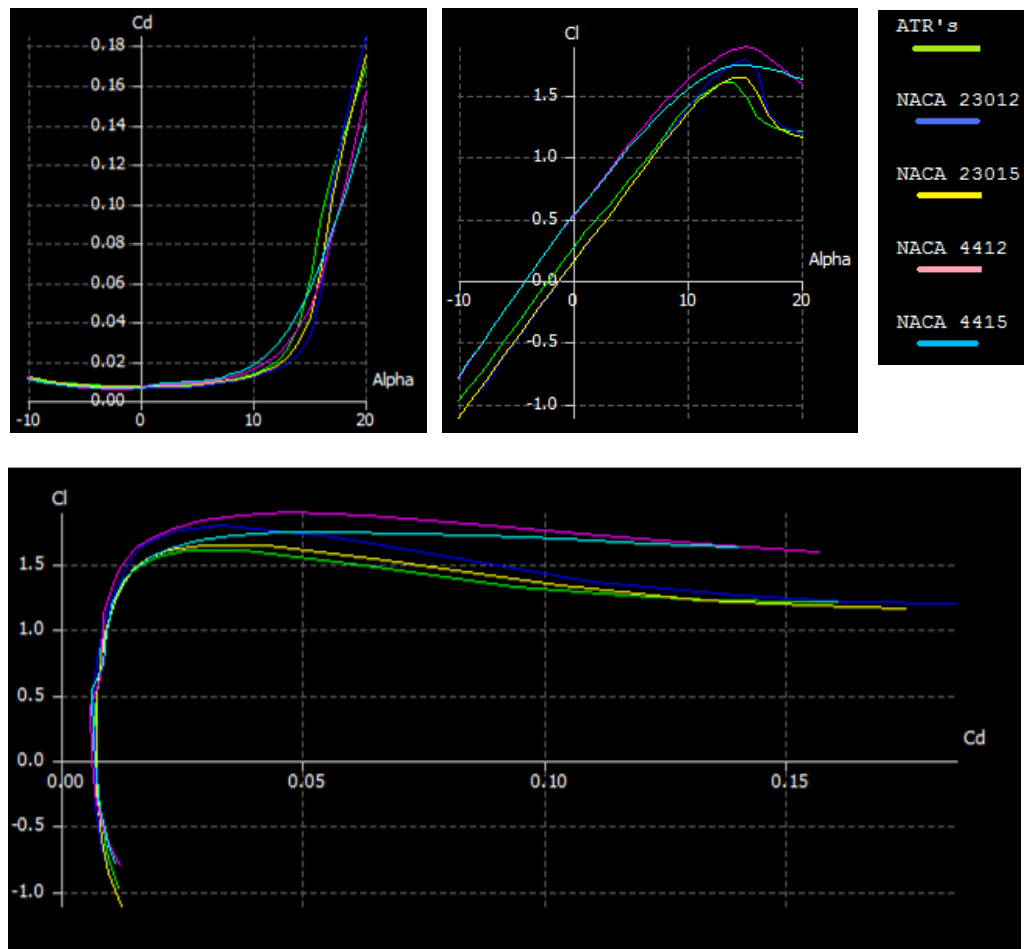
$AR = 13$

$b = 28.34 \text{ m}$

$c_{\text{root}} = 3.11 \text{ m}$

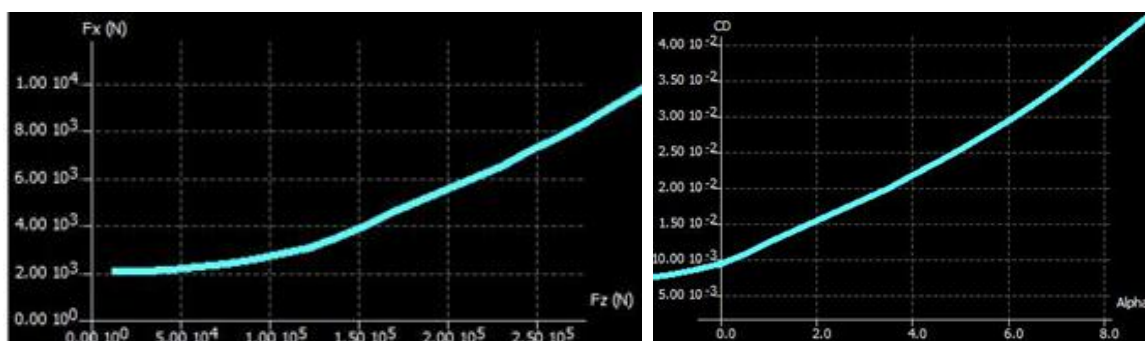
$c_{\text{tip}} = 1.25 \text{ m}$

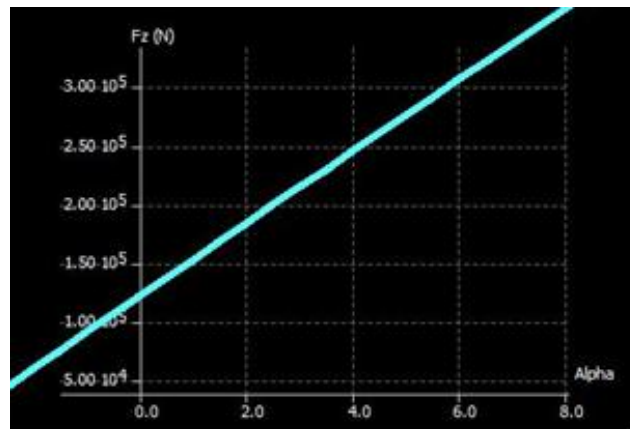
$m.a.c. = 2.31 \text{ m}$



Como esperado os perfis têm comportamentos semelhantes, a entrar em perda a cerca de 15° , e coeficiente de drag de cerca de 0.01. Ainda assim destaca-se o NACA 4412, com um coeficiente de lift superior aos outros mantendo o drag baixo durante cruzeiro ($C_l \approx 1$), observável na polar (C_l v C_d , cor roxa).

Com o perfil escolhido falta obter os valores aerodinâmicos para a asa. Para tal utilizam-se dois recursos, o ficheiro de Excel, disponibilizado pelo livro [1], em que utiliza equações da teoria, sendo que a aplicação deste está detalhada em [1], pg 78-82; e a análise computacional com o XFLR5 que utiliza o método de painéis 3D.





Comparando os dois métodos para o ponto de funcionamento de cruzeiro, ou seja quando é necessário a geração de cerca de 200kN, obtém-se:

	XFLR	EXCEL
Lift [kN]	222	
Alpha [°]	3.5	2.6
CD _{WING}	0.0200	0.0230

No qual se pode verificar que os valores são semelhantes, com um ângulo de ataque de cerca de 3º e um drag de 0.02.

6.2. Empenagem

Uma vez que os principais parâmetros que caracterizam a asa já estão estabelecidos, agora precisamos dimensionar a cauda. O dimensionamento da cauda inclui o dimensionamento do estabilizador horizontal e vertical, que são responsáveis pela estabilidade longitudinal e direccional.

