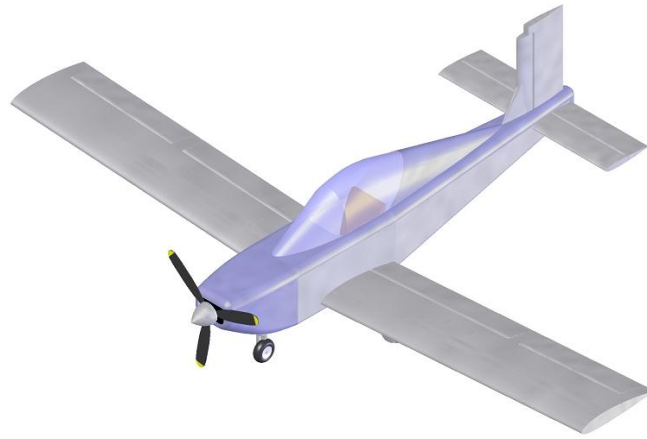




ISEL

Instituto Superior de Engenharia de Lisboa  
Departamento de Engenharia Mecânica



## **Dimensionamento estudo e controlo de um aerodino**

Paulo Jorge Ramos Antunes

Licenciado em Engenharia Mecânica

Trabalho de projecto para obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica

Júri:

Presidente:

Professor Doutor João Carlos Quaresma Dias

Orientador:

Professor Doutor António Pedro Fernandes Costa

Vogal:

Professor Doutor Luís Rego da Cunha de Sá

**Novembro 2008**



I.S.E.L

Instituto Superior de Engenharia de Lisboa  
Departamento de Engenharia Mecânica

## **Dimensionamento estudo e controlo de um aerodino**

Paulo Jorge Ramos Antunes

Licenciado em Engenharia Mecânica

Trabalho de projecto para obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica

Júri:

Presidente:

Professor Doutor João Carlos Quaresma Dias

Orientador:

Professor Doutor António Pedro Fernandes Costa

Vogal:

Professor Doutor Luís Rego da Cunha de Sá

**Novembro 2008**



## Resumo

A aviação ultraligeira refere-se a aeronaves de asa fixa e rotativa cuja simplicidade e baixo custo tornaram o sonho de voar numa realidade cada vez mais próxima e mais acessível ao comum cidadão.

Com níveis de desempenho e segurança que rivalizam com os dos maiores fabricantes de aviões, as aeronaves ultraligeiras tornaram-se um verdadeiro sucesso de vendas para quem apostou na sua concepção e produção. Um dos casos mais famosos é o do Burt Rutan, famoso entusiasta aeronáutico norte-americano, cujas aeronaves (inicialmente da classe ultraligeira) venderam por todo o mundo.

Definem-se dois objectivos para o projecto, numa primeira fase, pretende-se dar a conhecer os principais parâmetros a determinar no processo de dimensionamento conceptual de um avião ultraligeiro.

Numa segunda fase, pretende-se analisar e melhorar o desempenho aerodinâmico do avião sendo a solução mais eficiente determinada de acordo com os resultados dos testes realizados.

**Palavras-chave:** Aeronave ultra ligeira, dimensionamento, aerodinâmica, conceptual, projecto.



## **Abstract**

Ultra light aviation refers to airplanes of fixed and rotating wings whose simplicity and low costs has brought the dream of flight into a reality closer to the common person.

With performances and security levels that rival with those of big aircraft manufactory companies, ultra light aircraft have become an outstanding sales success to those who have invested in their development and production. One of the most known examples is that of Burt Rutan, a famous aeronautics enthusiast whose aircraft (initially light aircraft) have soled all over the world.

On this thesis, and on a first stage, a presentation will be made on the primary parameters to be determined in the process of dimensioning a conceptual ultra light aircraft.

On a second stage, we will analyze and optimize the aerodynamic performance of the aircraft. The most efficient solution will be determined by the results of the tests performed.

**Key words:** Ultra light aircraft, sizing, aerodynamics, conceptual, project.



## **Agradecimentos**

Gostaria de agradecer aos meus camaradas de curso pela amizade e apoio demonstrado ao longo destes anos.

Ao Professor Doutor António Costa pela sua ajuda e paciência, um muito obrigado pois sem a sua intervenção, este projecto não seria possível.

Aos meus pais e namorada um especial agradecimento.



## Índice

<b>LISTA DE FIGURAS .....</b>	<b>8</b>
<b>LISTA DE TABELAS.....</b>	<b>9</b>
<b>LISTA DE GRÁFICOS .....</b>	<b>10</b>
<b>GLOSSÁRIO .....</b>	<b>12</b>
<b>1. INTRODUÇÃO.....</b>	<b>15</b>
1.1. MOTIVAÇÃO.....	15
1.2. OBJECTIVO.....	16
1.3. METODOLOGIA.....	16
1.4. BIBLIOGRAFIA E NORMAS .....	18
1.5. INFORMÁTICA .....	18
<b>2. DIMENSIONAMENTO .....</b>	<b>19</b>
2.1. SINOPSE .....	19
2.2. RELAÇÃO PESO-POTÊNCIA.....	19
2.3. CARGA ALAR.....	20
2.4. PERFIS ALARES.....	22
2.4.1. <i>Introdução</i> .....	22
2.4.2. <i>Perfil NACA 64-414</i> .....	23
2.4.3. <i>Wortmann FX 63-137</i> .....	24
2.4.4. <i>Considerações</i> .....	24
2.5. CARGA ALAR.....	24
2.6. COEFICIENTE DE ARRASTO PARASITA .....	25
2.6.1. <i>Introdução</i> .....	25
2.6.2. <i>Coefficiente de arrasto parasita</i> .....	25
2.6.3. <i>Factor de arrasto devido à sustentação</i> .....	26
2.7. EFICIÊNCIA AERODINÂMICA .....	27
2.8. FRACÇÃO DE COMBUSTÍVEL.....	29
2.9. PESO EM VAZIO .....	30
2.10. DIMENSIONAMENTO ITERATIVO .....	31
2.10.1. <i>1ª Iteração</i> .....	31
2.11. CORRECÇÃO.....	34
2.12. DIMENSIONAMENTO DO HÉLICE .....	35
2.13. GEOMETRIA DA ASA .....	37
2.13.1. <i>Dimensionamento da asa</i> .....	38
2.14. EMPENAGEM HORIZONTAL .....	39
2.14.1. <i>Dimensionamento da empenagem horizontal</i> .....	40
2.15. EMPENAGEM VERTICAL.....	41
2.15.1. <i>Dimensionamento da empenagem vertical</i> .....	41
2.16. DIMENSIONAMENTO DA FUSELAGEM.....	42
2.17. DIMENSIONAMENTO DA TOMADA DE AR .....	42
2.18. AUTONOMIA.....	43
2.19. TREM DE ATERRAGEM.....	44
2.19.1. <i>Dimensionamento do trem de aterragem</i> .....	44
2.20. SUPERFÍCIES HIPER-SUSTENTADORAS .....	45
2.21. PERFIS ALARES.....	46
2.21.1. <i>Introdução</i> .....	46
2.21.2. <i>Perfil NACA 64-414</i> .....	47
2.21.3. <i>Wortmann FX 63-137</i> .....	53
2.21.4. <i>Comparação de resultados</i> .....	55
2.22. PARÂMETRO DE DESCOLAGEM .....	57
2.23. DISTÂNCIA DE DESCOLAGEM.....	57
2.23.1. <i>Distância de descolagem (até 50°)</i> .....	58
2.24. RAIO DE ACCÃO .....	58
<b>3. GEOMETRIA .....</b>	<b>60</b>



<b>4. OPTIMIZAÇÃO CONCEPTUAL .....</b>	<b>65</b>
4.1. MASSA E CENTRAGEM .....	67
4.2. ESTABILIDADE .....	68
4.3. PERDA AGRAVADA .....	70
<b>5. DESEMPENHO .....</b>	<b>74</b>
5.1. VARIAÇÃO DA POTÊNCIA .....	74
5.2. RENDIMENTO DO HÉLICE .....	75
5.3. TRACÇÃO E ARRASTO .....	77
5.4. VELOCIDADE MÍNIMA DE VOO .....	80
5.5. VELOCIDADE DE SUBIDA .....	81
5.6. VOO SEM MOTOR .....	83
<b>6. VALIDAÇÃO COMPUTACIONAL .....</b>	<b>84</b>
6.1. AERONAVE COM ASA NACA .....	84
6.2. AERONAVE COM ASA WORTMANN .....	86
6.3. CONCLUSÃO .....	87
<b>7. CONCLUSÕES, NOTAS FINAIS .....</b>	<b>89</b>
<b>ANEXO A .....</b>	<b>91</b>
<b>ANEXO B .....</b>	<b>107</b>
<b>8. BIBLIOGRAFIA .....</b>	<b>116</b>
<b>9. INTERNET (SITES CONSULTADOS) .....</b>	<b>117</b>



## Lista de figuras

	Página	
Figura 1	Aeronave ultraligeira experimental.	15
Figura 2	Rotax 912 ULS.	17
Figura 3	Perfil alar, força aerodinâmica total e decomposição nas respectivas componentes.	21
Figura 4	NACA 64-414.	23
Figura 5	Razão de aspecto de uma asa.	26
Figura 6	Ângulo diedro.	37
Figura 7	Ângulo de incidência.	39
Figura 8	Eixos de uma aeronave e movimentos relativos.	40
Figura 9	Perspectiva isométrica.	60
Figura 10	Perspectiva lateral esquerda.	60
Figura 11	Vista de topo.	61
Figura 12	Vista frontal.	61
Figura 13	Fotomontagem da aeronave a cruzar os céus da Madeira.	62
Figura 14	Componentes da aeronave.	62
Figura 15	Elementos estruturais principais da aeronave na proposta para uma estrutura semi-monocoque em alumínio.	65
Figura 16	Esboço em Solidworks da aeronave.	61
Figura 17	Localização do C.G, ponto de referência para medição de distâncias e medições de áreas para determinação de TDPF.	71
Figura 18	Forças na aeronave em subida.	81
Figura 19	Imagem da aeronave em teste no “Cosmos floworks”.	85



## Lista de tabelas

		Página
Tabela 1	Determinação do peso máximo à descolagem.	33
Tabela 2	Principais parâmetros obtidos com o novo valor de MTOGW.	35
Tabela 3	Tabela resumo dos principais parâmetros da aeronave na sua configuração final.	66
Tabela 4	Tabela resumo dos principais parâmetros para análise da recuperação de perda agravada.	72



## Lista de Gráficos

	Página	
Gráfico 1	Perfil Wortmann FX 63-137.	24
Gráfico 2	Determinação do peso máximo à descolagem	32
Gráfico 3	Força sustentadora produzida pela asa NACA com variação do ângulo de ataque, a 1000 pés de altitude (Design foil).	47
Gráfico 4	Força de arrasto produzida pela asa NACA com variação do ângulo de ataque a 1000 pés de altitude (Design foil).	48
Gráfico 5	Variação da velocidade de perda com o ângulo de ataque para asa NACA (Design foil).	48
Gráfico 6	Coeficiente de sustentação da asa NACA (Design foil).	49
Gráfico 7	Curva polar para asa NACA (Design foil).	49
Gráfico 8	Coeficiente de arrasto para asa NACA (Design foil).	50
Gráfico 9	Momento produzido pela asa NACA (Design foil).	50
Gráfico 10	Variação da velocidade de perda para asa NACA (Design foil).	51
Gráfico 11	Variação da sustentação a 100 kts para asa NACA (Design foil).	51
Gráfico 12	Coeficiente de sustentação para asa NACA (flowworks).	52
Gráfico 13	Coeficiente de arrasto para asa NACA (flowworks).	52
Gráfico 14	Curva polar para asa NACA (flowworks).	53
Gráfico 15	Coeficiente de sustentação para asa Wortmann (flowworks).	53
Gráfico 16	Coeficiente de arrasto para asa Wortmann (flowworks).	54
Gráfico 17	Curva polar para asa Wortmann (flowworks).	54
Gráfico 18	Análise comparativa do arrasto produzido pelas asas.	55
Gráfico 19	Análise comparativa da sustentação produzida pelas asas.	56
Gráfico 20	Comparação de curvas polares das asas.	56
Gráfico 21	Ábaco de determinação do parâmetro TDPF para análise da capacidade de recuperação da perda agravada	73
Gráfico 22	Variação da potência do motor em altitude.	75
Gráfico 23	Estimativa do rendimento do hélice.	76
Gráfico 24	Tracção e arrasto.	78



Gráfico 25	Tracção disponível.	79
Gráfico 26	Velocidade mínima de voo.	81
Gráfico 27	Velocidade vertical.	83
Gráfico 28	Sustentação e arrasto produzidos pela aeronave com asa NACA a 1000 pés (floworks).	84
Gráfico 29	Comparação do arrasto aerodinâmico obtido teoricamente e do floworks para a aeronave com asa NACA.	85
Gráfico 30	Resultados de arrasto e sustentação obtidos do floworks para a aeronave com asa Wortmann.	86
Gráfico 30	Análise comparativa dos arrastos produzidos.	87



## Glossário

**AOA** – Ângulo de ataque.

**Asa** – Superfície sustentadora da aeronave, caracteriza-se por uma determinada forma e perfil alar.

**Ângulo de ataque (AOA)** – Ângulo formado pela corda da asa e o vento relativo. Ângulo de voo ou ângulo de atitude do avião.

**Ângulo de pranchamento** – Ângulo de inclinação da aeronave segundo o seu eixo longitudinal.

**Aileron** – Superfície normalmente localizada nos extremos das asas e que permitem á aeronave rolar sobre o seu eixo longitudinal.

**Antepara** – Elemento estrutural transversal. Dá a forma á aeronave. Existem em duas formas, a antepara de aligeiramento e a antepara estanque.

**Bordo de fuga** – Parte posterior da asa.

**Bordo de ataque** – Parte frontal da asa que é a primeira a ser “atacada” pelo escoamento.

**Corda** – A corda é a distância que une o bordo de ataque ao bordo de fuga da asa.

**Canóplia** – Também conhecido por para brisas é a superfície transparente de acrílico ou vidro reforçado que protege o habitáculo.

**C.G** – Centro de Gravidade

**Empenagem** – Superfícies localizadas na cauda da aeronave e compreendem a empenagem vertical e horizontal.

**Empenagem vertical** – Constituída pelo estabilizador vertical e leme de direcção.



**Empenagem horizontal** – Constituída pelo estabilizador horizontal e pelo leme de profundidade.

**Estabilizador** – Superfície que estabiliza dinamicamente um corpo em movimento no seio de um fluido.

**FAA** – Federal Aeronautics Administrations

**FAR** – Federal Aeronautics Regulations.

**Factor de carga** – Múltiplo da aceleração da gravidade, é indicativo da carga ou esforço que a aeronave está a suportar ou poderá suportar. Expresso em g's.

**Flap** – Superfície hiper sustentadora localizada no bordo de fuga da asa.

**Firewall** – Anteparo estanque localizada de modo a proteger o habitáculo contra fogo e fumos.

**Leme de direcção** – Localizado na empenagem vertical e permite á aeronave a rotação segundo o seu eixo vertical. Pouco utilizado pois desequilibra a aeronave.

**Leme de profundidade** – Localizado na empenagem horizontal e controla o movimento de picada da aeronave ou seja a rotação segundo o eixo lateral.

**Longarina** – Elemento estrutural longitudinal.

**JAA** – Joint Aviation Authorities

**JAR** – Joint Aviation Regulations

**Nervuras** – Elementos estruturais da asa, são elementos que possuem a forma da secção da asa ou a forma do perfil alar.



**Número de mach** – Expressão matemática desenvolvida pelo matemático Ernest mach e relacionada a velocidade real com a velocidade do som no meio.

**Perfil alar** – Forma da secção da asa.

**Perda** – Situação em que se verifica uma súbita perda de sustentação da asa e a aeronave começa a “cair”, esta situação verifica-se por exemplo quando o piloto não respeita a velocidade mínima de voo.

**Superfícies hiper sustentadoras** – Superfícies dispostas nos bordos de ataque e de fuga da asa de modo a; aumentar a área da asa e alterara a forma da asa permitindo o desenvolvimento de uma maior sustentação.

**Slat** – Superfície hiper sustentadora localizada no bordo de ataque da asa.

**Vento relativo** – Direcção do escoamento relativamente á aeronave.



## 1. Introdução

### 1.1. Motivação

O sonho de voar desde sempre captou a imaginação de muitos, mas em tempos, apenas uma minoria tinha a oportunidade de ver esses desejos concretizados.

Com o desenvolvimento da tecnologia e o fácil acesso a esta, cedo surgiram os primeiros entusiastas que se dedicavam à construção de aeronaves do tipo ligeiros. Rapidamente o número de entusiastas aumentou, levando ao célere desenvolvimento destes aviões.

Actualmente, as aeronaves ultraligeiras atingiram estágios de desenvolvimento com desempenhos e níveis de segurança que permitem a sua aplicação em outro tipo de função que não apenas a desportiva. O treino básico de pilotagem é uma das aplicações atribuídas por algumas escolas de aviação e academias militares de diversos países.



**Figura 1.** Aeronave ultraligeira experimental (Foto obtida em [www.airliners.net](http://www.airliners.net) (15/08/2008)).

Existem diversos modelos e variantes deste tipo de aviões, estando uma apreciável maioria disponível em kits, que os clientes poderão montar por eles próprios. Os reduzidos preços de aquisição e baixos custos de operação asseguram o sucesso desta indústria com volumes de negócios que superam as de muitos fabricantes ditos de maior relevo.



## 1.2. Objectivo

Pretende-se que o AP-58 Emely III, nome da aeronave a desenvolver, seja uma aeronave monolugar de asa baixa com o melhor desempenho possível.

Para efeito estabeleceram-se os seguintes requisitos iniciais para o AP-58:

- Alcance: 500 Milhas náuticas (NM) sem reservas.
- Velocidade máxima: 130 nós (Kts).
- Velocidade de cruzeiro: 115 Kts a 6000 pés (ft) de altitude.
- Velocidade de perda: menor que 45 Kts respeitando a CS-VLA 1 e CS-VLA 49
- Velocidade de subida: 1000 pés por minuto (fps) ao nível do mar, portanto bem acima dos mínimos de 360 pés por minuto impostos pela CS-VLA 65
- Distância de descolagem: inferior a 300 m seguindo a CS-VLA 51
- Distância de aterragem: inferior a 350 m seguindo os mesmos regulamentos respeitando a CS-VLA 75.
- Peso máximo à descolagem: entre 1000 e 1200 lb.
- Factor de carga: compreendidos entre -2,0 e 4,0 g's seguindo a CS-VLA 301 e respeitando o factor de segurança de 1,5 imposto pela CS-VLA 303, ter-se-á como factores de carga limite -2,0 a 6,0 g's.
- Construção em fibra de vidro.
- Máxima simplicidade.

Os requisitos definidos tiveram como referência os regulamentos CS-VLA (Regulamentos para certificação de aeronaves ultraligeiras).

## 1.3. Metodologia

O dimensionamento de uma aeronave pode ser realizado segundo duas técnicas, a de motor fixo e a de motor variável.

A técnica de motor variável consiste no dimensionamento da aeronave em concordância com os requisitos iniciais impostos pelo projectista, sendo o sistema de propulsão



seleccionado no final e de acordo com os requisitos impostos pelos resultados do dimensionamento.

A técnica de motor fixo difere da anterior pois inicia-se com a selecção do sistema de propulsão que irá equipar a aeronave, e partindo deste ponto é então realizado o dimensionamento de toda a aeronave. Será esta a técnica que se irá utilizar para o dimensionamento do AP-58.

No seguimento desta técnica, pode verificar-se que a performance da aeronave dimensionada afasta-se do previsto nas especificações iniciais, pelo que nesse caso, torna-se necessário efectuar alterações de projecto e no desenho e proceder a um novo cálculo. O dimensionamento é portanto um processo iterativo.

O cálculo dos diversos parâmetros que envolvem o dimensionamento de uma aeronave é realizado de acordo com expressões numéricas, tabelas, ábacos e coeficientes que definem de uma forma estatística a aeronave e o seu desempenho. Sendo o AP-58 uma aeronave com uma geometria semelhante às actuais espera-se que os resultados não se afastem do esperado.

O motor seleccionado para propulsionar o AP-58 é o Rotax 912 ULS de 100 hp às 5800 rpm, produzido pela Rotax especificamente para aeronaves ligeiras e ultraligeiras. Este sistema de propulsão reúne uma relação entre peso e volume superior ao mais directo rival, a Jabiru. Sendo de fabrico Europeu, o acesso a informação, a disponibilidade e apoio técnico constituem alguns aspectos que ditam esta escolha.



**Figura 2.** Rotax 912 ULS (Foto obtida em [www.rotax.com](http://www.rotax.com), 15/08/2008).



#### 1.4. Bibliografia e Normas

Para a realização do dimensionamento da aeronave conceptual teve-se como principal suporte dois manuais, ambos da autoria do Dr. Daniel P. Raymer.

- Dan Raymer ,Aircraft Design: a conceptual Approach, AIAA Education Series 2º Edition, 1992
- Dan Raymer, Simplified Aircraft Design for Homebuilder, Design Dimension Press, 1992.

Foram igualmente consultadas outras fontes de informação de forma a complementar e/ou esclarecer diversas questões, estando estas disponíveis na “Bibliografia”.

No processo de dimensionamento e concepção em CAD (Computer Aided Design), da aeronave conceptual foram respeitadas os regulamentos impostos pela FAA (Federal Aeronautics Administration) mais concretamente as FAR (Federal Aeronautics Regulations) e as já referidas CS-VLA

#### 1.5. Informática

O dimensionamento de uma aeronave é impossível sem o recurso a computadores e aos códigos comerciais disponíveis. Na fase do dimensionamento a necessidade de realizar cálculos complexos e iterativos levou que durante a tese se desenvolvesse uma aplicação em Excel com o apoio de programação em “Visual Basic”. A aplicação tem como base para a realização dos cálculos as expressões dos manuais referidos no ponto 1.4 e que desta forma permitem a determinação dos principais parâmetros que envolvem o dimensionamento de uma aeronave generalista desta classe.

O estudo do escoamento e das forças geradas por este na aeronave foi realizado recorrendo aos seguintes códigos comerciais; o “Design foil” e o “Cosmos Floworks”, respectivamente.



## 2. Dimensionamento

### 2.1. Sinopse

Neste capítulo apresentam-se os principais passos que constituem o processo de dimensionamento conceptual de uma aeronave ultraligeira. Este processo é iterativo pelo que mostrar todos os passos, tornaria este trabalho algo fastidioso. Sendo assim, apresentam-se os resultados finais com os comentários essenciais.

### 2.2. Relação peso-potência

Um dos parâmetros iniciais a determinar é a relação entre a potência do motor e o peso da aeronave.

$$\frac{W_o}{hp} = 248 \times V_{m\acute{a}x}^{-0.61} \quad (1)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 12, onde:

W – Peso da aeronave (lb).

W<sub>o</sub> – Peso máximo da aeronave à descolagem, ou seja, o peso que inclui o peso da aeronave, do piloto, combustível e fluidos e equipamentos diversos.

Hp – Potência do motor (hp).

V<sub>máx</sub> – Velocidade máxima da aeronave em nós (Kts).



Esta razão é um indicador do tamanho do motor relativamente à aeronave, e em termos históricos, os valores encontram-se entre 10 e 15 lb/hp. A expressão apresentada aplica-se a aeronaves de construção em compósito e com trem de aterragem fixo como é o caso. Sabendo que a velocidade máxima desejada para o AP-58 é de 130 Kts retira-se que:

$$\frac{W_o}{hp} = 248 \times 130^{-0.61} = 12,73 \text{ lb/hp}$$

Portanto, para se ter uma aeronave com esta velocidade terminal, a relação entre o peso e potência deverá ser de 12,73 lb/hp. Sabendo que o Rotax ULS produz 100 hp determina-se uma estimativa inicial para o peso máximo à descolagem da aeronave.

$$W_o = hp \times 12,73 \text{ lb}$$



$$W_0 = 100 \times 12,73 = 1273 \text{ lb}$$

Constata-se que o peso de 1273 lb é um valor próximo do inicialmente especificado (entre 1000 lb e 1200 lb).

### 2.3. Carga alar

A carga alar exprime a carga ou sustentação desenvolvida por cada metro quadrado de superfície alar. De forma mais simples, a carga alar é o peso da aeronave a dividir pela área da asa. Estatisticamente o valor da carga alar para este tipo de aeronaves ronda os 10 a 20 lb/  $ft^2$ .

Este parâmetro pode ser determinado para diferentes velocidades, sendo o significado o mesmo, ou seja, a sustentação que a aeronave deverá desenvolver por unidade de superfície alar de forma a anular o peso do avião.

Para perceber o que é a sustentação e como se desenvolve na asa recorre-se ao princípio de Bernoulli. Para ilustrar este princípio considera-se uma asa exposta ao escoamento (figura 3). Ao atacar a asa, o escoamento irá dividir-se, uma parte segue pelo intradorso (superfície inferior da asa) e a outra parte pelo extradorso (superfície superior da asa). Devido à forma arqueada que a asa possui, o escoamento que segue pelo extradorso irá estar animado de uma maior velocidade que o escoamento que segue pelo intradorso.

Bernoulli define ainda que a pressão total de um fluido é dada sobre duas formas, a da pressão estática e a pressão dinâmica, sendo que essa pressão total permanece constante.

Em termos matemáticos:

$$P_{Total} = P + \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 = cont \quad (2)$$

Onde,

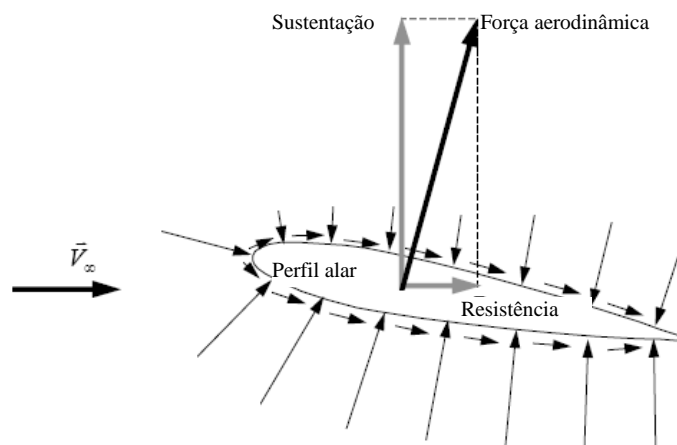
P – Pressão estática

$q = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2$  - Pressão dinâmica



Das expressões acima referidas depende-se que quanto maior a velocidade, menor a pressão estática, conseqüentemente, o escoamento que segue pelo extra dorso terá uma menor pressão estática, comparativamente ao escoamento que segue pelo no intradorso.

Desta forma percebe-se que ao longo da superfície alar vai gerar-se um diferencial de pressões estáticas. O resultado, é a força de sustentação, que se pode representar por um vector, localizado no seu centro de pressão (figura 3).



**Figura 3.** Perfil alar, força aerodinâmica total e decomposição nas respectivas componentes (Foto adaptada da referência bibliográfica 3).

Em suma, a sustentação é uma força que se desenvolve na asa devido a um diferencial de pressões. A sustentação pode ser determinada recorrendo à seguinte expressão:

$$L = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_L \quad (3)$$

Onde,

V – Velocidade (  $ft/s$  ).

S – Superfície ou área plana da asa (  $ft^2$  ).

$C_L$  - Coeficiente adimensional de sustentação.

$\rho$  - Massa específica do fluido (slugs/  $ft^3$  ).

Igualando o peso à sustentação obtêm-se uma situação de equilíbrio.

$$F_{Sustentação} = P_{Peso} \quad (4)$$

$$W_0 = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_L \quad (5)$$



Resolvendo chega-se à expressão da carga alar:

$$\frac{W_0}{S} = q \times C_L \quad (6)$$

A carga alar é um parâmetro indicativo por exemplo, da capacidade da aeronave de voar a baixa velocidade (parâmetro fundamental para a segurança do voo) ou da sua manobrabilidade. Por estes motivos, a determinação deste parâmetro será realizado para a velocidade mínima, que se estabeleceu como sendo de 45 Kts (esta velocidade será posteriormente determinada e confrontada com este valor inicial), e ao nível do mar onde a massa específica será de 0,00238 slugs/ft<sup>3</sup>. Valores de massa específica disponíveis na tabela 2, anexo B.

Substituindo obtêm-se a pressão dinâmica para a velocidade mínima:

$$q = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 = \frac{1}{2} \times 0,00238 \times (45 \times 1,689)^2 = 6,87 \text{ lb/ft}^2$$

Note-se que a velocidade vem em milhas e não em nós, o factor 1,689 é o factor de conversão (anexo B, tabela 1).

Determinada a pressão dinâmica o passo seguinte consiste em determinar o coeficiente de sustentação  $C_L$  máximo, para o perfil alar seleccionado. A selecção do perfil alar e a determinação dos parâmetros que o caracterizam será o objecto de trabalho dos pontos 2.4 e 2.22.

## 2.4. Perfis alares

### 2.4.1. Introdução

Foram analisados dois perfis alares, o NACA 64-414 e o Wortmann FX 63-137. Desse estudo pretende-se determinar qual o melhor perfil para a aeronave, ou seja, qual de ambos apresentara maior sustentação e menor arrasto.

Numa fase inicial, partiu-se de um valor de coeficiente de sustentação de referência para o dimensionamento da aeronave e da asa. Concluída esta etapa passou-se à concepção em CAD seguido dos cálculos nos códigos comerciais já apresentados. Os resultados



desses cálculos, que iram cindir-se ao estudo da resistência aerodinâmica e sustentação, determinaram a escolha do perfil.

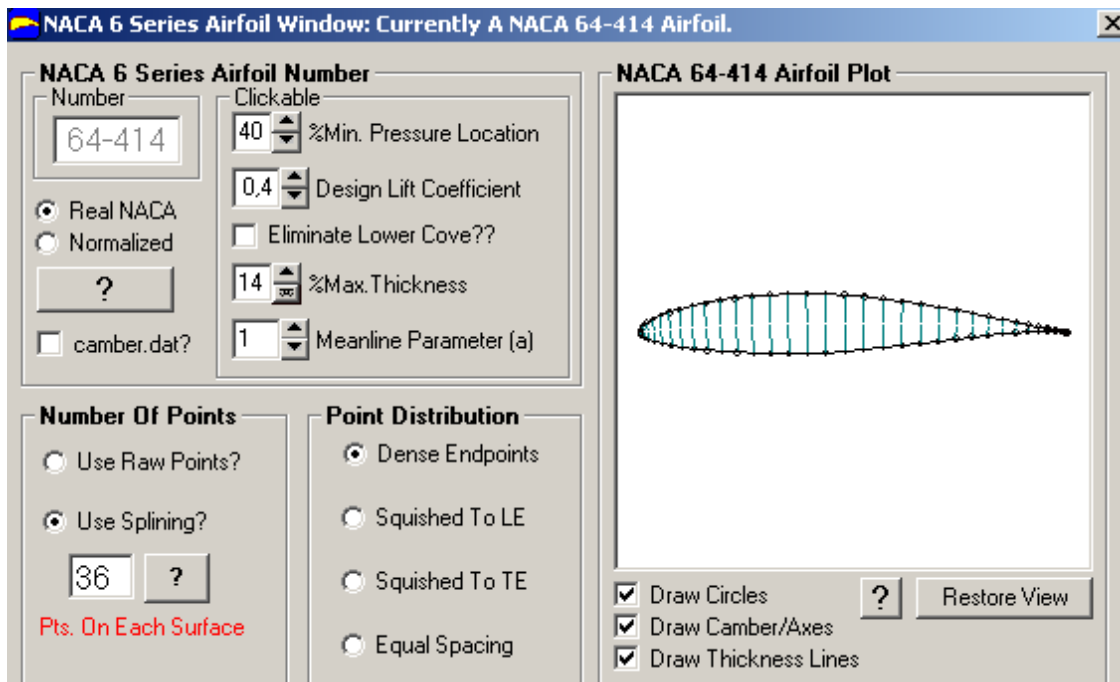
#### 2.4.2. Perfil NACA 64-414

Sendo um perfil da série 6 dígitos, o NACA 64-414 é um perfil laminar com as seguintes características:

- Localização da pressão mínima a 40% da corda.
- Coeficiente de sustentação de projecto de 0,4.
- Máxima espessura de 14%.

O NACA 64-414 foi seleccionado pois é conhecido pelas boas características e por ser empregue em algumas das aeronaves clássicas mais bem sucedidas da história da aviação.

Na figura 4 apresenta-se uma imagem do perfil obtida de um dos programas utilizados, o “Design Foil”.

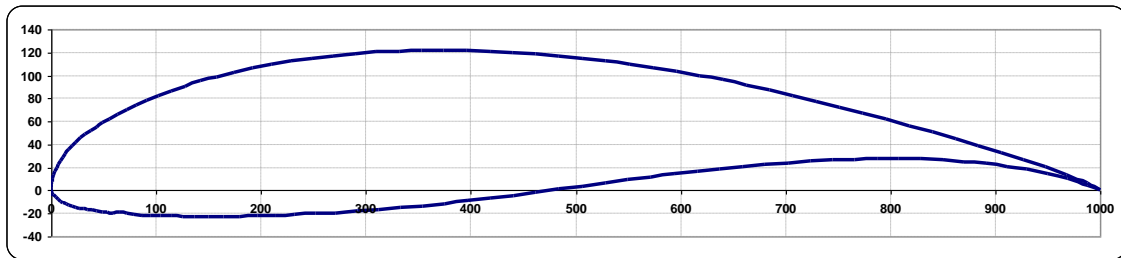


**Figura 4.** NACA 64-414.



### 2.4.3. Wortmann FX 63-137

O perfil Wortmann é um perfil alar da série de 6 dígitos, laminar que se caracteriza por um bom coeficiente de sustentação máximo e por um baixo coeficiente de resistência. Trata-se um perfil mais recente que o NACA 64-414 e tem sido escolhido para o desenho de asas de aeronaves da classe da que se estuda neste projecto.



**Gráfico 1.** Perfil Wortmann FX 63-137.

### 2.4.4. Considerações

Ambas as asas são semelhantes em dimensões e geometria e foram testados para as mesmas condições, com o objectivo de tentar realizar uma comparação directa de resultados.

O dimensionamento da aeronave é directamente influenciado pelas características da asa e nesta etapa inicial um dos parâmetros a considerar é o coeficiente de sustentação. As expressões e metodologia seguidas serão apresentadas nos pontos seguintes, para já, considera-se como dado de partida, um coeficiente de sustentação máximo de 1,6.

### 2.5. Carga alar

Do estudo do perfil alar considera-se o coeficiente de sustentação máximo de 1,6. Substituindo na expressão seguinte determina-se a carga alar.

$$\frac{W_0}{S} = q \times C_L = 6,87 \times 1,6 = 10,99 \text{ lb} / \text{ft}^2$$



## 2.6. Coeficiente de arrasto parasita

### 2.6.1. Introdução

O arrasto é a força que se opõem ao movimento do avião e pode-se subdividir em duas formas. O arrasto induzido e o parasita.

O arrasto induzido: representa o arrasto produzido como consequência do desenvolvimento da sustentação.

O arrasto parasita: representa a resistência oferecida ao movimento devido a perturbações no escoamento provocados por antenas, rebites e pela fricção que se verifica entre a massa de fluido e a aeronave.

O arrasto é função da forma da aeronave (geometria, área frontal, aspectos construtivos, etc), da velocidade e densidade do fluido. As expressões e o cálculo passam-se a apresentar.

### 2.6.2. Coeficiente de arrasto parasita

O coeficiente de arrasto parasita é dado por:

$$C_{DO} = C_{fe} \times \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (7)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 17 onde:

$C_{DO}$  - Coeficiente de arrasto parasita.

$C_{fe}$  - Coeficiente de fricção da superfície da aeronave.

$S_{wet}$  - Área molhada da aeronave ( $ft^2$ ).

$S_{ref}$  - Área de referência da asa ( $ft^2$ ).

Para uma aeronave monomotor convencional, estatisticamente têm-se que:

$$\frac{S_{wet}}{S_{ref}} = 3.8$$



Este valor, obtido da referência bibliográfica 2, página 17 serve por agora de referência. Posteriormente será determinado um novo valor partindo da análise do desenho realizado para a aeronave projectada.

Para uma aeronave em compósito, monomotor e de trem de aterragem fixo têm-se que  $C_{fe}=0,0065$  (valor obtido da referência bibliográfica 2, página 18). Com esta constante determina-se o coeficiente de arrasto parasita

$$C_{Do} = 0,0065 \times 3.8 = 0,0247$$

### 2.6.3. Factor de arrasto devido à sustentação

O arrasto induzido é uma consequência natural da sustentação desenvolvida por uma superfície alar. Sendo o factor de arrasto devido à sustentação dado por:

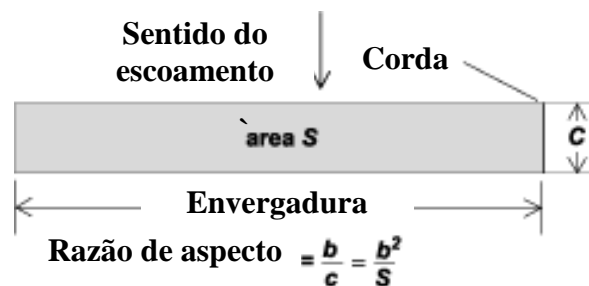
$$K = \frac{1}{0,75 \times \pi \times A} \quad (8)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 18 onde:

K – Coeficiente de arrasto induzido.

A – Razão de aspecto.

Por razão de aspecto entende-se, a razão entre a corda (distância entre o bordo de ataque e o bordo de fuga) e a envergadura da asa.



**Figura 5.** Razão de aspecto de uma asa (Foto adaptada da referência bibliográfica 3).

A razão de aspecto de uma asa tem influência no arrasto por esta produzida, no alcance e na rigidez da estrutura. Sendo um parâmetro definido pelo projectista, a razão de aspecto “A” foi definida como sendo de 8, valor frequente e que combina uma boa rigidez da estrutura com uma boa eficiência aerodinâmica.



Substituindo, determina-se o factor de arrasto induzido.

$$K = \frac{1}{0,75 \times \pi \times 8} = 0,0531$$

## 2.7. Eficiência aerodinâmica

A razão L/D é um parâmetro indicativo da eficiência aerodinâmica da aeronave. Este coeficiente representa a razão entre a sustentação (L – lift) e o arrasto ou resistência (D – drag).

Em termos gerais, pretende-se que uma aeronave seja dimensionada para voar na melhor razão entre a sustentação e a resistência. Se assim for, assegura-se por exemplo, um bom consumo de combustível. Por este motivo, a razão L/D é determinada para a situação de cruzeiro pela seguinte expressão:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Cruzeiro} = \frac{1}{\frac{q_{Cruzeiro} \times C_{DO}}{\left(\frac{W_0}{S}\right)_{Descolagem} + \left(\frac{W_0}{S}\right)_{Descolagem}} \times \frac{K}{q_{Cruzeiro}}} \quad (9)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 18, onde:

L – Sustentação.

D – Arrasto.

$q_{Cruzeiro}$  - Pressão dinâmica calculada para a massa específica à altitude de cruzeiro e para a velocidade de cruzeiro ( $lb / ft^2$ ).

$C_{DO}$  - Coeficiente de arrasto parasita.

$\left(\frac{W_0}{S}\right)_{Descolagem}$  - Carga alar em cruzeiro ( $lb / ft^2$ ).

K – Factor de arrasto induzido.

Nos requisitos iniciais estabeleceu-se que se pretendia que o AP-58 cruze a uma altitude de 3000 ft (que corresponde a uma massa específica atmosférica de 0,0021751 slugs/  $ft^3$ ), e à velocidade de 115 Kts. Com esta informação determina-se a pressão dinâmica em cruzeiro.



$$q_{\text{Cruzeiro}} = \frac{1}{2} \times \rho \times V_{\text{Cruzeiro}}^2 = \frac{1}{2} \times 0,0021751 \times (115 \times 1,689)^2 = 41,03 \text{ lb} / \text{ft}^2$$

Conhecidos os coeficientes de arrasto induzido e parasita determina-se a carga alar em cruzeiro. Recorde-se que a carga alar consiste em dividir o peso da aeronave pela área da asa. O peso é um parâmetro que varia durante o voo, sendo o consumo de combustível o principal facto responsável por essa variação. Com a variação do peso obtém-se uma variação da carga alar, pelo que a carga alar inicialmente determinada é para a situação de peso máximo (tanques de combustível atestados mais o peso do piloto, mais estrutura do avião...), já para a situação de cruzeiro, o peso da aeronave será inferior pois parte do combustível já foi consumido nas etapas de voo prévias, etapas essas que são:

- O arranque e aquecimento;
- A rolagem e o alinhamento com a pista;
- Corrida de descolagem;
- Subida até à altitude de cruzeiro.

Estatisticamente, quando uma aeronave chega à altitude e velocidade de cruzeiro estima-se que esta já consumiu aproximadamente 2 a 2,5% do seu combustível, pelo que a carga alar será de:

$$\left(\frac{W_0}{S}\right)_{\text{Descolagem}} = \left(\frac{W_0}{S}\right)_{\text{Iniciodovo}} \times 0,98 = 10,99 \times 0,98 = 10,77 \text{ lb} / \text{ft}^2$$

Determinada a carga alar, a pressão dinâmica, e conhecendo os coeficientes de arrasto, procede-se com a determinação da razão L/D.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{Cruzeiro}} = \frac{1}{\frac{41,03 \times 0,0247}{10,77} + 10,77 \times \frac{0,0531}{41,03}} = 9,39$$

Recorde-se que o objectivo é que a aeronave voe na melhor razão L/D, pelo que, se no final do dimensionamento da aeronave se verificar que esta não atinge o alcance pretendido, novas correcções serão efectuadas.



## 2.8. Fração de combustível

A fração de combustível exprime a percentagem do peso da aeronave que é combustível e pode ser determinada pela seguinte expressão:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1 - 0,975 \times e^{\frac{-R \times C_{Bhp}}{550 \times \eta_p \times \frac{L}{D}}} \quad (10)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 19, onde:

$W_f$  - Peso de combustível (lb).

$C_{Bhp}$  - Consumo de combustível (lb/hr/hp).

$\eta_p$  - Rendimento do hélice.

$L/D$  - Razão sustentação e arrasto.

R – Alcance (ft)

O termo (1-0,975) significa que o alcance da aeronave é calculado a partir do momento que esta se encontra no ar. Ou seja, parte do combustível já foi consumido nas etapas antecedentes do voo. Considera-se que 2,5% de combustível é consumido no arranque e descolagem sendo esse combustível excluído do cálculo do alcance.

Da tabela 4 disponível em anexo B retira-se que a densidade do combustível é de 5,7 a 100° Fahrenheit. Do manual de utilizador do motor Rotax 912 ULS obtém-se um consumo de 4,9 galões (U.S) /hr em cruzeiro a 75% de potência e a 5000 rpm de velocidade de motor (consultar tabela 5 e 8 em anexo B).

Para aplicar o consumo na expressão da fração de combustível será necessário realizar a respectiva conversão.

1 Galão (U.S) /hr = onças/128 → 4,9 Galões = 627,2 onças de combustível/hr.

1 Grama = onças/3,528E-2 → 627,2 onças = 17777,7 gramas de combustível/hr.

Sabendo que 1 libra (lb) =  $2,205 \times 10^{-3}$  gramas têm-se então:

$2,205 \times 10^{-3} \times 17777,7 = 39,2$  lbs de combustível/hr

Para uma potência máxima sustentável de 95 hp.



$$C_{Bhp} = \frac{39,2}{95} = 0,4126 \text{ lb de combustível/hr/hp.}$$

$$C_{Bhp} = \frac{0,4126}{3600} = 1,1461 \times 10^{-4} \text{ lb de combustível/hr/Bhp}$$

Será importante fazer a conversão do alcance de milhas náuticas para pés e determinar o rendimento do hélice. Sendo o alcance estabelecido nos requisitos iniciais de 500 milhas, têm-se:

$$500 \times 6,076 \times 10^3 = 3038 \times 10^3 \text{ ft}$$

O rendimento do hélice é um dado difícil de adquirir visto que os construtores não fornecem esse tipo de informação. Para obtenção desta informação recorre-se aos dados e expressões estatísticos de onde se estima que o rendimento do hélice seja de 75%.

Substituindo determina-se a fracção de combustível.

$$\frac{W_f}{W_0} = 1 - 0,975 \times e^{\frac{-500 \times 6,076 \times 10^3 \times 1,146 \times 10^{-4}}{550 \times 0,75 \times 7,26}} = 0,109$$

Note-se que haverá sempre uma parte do combustível que nunca estará disponível mas que se encontra no circuito (cerca de 1%). A este acrescenta-se uma reserva de 5%. Desta forma, 6% do total de combustível está indisponível ou é reserva, e que portanto, deve ser acrescentado à fracção inicial.

$$\frac{W_f}{W_0} = 0,109 \times 1,06 = 0,1155$$

O cálculo da fracção de combustível indica que 11,55% do peso da aeronave deverá ser combustível, para permitir à aeronave atingir as 500 milhas de alcance.

## 2.9. Peso em vazio

O Peso vazio representa a soma do peso da estrutura da aeronave, incluindo o sistema de propulsão mas excluindo; os tripulantes, o combustível e outros fluidos e excluindo também a carga. O seu cálculo inicia-se com a determinação da fracção de peso vazio que é dada pela seguinte expressão:

$$\frac{W_e}{W_0} = a \times W_0^{-0,99} \quad (11)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 20.



A fracção de peso vazio representa o rácio entre o peso vazio da aeronave e o peso máximo à descolagem ou peso total onde:

a – constante.

$W_0$  - Peso máximo á descolagem (lb).

A constante “a” para uma aeronave monomotor em compósito será de 1,15 (obtido da referência bibliográfica 2, página 20). Relativamente ao peso máximo à descolagem, esse já foi determinado anteriormente sendo de 1273 lb.

Calculando têm-se:

$$\frac{W_e}{W_0} = 1,15 \times 1273^{-0,99} = 0,604$$

De onde se retira o peso vazio de:

$$W_e = 1273 \times 0,604 = 769 \text{ lb}$$

## 2.10. Dimensionamento iterativo

### 2.10.1. 1ª Iteração

Com os parâmetros calculados anteriormente procede-se agora à determinação do peso máximo à descolagem. Este cálculo efectua-se de acordo com a seguinte expressão.

$$W_0 = \frac{W_{Tripulante} + W_{Carga}}{1 - \frac{W_e}{W_0} - \frac{W_f}{W_0}} \quad (12)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 21.

Sendo uma aeronave monolugar, assume-se um peso médio para o piloto de 200 lb e não se tratando de uma aeronave transportadora de carga no verdadeiro sentido, inclui-se no entanto, uma capacidade de carga útil de 40 lb.

O processo de cálculo é iterativo e desenvolve-se da seguinte forma:

1. Atribui-se um valor para o peso máximo à descolagem ( $W_0$ ), com esse valor determina-se a fracção de peso vazio.



$$\frac{W_e}{W_0} = a \times W_0^{-0,99}$$

2. Com o valor da fracção de peso vazio e com o valor atribuído ao peso máximo à descolagem determina-se o peso em vazio.

$$W_e = W_0 \times \frac{W_e}{W_0}$$

Substituindo na expressão inicial determina-se o peso máximo à descolagem.

Relativamente à fracção de combustível, esta permanece inalterada pois  $C_{Bhp}$ ,  $\eta_p$  e R não estão relacionados com  $(W_0)$ , logo não tem influência no valor de  $W_0$ .

$$\frac{W_f}{W_0} = 1 - 0,975 \times e^{\frac{-R \times C_{Bhp}}{550 \times \eta_p \times \frac{L}{D}}}$$

Por seu lado,  $L/D$  também não depende de  $(W_0)$  isto porque a carga alar à descolagem depende da pressão dinâmica e do coeficiente de sustentação.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Cruzeiro} = \frac{1}{\frac{q_{Cruzeiro} \times C_{DO}}{\left(\frac{W_0}{S}\right)_{Descolagem}} + \left(\frac{W_0}{S}\right)_{Descolagem}} \times \frac{K}{q_{Cruzeiro}}$$

$$\frac{W_0}{S} = q \times C_L$$

3. Determina-se a diferença entre o peso máximo à descolagem atribuído inicialmente no passo 1 e entre o calculado no passo 2.
4. Repete-se o processo para vários valores de  $(W_0)$  até que se obtenha a menor diferença entre o valor de  $(W_0)$  atribuído e calculado.



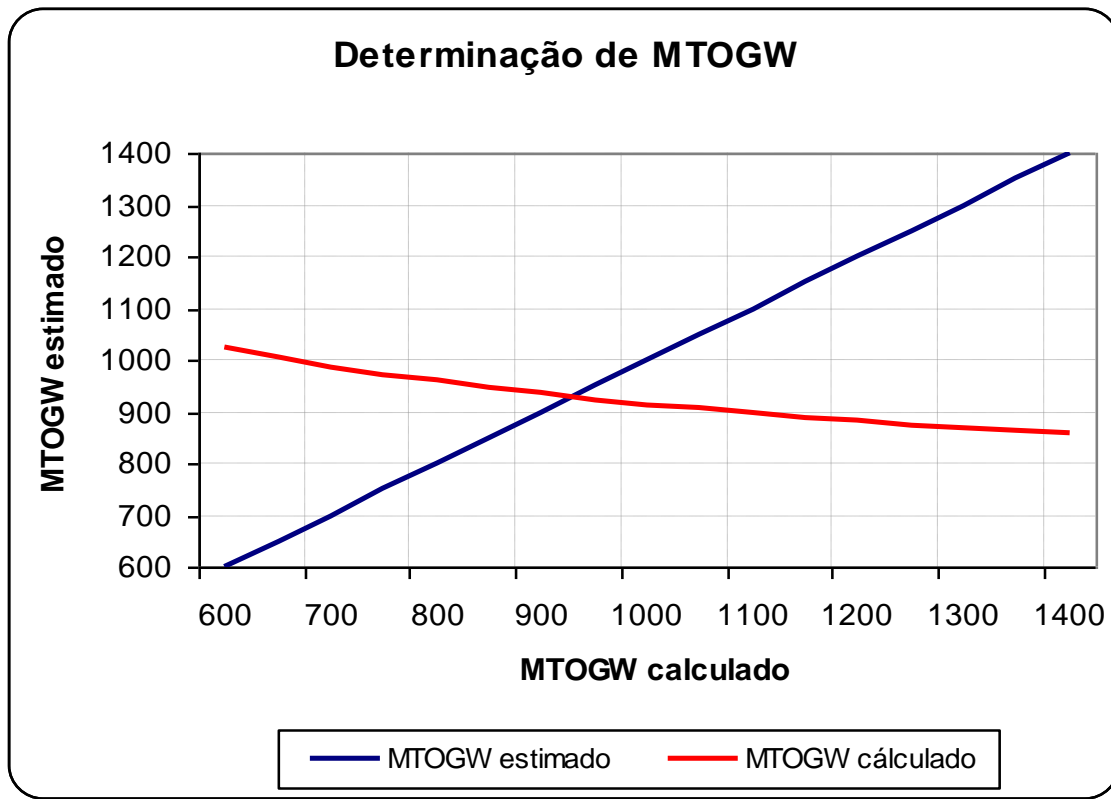
Os resultados das várias iterações são apresentados na seguinte tabela.

<b>Determinação de MTOGW por análise gráfica</b>				
Wo estimado	We/Wo	We	Wo calculado	Diferença
600	0,647	387,99	1023,39	-423,39
650	0,642	417,30	1004,31	-354,31
700	0,638	446,41	987,38	-287,38
750	0,634	475,34	972,22	-222,22
800	0,630	504,09	958,54	-158,54
850	0,627	532,68	946,10	-96,10
900	0,623	561,12	934,73	-34,73
950	0,620	589,42	924,27	25,73
1000	0,618	617,59	914,61	85,39
1050	0,615	645,62	905,64	144,36
1100	0,612	673,54	897,29	202,71
1150	0,610	701,35	889,49	260,51
1200	0,608	729,04	882,17	317,83
1250	0,605	756,63	875,29	374,71
1300	0,603	784,13	868,80	431,20
1350	0,601	811,52	862,67	487,33
1400	0,599	838,83	856,86	543,14

**Tabela 1.** Determinação do peso máximo à descolagem.



Representando de uma forma gráfica têm-se:



**Gráfico 2.** Determinação do peso máximo à descolagem.

Pelo gráfico verifica-se que o peso máximo à descolagem da aeronave será de 929 lb.

### 2.11. Correção

Com o novo valor de ( $W_0=929$  lb) determinado no ponto 2.10.1 procede-se à repetição dos cálculos, desta feita com o novo valor de ( $W_0$ ). Os novos resultados apresentam-se na tabela 2.



<b>Resultados</b>		
Parâmetros	Valor	Unidades
Razão peso vs potência – Wo/P	9,29	lb/hp
Peso máximo à descolagem – Wo	929	lb
Massa específica atmosférica (SL)	0,00238	slug/ft <sup>3</sup>
Pressão dinâmica (perda) – q	6,87	lb/ft <sup>2</sup>
Carga alar – W/S	10,99	lb/ft <sup>2</sup>
Coeficiente de arrasto parasita – Cdo	0,0247	
Coeficiente de arrasto induzido – K	0,0530	
Massa específica atmosférica (cruzeiro)	0,0021751	slug/ft <sup>3</sup>
Pressão dinâmica (cruzeiro) – q	41,03	lb/ft <sup>2</sup>
Sustentação vs arrasto (cruzeiro) – L/D	9,39	
Fracção de combustível – Wf/Wo	0,109	
Consumo específico de combustível – Cbhp	1,15E-04	lb/hr/bhp
Peso de combustível – Wf	101	lb
Fracção de peso em vazio – We/Wo	0,622	
Peso em vazio – We	577	lb

**Tabela 2.** Principais parâmetros obtidos com o novo valor de MTOGW.

## 2.12. Dimensionamento do hélice

O dimensionamento do hélice centra-se no cálculo da velocidade da ponta das pás, que não deve exceder a velocidade do som. Ao aproximar-se da velocidade do som o hélice gera ruído e verificam-se acentuadas perdas de rendimento. A velocidade na ponta do hélice é determinada pela seguinte expressão:

$$V_{Ponta} = W \times R \quad (13)$$

Onde,

$V_{Ponta}$  - Velocidade na ponta da pá do hélice.

W – Velocidade angular.

R – Raio do hélice.



Analisando a expressão verifica-se que, para uma dada velocidade de rotação, quanto maior o raio do hélice, maior a velocidade da ponta da pá. Sendo assim, optou-se por um hélice de menor raio e com um maior número de pás. Neste caso 3 pás.

O diâmetro do hélice é dado pela seguinte expressão numérica:

$$D = 1,50 \times \sqrt[4]{bhp} \quad (14)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 23, onde:

D – Diâmetro do hélice (ft).

Bhp – Potência do motor (brake horse power) (hp). Potência máxima do Rotax 912 ULS é de 100 hp têm-se.

Substituindo obtêm-se o diâmetro do hélice:

$$D = 1,50 \times \sqrt[4]{100} = 4,74 \text{ ft}$$

Convertendo para polegadas obtêm-se um diâmetro de 56,92 polegadas.

A velocidade do som é de 1130 ft/s, no entanto, segundo a norma FAR (hélices) verificam-se perdas de rendimento consideráveis para velocidades na ponta acima dos 950 ft/s, pelo que recomenda-se que o hélice opere abaixo desta velocidade.

$$V_{\text{pontahelicoidal}} = \sqrt{V^2 + (\pi \times N \times D)^2} \quad (15)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 23 onde:

V - Velocidade da aeronave (milhas/hr)

$(\pi \times N \times D)$  - Velocidade na ponta das pás com aeronave parada (ft/s)

Para a velocidade máxima da aeronave de 130 Kts e para uma velocidade de rotação máxima do hélice de 2243 rpm (informação obtida do manual da Rotax), a velocidade na ponta da pá será de:

$$V_{\text{pontahelicoidal}} = 632 \text{ ft/s}$$

Conclui-se que a pá de 4,74 ft respeita os limites de velocidade e ruído.