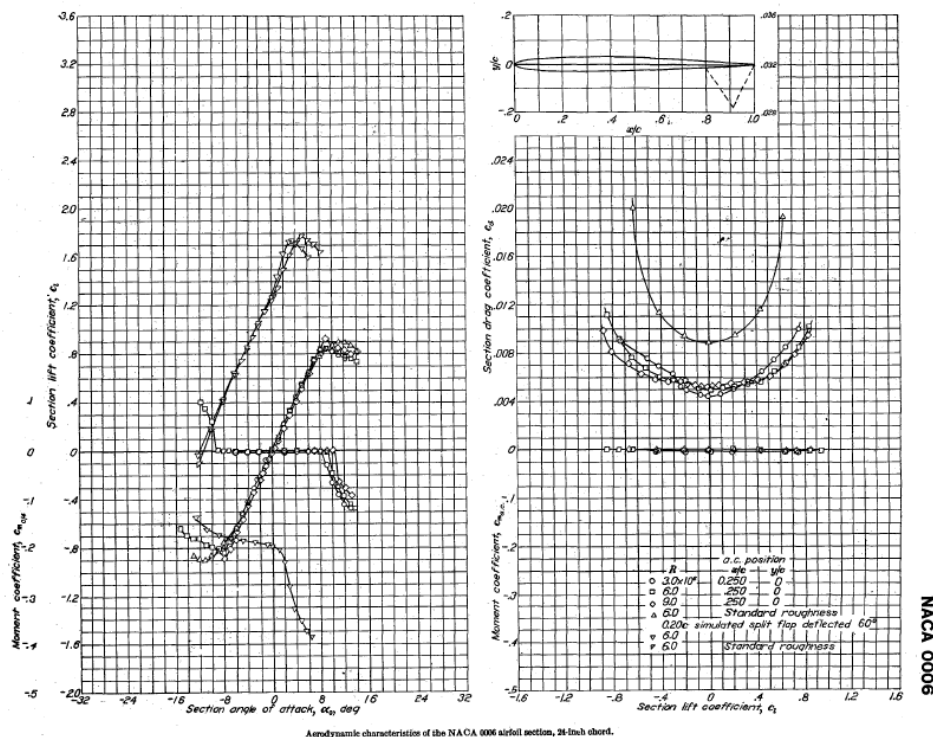
6.2.1. Posicionamento e configuração

Para escolher a configuração da cauda deve-se ter em conta vários factores. O factor mais importante é a minimização da força da resistência e do peso estrutural da cauda. De seguida tem de se considerar a complexidade do processo de fabrico e os carregamentos da estrutura. Assim escolheu-se a cauda em T. Esta configuração tem duas principais vantagens:

- Em primeiro lugar, o estabilizador vertical pode ter tamanho reduzido, comparado com a configuração convencional, porque estabilizador horizontal tem o mesmo efeito que os *winglets*, aumentando o alongamento efectivo;
- Em segundo lugar, o estabilizador horizontal pode ter área reduzida, pois está colocado no ponto mais alto da cauda, fora da esteira da asa.

6.2.2. Escolha do perfil

A escolha do perfil da asa baseou-se no facto de querermos um perfil simétrico e que dá origem ao arrasto mínimo. Neste caso escolheu-se o NACA 0006 para as duas superfícies do controlo. As propriedades desse perfil estão apresentadas na tabela e figura abaixo.



Thickness	6.0%
Camber	0.0%
Max CL	0.85
Max CL angle	10º
Max CL (com flaps)	1.75
Max CL (com flaps) angle	4º
Zero-lift angle	0.0º
Min Cd	0.005

6.2.3. Estabilizadores horizontal e vertical

As propriedades aerodinâmicas para as superfícies do controlo foram extraídas do dimensionamento da asa principal, usando coeficientes de cauda. É necessário escolher o *tapper ratio*, o alongamento e o ângulo de *sweep*. É igualmente necessário calcular coeficiente que relaciona as propriedades das superfícies do controlo com a da asa principal, e estimar a distância longitudinal entre centros aerodinâmicos da asa principal e da cauda.

Os coeficientes da cauda para superfícies horizontal e vertical estão baseados nos dados históricos tirados da referência [1], e para o nosso caso, são 0.90 e 0.08 respectivamente. A distância longitudinal entre o centro aerodinâmico e a cauda é igual a aproximadamente 50% do comprimento da fuselagem - igual a 45,9ft. O ângulo de *sweep* é de 25º para superfície vertical e 10º para superfície horizontal do controlo. Os *Tapper ratio* são de 0.70 e de 0.45 respectivamente. Finalmente, o alongamento é de 4 para as duas superfícies. Estas ultimas características foram escolhidas, entrando em compromisso entre os dados históricos e decisões tomadas na fase do design.

6.2.4. Cálculos e resultados

Usando fórmulas dadas na referência [1], obtivemos as principais características aerodinâmicas e de dimensionamento. Os valores obtidos estão apresentados na tabela abaixo.

Characteristic	Horizontal Stabilizer	Vertical Stabilizer
S_{HT} or S_{VT} (surfaces)	114 ft ²	120 ft ²
b (spans)	21.4 ft	21.9 ft
c_r (root chord)	7.4 ft	6.4 ft
c_t (tip chord)	3.3 ft	4.5 ft
m.a.c.	5.6 ft	5.5 ft
C_{D0} (3-D drag coefficient)	0.00895	0.00893
Total drag	124.24 lbf	129.73 lbf

6.3. Asa + Fuselagem + Empenagem

Sabendo as características aerodinâmicas da asa e empenagem, falta saber as da fuselagem, tendo assim um drag aproximado de toda a aeronave.

Para o cálculo do drag gerado pela fuselagem, utiliza-se também um ficheiro Excel, com a mesma fonte que os anteriores. O método usado por este também é bastante semelhante, aproximando a fuselagem à forma de uma ogiva de von-karmen, da qual se conhece a relação de drag com a função de forma, utilizando as dimensões calculadas anteriormente (Design da fuselagem).