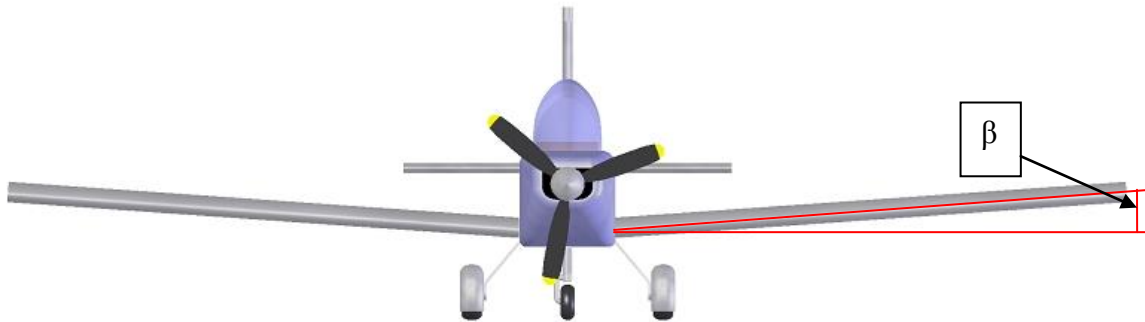
No desenho da aeronave foi também respeitada a separação mínima do hélice relativamente ao solo, seguindo as instruções da CS-VLA 925 e a sua equivalente FAR.



### 2.13. Geometria da asa

A asa é o elemento da aeronave que desenvolve a sustentação necessária para equilibrar o peso. Para o AP-58 optou-se por uma configuração simples, a asa terá uma forma rectangular e os seus elementos estruturais atravessaram a fuselagem (estrutura continua) tornando, desta forma, a estrutura mais rígida e eliminando a necessidade de montantes expostos ao escoamento.

A asa estará disposta numa posição baixa na fuselagem e terá um ângulo diedro de 5 graus. Este ângulo pode-se definir como o ângulo formado pela envergadura da asa relativamente ao horizonte (figura 14). Os valores habituais concentram-se entre os 5 e os 7 graus (tabela 10 anexo B).



**Figura 6.** Ângulo diedro.

A corda e espessura permanecem constantes ao longo da envergadura e sendo uma asa direita, a flecha será de  $0^\circ$ . Estas características foram escolhidas de modo a simplificar a forma da asa, reduzindo assim os custos de construção.

Em termos aerodinâmicos, esta configuração apresenta algumas vantagens. Como a corda e espessura são constantes estão favorecidas as condições de controlo da aeronave a baixa velocidade.

Em termos construtivos as grandes desvantagens serão o peso da estrutura, um momento angular e um arrasto induzido superiores associados a vórtices de ponta da asa mais intencões.



### 2.13.1. Dimensionamento da asa

Dividindo o peso máximo pela carga alar, à descolagem, determina-se a área alar.

$$S = \frac{W_0}{\frac{W_0}{S}} \quad (16)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 25.

Recordando os valores anteriormente calculados, e substituindo, obtêm-se:

$$S = \frac{929}{10,99} = 84,54 \text{ ft}^2$$

Para se determinar o comprimento e corda da asa recorre-se à expressão da razão de aspecto.

$$b = \sqrt{A \times S} \quad (17)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 26, onde;

b – Envergadura da asa ( ft).

A – Razão de aspecto. Definida anteriormente como sendo de 8.

S – Área alar ( ft<sup>2</sup>).

Substituindo,

$$b = \sqrt{84,54 \times 8} = 26,01 \text{ ft}$$

Dividindo pela área alar determina-se a corda da asa.

$$c = \frac{84,54}{26,01} = 3,25 \text{ ft}$$

Relativamente ao ponto de estabilidade neutra define-se por regra que este se encontra a 25% da corda, ou seja a  $3,25 \times 0,25 = 0,81$  ft.

Para concluir o dimensionamento básico da asa proceder-se à determinação do ângulo de incidência. Sendo este o ângulo com que a asa é “instalada na fuselagem” (figura 15), por outras palavras, o ângulo formado entre a corda e o horizonte. O seu cálculo inicia-se com a determinação do coeficiente de sustentação para condições de cruzeiro, que ocorrem para uma velocidade e altitude de 115 Kts e 3000 ft, respectivamente.

$$q_{\text{Cruzeiro}} = \frac{1}{2} \times \rho \times V_{\text{Cruzeiro}}^2 = \frac{1}{2} \times 0,0021751 \times (115 \times 1,689)^2 = 41,03 \text{ lb / ft}^2$$



$$\frac{W_0}{S} = q_{Cruzeiro} \times C_L \Rightarrow C_L = \frac{W_0}{S \times q_{Cruzeiro}} \quad (18)$$

Substituindo têm-se:

$$C_L = \frac{W_0}{S \times q_{Cruzeiro}} = \frac{929}{84,54 \times 41,03} = 0,27$$

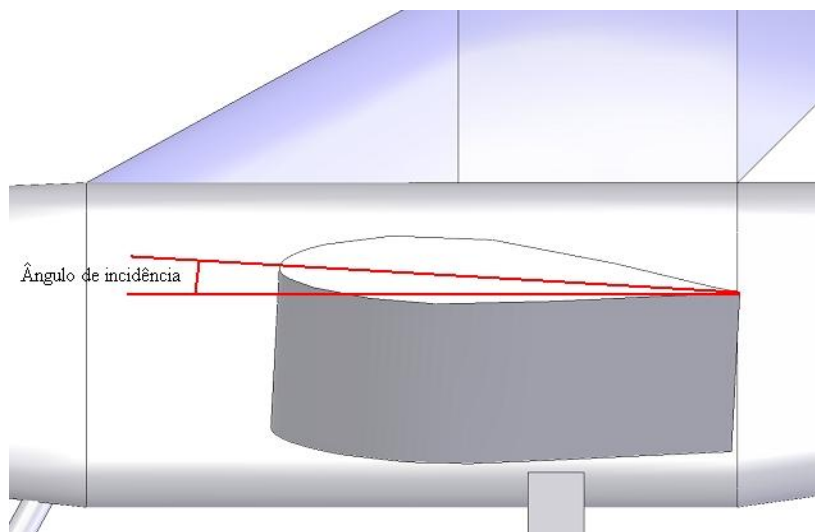
O coeficiente de sustentação nulo verifica-se aos  $-3^\circ$  de ângulo de ataque. Tanto para o perfil alar NACA como para o Wortmann. A seguinte expressão permite determinar o ângulo de incidência.

$$\alpha_{Incidência} = C_{L_{Cruzeiro}} \times \left[ 10 + \frac{18}{A} \right] + \alpha_{Sustentação\ nula} \quad (19)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 34.

Substituindo,

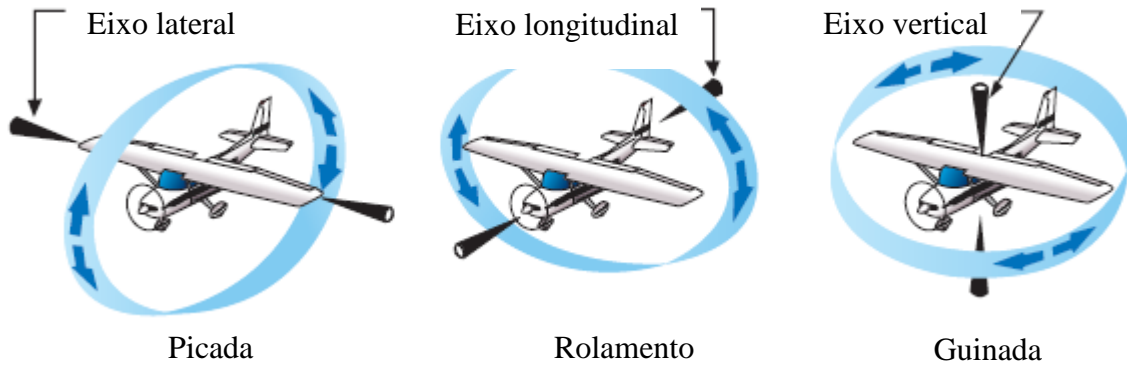
$$\alpha_{Incidência} = 0,27 \times \left[ 10 + \frac{18}{8} \right] - 3 = 0,3^\circ$$



**Figura 7.** Ângulo de incidência.

#### 2.14. Empenagem Horizontal

A empenagem horizontal é constituída pelo estabilizador horizontal que permite a estabilidade da aeronave no eixo vertical, e pelo leme de profundidade que controla o ângulo de picada da aeronave.



**Figura 8.** Eixos de uma aeronave e movimentos relativos (Foto obtida da referência bibliográfica 3).

#### 2.14.1. Dimensionamento da empenagem horizontal

Os dois parâmetros fundamentais para o dimensionamento da empenagem são:

- A distância relativamente à asa principal e ao centro de gravidade da aeronave
- A área da empenagem.

A expressão que permitirá o dimensionamento da empenagem é dada por:

$$S_{HT} = C_{HT} \times \frac{c_{média\ da\ asa} \times S_{Asa}}{L_{HT}} \quad (20)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 36, onde;

$S_{HT}$  - Área da empenagem horizontal ( $ft^2$ ).

$C_{HT}$  - Constante.

$c_{média\ da\ asa}$  - Corda média da asa (ft).

$S_{Asa}$  - Área da asa ( $ft^2$ ).

$L_{HT}$  - Distância da linha de estabilidade neutra da empenagem ao centro de gravidade da aeronave, este valor é estimado a partir do desenho da aeronave (ft).

Do desenho inicial estima-se uma distância  $L_{HT}$  de 10 ft e um valor de 0,5 para a constante  $C_{HT}$  (tabela 11 anexo B). Substituindo determina-se a área da empenagem.

$$S_{HT} = 0,5 \times \frac{3,421 \times 84,54}{10} = 14,46 \text{ } ft^2$$



Sabendo que  $\lambda = 1$  e após consulta da tabela 11, anexo B, define-se uma razão de aspecto de 4. O cálculo da envergadura e corda são os parâmetros seguintes a determinar.

$$b = \sqrt{A \times S}$$
$$b = \sqrt{4 \times 16,49} = 8,12 \text{ ft}$$
$$c = 2,03 \text{ ft}$$

## 2.15. Empenagem vertical

Constituída pelo estabilizador vertical que mantém a estabilidade da aeronave no eixo lateral e longitudinal, e pelo leme de direcção, superfície de controlo actuado pelos pedais e que permite a rotação da aeronave em torno do eixo vertical.

### 2.15.1. Dimensionamento da empenagem vertical

A empenagem vertical é de corda e espessura constantes. Para o seu dimensionamento as considerações serão as mesmas que para a empenagem horizontal.

$$S_{VT} = C_{VT} \times \frac{b_{asa} \times S_{Asa}}{L_{VT}} \quad (21)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 36, onde;

$S_{VT}$  - Área da empenagem vertical (  $ft^2$  ).

$C_{VT}$  - Constante.

$b_{asa}$  - Envergadura da asa (ft).

$S_{Asa}$  - Área da asa (  $ft^2$  ).

$L_{VT}$  - Distância da linha de estabilidade neutra da empenagem ao centro de gravidade da aeronave. Este valor é estimado a partir do desenho da aeronave (ft).

Da tabela 11 anexo B retira-se que  $C_{VT} = 0,4$ . Do desenho determina-se que  $L_{VT} = 10$  ft. O cálculo da área segue-se.

$$S_{VT} = 0,04 \times \frac{26,01 \times 84,54}{10} = 8,79 \text{ ft}^2$$



Para uma razão de aspecto de 1,5 (tabela 11 em anexo B), calcula-se a envergadura.

$$b = \sqrt{A \times S}$$
$$b = \sqrt{1,5 \times 8,79} = 4,19 \text{ ft}$$

A empenagem terá uma maior área do que aquela determinada. O resultado será uma maior autoridade a baixa velocidade com a desvantagem do aumento da resistência.

## 2.16. Dimensionamento da fuselagem

A fuselagem assegura o transporte e acomodamento da carga, passageiros, combustível e aviônicos. É ainda o elemento ao qual todos os restantes elementos se vão fixar. O dimensionamento é realizado recorrendo à seguinte expressão:

$$L = 3,6 \times W_0^{0,23} \text{ ft} \quad (22)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 39, onde;  
Substituindo o peso máximo à descolagem, obtêm-se o comprimento.

$$L = 3,6 \times 929^{0,23} = 17,33 \text{ ft}$$

## 2.17. Dimensionamento da tomada de ar

Segundo a especificação CS-VLA 1047, a situação mais gravosa em termos de geração de calor ocorre em regime de potência máxima. Este esforço imposto ao motor pode ocorrer a qualquer momento e em qualquer etapa de voo, no entanto, a situação mais severa ocorrerá na etapa de subida para a altitude de cruzeiro, imediatamente após a descolagem. Nesta fase do voo, a velocidade será relativamente baixa e o peso da aeronave próximo do seu máximo. Por este motivo, será para este regime de voo que se irá realizar o dimensionamento da tomada de ar, mais concretamente determinar a área de passagem de ar, que é dada pela seguinte expressão:

$$A_{\text{Arrefecimento}} = \frac{bhp}{2,2 \times V_{\text{Subida}}} \quad (23)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 53, onde;

$A_{\text{Arrefecimento}}$  - Área de tomada de ar ( $ft^2$ ).

$V_{\text{Subida}}$  - Velocidade de subida, estimada em 80 Kts.  $bhp$  - Potência do motor (hp).



A área necessária para assegurar uma eficiente ventilação e dissipação do calor produzido pelo sistema de propulsão será de:

$$A_{Arrefecimento} = \frac{100}{2,2 \times 80 \times 1,689} = 0,3364 \text{ ft}^2$$

Posteriormente verificou-se que a melhor velocidade de subida iria ocorrer aos 87 Kts pelo que procedeu-se a um novo cálculo deste valor que está disponível na tabela de configuração final da aeronave.

## 2.18. Autonomia

Para a determinação do tempo máximo de voo é primeiro necessário aferir o peso de combustível que a aeronave irá transportar.

$$W_f = W_0 - W_{Tripulantes} - W_{Carga} - \left( \frac{W_e}{W_0} \right) \times W_0 \quad (24)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 65.

Retirando ao peso máximo à descolagem ou peso total, o peso do tripulante (200 lb), o peso de carga (50 lb) e considerando a fracção de peso vazio da aeronave, determina-se o peso de combustível a bordo.

$$W_f = 929 - 200 - 50 - 0,622 \times 929 = 101,16 \text{ lb}$$

Sabendo que a densidade do combustível é de 6 lb/galão determina-se que a capacidade de combustível será de 16,86 galões.

Do manual do motor retira-se que as condições de cruzeiro recomendadas são de 75% de potência para um consumo de 4,9 galões por hora (tabela 5 anexo B). De onde se conclui:

$$T_{Tempo\_máx\_voo} = \frac{16,86}{4,9} = 3,44 \text{ hrs}$$

Assumindo as condições de cruzeiro ideais (sem ventos de cauda ou frontais), estima-se uma autonomia de:

$$R_{Máximo} = 3,44 \times (15 \times 1,151) = 455 \text{ NM}$$

Este valor encontra-se abaixo do valor definido nos pré-requisitos iniciais (500 milhas). Posteriormente, com o desenho em CAD será realizado um novo cálculo da autonomia



e verificar se esta se mantém inferior ao pretendido, se for o caso será necessário proceder a correcções.

## 2.19. Trem de aterragem

O trem de aterragem é o elemento que suporta a energia de impacto e vibrações das aterragens e descolagens das aeronaves. O trem de aterragem pode-se classificar em dois tipos; o triciclo e o trem convencional. O trem triciclo será o tipo adoptado para o AP-58.

As rodas são componentes que se inserem no trem e são estas que vão absorver uma parte dos esforços e vibrações. O seu dimensionamento será o passo seguinte a realizar.

Estatisticamente considera-se que 90% do peso da aeronave é suportado pelo trem principal e os restantes 10% são suportados pelo trem de nariz.

### 2.19.1. Dimensionamento do trem de aterragem

O diâmetro das rodas do trem pode ser determinado de acordo com a seguinte expressão:

$$\phi = A \times W_{Roda}^B \quad (25)$$

Expressões e constantes obtidas da referência bibliográfica 1, página 233, onde;

$\phi$  - Diâmetro (polegadas - in) e Largura (in), do trem de aterragem.

A – Constante, consultar tabela 12 em anexo B.

B – Constante, consultar tabela 12 em anexo B.

$W_{Roda}$  - Peso na roda (lb)

#### 2.19.1.1 Trem principal

Diâmetro

A=1,510

$$\phi = 1,51 \times (29 \times 0,9)^{0,349} = 15,80in$$

B=0,349



Largura

$$A=0,715$$

$$B=0,312$$

$$\phi = 0,715 \times \left( 29 \times 0,1 \right)^{0,312} = 5,83in$$

#### 2.19.1.2 Trem de nariz

Diâmetro

$$A=1,510$$

$$B=0,349$$

$$\phi = 1,51 \times \left( 29 \times 0,1 \right)^{0,349} = 7,34in$$

Largura

$$A=0,715$$

$$B=0,312$$

$$\phi = 0,715 \times \left( 29 \times 0,1 \right)^{0,312} = 2,94in$$

O piso onde a aeronave irá operar constitui uma condicionante no dimensionamento do trem. Considera-se que se uma aeronave opera em terrenos irregulares os diâmetros deveram sofrer um incremento de 3%. Não será o caso do AP-58.

#### 2.20. Superfícies hiper-sustentadoras

As superfícies hiper-sustentadoras têm como objectivo melhorar as capacidades de sustentação da asa. Designadas por Flaps e Slats, estas superfícies localizam-se respectivamente ao longo do bordo de fuga e ao longo do bordo de ataque da asa.

Ambos os elementos existem em diversas formas e variantes mas em termos genéricos são superfícies que aumentam a área da asa e alteram o seu perfil ou forma, possibilitando deste modo à aeronave desenvolver maior sustentação. Empregam-se com maior frequência em regimes de voo de baixa velocidade como é o caso das aterragens e descolagens.

O AP-58 estará equipado apenas com flaps do tipo simples e o seu dimensionamento irá incidir no cálculo do aumento do coeficiente de sustentação.



$$C_{L_{Máx}} = C_{L_{Máxlimpo}} + 0,9 \times \Delta C_{L_{Má}} \times \left( \frac{S_{Flaped}}{S_{Ref}} \right) \times \cos \beta_{Flecha} \quad (26)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 90, onde;

$\cos \beta_{Flecha} = 1$ , a asa do AP-58 é uma asa direita, sem flecha.

$$\Delta C_{L_{Má}} = 0,9$$

$C_{L_{Máxlimpo}}$  - NACA 64-414  $C_{L_{Má}} = 1,55$ . Sabendo que:  $C_{L_{Má}} = 0,9 \times C_{L_{Má}} \times \cos \beta_{Flecha}$ ,

pelo que se determina que:

$$C_{L_{Má}} = 1,55 \times 0,9 = 1,41$$

No caso da asa wortmann têm-se um  $C_{L_{Má}} = 1,60$  logo o resultado aponta para 1,44.

Do desenho da aeronave em “Solidworks” retiram-se as dimensões e calculam-se os seguintes parâmetros:

$S_{Ref}$  - Área plana da asa.

$$S_{Ref} = 84,54 \text{ ft}^2$$

Para o flap escolheu-se um comprimento de 8 ft pelo que a área da asa abrangida pelo flap é de:

$$S_{Flaped} = 52,01 \text{ ft}^2$$

$S_{Flaped}$  - Área da asa abrangida pelo flap.

Para a asa wortmann os valores serão  $S_{Ref} = 83,47 \text{ ft}^2$

Substituindo obtêm-se para ambos os perfis alares;

$$C_{L_{Máx}} \cong 1,80$$

Este representa o valor máximo para o coeficiente de sustentação da asa (c/flaps) para a aeronave na sua configuração final.

## 2.21. Perfis alares

### 2.21.1. Introdução

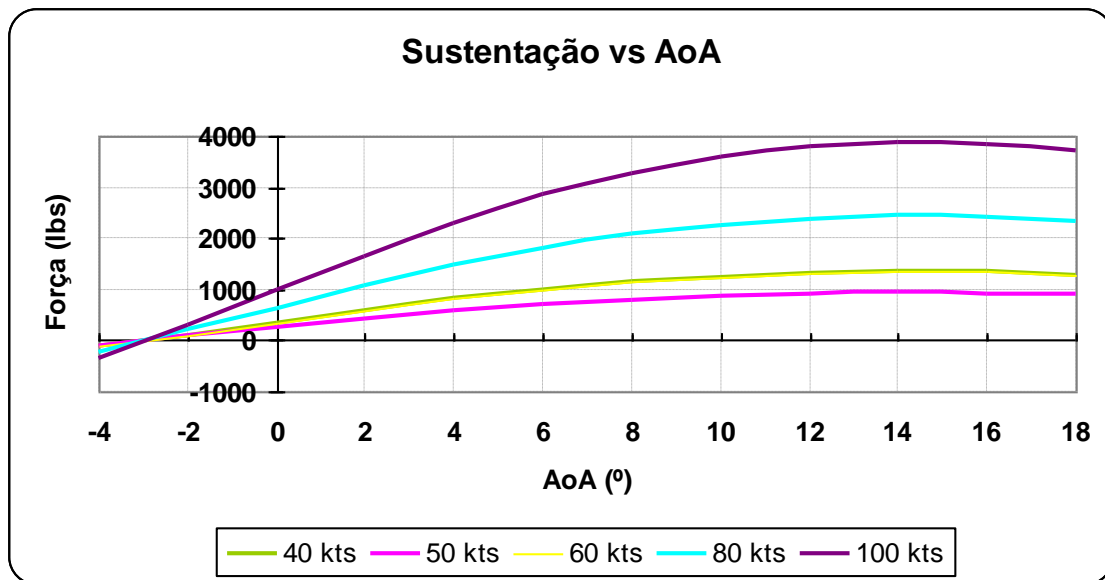
Foram analisados dois perfis alares, o NACA 64-414 (“Design foil e “floworks”) e o Wortmann FX 63-137 (“floworks”). Desse estudo pretende-se determinar qual o melhor



perfil para a aeronave. Os perfis já foram apresentados no ponto 2.4, pelo que neste ponto pretende-se apresentar os resultados dos ensaios realizados.

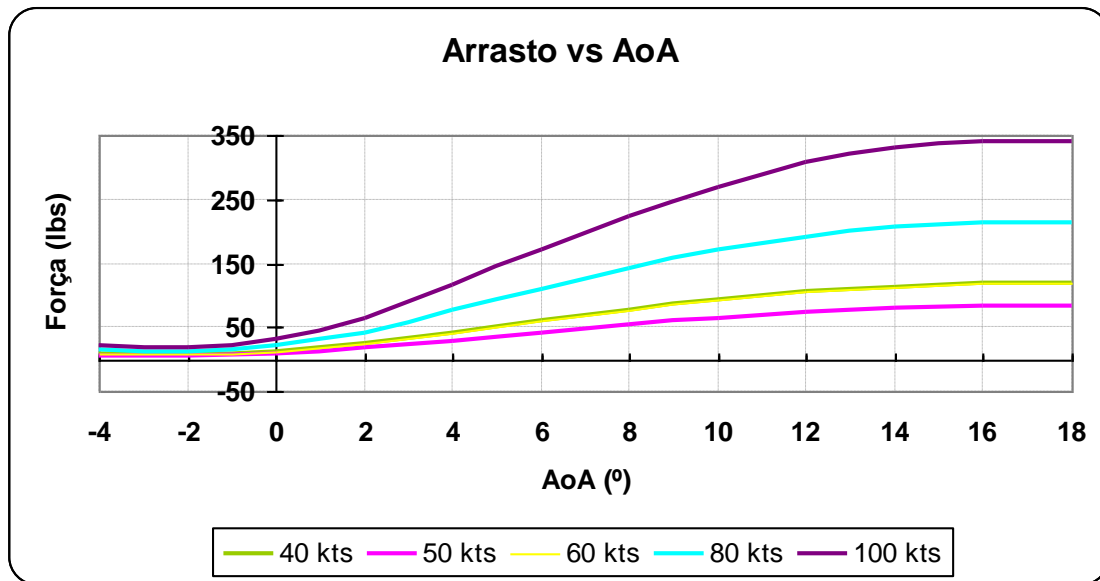
### 2.21.2. Perfil NACA 64-414

Os cálculos no “Design Foil” e “floworks” (3D) foram realizados para as altitudes de 1000 pés e 4000 pés, e para as velocidades de 40 kts, 50 kts, 60 kts, 80 kts e 100 kts. O objectivo é analisar o comportamento da asa próximo da velocidade de cruzeiro e próximo das velocidades críticas como é o caso da velocidade mínima de voo.



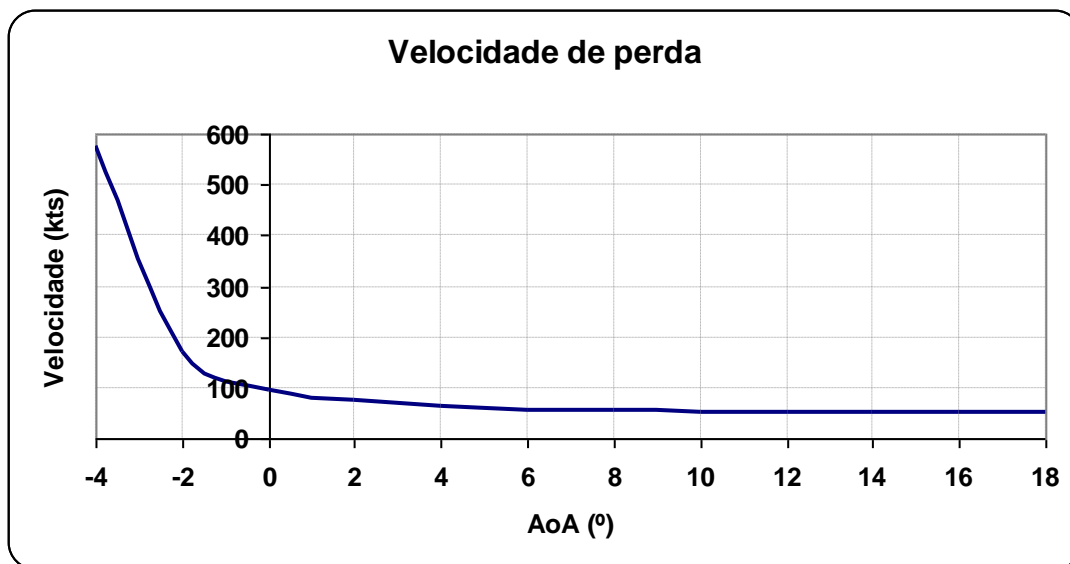
**Gráfico 3.** Força sustentadora produzida pela asa NACA com variação do ângulo de ataque, a 1000 pés de altitude (Design foil).

Analisando o gráfico 3, verifica-se para o aumento da velocidade e/ou do ângulo de ataque, um aumento da força de sustentação desenvolvida pela asa.



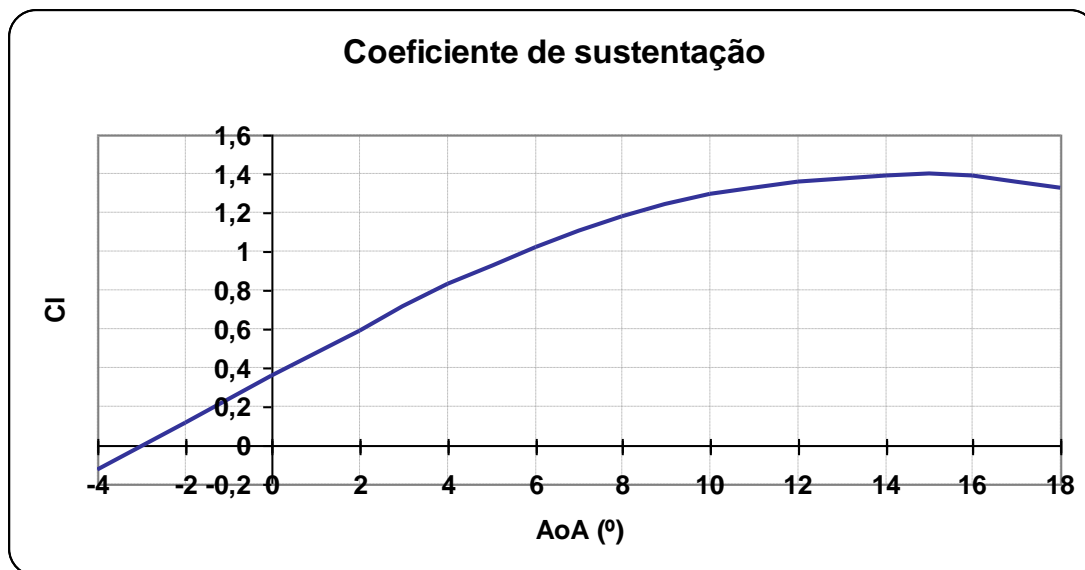
**Gráfico 4.** Força de arrasto produzida pela asa NACA com variação do ângulo de ataque a 1000 pés de altitude (Design foil).