Adicionalmente é possível a análise computacional utilizando o XFLR5. Ainda assim, a análise aerodinâmica possível é de *Vortex Lattice Method* (VLM), que subestima bastante o drag criado. Portanto este método não é aceitável, sendo decidido usar o método teórico do ficheiro Excel.

Sabendo o drag criado, é possível transformá-lo num coeficiente de drag usando a adimensionalização da asa. O valor obtido, 0.0076, pode ser assim somado ao da asa e da empenagem, resultando num drag de 9987N. Valor que é usado posteriormente para cálculos de thrust.

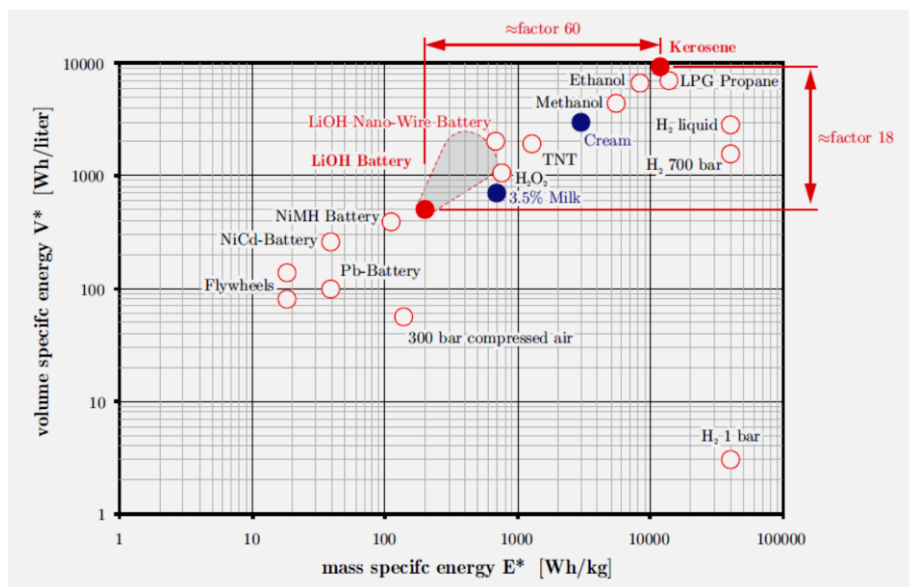
7. Propulsão Elétrica

No contexto deste projecto desejamos projectar utilizando as perspectivas tecnológicas de 2030 o avião com o menor custo operacional por passageiro por milha. É portanto de interesse estudar as diversas possibilidades tecnológicas que envolvem armazenamento e utilização de energia e resultante propulsão.

Em primeira análise encontramos diversas formas de armazenamento e conversão de energia alternativas ao querosene sendo as principais tendências as seguintes:

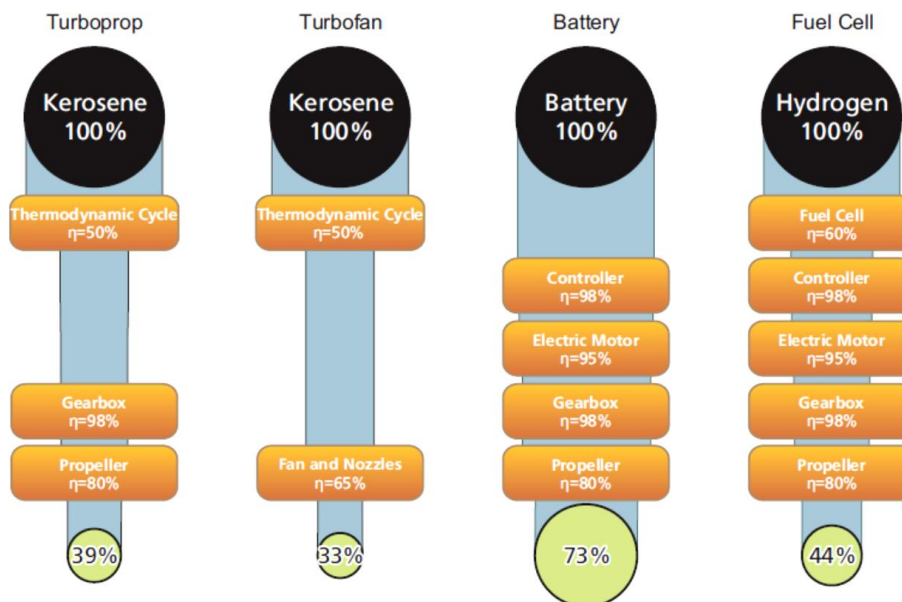
7.1. Sistemas de armazenamento:

- Querosene – Amplamente utilizada e base da tecnologia actual, elevada densidade energética, não necessita de complexos sistemas de armazenamento podendo até ser armazenada nas asas e tanques de fuselagem estruturais – baixo peso.
- Hidrogénio gasoso – elevado risco de segurança, necessita de pesados tanques de armazenamento a altas pressões ou de tanques com menor pressão e maior volume tendo assim impacto negativo no peso e aerodinâmica da aeronave.
- Hidrogénio líquida – Necessita de isolamento e tanques criogénicos de elevada complexidade e peso e volume tendo um impacto no peso e design da aeronave.
- Baterias – Necessitam de cuidados com aquecimento, tecnologia actual apresenta baixa densidade energética – acrescenta volume e peso à aeronave.



7.2. Sistemas de conversão:

- Sistemas turbo-eléctricos – Estes sistemas recorrem a baterias para desacoplar as velocidades de rotação da turbina/gerador e do propulsor permitindo assim que ambos funcionem em condições óptima sem recorrer a sistemas de engrenagens complexos melhorando assim a eficiência geral.
- Células de combustível – Melhor eficiência comparado com os motores convencionais mas introduz complexidade e, devido à necessidade de um combustível líquido ou gasoso, acrescenta os problemas acima apresentados.
- Baterias/motor eléctrico – Este sistema apresenta eficiências extremamente elevadas no entanto encontra-se ainda limitado pela baixa densidade energética das baterias.



Verificamos que a solução do futuro ainda é incerta e que existem diversas tecnologias concorrentes. Perante as perspectivas actuais a solução à base de baterias parece promissora na medida que a indústria mantenha uma taxa de inovação e desenvolvimento a par das previsões.

Neste projecto, tal como antes referido, estamos a seguir duas fontes de informação principais como guia – referências [10] e [11]. Dado o foco de ambos os documentos na solução à base de baterias e a ausência de dados específicos sobre as tecnologias concorrentes e a existência de projecções para esta tecnologia iremos apenas focar-nos nesta primeira iteração na solução à base de baterias e na viabilidade da sua incorporação num sistema aeronáutico.

7.3. 1ª Iteração.

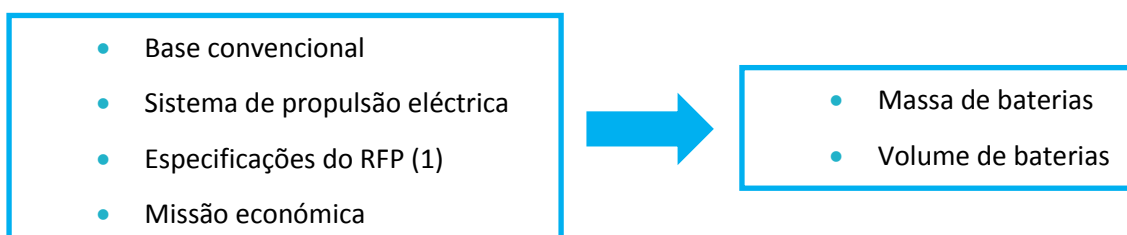
Nos capítulos anteriores foi gerada uma primeira iteração para o modelo convencional à base de querosene. No âmbito deste trabalho prevê-se uma solução à base de propulsão híbrida. No entanto é de interesse estudar a hipótese de propulsão eléctrica pura de forma a compreender as suas possíveis limitações e estudar para que regimes e missões é viável ou vantajosa.

Nesta primeira abordagem pretendemos criar um ponto base eléctrico de comparação com a solução convencional anteriormente criada. Não é o nosso objectivo introduzir à priori alterações ao design mas sim introduzir por substituição os sistemas eléctricos no modelo base e estudar as adaptações e alterações necessárias.

Com esta abordagem em mente não é do nosso foco estudar em detalhe as características tecnológicas internas dos sistemas de armazenamento e transformação de energia eléctrica. Desta forma todos os sistemas eléctricos serão abordados utilizando uma perspectiva de caixa negra utilizando apenas as características de entrada, saída, eficiência e dimensionamento.