No gráfico 4, o arrasto produzido pela asa aumenta com o aumento da velocidade e do ângulo de ataque.



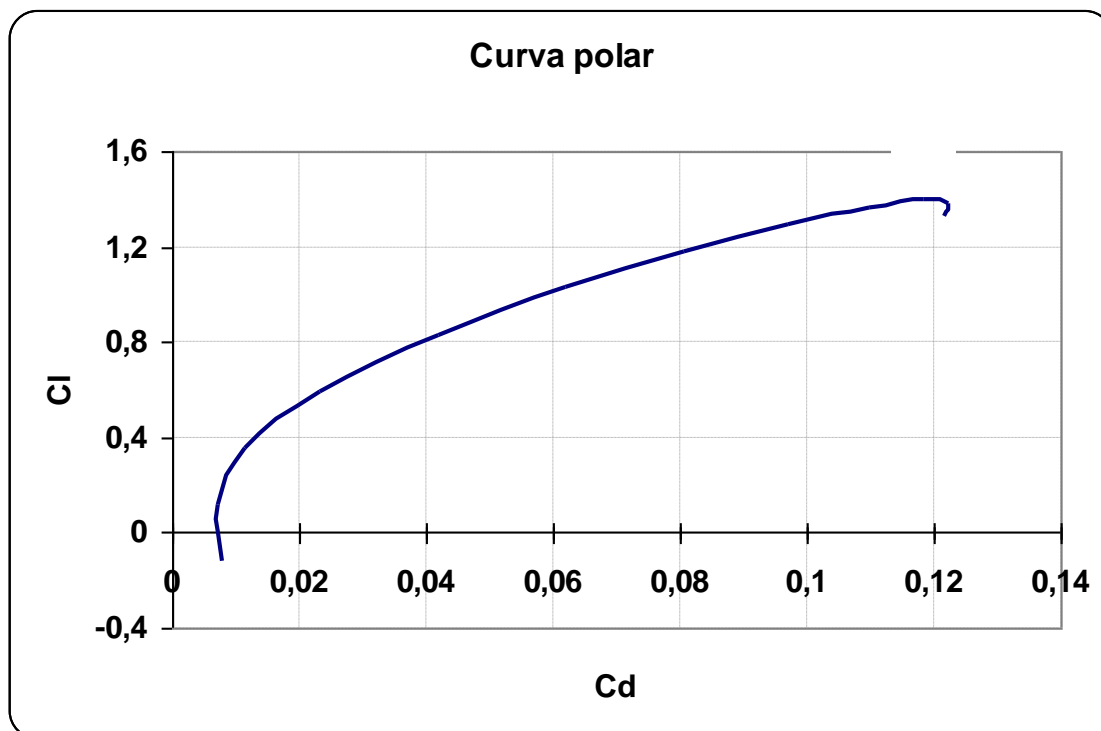
**Gráfico 5.** Variação da velocidade de perda com o ângulo de ataque para asa NACA (Design foil).

No gráfico 5 verifica-se que a velocidade mínima de voo tende para os 40/50 kts sendo este valor posteriormente confirmado pelos cálculos teóricos.

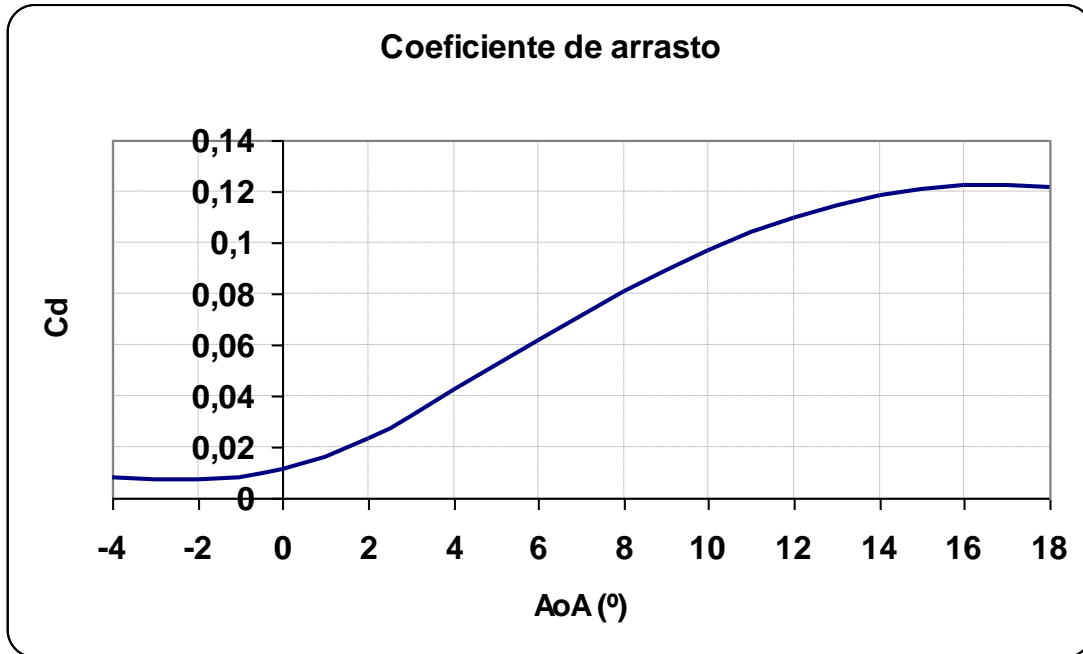


**Gráfico 6.** Coeficiente de sustentação da asa NACA (Design foil).

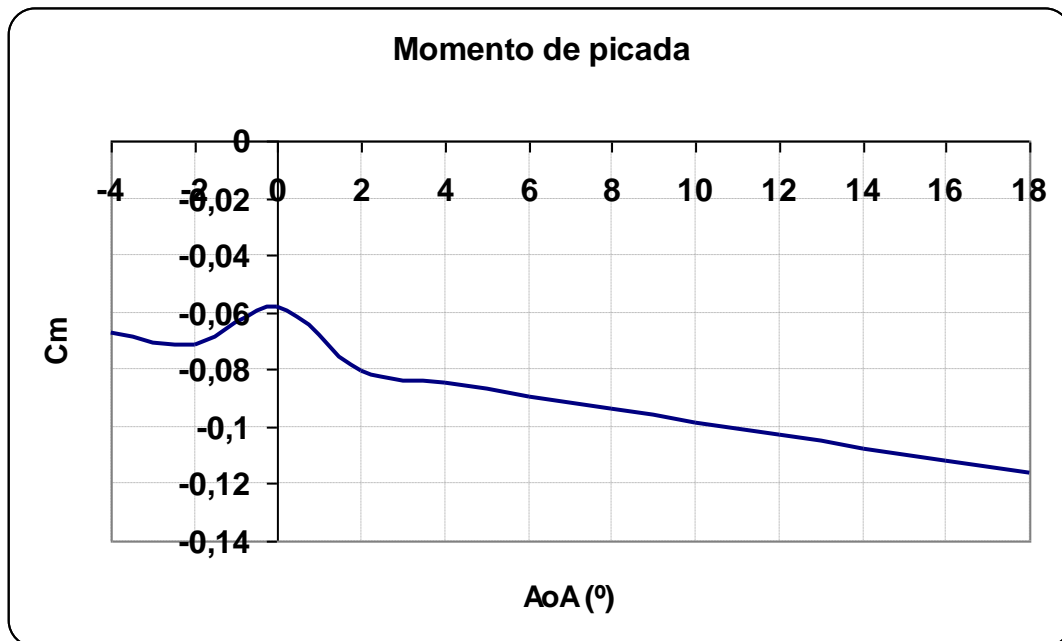
No gráfico 6, apresenta-se o coeficiente de sustentação máximo de 1,410 confirmado pelos cálculos teóricos. A curva polar, a evolução do coeficiente de arrasto e o momento de picada apresentam-se nos gráficos 12,13,14.



**Gráfico 7.** Curva polar para asa NACA (Design foil).

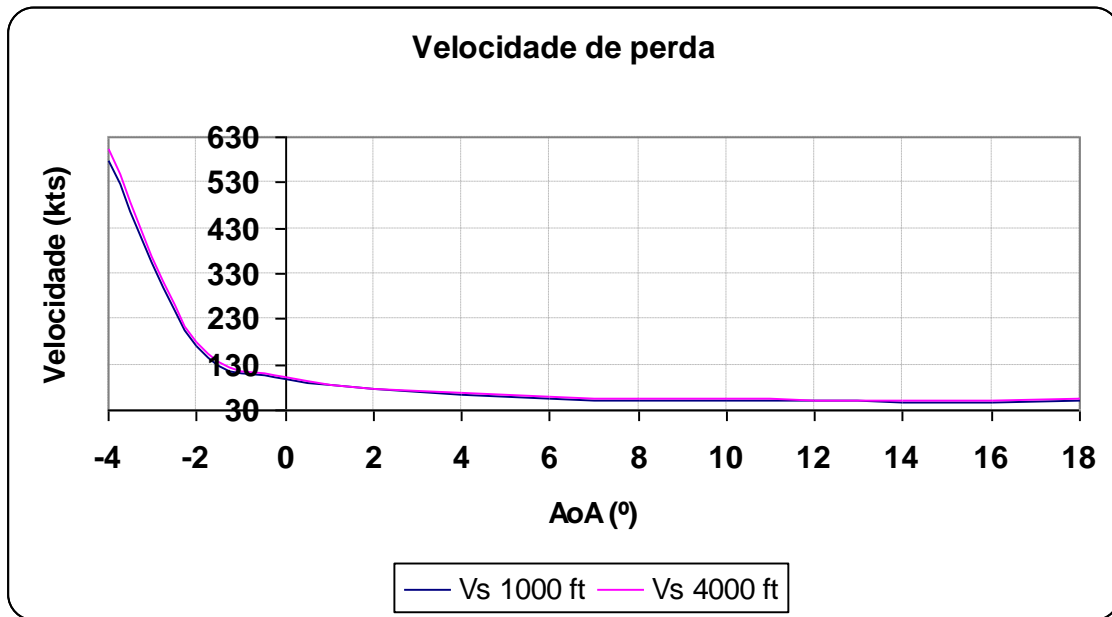


**Gráfico 8.** Coeficiente de arrasto para asa NACA (Design foil).



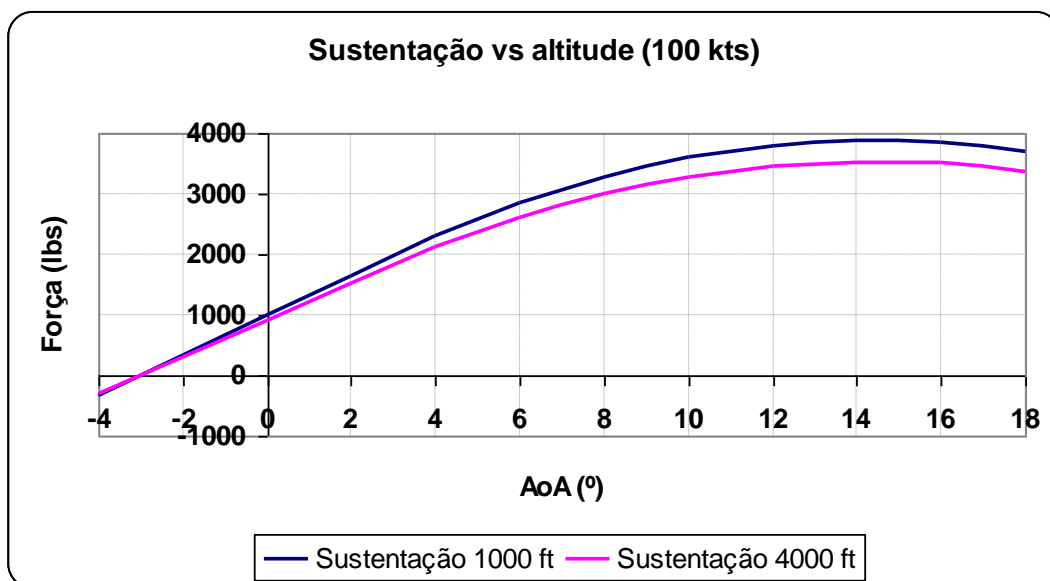
**Gráfico 9.** Momento produzido pela asa NACA (Design foil).

Os cálculos foram também realizados a uma altitude de 4000 pés e as principais diferenças relativamente aos ensaios a 1000 pés, apresentam-se nos seguintes gráficos comparativos.



**Gráfico 10.** Variação da velocidade de perda para asa NACA (Design foil).

Do gráfico 10, verifica-se um ligeiro aumento da velocidade mínima de voo com o aumento da altitude. Este resultado é esperado pois o aumento da altitude resulta numa diminuição da massa específica e uma consequente diminuição da sustentação desenvolvida pela asa. A mesma justificação aplica-se ao gráfico 11 onde se verifica uma diminuição da sustentação desenvolvida pela asa, com o aumento da altitude.

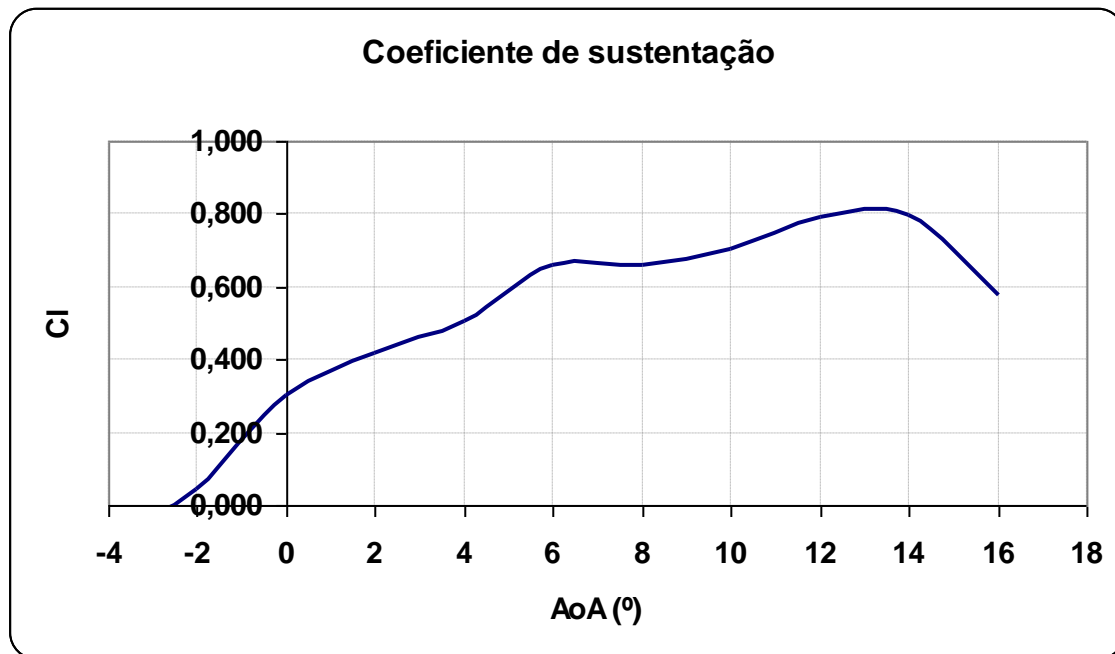


**Gráfico 11.** Variação da sustentação a 100 kts para asa NACA (Design foil).

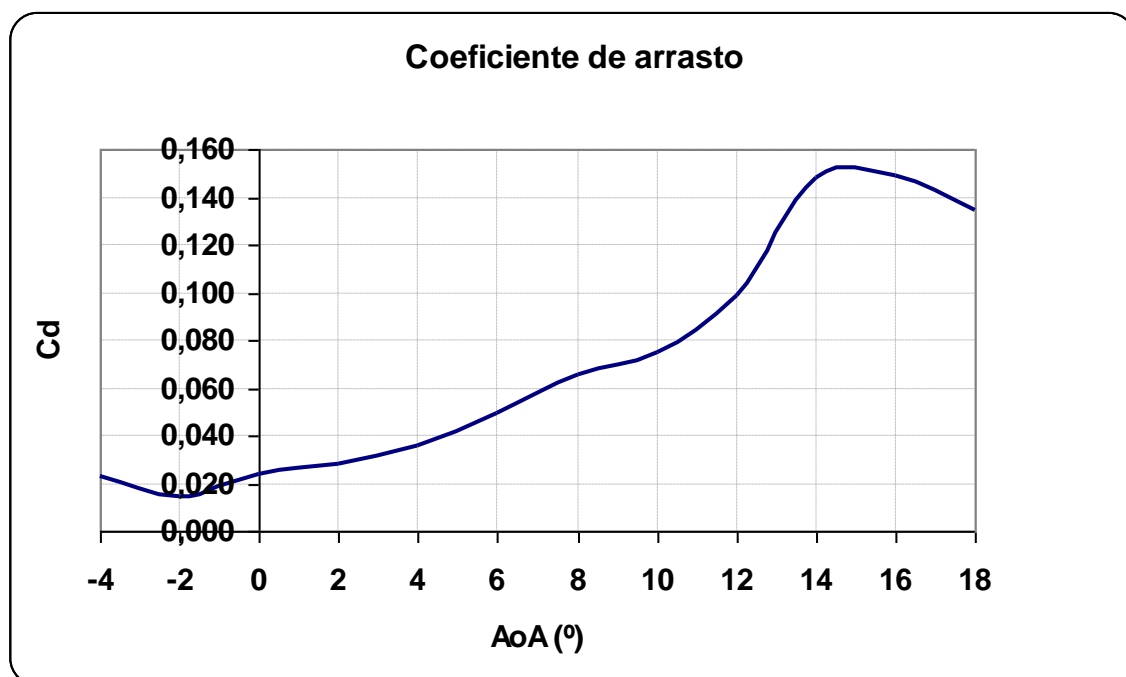


### 2.19.1.3 Cosmos floworks

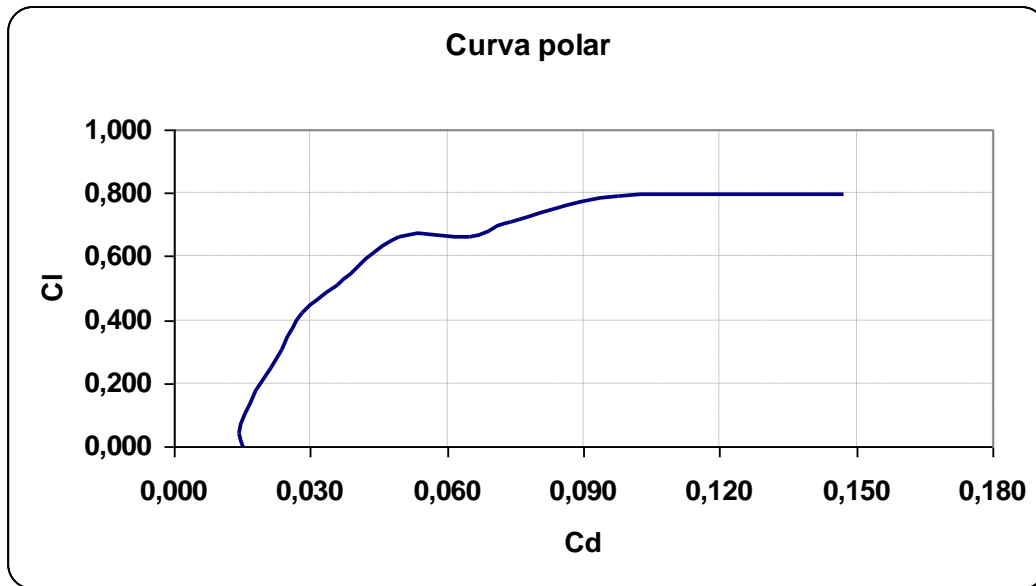
De seguida apresenta-se de uma forma gráfica os resultados dos ensaios em “Floworks” para a asa NACA.



**Gráfico 12.** Coeficiente de sustentação para asa NACA (floworks).



**Gráfico 13.** Coeficiente de arrasto para asa NACA (floworks).

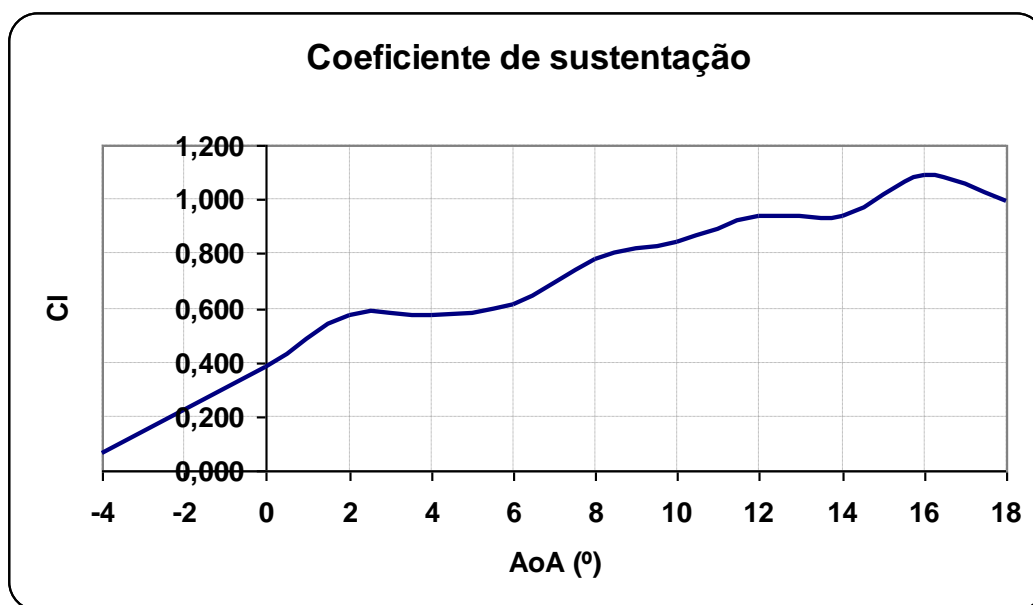


**Gráfico 14.** Curva polar para asa NACA (floworks).

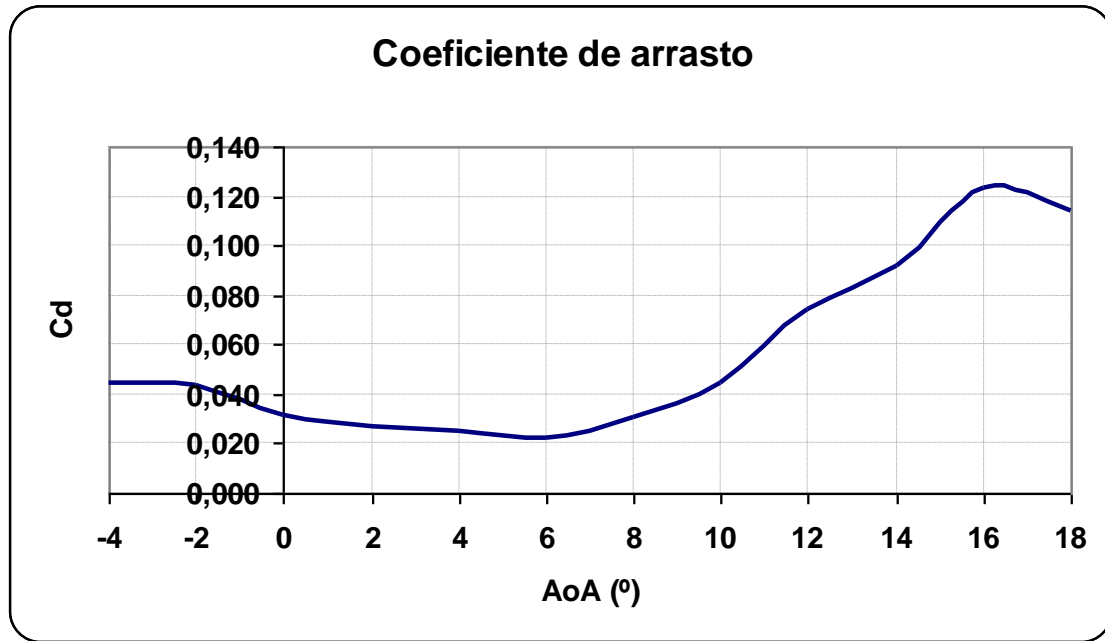
O estudo da asa NACA 64-414 em Floworks”, devido à natureza irregular dos resultados obtidos não permitem definir uma conclusão.

### 2.21.3. Wortmann FX 63-137

A análise da asa Wortmann foi realizada com recurso ao código “Cosmos Floworks” para uma altitude de 1000 pés. Os resultados apresentam-se nos seguintes gráficos.

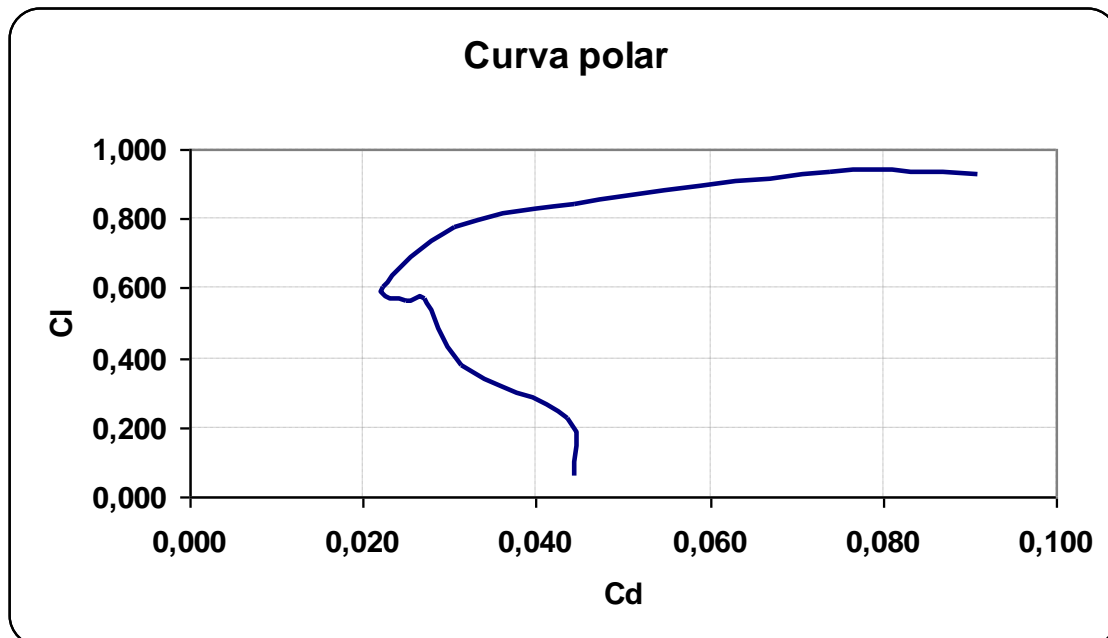


**Gráfico 15.** Coeficiente de sustentação para asa Wortmann (floworks).



**Gráfico 16.** Coeficiente de arrasto para asa Wortmann (floworks).

Tal como no estudo para a asa NACA os resultados para a asa Wortmann não se revelaram coerentes. Os resultados apresentados nos gráficos 16 e 17 ilustram este facto.

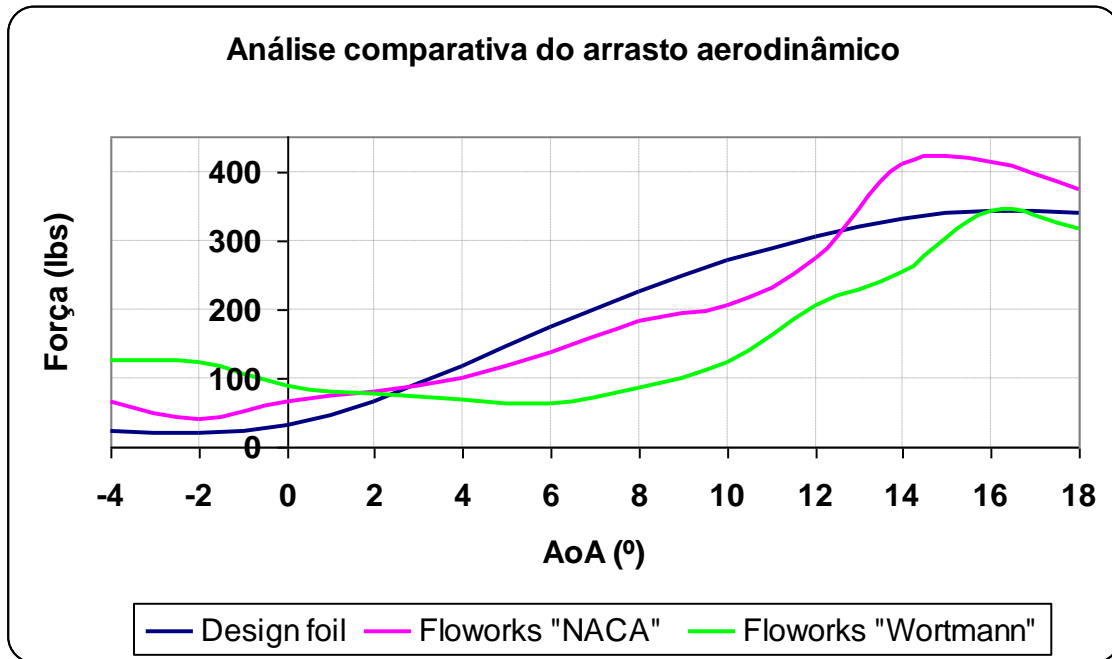


**Gráfico 17.** Curva polar para asa Wortmann (floworks).



#### 2.21.4. Comparação de resultados

A comparação de resultados é efectuada para uma velocidade de 100 kts a uma altitude de 1000 pés. O gráfico 18 apresenta as curvas do arrasto para os três tipos de ensaios.



**Gráfico 18.** Análise comparativa do arrasto produzido pelas asas.

Sem um conhecimento mais concreto do método de cálculo e com uma fiabilidade e precisão dos resultados muito discutíveis a definição de uma conclusão credível é difícil. De qualquer modo regista-se as seguintes notas.

Relativamente aos resultados obtidos no “Design foil”:

- Na generalidade os valores de arrasto são superiores aos do “Floworks”
- Os resultados obtidos aproximam-se dos resultados obtidos nos cálculos teóricos.

Para os ensaios realizados no “Floworks”:

- Os resultados são irregulares e afastam-se dos obtidos no “Design foil”.
- Os resultados sugerem uma tendência para a asa NACA apresentar uma maior resistência ao avanço em comparação com a asa Wortmann.

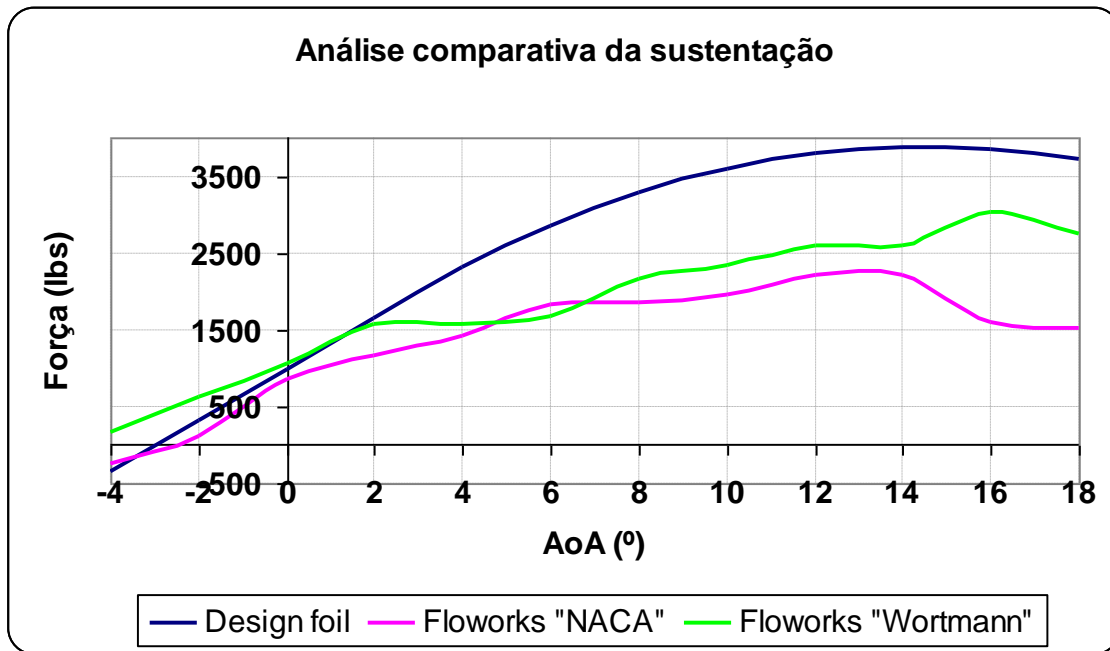


Gráfico 19. Análise comparativa da sustentação produzida pelas asas.

Do gráfico 25 verifica-se uma tendência para a asa wortmann desenvolver mais sustentação. Os resultados obtidos em “Flowworks”, quer para a asa Wortmann quer para a NACA, apontam para uma força de sustentação inferior ao indicado pelo “Design foil”.

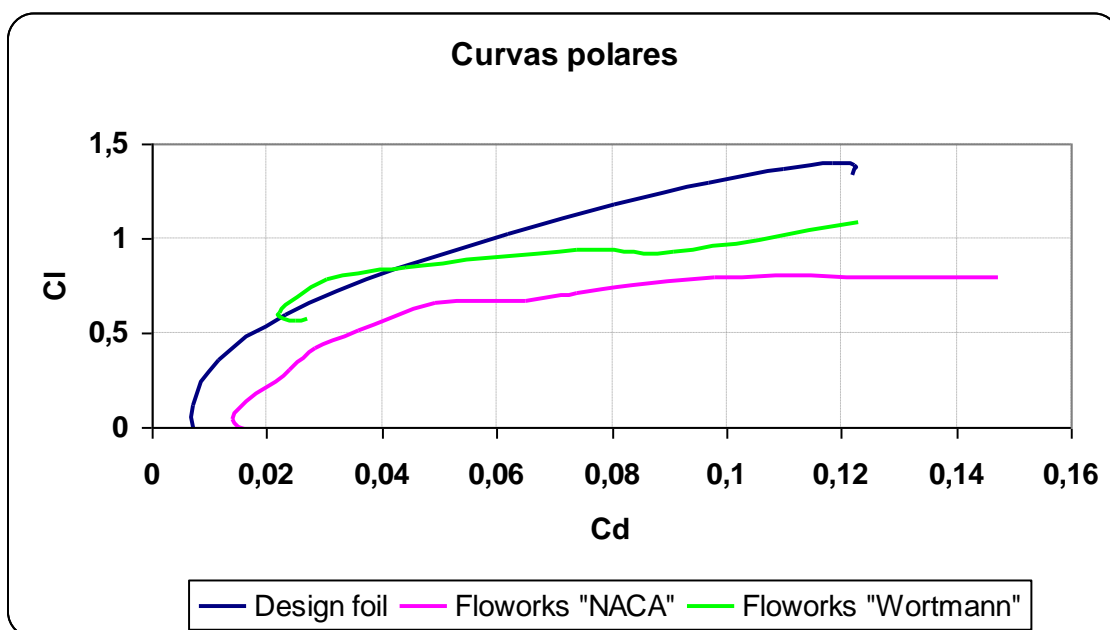


Gráfico 20. Comparação de curvas polares das asas.



Nas curvas polares mais uma vez se torna visível a irregularidade das curvas obtidas pelo código “Floworks”, quer para a asa NACA quer para a asa Wortmann. Os resultados permitem, no entanto, verificar que a asa Wortmann consegue valores superiores de coeficientes  $C_l/C_d$ , sendo portanto uma asa mais eficiente.

Mais uma vez a fiabilidade dos resultados são questionáveis, no entanto suportam as indicações iniciais para o facto da asa wortmann desenvolver mais sustentação e produzir menos arrasto.

## 2.22. Parâmetro de descolagem

O cálculo deste parâmetro constitui um passo intermédio que se destina na sua finalidade a determinar a distância de descolagem. O cálculo da distância de descolagem inicia-se com a determinação do parâmetro de descolagem (T.O.P).

$$T.O.P = 1,21 \times \frac{\frac{W_0}{S} \times \frac{W_0}{hp}}{C_{L_{Máx}}} \quad (27)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 1, página 486.

Por substituição têm-se:

$$T.O.P = 1,21 \times \frac{10,99 \times 9,29}{1,80} = 74,73$$

## 2.23. Distância de descolagem

Com a determinação do T.O.P determina-se a distância que a aeronave terá de percorrer até atingir a velocidade de voo, que será aproximadamente 3% superior à velocidade mínima de voo.

$$T_{GR} = 700 + 7,5 \times (T.O.P - 100) \quad (28)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 1, página 486, onde;

$$T_{GR} = 700 + 7,5 \times (74,73 - 100) = 510 \text{ ft}$$



### 2.23.1. Distância de descolagem (até 50’)

De acordo com a seguinte expressão, procede-se à determinação da distância de descolagem.

$$T_{GR} = 900 + 9 \times (O.P - 100) \quad (29)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 1, página 487, onde;

$$T_{GR} = 900 + 9 \times (4,73 - 100) = 673 \text{ ft}$$

Do resultado obtido conclui-se que a distância mínima para a descolagem é inferior ao definido nos requisitos iniciais.

### 2.24. Raio de acção

Da expressão de Breguet determina-se uma nova estimativa do alcance da aeronave.

$$R = \frac{550 \times \eta}{C_{bhp}} \times \left( \frac{L}{D} \right)_{Cruzeiro} \times \ln \left[ \frac{0,975 \times W_0}{W_0 - W_{f(disponivel)}} \right] \quad (30)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 121, onde;

$\eta$  - Rendimento do hélice

$\left( \frac{L}{D} \right)_{Cruzeiro}$  - Razão sustentação versus arrasto, em situação de cruzeiro

$W_{f(disponivel)}$  - Combustível disponível

$C_{bhp}$  - Consumo de combustível

$W_0$  - Peso máximo á descolagem

0,975 – Factor multiplicativo que indica que o peso da aeronave em situação de cruzeiro é inferior ao da descolagem visto que parte do combustível já foi consumido nas etapas antecedentes do voo.

Substituindo obtêm-se,

$$R = \frac{550 \times 0,85}{0,000115} \times 8,59 \times \ln \left[ \frac{0,975 \times 929}{929 - 101} \right] = 3,13 \times 10^6 \text{ ft}$$

Dividindo por 6076 obtêm-se em milhas náuticas um alcance de:

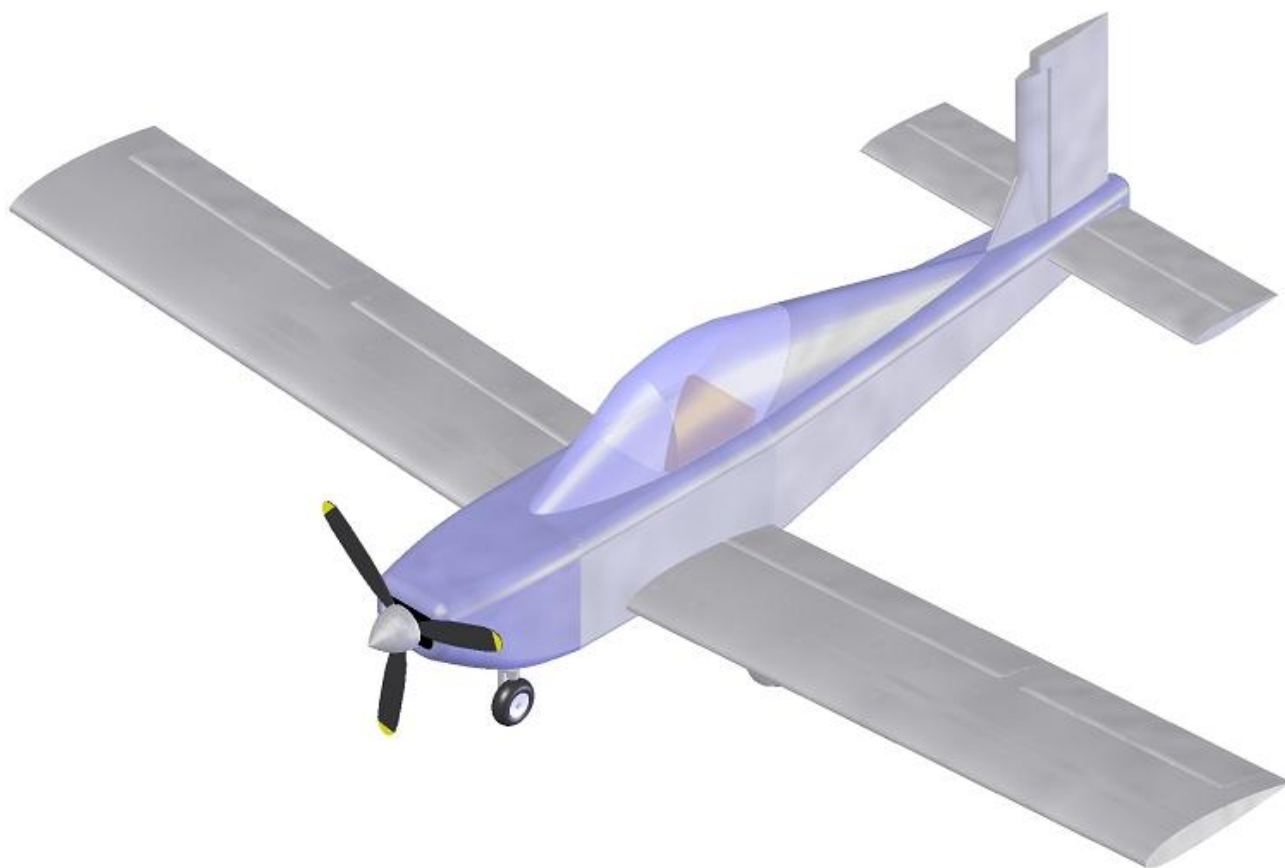
$$R = 516 \text{ MN}$$



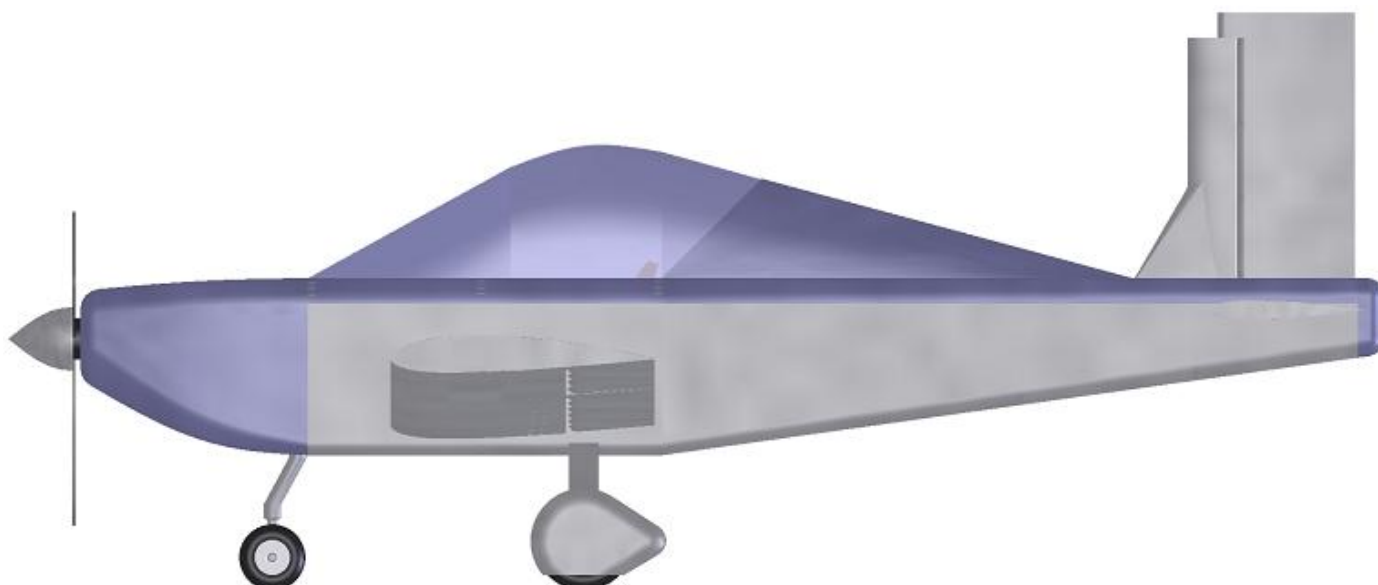
Este valor é superior às 455 milhas determinadas anteriormente e acima das 500 milhas que se estabeleceu como requisito inicial.



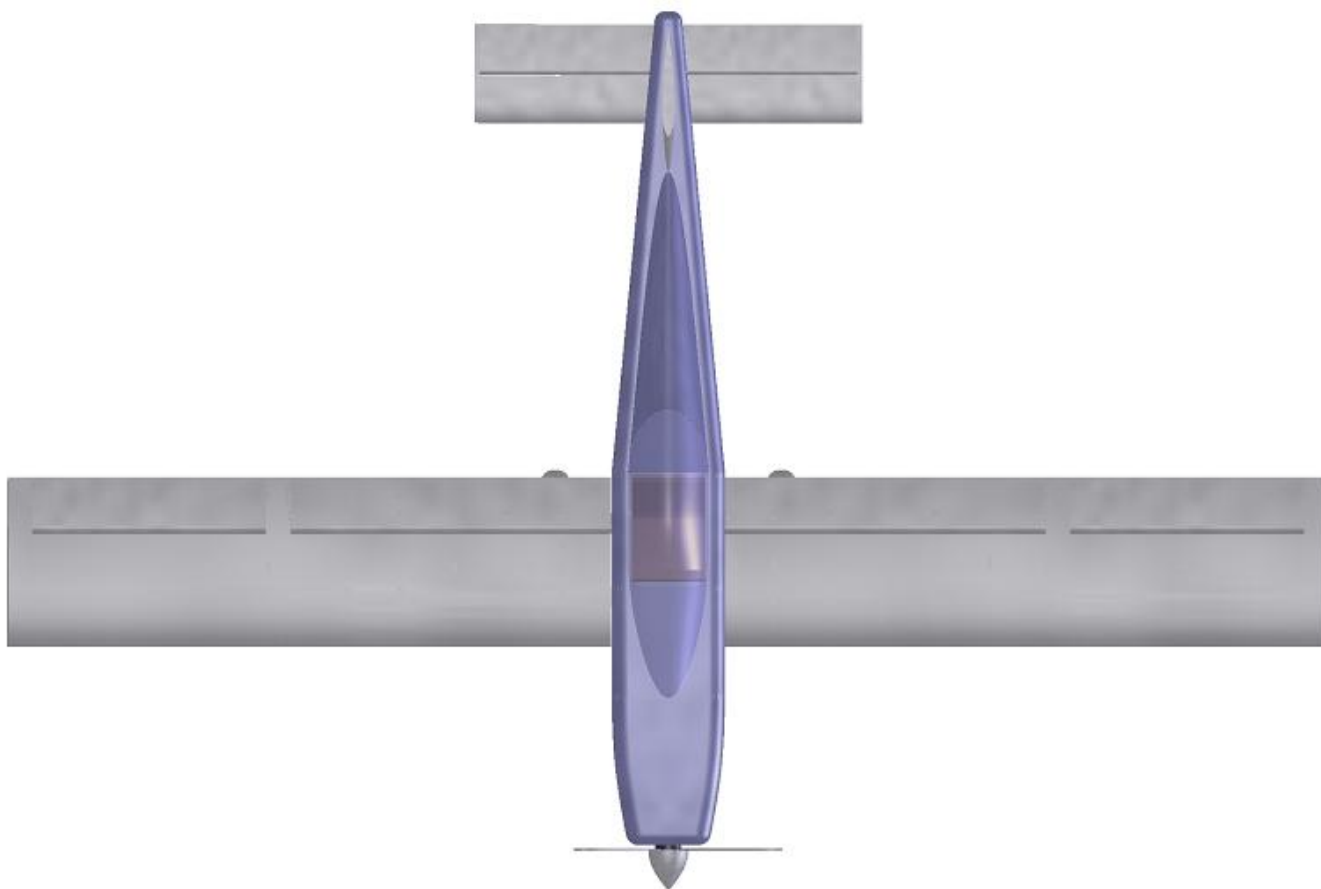
### 3. Geometria



**Figura 9.** Perspectiva isométrica.



**Figura 10.** Perspectiva lateral esquerda.



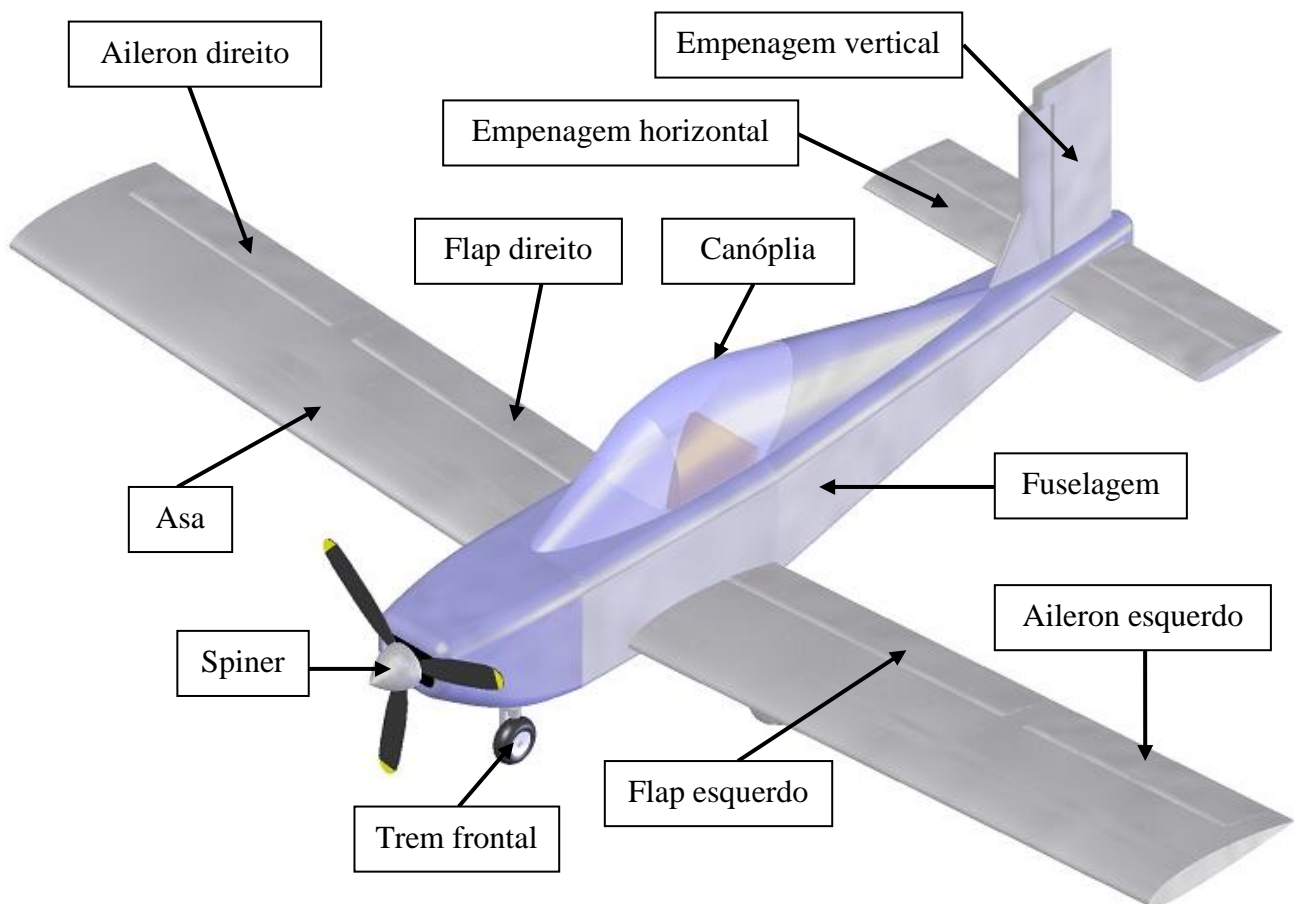
**Figura 11.** Vista de topo.



**Figura 12.** Vista frontal.

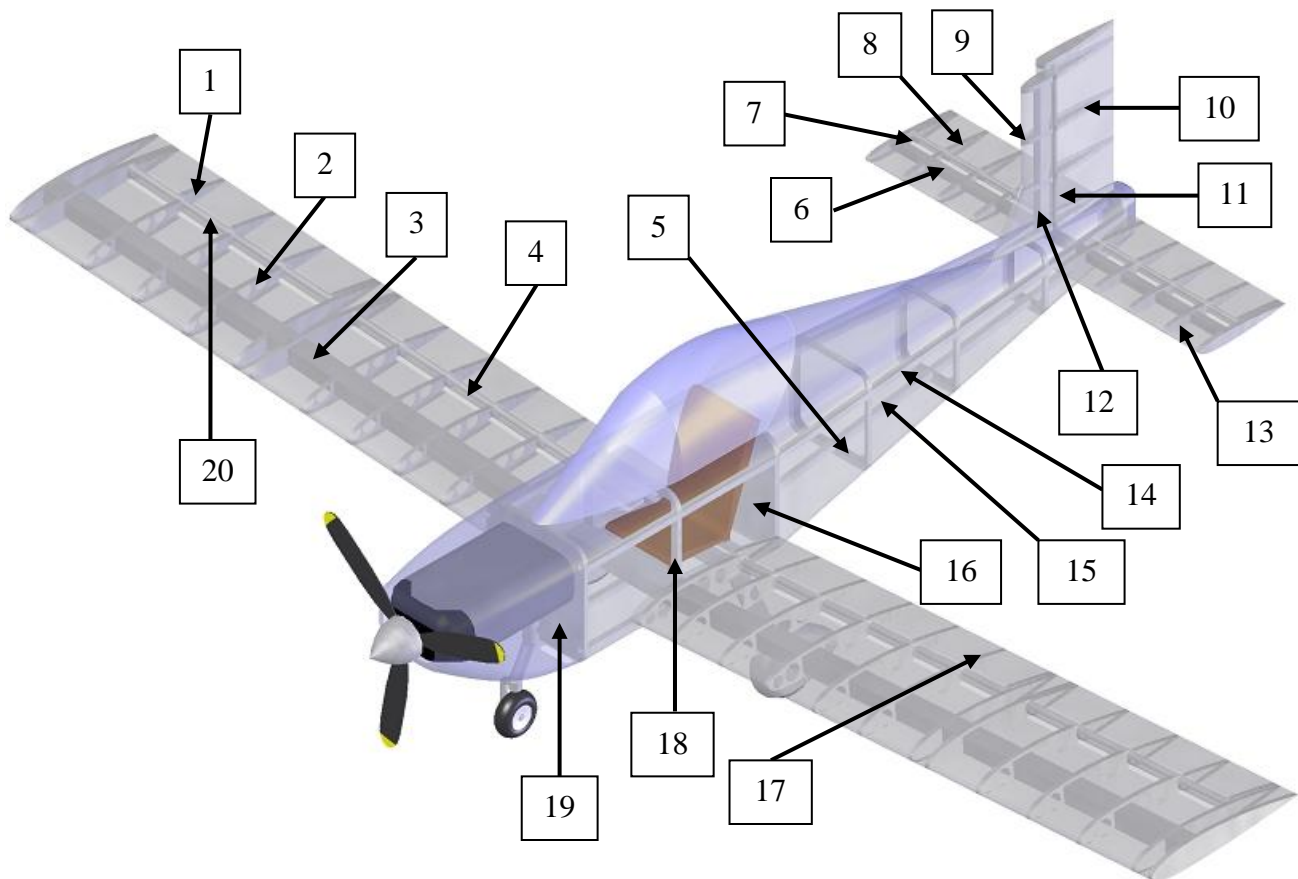


**Figura 13.** Fotomontagem da aeronave a cruzar os céus da Madeira .



**Figura 14.** Componentes da aeronave.

A aeronave AP-58 Emely III será de construção em compósito, fibra de vidro. Esta opção justifica-se com o melhor acabamento superficial e menores custos de construção e manutenção. Na figura 15 apresenta-se uma proposta para a estrutura da aeronave no caso de se optar por uma construção em alumínio.