7.4. Abordagem

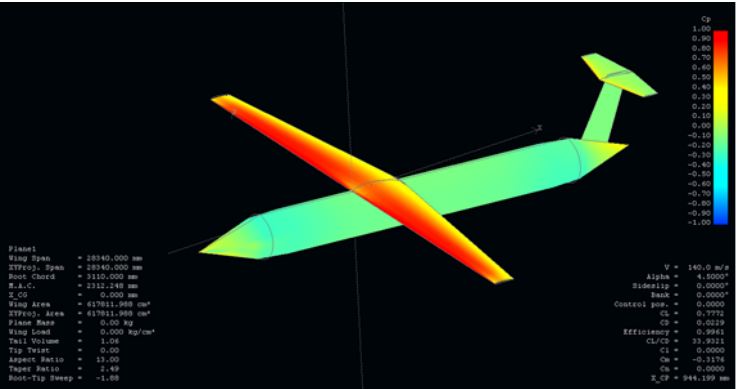
Com base no modelo convencional, missão económica e especificações encontradas na bibliografia (nomeadamente eficiências dos sistemas eléctricos e projecções das características das baterias) iremos calcular o número de baterias necessárias para realizar a missão económica e analisar os efeitos da massa e volume de baterias resultante.



7.5. Dados da primeira iteração:

7.5.1. Modelo

Para a análise preliminar da missão eléctrica necessitamos em primeira análise os valores de arrasto em cruzeiro. Foi usado para esta análise a estimativa mais optimista fornecida pela análise feita em software XFLR5.



CD _{TOTAL}	0.0305
DRAG	9987N

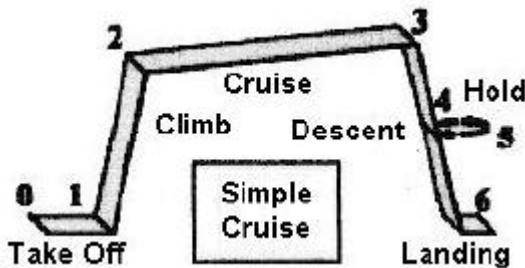
Missão

Para take-off e subida considerou-se um funcionamento dos motores a 80% da potência máxima com duração de 15 min.

Para cruzeiro considerou-se a missão económica com duração de 70 minutos a uma velocidade de 140 m/s e propulsão de 9987N.

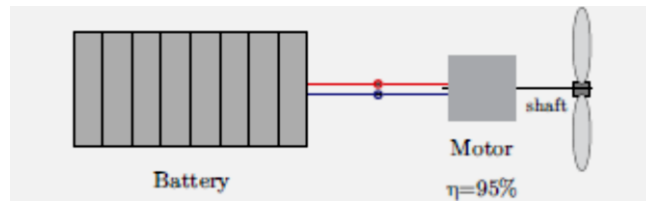
Para a fase de descida considerou-se um período de espera de 30 minutos a uma velocidade de 100 m/s e propulsão de 13598 N (10000 ft). Na restante fase de descida é considerado consumo nulo já que o motor eléctrico permite desacoplamento com o propulsor.

Climb	V [m/s]	103
	RC [m/s]	9
	Time [min.]	15
Cruise	V [m/s]	140
	Alt. [m]	7620
	Time [min.]	70
Descend	Loiter time [min.]	30
	V [m/s]	100
	RD [m/s]	5
	Time [min.]	25



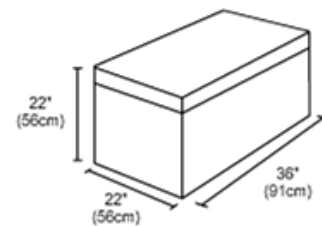
7.5.2. Sistema Propulsivo

O sistema propulsivo seleccionado neste capítulo é um sistema de bateria – controlador – motor/propeller tal como proposto na referência [11].



Com base em ref. [10] obtemos as características da bateria:

- Volume da Bateria: 9 ft³
- Peso da Bateria: 360 lbs.
- Energia útil: 122,471Wh (750Wh/kg) (+/- 33%).



7.5.3. Propulsão

Seguindo a abordagem introduzida não nos iremos focar na tecnologia de motores eléctricos mas sim nos inputs e outputs necessários para realizar a missão desejada e as suas implicações nos sistemas eléctricos.