**Figura 15.** Elementos estruturais principais da aeronave na proposta para uma estrutura semi-monocoque em alumínio.

Legenda:

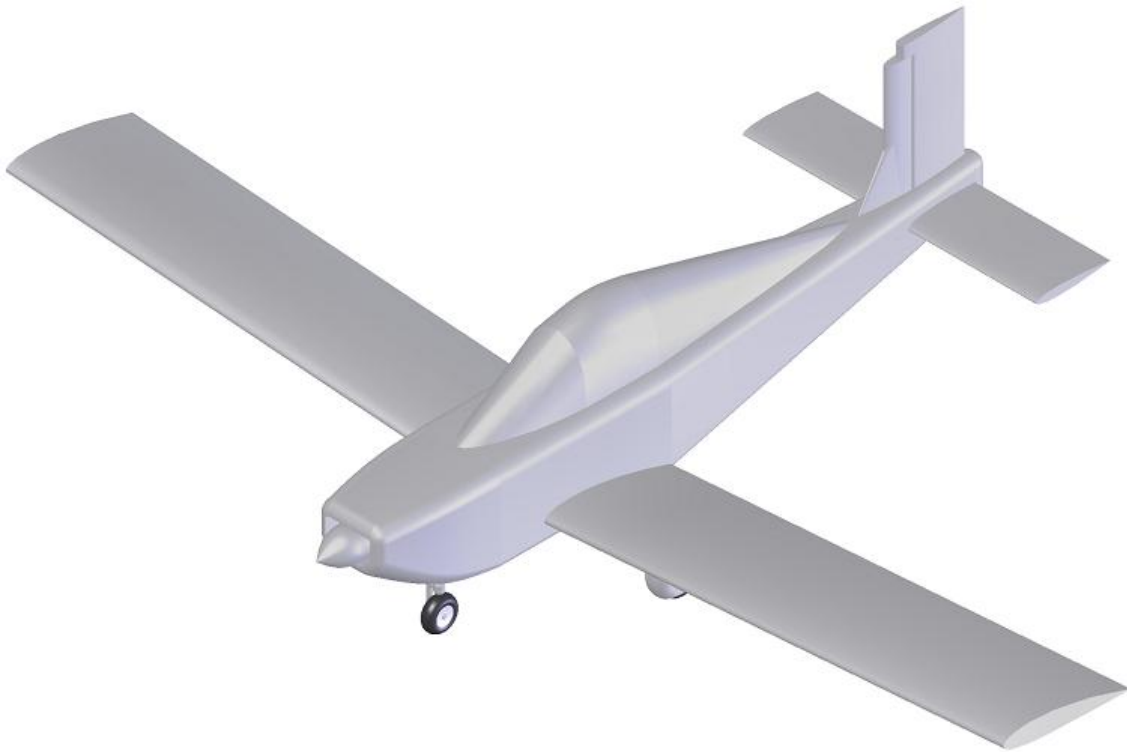
1. Nervura do aileron direito.
2. Nervura da asa direita.
3. Longarina da asa.
4. Barra de torção do flap.
5. Caverna.
6. Longarina da empenagem horizontal.
7. Barra de torção do leme de profundidade.
8. Nervura do leme de profundidade.



9. Nervura do estabilizador vertical.
10. Nervura do leme de direcção.
11. Barra de torção do leme de direcção.
12. Longarina da empenagem vertical.
13. Nervura do estabilizador horizontal.
14. Longarina da fuselagem.
15. Longarina inferior (keel beam).
16. Antepara.
17. Nervura do flap esquerdo.
18. Antepara da fuselagem central.
19. Párafogo (firewall).
20. Barra de torção do aileron direito.



#### 4. Optimização conceptual



**Figura 16.** Esboço em Solidworks da aeronave.

Com o desenho em CAD procede-se à análise de algumas informações, nomeadamente áreas, que irão permitir determinar uma estimativa mais real do arrasto produzido pela aeronave.

Com as áreas e os coeficientes de arrasto determinados a partir do esboço da aeronave, procede-se à comparação desses dados com os obtidos dos cálculos e/ou com os valores de referência indicados pela bibliografia.

Para se poder prever o desempenho da aeronave é determinante saber com o máximo de rigor os principais parâmetros relativos ao arrasto, pelo que, após diversas iterações, em que para cada implica redesenhar a aeronave, conclui-se ser difícil reduzir a menos de 15% a diferença de valores entre coeficientes de arrasto (arrasto determinado teoricamente e o valor determinado de acordo com a geometria da aeronave).



Após diversas iterações apresenta-se a tabela resumo com os principais parâmetros que caracterizam a aeronave na sua configuração final.

<b>Tabela resumo</b>		
Parâmetros	Valor	Unidades
Peso bruto máximo á descolagem – MTOGW	924	lb
Razão peso potência – Wo/P	9,24	lb/hp
Carga alar – W/S	10,99	lb/ft <sup>2</sup>
Coeficiente de arrasto parasita – Cdo	0,028145	
Coeficiente de arrasto induzido – K	0,0501	
Sustentação vs arrasto (cruzeiro) – L/D	8,44	
Fracção de combustível – Wf/Wo	0,118	
Consumo específico de combustível – Cbhp	1,15E-04	lb/hr/bhp
Peso de combustível – Wf	109	lb
Fracção de peso em vazio – We/Wo	0,622	
Peso em vazio – We	575	lb
Potência máxima	100	hp
Vel. Rotação máxima do <u>hélice</u>	2387	kts
Velocidade de rotação (máxima) do motor	5800	rpm
Relação de transmissão	2,43	rpm
Número de pás do hélice	3	
Velocidade na ponta do hélice	632	ft/s
Diâmetro do hélice	4,74	ft
Afilamento – $\lambda$	1	
Ângulo diedro – $\beta$	5	°
Flecha da asa	0	°
Comprimento do flap	8	ft
Área alar – S	84,08	ft <sup>2</sup>
Envergadura da asa – b	25,94	ft
Corda (raiz) – Craiz	3,24	ft
Corda (ponta) – Cponta	3,24	ft
Corda média (MAC) – C	3,24	ft

**Tabela 3.** Tabela resumo dos principais parâmetros da aeronave na sua configuração final.



Tabela resumo - continuação		
Ponto neutro 25% MAC – PN	0,81	ft
Ângulo de incidência – $\beta$	0,28	°
Cl max	1,80	
Área da empenagem horizontal	16,36	ft <sup>2</sup>
Envergadura da empenagem horizontal	8,09	ft
Corda da empenagem horizontal	2,02	ft
Área da empenagem vertical	8,79	ft <sup>2</sup>
Envergadura da empenagem vertical	4,71	ft
Corda da empenagem vertical	2,93	ft
Comprimento da fuselagem	17,31	ft
Área da tomada de ar	0,34	ft <sup>2</sup>

**Tabela 3.** Tabela resumo dos principais parâmetros da aeronave na sua configuração final.

#### 4.1. Massa e centragem

A determinação dos pesos dos diversos itens que compõem a aeronave bem como a sua localização determinam o centro de gravidade do avião e consequentemente a sua estabilidade.

O peso da aeronave varia; durante o voo (consumo de combustível) ou na sua configuração inicial (numero de ocupantes, carga a transportar, combustível a bordo). Esta variação implica um deslocamento do C.G e consequentemente afecta a estabilidade da aeronave.

O estudo de estabilidade consiste em determinar os limites das variações máximas ou das localizações extremas, do centro de gravidade C.G, relativamente a um ponto de referência, e verificar se estas margens estáticas correspondem a níveis de estabilidade aceitáveis.



Para se proceder à determinação dos pesos, mais uma vez recorre-se a diversas fontes de informação para obter valores de referência ou valores concretos como o caso do peso do motor que foi obtido do respectivo manual de manutenção.

#### 4.2. Estabilidade

Determinar o nível de estabilidade da aeronave e verificar se este nível enquadra-se com a missão a desempenhar, os requisitos iniciais e os regulamentos impostos pela legislação aeronáutica do país onde vai operar será o objectivo deste ponto.

O estudo de estabilidade baseia-se no cálculo de momentos produzidos pelas massas dos componentes que constituem a aeronave, relativamente a um ponto de referência. Através da determinação do momento total é possível saber concretamente a localização do centro de gravidade da aeronave relativamente ao centro de pressão da asa. Será esta distância que determinará o índice de estabilidade da aeronave.

Como referência, para a medição do momento considerou-se a antepara párafogo (firewall). Considera-se uma aeronave estável sempre que o seu centro de gravidade se situa à “frente” do centro de pressão e para uma margem estática compreendida entre 11% e 20%. A margem estática é determinada de acordo com a seguinte expressão:

$$S.M = \frac{X_{n.p} - X_{c.g}}{\bar{C}} \quad (31)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 115, onde;

$X_{n.p}$  - Localização do ponto neutro.

$X_{c.g}$  - Localização do centro de massa.

$\bar{C}$  - Corda média.

O centro de gravidade é determinado sabendo os pesos dos diversos componentes (pesos esses determinados através das expressões matemáticas disponíveis na bibliografia) e medindo as distâncias dos C.G dos vários componentes a um ponto de referência.



$$X_{c.g} = \frac{\sum_{i=1}^n M_i}{\sum_{i=1}^n P_i} \quad (32)$$

Onde;

$M_i$  - Momento produzido por cada massa a bordo da aeronave.

$P_i$  - Peso de cada item a bordo da aeronave.

$X_{c.g}$  - Centro de gravidade.

Para calcular a corda média recorre-se a uma expressão utilizada no dimensionamento da asa e que agora se apresenta:

$$\bar{C} = \left(\frac{2}{3}\right) \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (33)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 27, onde:

$\lambda$  - Coeficiente de afilamento da asa.

Para a determinação da localização do ponto neutro recorre-se às seguintes expressões:

$$X_{np} = \frac{C_{l\alpha} \times X_{wing} - K_{fuselagem} + K_{tailterm} \times X_{tail}}{C_{l\alpha} + K_{tailterm}} \quad (34)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 114, onde;

$$C_{l\alpha} = \left[ \frac{\cos(sweep)}{10 + 18 \times \frac{18 \times \cos(sweep)}{A}} \right] \quad (35)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 114, onde;

$X_{wing}$  - Localização da MAC da asa.

$X_{TAIL}$  - Localização da MAC da empenagem horizontal.

$$K_{fuselagem} = \left( 0,2125 \times L_{ratio}^2 - 0,0675 \times L_{ratio} + 0,011 \right) \times \frac{W_{fuselage}^2 \times L_{fuselage}}{S_{ref}} \quad (36)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 114, onde;

$W_{fuselage}$  - Largura da fuselagem.

$L_{fuselage}$  - Comprimento da fuselagem.



$$L_{ratio} = \frac{D_{afrentedfuselageMAC}}{L_{fuselage}} \quad (37)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 114, onde;

$$K_{tailterm} = 0,85 \times \frac{S_{tail}}{S_{wing}} \times C_{Ltail} \times K_{downwash} \times \left( 1 - \frac{S_{elevator}}{2 \times S_{tail}} \right) \quad (38)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 114.

Em ambas as situações de peso extremo (peso máximo e peso mínimo) o AP-58 mostrou possuir um nível de estabilidade admissível.

- Peso mínimo – S.M de 14,48%
- Peso máximo – S.M de 19,72%

#### 4.3. Perda agravada

A perda surge quando o escoamento não consegue seguir o contorno do extradorso da asa e se separa originando a perda de sustentação. Esta situação ocorre por aumento excessivo do ângulo de ataque. No entanto, para velocidades demasiado baixas, a sustentação desenvolvida torna-se insuficiente para suportar o peso e a aeronave entra igualmente em perda.

É frequente uma das asas entrar em perda primeiro que a outra. A primeira asa a entrar em perda vai igualmente “cair” primeiro, dando origem a uma aumento localizado do arrasto, que por sua vez vai impelir a aeronave a tomar um movimento de rotação ao mesmo tempo que cai. A esse movimento conjunto denomina-se perda de controlo agravada, parafuso ou “vrille”.

Para recuperar da rotação é necessário que a empenagem vertical disponha de uma área mínima exposta ao escoamento. Desta forma, o estudo da perda agravada consiste na determinação dessa área.

O estudo inicia-se com a determinação dos momentos de inércia através das seguintes expressões:



$$I_{xx} = \frac{b^2 \times W \times \overline{R^2_x}}{4 \times g} \quad (39)$$

$$I_{yy} = \frac{L^2 \times W \times \overline{R^2_y}}{4 \times g} \quad (40)$$

$$I_{zz} = \left(\frac{b+L}{2}\right)^2 + \frac{W \times \overline{R^2_z}}{4 \times g} \quad (41)$$

Expressões obtidas da referência bibliográfica 1, página 443, onde;  
Consultar (anexo B).

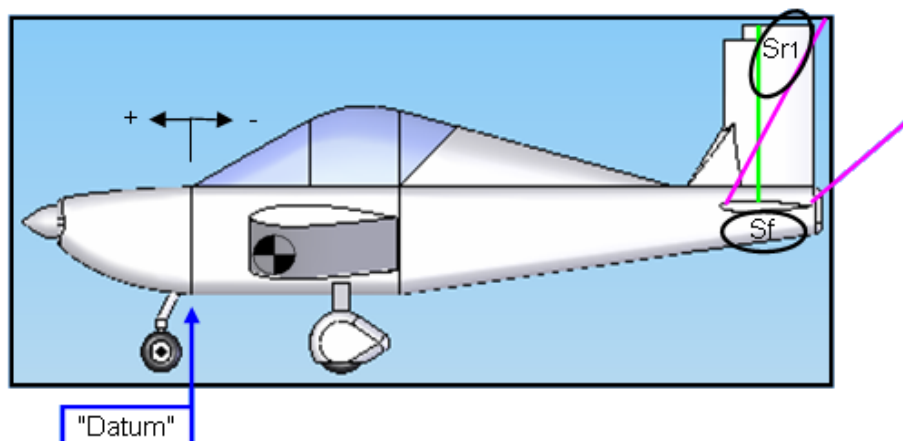
$$\overline{R_x} - 0,25$$

$$\overline{R_y} - 0,38$$

$$\overline{R_z} - 0,39$$

A determinação dos momentos são uma indicação da estabilidade da aeronave nos respectivos eixos. Neste caso verificou-se que a aeronave tem um maior momento no eixo YY logo a tência para “resistir” a alteração de movimento, neste eixo é superior

Do desenho em CAD retira-se as áreas expostas ao escoamento numa situação de vrille.



**Figura 17.** Localização do C.G, ponto de referência para medição de distâncias e medições de áreas para determinação de TDPF.

Com as áreas e as expressões numéricas apresentadas, procede-se à verificação da capacidade da aeronave de recuperar de uma perda agravada.



Numa primeira fase a aeronave não apresentava a capacidade de recuperar do vrille pelo que se procedeu ao aumento da superfície da empenagem vertical como já foi referido mas que agora se justifica.

Na continuação deste estudo procede-se à determinação dos seguintes coeficientes e parâmetros:

- Factor de amortecimento de cauda (TDR):

$$TDR = \frac{S_F \times L^2}{S_w \times \left(\frac{b}{2}\right)^2} \quad (42)$$

- Factor de potência de amortecimento de cauda (TDPF):

$$TDPF = \frac{TDR}{URCV} \quad (43)$$

- Coeficiente de volume do cone da direcção (URVC):

$$URVC = \frac{S_{R1} \times L_1 + S_{R2} \times L_2}{S_w \times \left(\frac{b}{2}\right)} \quad (44)$$

- Parâmetro de densidade relativa:

$$\mu = \frac{\frac{W}{S}}{\rho \times g \times b} \quad (45)$$

Expressões obtidas da referência bibliográfica 1, página 454.

Os resultados dos cálculos estão disponíveis na tabela resumo 4.

<b>Tabela resumo</b>		
Ixx	1000	slugs/ft <sup>2</sup>
Iyy	1132	slugs/ft <sup>2</sup>
Iyy	1759	slugs/ft <sup>2</sup>
TDR	0,0115	
TDPF	0,00191	
URVC	0,0167	
$\mu$	19,80	
$(I_{xx}-I_{yy})/(b^2*W/g)$	-0,0021	

**Tabela 4.** Tabela resumo dos principais parâmetros para análise da recuperação de perda agravada.



Determinados os parâmetros e coeficientes referidos, procede-se à validação final da capacidade da aeronave de recuperar de um “vrill”. Esta validação é conseguida através da análise do ábaco de “critério de perda” disponível no anexo B, tabela 3.

O valor de TDPF determinado no ábaco deverá ser superior ao valor obtido teóricamente. O que se verifica.

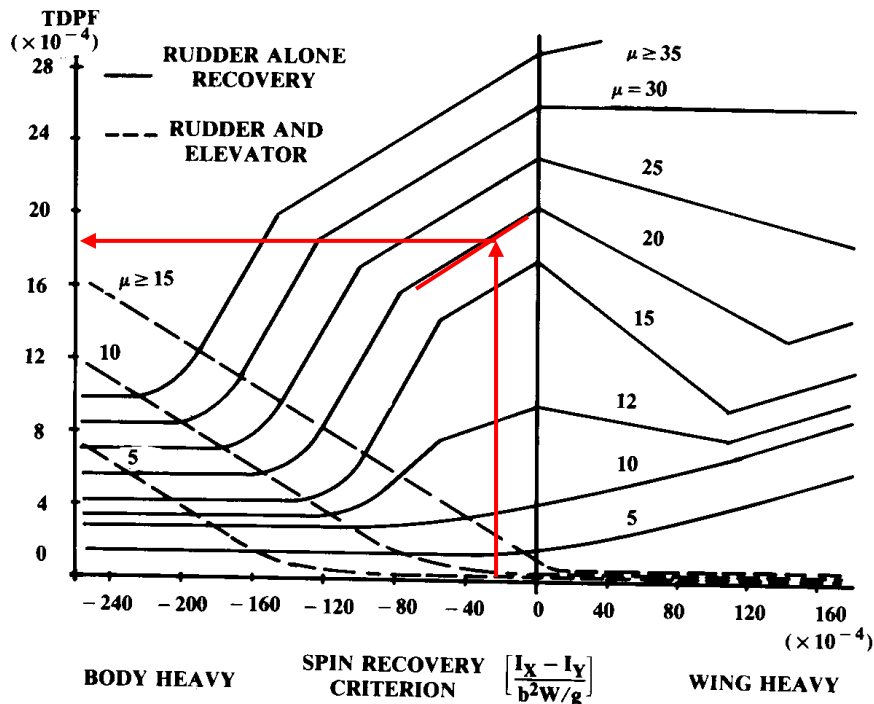


Fig. 16.31 Spin recovery criteria.

**Gráfico 21.** Ábaco de determinação do parâmetro TDPF para análise da capacidade de recuperação da perda agravada.



## 5. Desempenho

O estudo do desempenho realizou-se em torno de três parâmetros, a velocidade, altitude e a razão L/D e consistiu em analisar os valores de L/D obtidos para diversas altitudes e velocidades. As conclusões são:

1. O voo aerodinamicamente mais eficiente vai ocorrer a 9000 pés para uma velocidade de 72 kts e para um L/D de 12,65. De notar que a velocidade de 72 kts é superior à velocidade mínima ou de perda para essa altitude.
2. Mantendo a velocidade de cruzeiro inicialmente proposta de 115 kts, verifica-se que a melhor altitude de cruzeiro será aos 13 000 pés para um L/D de 9,52. No entanto, pelo facto deste tipo de aeronave não estar equipada com uma cabine pressurizada, a altitude máxima de operação está limitada aos 10 000 pés.
3. Para a altitude de cruzeiro inicialmente proposta de 3000 pés, verifica-se que o menor L/D (12,64) vai ocorrer para uma velocidade de 68 kts.

### 5.1. Variação da potência

A potência do motor varia com a altitude. Esta variação teórica pode ser encontrada através da seguinte expressão:

$$P = P_0 \times \left[ \frac{\rho}{\rho_0} - \frac{1 - \frac{\rho}{\rho_0}}{7,55} \right] \quad (46)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 92, onde;

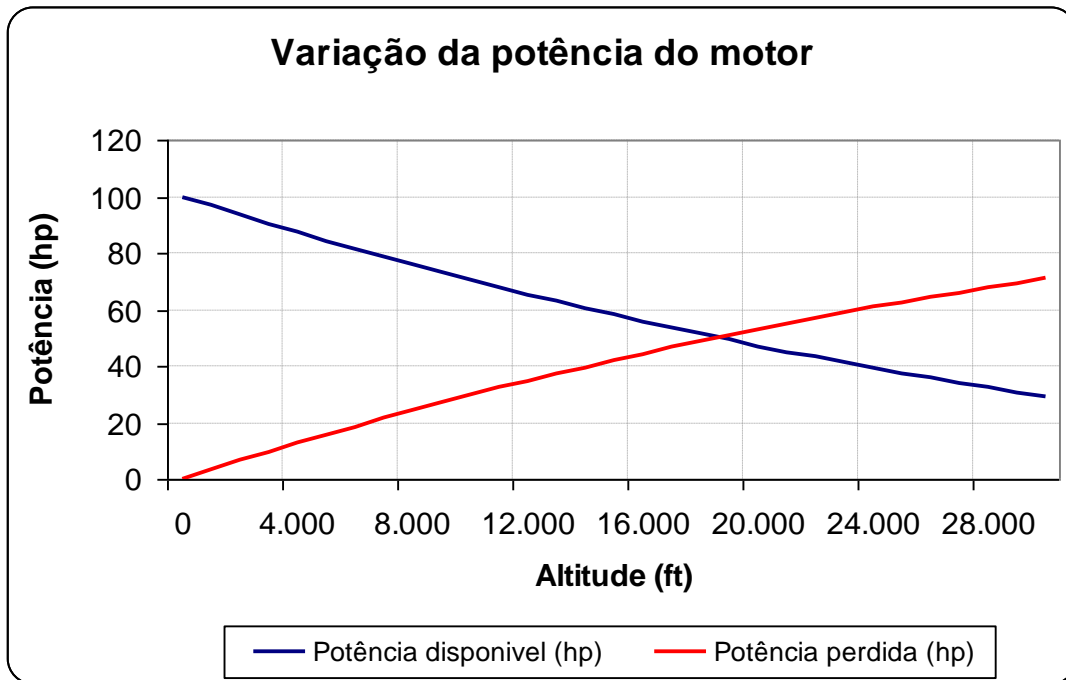
$\rho$  - Massa específica da atmosfera em altitude (slugs/  $ft^3$ ).

$\rho_0$  - Massa específica da atmosfera ao nível do mar (slugs/  $ft^3$ ).

$P$  - Potência do motor em altitude (hp).

$P_0$  - Potência do motor ao nível do mar (hp).

Os resultados podem ser analisados no seguinte gráfico.



**Gráfico 22.** Variação da potência do motor em altitude.

Os resultados de perda de potência foram comparados com as curvas de desempenho do motor disponíveis no manual do fabricante (anexo B, tabela 7) e verificou-se uma proximidade de valores, o que vem validar os resultados teóricos.

## 5.2. Rendimento do hélice

O hélice é o elemento que transmite movimento à massa de ar, e desta forma gera tracção. Para determinar o rendimento do hélice à que considerar quatro variáveis; a altitude, a velocidade, o coeficiente de potência e a razão de avanço  $J$ .

A razão de avanço é dada por:

$$J = \frac{V}{n \times D} \quad (47)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 92, onde;

$J$  - Razão de avanço.

$V$  - Velocidade da aeronave (ft/s).

$D$  - Diâmetro do hélice (ft).

$n$  - Velocidade de rotação do hélice (rps).



Para determinar o coeficiente de potência aplica-se a seguinte expressão:

$$C_p = \frac{550 \times bhp}{\rho \times n^3 \times D^5} \quad (48)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 92, onde;

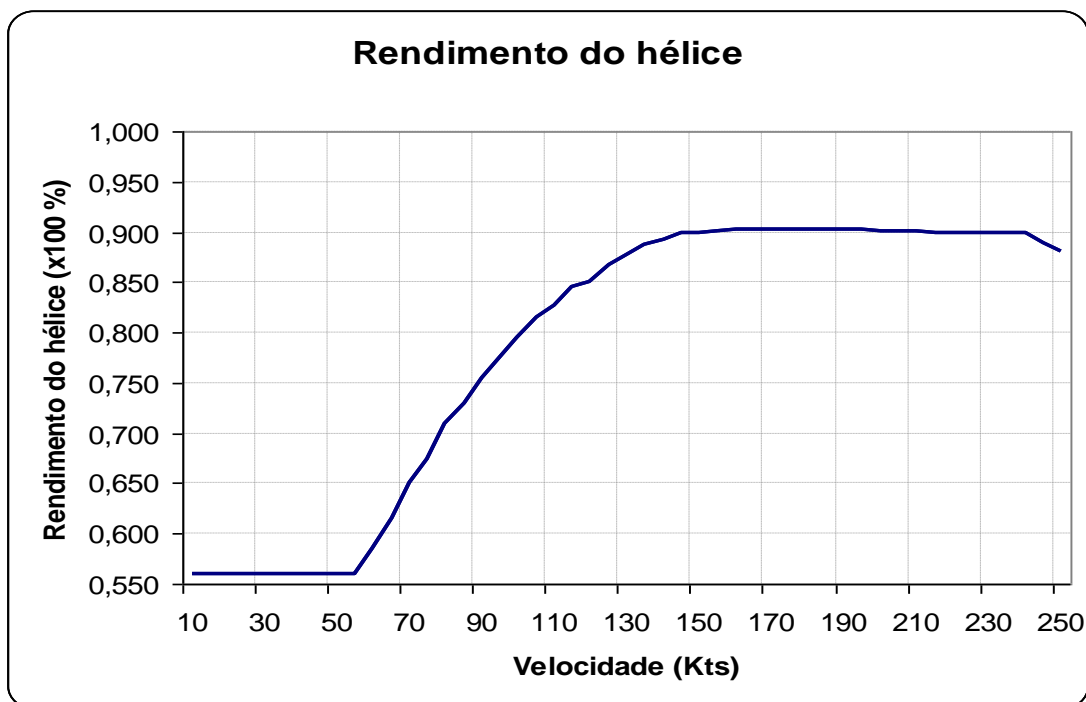
$D$  - Diâmetro do hélice (ft).

$n$  - Velocidade de rotação do hélice (rps).

$bhp$  - Potência (hp).

$\rho$  - Massa volúmica (slugs/  $ft^3$ ).

Com o valor do coeficiente de potência, a razão de avanço, e recorrendo a um gráfico (eficiência para um hélice de 3 pás) disponibilizado na referência bibliográfica 2, página 94 determina-se a curva do rendimento do hélice.



**Gráfico 23.** Estimativa do rendimento do hélice.

Verifica-se que a curva não tem uma forma real e os resultados são algo excessivamente generosos. Como o acesso a este tipo de informação é limitado pois só os fabricantes dos hélices têm acesso, não haverá alternativa senão considerar estes valores.



### 5.3. Tracção e arrasto

Neste ponto pretende-se analisar a tracção e arrasto produzidos pela aeronave. Este estudo foi realizado para uma altitude de 1000 pés e 3000 pés.

A tracção produzida é dada pela seguinte expressão:

$$T = \frac{550 \times bhp \times \eta}{V} \quad (49)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 2, página 92, onde;

$T$  - Tracção (lb).

$V$  - Velocidade (ft/s).

$bhp$  - Potência (hp).

$\eta$  - Rendimento do hélice.

Para determinar a força de arrasto a que a aeronave estará sujeita é necessário determinar a pressão dinâmica.

$$q = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2$$

Onde,

$\rho$  - Massa específica da atmosférica em altitude (slugs/  $ft^3$ ).

$q$  - Pressão dinâmica (lb/  $ft^2$ ).

$V$  - Velocidade de voo (ft/s).

Com a determinação da pressão dinâmica e sabendo o valor da carga alar determina-se o coeficiente de sustentação,

$$\frac{W_0}{S} = q \times C_L$$

Segue-se o cálculo do coeficiente de arrasto,

$$C_D = C_0 + K \times C_L^2 \quad (50)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 1, página 457, onde;

$C_0$  - Coeficiente de arrasto parasita.

$K$  - Factor de arrasto induzido



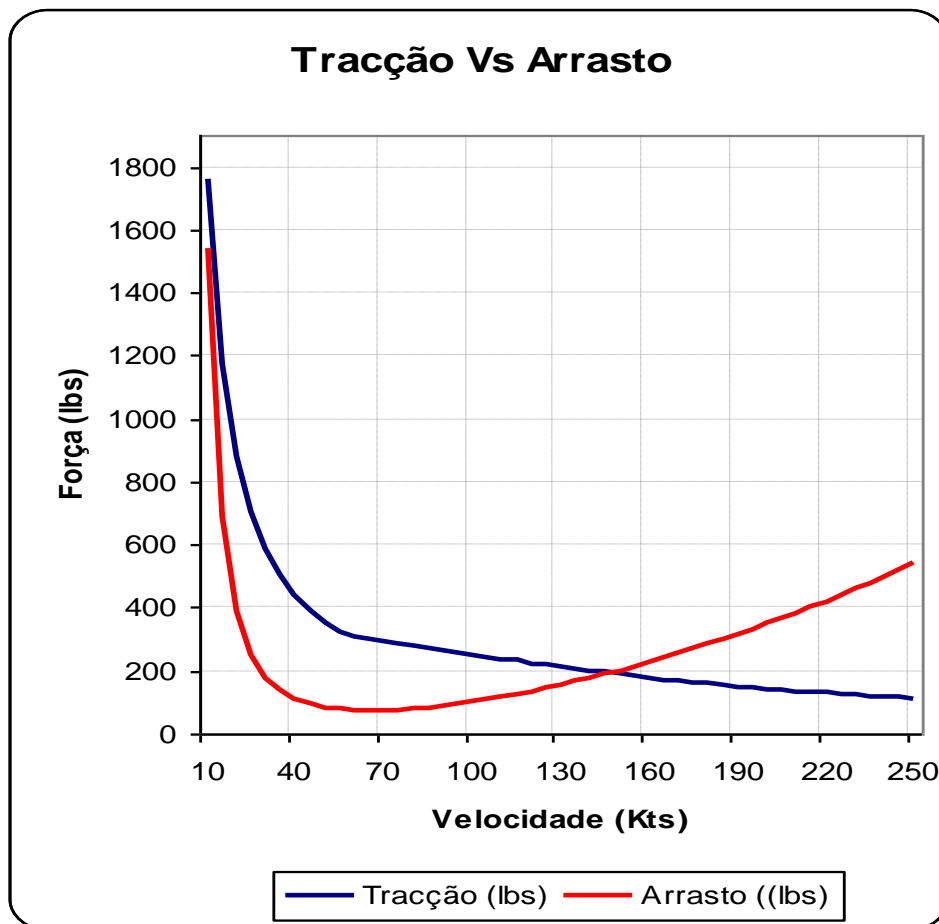
Com o coeficiente de arrasto e a pressão dinâmica, determina-se a força de arrasto,

$$D = q \times S \times C_D \text{ (lb)} \quad (51)$$

Expressão obtida da referência bibliográfica 1, página 262, onde;

S – Superfície alar (  $ft^2$  ).

No gráfico 24 apresentam-se os resultados da tracção e arrasto desenvolvidos para uma altitude de 1000 pés. A velocidade máxima em voo nivelado é dada pelo ponto de intercepção da curva do arrasto com a da tracção, que vai ocorrer aos 147 kts. Esta velocidade encontra-se acima dos requisitos inicialmente estabelecidos de 130 kts.



**Gráfico 24.** Tracção e arrasto.

Para manter os 115 kts de velocidade de cruzeiro, estima-se que o motor esteja a operar entre 65% a 70% da sua capacidade, (Para a situação de voo em cruzeiro considera-se a velocidade do hélice de 2060 rpm. Este valor é determinado a partir do manual da Rotax onde é indicado que o motor apresenta a melhor performance de cruzeiro às 5000 rpm o



que equivale a 75% (anexo B), desta forma, valida-se as previsões de consumo realizadas nas primeiras fases do dimensionamento do AP-58.

A potência disponível é um parâmetro que revela a energia que o sistema de propulsão apresenta para além do necessário para propulsionar a aeronave..

Em equilíbrio, a tracção iguala o resistência.

$$\text{Tracção} = \text{Resistência} \quad (52)$$

A potência representa a transferência de energia por unidade de tempo ou uma força.

$$P = F \times V \quad (53)$$

A força ou tracção disponível é dada pela diferença da tracção com o resistência.

$$F_{DISP} = T - D \quad (54)$$

Substituindo a expressão 54 na expressão 53 obtêm-se a potência disponível.

$$P_{DISP} = V \times (T - D) \quad (55)$$

Dividindo pelo peso obtêm-se a potência disponível específica.

$$P_s = \frac{V \times (T - D)}{W} \quad (56)$$

Onde:

$P_s$  - Potência disponível

V – Velocidade da aeronave (ft/s).

T – Tracção (lb).

D – Arrasto (lb).

W – Peso da aeronave (lb)

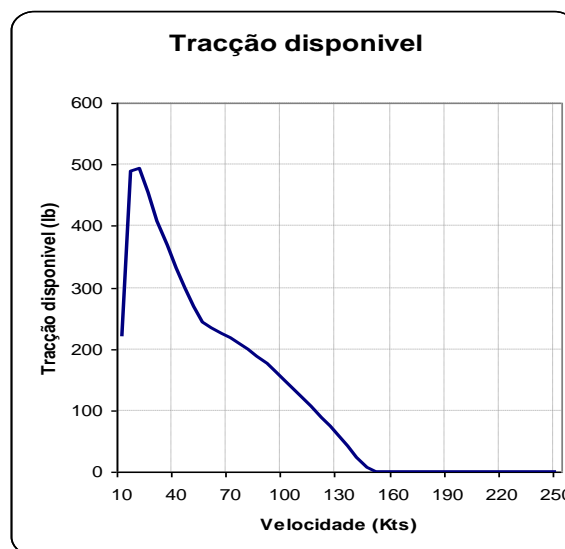


Gráfico 25. Tracção disponível.



#### 5.4. Velocidade mínima de voo

A perda ocorre no limite em que a sustentação iguala o peso da aeronave.

$$Sustentação = Peso \quad (57)$$

Substituindo têm-se.

$$\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_L = W \quad (58)$$

Resolvendo a equação em função da velocidade, obtêm-se a velocidade de perda.

$$V_{Stall} = \sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times S \times C_{L_{máx}}}} \quad (59)$$

Onde;

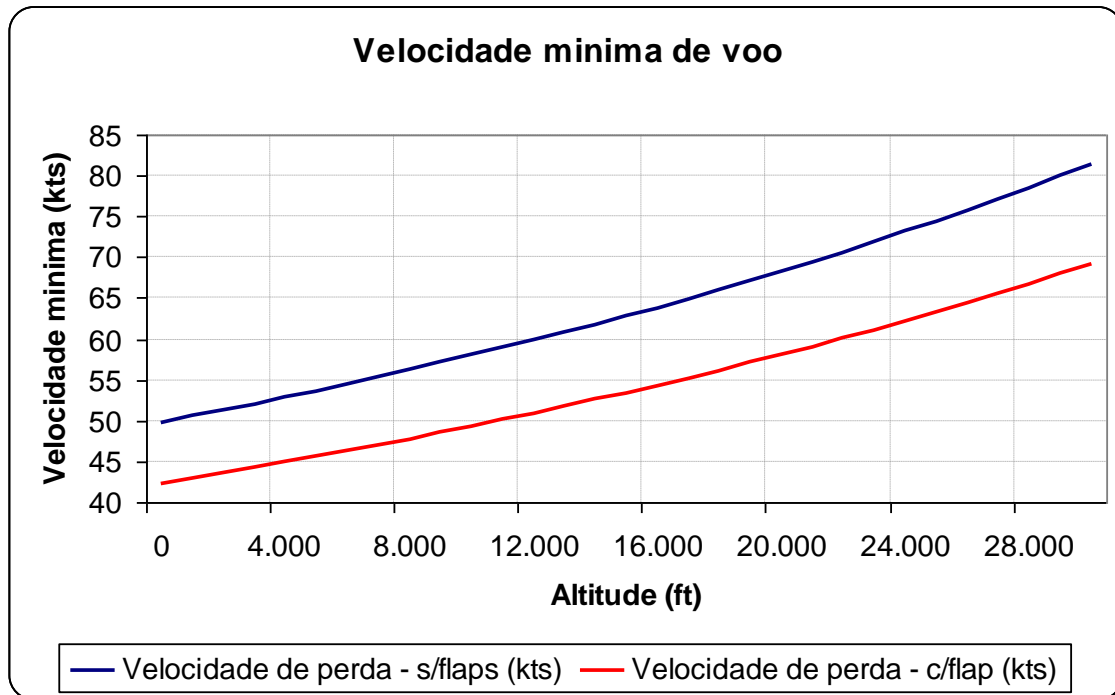
$\rho$  - Massa específica da atmosférica (slugs/  $ft^3$  ).

$C_{L_{máx}}$  - Coeficiente de sustentação máximo.

W – Peso da aeronave (lb).

S – Superfície da aeronave (  $ft^2$  ).

No gráfico 26 representa-se a variação da velocidade mínima de voo com a altitude. Verificou-se que até aos 10 000 pés não se regista um aumento significativo da velocidade.

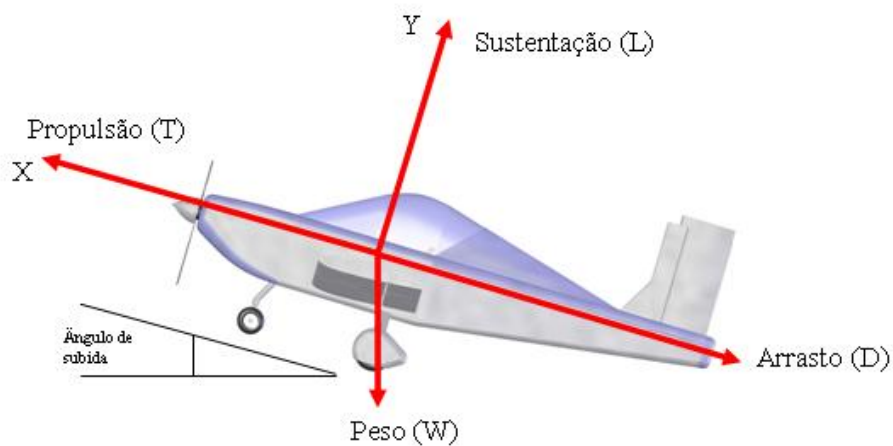


**Gráfico 26.** Velocidade mínima de voo.

A velocidade mínima de voo com flaps é de 42,4 kts (inferior ao imposto pelos regulamentos FAR). Em configuração limpa a 1000 pés será de 49,8 kts.

### 5.5. Velocidade de subida

Para perceber o que é a velocidade de subida, sugere-se a análise da seguinte figura.



**Figura 18.** Forças numa aeronave em subida

Decompondo as forças segundo os eixos obtêm-se as respectivas equações de equilíbrio:



$$X : T - D - W \times \text{sen}\alpha = 0$$

$$Y : L = W \times \cos \alpha$$

Resolvendo a equação segundo “X” em função do ângulo têm-se:

$$W \times \text{sen}\alpha = T - D \Rightarrow \text{sen}\alpha = \frac{T - D}{W} \quad (60)$$

$$\alpha = \text{sen}^{-1} \times \left( \frac{T - D}{W} \right) \Rightarrow \alpha = \text{sen}^{-1} \times \left( \frac{T}{W} - \frac{D}{W} \right) \quad (61)$$

Rearranjando a equação de equilíbrio segundo “Y”, obtêm-se:

$$W = \frac{L}{\cos \alpha} \quad (62)$$

Substituindo na expressão 61, obtêm-se o ângulo de subida.

$$\alpha = \text{sen}^{-1} \times \left( \frac{T}{W} - \frac{D}{L \times \cos \alpha} \right) \Rightarrow \alpha = \text{sen}^{-1} \times \left( \frac{T}{W} - \frac{\cos \alpha}{\frac{L}{D}} \right) \quad (63)$$

Por sua vez, a velocidade vertical pode ser escrita em função da componente total da velocidade através da seguinte expressão.

$$V_{\text{VERTICAL}} = V \times \text{sen}\alpha \quad (64)$$

Substituindo pela expressão 60 determina-se a velocidade vertical.

$$V_v = V \times \left[ \frac{T}{W} - \frac{1}{\left( \frac{L}{D} \right)} \right] \quad (65)$$

Onde:

$V_v$  - Velocidade vertical (ft/s).

$V$  - Velocidade absoluta da aeronave (ft/s).

$\left( \frac{L}{D} \right)$  - Eficiência aerodinâmica.

O estudo da velocidade vertical foi realizado para diferentes velocidades e altitudes. Para o AP-58 os resultados são resumidos no gráfico 27.

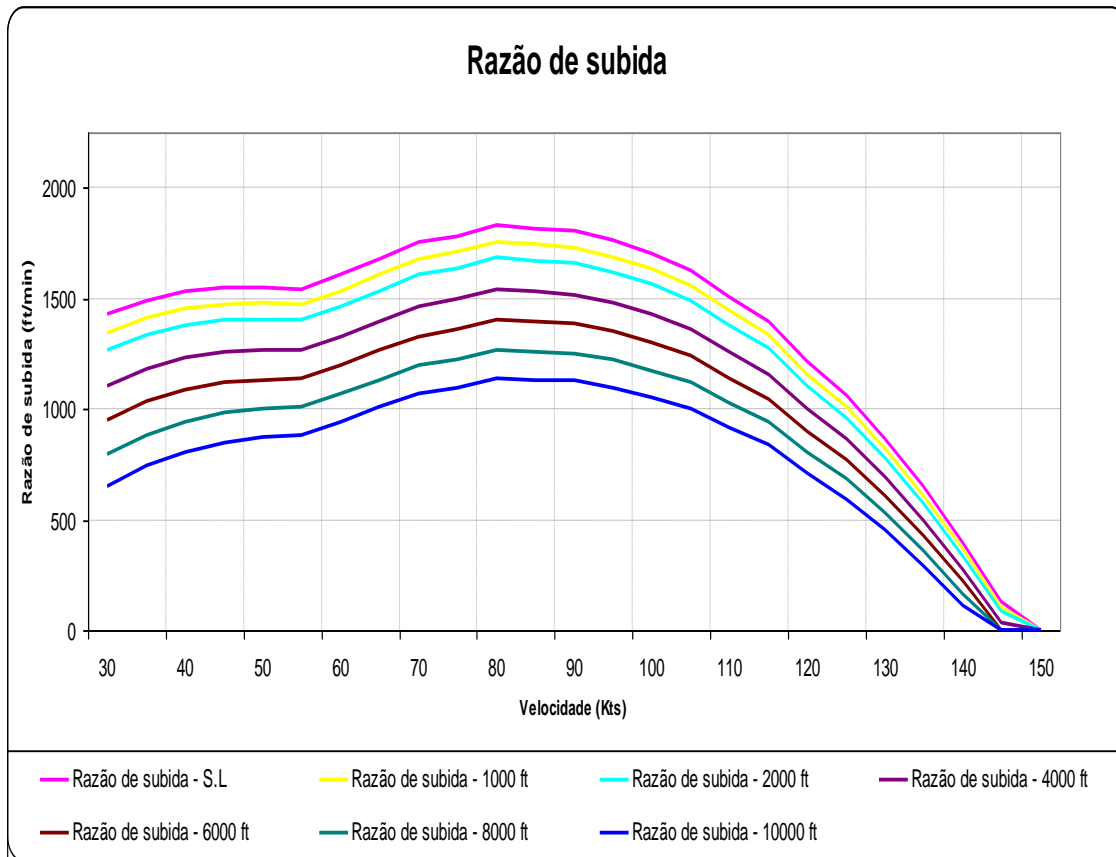


Gráfico 27. Velocidade vertical.

Analisando os resultados verifica-se uma diminuição da velocidade de subida com o aumento da altitude. A melhor velocidade de subida é conseguida, aos 1000 pés, para uma velocidade de 87 kts.

### 5.6. Voo sem motor

A falha de motor é uma possibilidade que ao ocorrer requer acções imediatas por parte da tripulação. As acções a implementar destinam-se a colocar a aeronave a voar segundo determinados parâmetros. A velocidade é um desses parâmetros pois influencia a velocidade de descida.

O estudo do voo sem motor consiste em determinar o melhor L/D e a melhor velocidade de planeio. Para se obter a melhor taxa de descida e prolongar o tempo de voo pretende-se o valor mais elevado de L/D. Para o AP-58 as melhores condições para o voo sem motor correspondem à velocidade de 67,87 kts para um L/D máximo de 12,64.



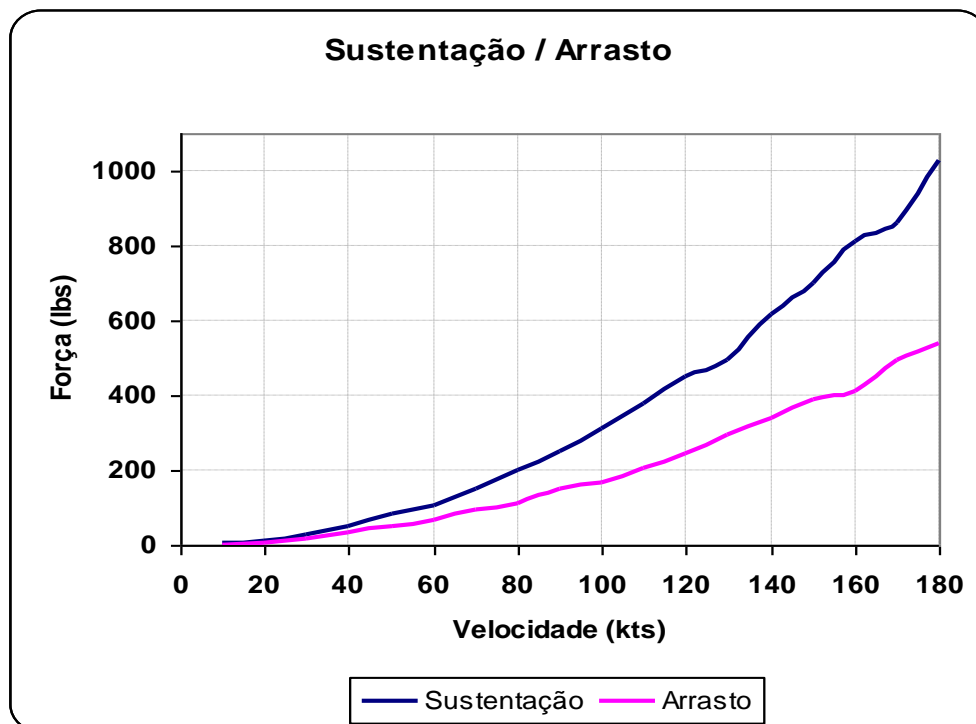
## 6. Validação computacional

Nesta etapa pretende-se realizar um conjunto de cálculos recorrendo a códigos computacionais com o intuito de analisar os resultados obtidos durante a fase de concepção.

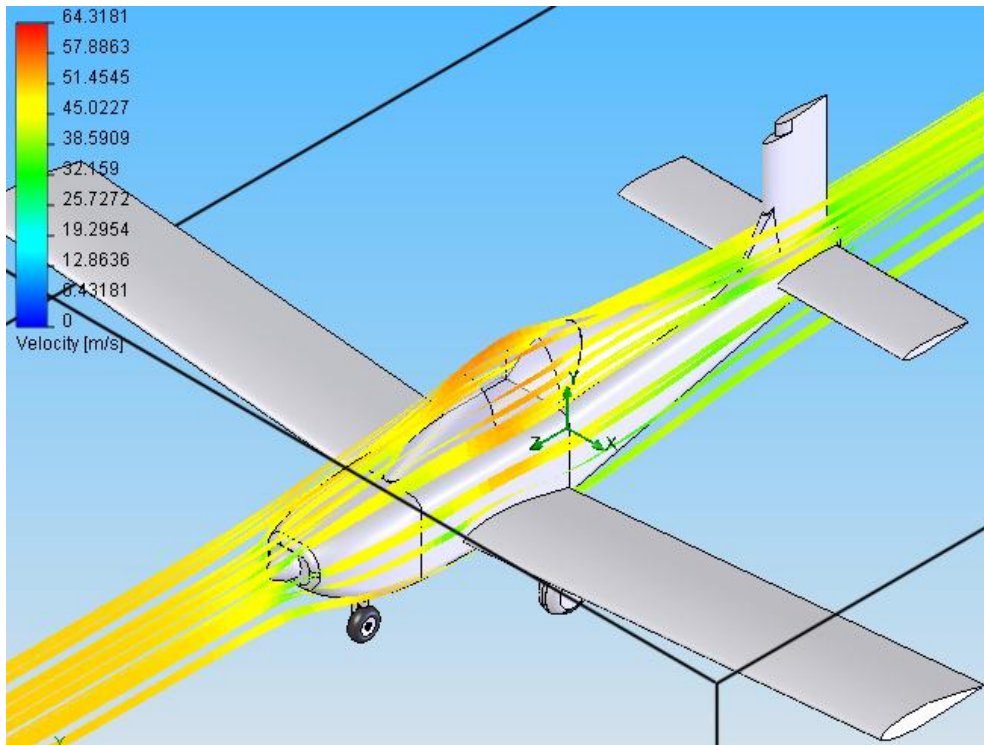
Do estudo das duas asas verificou-se que a asa Wortmann produz um menor arrasto e uma maior sustentação. A etapa seguinte consiste em realizar uma nova gama de ensaios, desta feita à aeronave completa, para ambas as asas. O objectivo será o de verificar qual das configurações se apresenta como sendo mais eficiente em termos aerodinâmicos. Os ensaios são realizados para uma altitude de 1000 pés e para velocidades que variam entre os 10 kts e os 180 kts.

O estudo à aeronave é realizado recorrendo ao software “Cosmos floworks” com um nível de resolução 5 (numa escala de 1 a 8) demorando, cada ensaio, entre 6 a 18 horas a realizar.

### 6.1. Aeronave com asa NACA

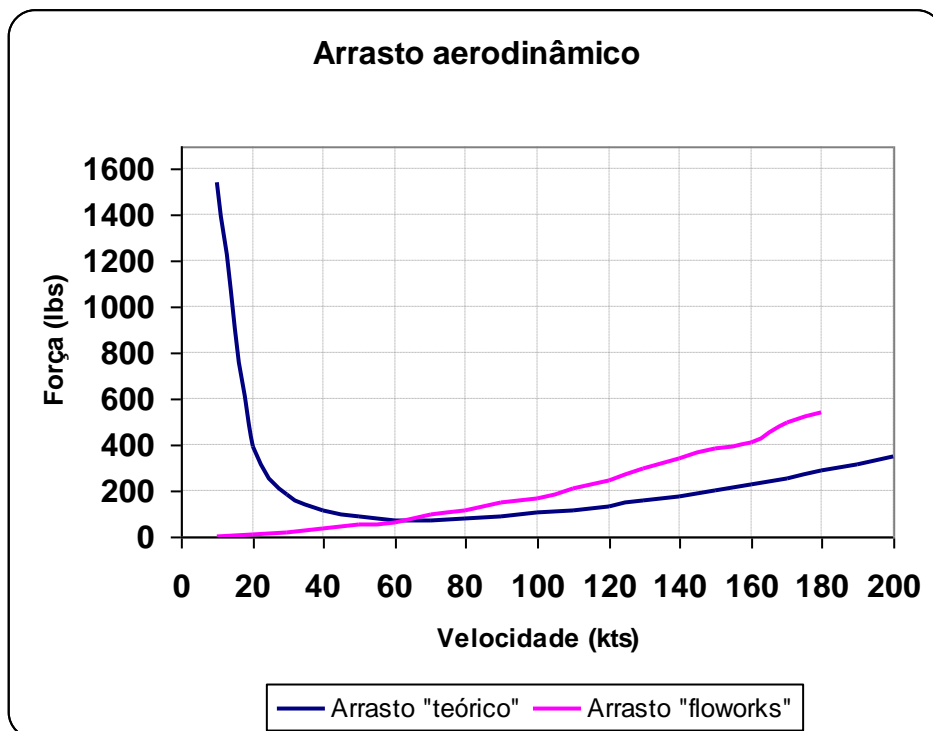


**Gráfico 28.** Sustentação e arrasto produzidos pela aeronave com asa NACA a 1000 pés (floworks).



**Figura 19.** Imagem da aeronave em teste no “Cosmos flowworks”.

No gráfico 29 apresentam-se os resultados do arrasto obtido teoricamente e o arrasto obtido do “Flowworks”.



**Gráfico 29.** Comparação do arrasto aerodinâmico obtido teoricamente e do floworks para a aeronave com asa NACA.



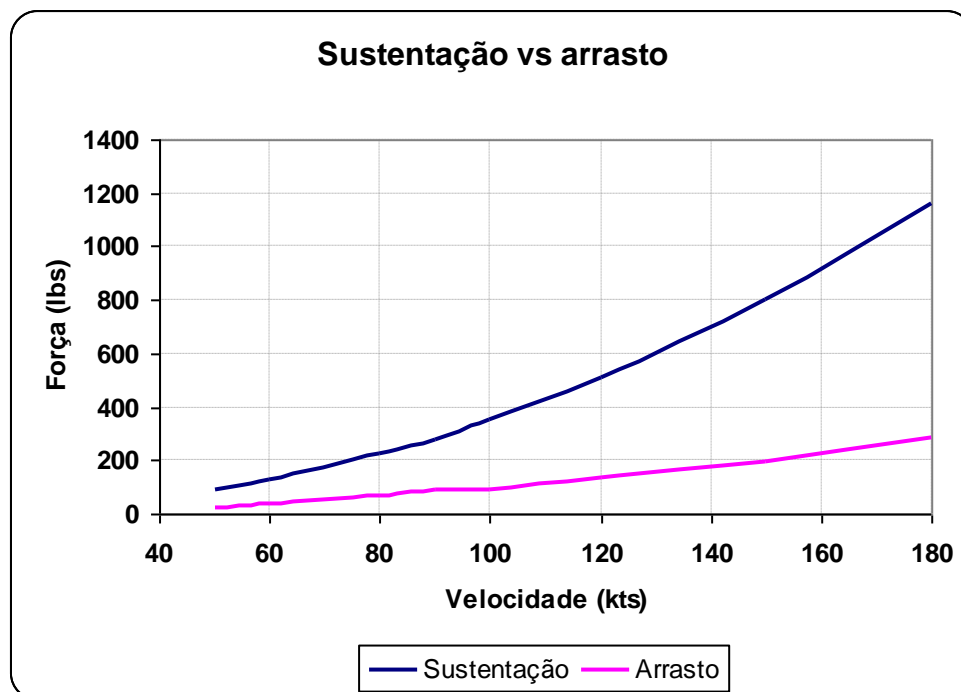
Os resultados revelam que o arrasto obtido em “Flowworks” é superior ao arrasto teórico apesar de a baixa velocidade não se fazer sentir a subida acentuada do arrasto induzido.

De acordo com os resultados produzidos pelo “Flowworks” o arrasto é superior ao previsto teoricamente e desta forma, o raio de acção, a autonomia e a velocidade máxima do AP-58 seriam consideravelmente afectados.

## 6.2. Aeronave com asa Wortmann

Tal como se havia verificado nos testes em “Flowworks” para a asa NACA, também para a asa Wortmann não se verifica o aumento do arrasto para baixas velocidades (devido ao aumento do arrasto induzido) pelo que, feita esta observação procede-se apenas à análise dos resultados para velocidades acima dos 40 kts.

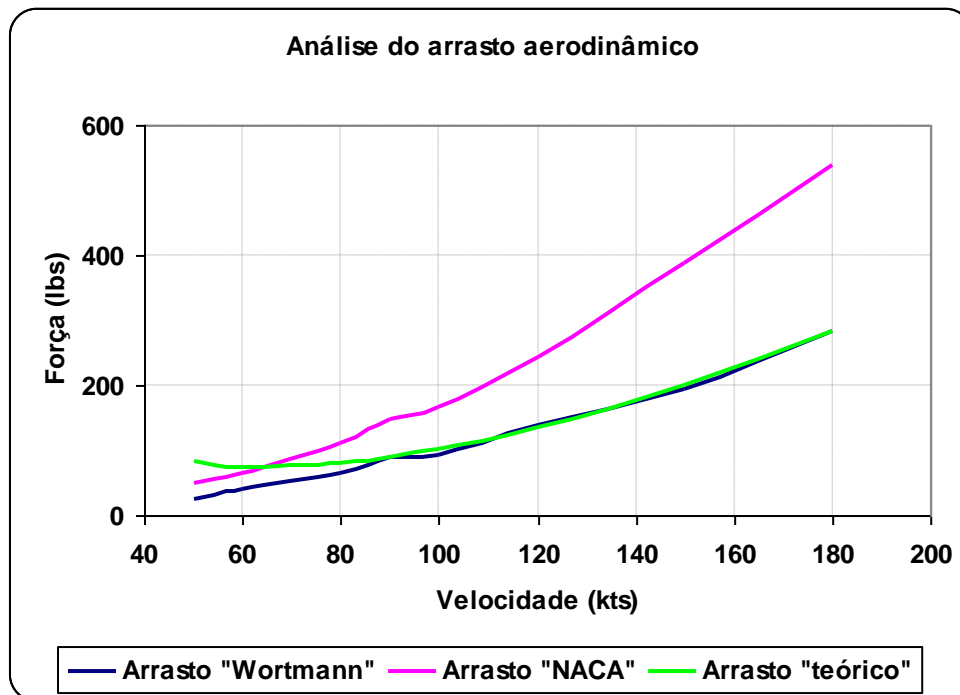
No gráfico 30 apresentam-se os resultados dos ensaios para a aeronave com asa Wortmann.