Por analogia com o modelo convencional iremos utilizar as características do motor PW127G utilizando uma eficiência do propulsor de 0.8 em concordância com os capítulos anteriores e uma eficiência do motor eléctrico de 95% seguindo ref. [11].

Assim sendo obtemos:

Motor	
Potência	2281 kW
Motor Eléctrico + Controlador eff	95%
Propulsor eff	80%
Total eff	76%

7.6. Cálculo inicial

Numa missão civil de configuração puramente eléctrica podemos considerar que a massa da aeronave é constante durante todas as fases e portanto não necessitamos de recorrer à equação de Breguet e podemos em primeira abordagem considerar:

$$P_{out} = T_{av_fase} \times V_{av_fase}$$

$$P_{in} = P_{out} / \eta_{total}$$

$$E_{fase} = P_{in} \times t_{fase}$$

Para a missão económica obtemos:

	t [min]	T [N]	V [m/s] / %Power	P_out [MW]	P_in [MW]	E [MJ]
Climb	15	-	80%	3.6496	4.8021	4321.9
Cruise	70	11690	140	1.3982	1.8397	7726.8
loitter	30	13598	100	1.3598	1.7892	3220.6

Somando todas as fases do voo obtemos:

$$E_{total} = 15.268 \text{ GJ} = 4.2415 \text{ MWh}$$

Sabendo que cada bateria fornece 750 MWh necessitamos de 35 módulos, o que resulta nos seguintes pesos e volumes:

$$m_{total} = 5.66 \text{ ton}$$

$$V_{total} = 9.69 \text{ m}^3$$

De forma a avaliar a viabilidade deste resultado foi comparado com os valores do modelo convencional e calculado o novo valor do factor estrutural.

$$S = \frac{MTOW - Battery\ mass - Payload}{MTOW} = 0.42$$

Podemos verificar que obtemos um valor excessivamente baixo para o factor estrutural mesmo para a missão económica. De seguida, seguindo as indicações do RFP e procurando o perfil mais optimista a energia específica das baterias foi aumentada 33% para 1000 Wh e o tempo de espera foi reduzido para zero.

Os novos resultados são:

$$\#_{baterias} = 21 \text{ baterias}$$

$$m_{total} = 3.43 \text{ ton}$$

$$V_{total} = 5.35 \text{ m}^3$$

$$S = \frac{MTOW - Battery\ mass - Payload}{MTOW} = 0.52$$

Verificamos que para estas condições limite encontramos valores de factor estrutural equiparáveis aos valores do modelo convencional, permitindo até uma possível redução de MTOW.

É de notar que a massa das baterias para estas condições é semelhante à de combustível mas com uma pesada redução de alcance (de 1200 milhas+ espera para 400 milhas sem espera). No entanto são valores optimistas que indicam a viabilidade de uma missão económica puramente económica.

Tomando como referência o artigo de Hepperle encontramos a seguinte equação para o alcance de uma aeronave em voo puramente eléctrico:

$$R = E^* \cdot \eta_{total} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{m_{baterias}}{m_{total}}$$

Onde:

- $E^* = 1000 \times 3600 \left[\frac{W}{kg} \right]$
- $\eta_{total} = 0.76$
- $\frac{L}{D} = 22.2$
- $\frac{m_{baterias}}{m_{total}} = \frac{3430}{22669} = 0.1513$

Obtendo: $R = 936.78 \text{ km} = 582.1 \text{ milhas}$

Verificamos que obtemos um resultado ainda mais optimista já que considera apenas a condição de cruzeiro.

8. Propulsão Híbrida

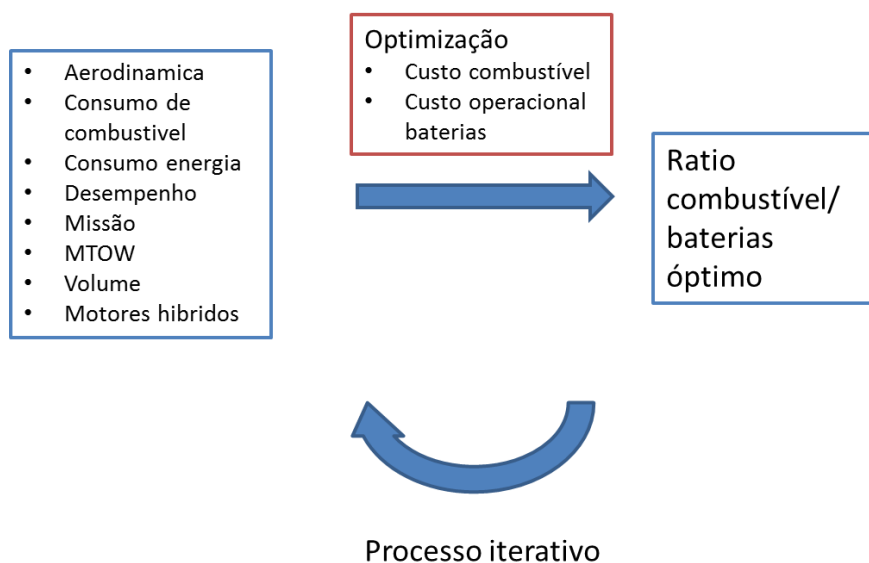
Verifica-se então que em primeira abordagem é possível executar a missão económica puramente eléctrica para as condições mais favoráveis mas com consideráveis compromissos na missão.

É então de interesse questionar se a opção eléctrica é verdadeiramente a solução ideal e analisar a opção híbrida como solução para as limitações de missão ou até para minimizar o custo por passageiro.

Não aprofundando as variáveis tecnológicas dos motores híbridos, existem diversas formas de alear a propulsão eléctrica e convencional, nomeadamente as fases de missão onde são utilizadas. Algumas das opções são:

1. Utilizar sempre as duas formas de energia em todas as fases do voo
2. Utilizar a energia eléctrica apenas como reforço nas fases mais exigentes do voo (descolagem, recuperação, etc). A utilização de energia eléctrica na fase da descolagem apresenta ainda a vantagem de diminuir ou anular a contribuição da propulsão convencional numa fase em que apresenta eficiência reduzida.
3. Utilizar propulsão convencional apenas como reforço na descolagem e eléctrico em cruzeiro. Esta opção apresenta vantagens ao reduzir a massa logo no início da missão e diminuir a taxa de descarga requerida nas baterias já que esta é uma das limitações tecnológicas.

Nas futuras iterações será desenvolvido um perfil energético de missão mais detalhado e aleado às previsões de custo operacional apresentados pela AIAA [10] será possível obter os resultados óptimos para a missão desejada seguindo a seguinte abordagem:



9. Trabalho Futuro

O presente documento apresenta o trabalho desenvolvido até completar a 1ª iteração e os resultados obtidos e as suas implicações. No âmbito deste projecto é necessário continuar com o processo iterativo e introduzir novas considerações que não foram introduzidas na primeira abordagem.

Os vários passos que serão desenvolvidos até ao final do projecto serão:

- Nova iteração com a implementação dos resultados apresentados;
- Optimização de missão Híbrida;
- Introdução de novas características;
 - Desenho de propulsor;
 - Superfícies hipersustentadoras;
 - Análise estrutural e selecção de material;
 - Estabilidade estática e controlo;
- Refinar estimativa de peso;
- Nova iteração com todas as características;
- Estimativa de custo;
- Design summary e trade study;

Bibliografia

- [1] T. C. Corke, Design of Aircraft, Prentice Hall - Pearson Education, Inc., 2002.
- [2] Fred T. Jane, Jane's All the World's Aircraft - Paul Jackson, 2005.
- [3] <http://www.youtube.com/watch?v=TJ5aq4SNp-E>
- [4] http://en.wikipedia.org/wiki/Analytic_hierarchy_process
- [5] http://pt.wikipedia.org/wiki/Analytic_Hierarchy_Process
- [6] Na Illustrated Guide to the AHP, Institute of Marketing and Innovation, Rainer Haas, Oliver Meixner, Vienna.
- [7] ABBOT, I., DOENHOFF, A., STIVERS, L., Jr. *Summary of Airfoil Data*. National Advisory Committee for Aeronautics, Report No. 824. Washington, D.C., 1945.
- [8] ABBOT, I., DOENHOFF, A. *Theory of Wing Sections*. Dover Publications, Inc. New York, 1949.
- [9] http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html
- [10] Request for Proposal: Design of a 2030 Regional Airliner Considering Hybrid Electric Propulsion, 2012-2013 AIAA Foundation Undergraduate Team Aircraft Competition
- [11] Hepperle, M., Electric Flight – Potential and Limitations, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, German Aerospace Center