**Gráfico 30.** Resultados de arrasto e sustentação obtidos do flowworks para a aeronave com asa Wortmann.

### 6.3. Conclusão

Concluídos os ensaios procede-se á comparação directa dos mesmos. Os resultados ditaram qual a melhor configuração para o AP-58.



**Gráfico 31.** Análise comparativa dos arrastos produzidos.

Este ponto leva a ponderar o facto a possível do estudo desenvolvido não ser válido. Esta consideração deve-se principalmente aos programas e respectivos resultados. Os resultados irregulares, para além de se deverem às conhecidas limitações dos programas, também se poderão atribuir aos métodos de cálculo, à fiabilidade e precisão que lhes estão associados. Verificando-se diferenças nos métodos de cálculo a comparação de resultados e conclusões não serão válidas.

A discrepância de valores e a irregularidade dos resultados sugerem este facto. No entanto, verificou-se que os resultados do arrasto e sustentação, no caso da aeronave com asa Wortmann, aproximam-se dos resultados determinados teoricamente, pelo que pode considerar-se como sendo uma indicação de alguma coerência. Feita esta nota, procede-se à análise dos resultados, do qual se regista que:



Do gráfico 31 os resultados do arrasto da aeronave com asa Wortmann se aproximam dos valores de arrasto previstos pela teoria.

Os resultados permitem também sugerem que a aeronave com a asa NACA apresenta um arrasto superior à da aeronave com asa Wortmann, portanto, a aeronave com asa Wortmann será aerodinamicamente mais eficiente.

Em suma, a aeronave com asa Wortmann tem um desempenho que se aproxima do previsto na fase de dimensionamento teórico. Verifica-se que os resultados para a aeronave com asa Wortmann afastam-se 19% dos resultados teóricos. Os resultados da aeronave com asa NACA revelam uma diferença de 37% entre a teoria e o código computacional.



## 7. Conclusões, notas finais

O estudo simplificado de uma aeronave ligeira revelou-se um verdadeiro desafio, principalmente quando se obtiveram os resultados dos ensaios.

O software “Design foil” apresentou resultados coerentes mas este peca pela sua simplicidade. Os dados obtidos são meramente resultados teóricos. A sua utilização revelou-se, no entanto, útil pois os resultados serviram de base de partida e de comparação.

O “Cosmos floworks” é um software consideravelmente mais complexo e já representa uma ferramenta mais capaz para a realização de testes, no entanto, os resultados revelaram-se incoerentes e com graves irregularidades. Este facto tornou-se mais notório no estudo da asa NACA 64-414. Levanta-se a hipótese de se ter verificado algum erro no desenho do perfil. Se o desenho em CAD do perfil sofreu algum erro e se erro foi transportado para asa, é normal que os resultados fossem seriamente influenciados. No caso da asa NACA o perfil foi criado no “Design foil”, sendo um dos perfis constantes da sua base de perfis, e foi exportado directamente para o “Solidworks”.

Os resultados dos ensaios feitos à aeronave com asa Wortmann restauraram alguma confiança no “Floworks”. Esta conclusão baseia-se no facto de se ter verificado uma maior proximidade entre os resultados do “Floworks” e os resultados teóricos.

A limitação dos programas não pode deixar de estar associada mais uma vez aos limitados conhecimentos do candidato. Na realização deste projecto encontraram-se dificuldades na utilização dos códigos utilizados, pelo que, para a obtenção de melhores resultados e para a sua correcta análise e interpretação sugeria-se, primeiro, a compreensão mais detalhada dos métodos de cálculo seguidos por estes, bem como a sua fiabilidade e precisão. A utilização de outros softwares, mais capazes e mais focados para o estudo aerodinâmico, como o “Ansys Flowtran” iriam igualmente contribuir para um melhor trabalho.



A concepção de um modelo à escala e a realização de testes em túnel aerodinâmico representaria igualmente uma das fases de ensaios a realizar.

Os manuais de base para a realização do projecto revelaram-se insuficientes, as expressões e metodologias nem sempre são acompanhadas de toda a informação, nomeadamente à origem a sua aplicabilidade e restrições. Em trabalhos futuros tornar-se-ia necessário fazer uma pesquisa e estudo mais aprofundados de outros manuais mais teóricos de forma a permitir ao candidato ter um conhecimento base mais consolidado. De facto, os limitados conhecimentos do candidato, restringiram a capacidade deste na interpretação e análise dos parâmetros e em alguns casos, facilmente induziram a erros de interpretação e de projecto.

No âmbito de um projecto simplificado, foram adquiridos um considerável conjunto de conhecimentos com os quais se desenvolveram uma aplicação em Excel. Esta aplicação representa uma forte ferramenta pois permite o cálculo célere, e dispendo de alguma flexibilidade, permite analisar a influência dos resultados por alteração dos diversos parâmetros, contribuindo desta forma, para uma melhor consolidação dos conhecimentos e conceitos. É no entanto, uma ferramenta simples que devido ao elevado número de parâmetros, muitos deles inter-relacionados, dificultam o trabalho de programação. Mais uma vez este trabalho por si, constitui uma experiência valiosa para a compreensão do método e cálculo seguido.

O desenvolvimento de uma nova aplicação, baseada na experiência adquirida e no maior conhecimento quer no âmbito deste projecto mas também no que toca à programação em VBA representariam um dos passos a realizar.

Em conclusão, conhecimentos adquiridos permitiram perceber a grande complexidade desta especialidade e o longo percurso de estudo e trabalho que haveria pela frente até se poder desenvolver um trabalho de qualidade superior. No entanto, estas limitações associadas ao gosto pela temática servem de incentivo para enfrentar futuros desafios neste âmbito.



## **Anexo A**



**Resultados para a asa NACA (Design foil)**

Altitude	1000	ft
Velocidade	40	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,0086	-0,0672	-123,2	8,6	-14,3	578,1
-2	0,115	0,0079	-0,0715	115,2	7,9	14,6	170,5
0	0,354	0,0122	-0,0578	354,5	12,2	29,1	97,2
2	0,593	0,0236	-0,0803	593,9	23,6	25,2	75,1
4	0,827	0,0421	-0,0848	828,2	42,1	19,7	63,6
6	1,008	0,0612	-0,0893	1009,5	61,2	16,5	57,6
8	1,15	0,0783	-0,0939	1151,7	78,4	14,7	53,9
10	1,253	0,0936	-0,0985	1254,9	93,7	13,4	51,7
12	1,32	0,1059	-0,103	1321,9	106	12,5	50,3
14	1,349	0,1138	-0,1075	1351	113,9	11,9	49,8
16	1,341	0,1185	-0,112	1343	118,7	11,3	49,9
18	1,293	0,119	-0,1163	1294,9	119,3	10,9	50,8



Altitude	1000	ft
Velocidade	50	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,0089	-0,0672	-85,7	6,1	-14	578,1
-2	0,115	0,0081	-0,0715	80,1	5,7	14,1	170,5
0	0,354	0,0122	-0,0578	246,7	8,5	29	97,2
2	0,593	0,0239	-0,0803	413,2	16,7	24,7	75,1
4	0,826	0,0414	-0,0848	575,6	28,8	20	63,6
6	1,003	0,0611	-0,0893	698,9	42,5	16,4	57,7
8	1,142	0,0779	-0,0939	795,8	54,2	14,7	54,1
10	1,244	0,0931	-0,0985	866,9	64,9	13,4	51,8
12	1,309	0,105	-0,103	912,2	73,2	12,5	50,5
14	1,338	0,1131	-0,1075	932,4	78,9	11,8	49,9
16	1,33	0,1179	-0,112	926,8	82,1	11,3	50,1
18	1,283	0,1188	-0,1163	894,1	82,8	10,8	51



Altitude	1000	ft
Velocidade	60	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,0086	-0,0672	-123,2	8,6	-14,3	578,1
-2	0,115	0,0079	-0,0715	115,2	7,9	14,6	170,5
0	0,354	0,0122	-0,0578	354,5	12,2	29,1	97,2
2	0,593	0,0236	-0,0803	593,9	23,6	25,2	75,1
4	0,827	0,0421	-0,0848	828,2	42,1	19,7	63,6
6	1,008	0,0612	-0,0893	1009,5	61,2	16,5	57,7
8	1,15	0,0783	-0,0939	1151,7	78,4	14,7	53,9
10	1,253	0,0936	-0,0985	1254,9	93,7	13,4	51,7
12	1,32	0,1059	-0,103	1321,9	106	12,5	50,3
14	1,349	0,1138	-0,1075	1351	113,9	11,9	49,8
16	1,341	0,1185	-0,112	1343	118,7	11,3	49,9
18	1,293	0,119	-0,1163	1294,9	119,3	10,9	50,8



Altitude	1000	ft
Velocidade	80	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,0083	-0,0672	-219,1	14,7	-14,9	578,1
-2	0,115	0,0074	-0,0715	204,8	13,1	15,6	170,5
0	0,354	0,0118	-0,0578	630,6	21,1	29,9	97,2
2	0,593	0,0233	-0,0803	1056,3	41,4	25,5	75,1
4	0,83	0,0424	-0,0848	1478,5	75,6	19,6	63,6
6	1,017	0,0615	-0,0893	1811,6	109,5	21,4	57,3
8	1,164	0,0793	-0,0939	2073,4	141,3	14,7	53,6
10	1,272	0,0953	-0,0985	2265,8	169,7	13,4	51,2
12	1,341	0,1077	-0,103	2388,7	191,9	12,4	49,9
14	1,371	0,1162	-0,1075	2442,1	206,9	11,8	49,4
16	1,363	0,1202	-0,112	2427,9	214,1	11,3	49,5
18	1,313	0,1201	-0,1163	2338,8	214	10,9	50,4



Altitude	1000	ft
Velocidade	100	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,008	-0,0672	-342,4	22,1	-15,5	578,1
-2	0,115	0,0072	-0,0715	320,2	19,9	16,1	170,5
0	0,354	0,0115	-0,0578	985,6	32,1	30,7	97,2
2	0,593	0,0233	-0,0803	1651	64,7	25,5	75,1
4	0,83	0,0421	-0,0848	2310,8	117,3	19,7	63,6
6	1,026	0,062	-0,0893	2856,5	172,6	16,5	57,3
8	1,179	0,0805	-0,0939	3282,4	224,2	14,6	53,3
10	1,29	0,0971	-0,0985	3591,5	270,2	13,3	50,9
12	1,362	0,1099	-0,103	3791,9	306,1	12,4	49,5
14	1,394	0,1185	-0,1075	3881	329,9	11,8	48,5
16	1,385	0,1223	-0,112	3855,9	340,5	11,3	49,1
18	1,33	0,1218	-0,1163	3711,2	339	10,9	50,1



Altitude	4000	ft
Velocidade	40	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,0095	-0,0672	-50,2	3,8	-13,2	604,4
-2	0,115	0,0079	-0,0715	46,9	3,2	14,7	178,2
0	0,354	0,0128	-0,0578	144,4	5,2	27,8	101,6
2	0,593	0,0244	-0,0803	241,9	9,9	24,4	78,5
4	0,824	0,0414	-0,0848	241,9	16,9	19,9	66,6
6	0,997	0,061	-0,0893	336,1	24,8	16,4	60,6
8	1,132	0,0776	-0,0939	406,7	31,7	14,6	56,8
10	1,231	0,092	-0,0985	461,8	37,5	13,4	54,4
12	1,295	0,1043	-0,103	502,1	42,6	12,4	53,1
14	1,323	0,1124	-0,1075	528,2	45,9	11,8	52,6
16	1,315	0,1175	-0,112	536,4	47,9	11,2	52,7
18	1,269	0,1188	-0,1163	517,6	48,4	10,7	53,7



Altitude	4000	ft
Velocidade	50	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,0091	-0,0672	-78,4	5,8	-13,5	604,4
-2	0,115	0,0082	-0,0715	73,3	5,2	14,1	178,2
0	0,354	0,0124	-0,0578	225,6	8	28,2	101,6
2	0,593	0,0241	-0,0803	378	15,3	24,7	78,5
4	0,825	0,0415	-0,0848	525,8	26,4	19,9	66,6
6	1,001	0,0611	-0,0893	638	38,9	16,4	60,6
8	1,139	0,0777	-0,0939	726	49,6	14,6	56,6
10	1,24	0,0924	-0,0985	799,3	58,9	13,4	54,4
12	1,304	0,1047	-0,103	831,1	66,7	12,5	52,9
14	1,333	0,1128	-0,1075	849,6	71,9	11,8	52,4
16	1,325	0,1176	-0,112	844,5	75	11,3	52,5
18	1,278	0,1186	-0,1163	814,6	75,6	10,8	53,4



Altitude	4000	ft
Velocidade	60	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,0088	-0,0672	-88,5	8	-14,1	604,4
-2	0,115	0,008	-0,0715	105,3	7,3	14,4	178,2
0	0,354	0,0121	-0,0578	324,3	11,1	29,2	101,6
2	0,593	0,0238	-0,0803	543,2	21,8	24,9	78,5
4	0,827	0,0419	-0,0848	757,5	38,3	19,8	66,6
6	1,006	0,0612	-0,0893	921,5	56	16,5	60,3
8	1,146	0,078	-0,0939	1049,7	71,5	14,7	56,5
10	1,248	0,0933	-0,0985	1143,2	85,5	13,4	54,1
12	1,314	0,1054	-0,103	1203,6	96,6	12,5	52,7
14	1,343	0,1134	-0,1075	1230,2	103,9	11,8	52,1
16	1,335	0,1181	-0,112	1222,9	108,2	11,3	52,5
18	1,288	0,1189	-0,1163	1179,8	108,9	10,8	53,3



Altitude	4000	ft
Velocidade	80	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,0085	-0,0672	-200,4	13,7	-14,6	604,4
-2	0,115	0,0076	-0,0715	187,4	12,3	15,2	178,2
0	0,354	0,0119	-0,0578	576,8	19,4	29,7	101,6
2	0,593	0,0233	-0,0803	966,1	37,9	25,5	78,5
4	0,829	0,0425	-0,0848	1350,6	69,3	19,5	66,4
6	1,014	0,0614	-0,0893	1652,1	100	16,5	60
8	1,159	0,0789	-0,0939	1888,3	128,6	14,7	56,2
10	1,265	0,0947	-0,0985	2061	154,3	13,4	53,7
12	1,334	0,107	-0,103	2173,4	174,3	12,5	52,3
14	1,364	0,1155	-0,1075	2222,3	188,2	11,8	51,8
16	1,355	0,1195	-0,112	2207,6	194,7	11,3	51,9
18	1,306	0,1197	-0,1163	2127,8	195	10,9	52,9



Altitude	4000	ft
Velocidade	100	kts

AoA (°)	Cl	Cd	Momento	Sustentação (lbs)	Arrasto (lbs)	L/D	Velocidade de perda (kts)
-4	-0,123	0,0081	-0,0672	-313,2	20,5	-15,3	604,4
-2	0,115	0,0072	-0,0715	292,8	18,3	16	178,2
0	0,354	0,0115	-0,0578	901,4	29,7	30,4	101,6
2	0,593	0,0233	-0,0803	1510	59,5	25,4	78,5
4	0,83	0,0421	-0,0848	2113,5	107,5	19,7	66,4
6	1,022	0,0617	-0,0893	2602,5	157,1	16,6	59,8
8	1,173	0,08	-0,0939	2987,5	203,8	14,7	55,9
10	1,282	0,0962	-0,0985	3264,5	245,1	13,3	53,4
12	1,353	0,1089	-0,103	3445,3	277,4	12,4	52
14	1,384	0,1174	-0,1075	3524,3	299,1	11,8	51,4
16	1,375	0,1213	-0,112	3501,4	308,9	11,3	51,5
18	1,324	0,121	-0,1163	3371,5	308	10,9	52,6



**Resultados para a asa NACA**

AoA (°)	Arrasto		Sustentação	
	N	lb	N	lb
-4	287,36	64,66	- 1060,64	-238,67
-2	175,17	39,42	510,29	114,83
0	294,75	66,33	3747,46	843,28
2	350,24	78,81	5189,66	1167,81
4	444,58	100,04	6260,04	1408,67
6	612,00	137,72	8146,42	1833,16
8	804,12	180,95	8186,00	1842,06
10	916,53	206,24	8718,28	1961,84
12	1210,00	272,28	9775,90	2199,83
14	1821,87	409,97	9854,70	2217,56
16	1836,00	413,15	7118,42	1601,83
18	1653,66	372,12	6722,44	1512,72

Determinação do Cl		
AoA (°)	Cl	Cd
-4	-0,086	0,023
-2	0,041	0,014
0	0,305	0,024
2	0,422	0,028
4	0,509	0,036
6	0,662	0,050
8	0,665	0,065
10	0,709	0,075
12	0,795	0,098
14	0,801	0,148
16	0,579	0,149
18	0,546	0,134



**Resultados para a asa Wortmann**

AoA (°)	Arrasto		Sustentação	
	N	lb	N	lb
-4	550,76	123,94	765,09	172,17
-2	540,83	121,70	2748,98	618,59
0	387,39	87,17	4694,20	1056,32
2	335,46	75,49	7035,06	1583,07
4	307,74	69,25	6990,64	1573,08
6	276,50	62,22	7488,68	1685,15
8	379,06	85,30	9622,12	2165,23
10	548,00	123,31	10391,70	2338,40
12	914,51	205,79	11544,12	2597,73
14	1124,17	252,97	11493,40	2586,31
16	1521,52	342,38	13419,40	3019,71
18	1406,23	316,44	12188,54	2742,74

Determinação do Cl		
AoA (°)	Cl	Cd
-4	0,062	0,045
-2	0,223	0,044
0	0,382	0,031
2	0,572	0,027
4	0,568	0,025
6	0,609	0,022
8	0,782	0,031
10	0,845	0,045
12	0,938	0,074
14	0,934	0,091
16	1,091	0,124
18	0,991	0,114



**Resultados para a aeronave com asa NACA**

Altitude	1000	ft
Velocidade	100	kts

Velocidade (kts)	Sustentação		Arrasto	
	N	lb	N	lb
10	13,49	3,04	5,92	1,33
20	53,98	12,15	31,05	6,99
30	124,02	27,91	72,72	16,36
40	217,10	48,85	136,23	30,66
50	374,20	84,21	219,39	49,37
60	466,97	105,08	288,64	64,95
70	678,20	152,61	412,33	92,78
80	877,03	197,35	495,53	111,51
90	1120,99	252,25	655,38	147,48
100	1377,44	309,96	740,03	166,53
110	1677,96	377,58	917,13	206,38
120	1988,40	447,44	1081,71	243,41
130	2194,64	493,85	1315,24	295,96
140	2745,18	617,74	1493,77	336,14
150	3120,71	702,24	1719,12	386,85
160	3607,00	811,67	1817,50	408,98
170	3820,14	859,63	2189,64	492,73
180	4572,98	1029,04	2394,22	538,76



**Resultados para a aeronave com asa Wortmann**

Altitude	1000	ft
Velocidade	100	kts

Velocidade (kts)	Sustentação		Arrasto	
	N	lb	N	lb
50	392,56	88,34	106,30	23,92
60	557,47	125,44	180,57	40,63
80	1004,48	226,03	290,08	65,28
90	1240,45	279,13	392,02	88,22
100	1570,27	353,35	414,27	93,22
120	2252,68	506,91	609,97	137,26
150	3569,41	803,21	860,31	193,59
180	5154,52	1159,90	1257,90	283,06



**Análise comparativa**

Velocidade (kts)	Diferença de valores de arrasto relativamente a valores teóricos		Diferença de valores de arrasto entre Wortmann e NACA
	Wortmann	NACA	
50	71%	41%	52%
60	45%	12%	37%
80	18%	29%	41%
90	1%	40%	40%
100	8%	39%	44%
120	2%	45%	44%
150	4%	48%	50%
180	1%	47%	47%
Diferença média	19%	37%	44%



## **Anexo B**



**Tabela 1.** Tabela de Conversão de unidades.

Multiply	By	To Obtain
British Thermal Unit/ Minute (BTU/min)	$3.969 \times 10^6$	calories/second
	$1.297 \times 10$	foot-pounds/second
	$2.357 \times 10^{-2}$	horsepower
	$2.987 \times 10^{-2}$	kilogram meters/second
Centimeter (cm)	$3.281 \times 10^{-2}$	feet
	$3.938 \times 10^{-1}$	inches
	$1.000 \times 10^{-5}$	kilometers
	$1.000 \times 10^{-2}$	meters
Cubic Foot (ft <sup>3</sup> )	28.317	liters
	7.481	gallons
Foot (ft)	$3.048 \times 10$	centimeters
	$1.200 \times 10$	inches
	$3.048 \times 10^{-4}$	kilometers
	$3.048 \times 10^{-1}$	meters
	$1.894 \times 10^{-4}$	miles
Foot-Pound/Second (ft-lb/s)	$7.713 \times 10^{-2}$	BTU/min
	$3.239 \times 10^{-1}$	calories/second
	$1.818 \times 10^{-3}$	horsepower
	$1.383 \times 10^{-1}$	kilogram meters/second
Foot/Second (ft/s)	1.097	kilometers/hour
	$5.921 \times 10^{-1}$	knots
	$3.048 \times 10^{-1}$	meters/second
	$6.818 \times 10^{-1}$	miles/hour
Gallon (U.S.) (gal)	$1.3368 \times 10^{-1}$	cubic feet
	3.78542	liters
	$3.785 \times 10^{-3}$	cubic meters
	231	cubic inches
	128	fluid ounces
Gram (g)	$3.528 \times 10^{-2}$	ounces
	$2.205 \times 10^{-3}$	pounds
Horsepower (hp)	$4.242 \times 10$	BTU/min
	550	foot-pounds/second
	$7.604 \times 10$	kilogram meters/second
	745.7	watt
Imperial Gallon	$2.774 \times 10^2$	cubic inches
	1.201	gallons (U.S.)
	4.546	liters
Inch (in.)	2.540	centimeters
	$8.333 \times 10^{-2}$	feet
	$2.540 \times 10^{-2}$	meters



Multiply	By	To Obtain
Kilogram (kg)	$1.000 \times 10^3$	grams
	$6.854 \times 10^{-2}$	slugs
	2.205	pounds
	9.807	newtons
Kilogram-Meter/Second (kg-m/s)	$3.347 \times 10$	BTU/min
	7.233	foot-pounds/second
Kilometer/Hour (km/h)	$9.113 \times 10^{-1}$	feet/second
	$5.396 \times 10^{-1}$	knots
	$6.214 \times 10^{-1}$	miles/hour
Knot	1.689	feet/second
	1.151	miles/hour
	1.852	kilometers/hour
Liter (l)	$3.532 \times 10^{-2}$	cubic feet
	$2.6417 \times 10^{-1}$	gallons
	$1.000 \times 10^{-3}$	cubic meters
	33.8142	fluid ounces
Meter (m)	$1.000 \times 10^2$	centimeters
	3.281	feet
	$3.937 \times 10$	inches
	$1.000 \times 10^{-3}$	kilometers
	$6.214 \times 10^{-4}$	miles
Meter/Second (m/s)	3.281	feet/second
	3.600	kilometers/hour
	1.943	knots
	2.237	miles/hour
Mile/Hour (mph)	1.467	feet/second
	1.609	kilometers/hour
	0.8684	knots
	0.4470	meters/second
Nautical Mile (nmi)	$6.076 \times 10^3$	feet
	$1.852 \times 10^3$	meters
	1.15078	mile
Pound (lb)	$4.536 \times 10^2$	grams
	16	ounces
Slug	$1.459 \times 10^4$	grams
	$1.459 \times 10$	kilograms
	32.174	Lb <sub>mass</sub>
Statute Mile (mi)	$5.280 \times 10^3$	feet
	1.609	kilometers
	$1.760 \times 10^3$	yards
	0.868976	nautical mile

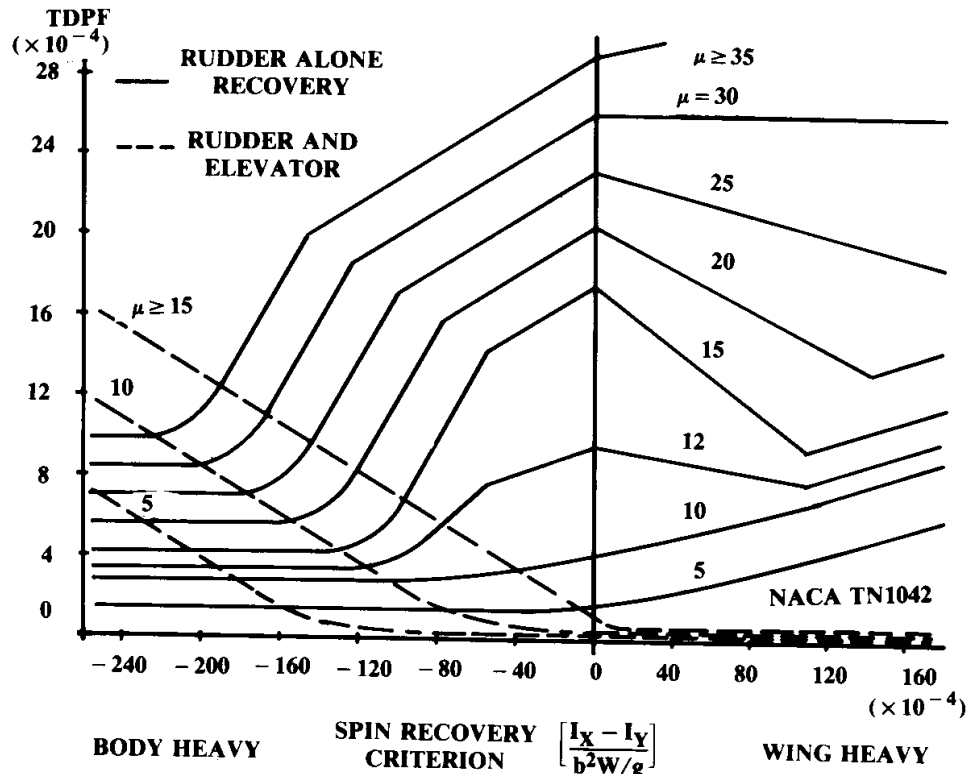


**Tabela 2.** Propriedades da atmosfera.

Alt.	Temp.	Temp. Ratio	Press.	Press. Ratio	Density	Density Ratio	Coeff. of Viscosity	Speed of Sound
h (ft)	T (°R)	$\theta$	p (psi)	$\delta$	$\rho$ (slugs/ft <sup>3</sup> ) (x10 <sup>-3</sup> )	$\sigma$	$\mu$ (lbs - sec/ft <sup>2</sup> ) (x10 <sup>-7</sup> )	V <sub>a</sub> (ft/sec)
Geopotential								
0	518.7	1.0000	14.70	1.0000	2.377	1.0000	3.737	1,116.4
1,000	515.1	0.9932	14.17	0.9644	2.3081	0.97106	3.717	1,112.6
2,000	511.5	0.9863	13.66	0.9298	2.2409	0.94277	3.697	1,108.7
3,000	508.0	0.9794	13.17	0.8962	2.1751	0.91512	3.677	1,104.9
4,000	504.4	0.9725	12.69	0.8637	2.1109	0.88809	3.657	1,101.0
5,000	500.8	0.9657	12.23	0.8320	2.0481	0.86167	3.636	1,097.1
6,000	497.3	0.9588	11.78	0.8014	1.9868	0.83586	3.616	1,093.2
7,000	493.7	0.9519	11.34	0.7716	1.9268	0.81064	3.596	1,089.2
8,000	490.1	0.9450	10.92	0.7428	1.8683	0.78602	3.575	1,085.3
9,000	486.6	0.9382	10.50	0.7148	1.8111	0.76196	3.555	1,081.4
10,000	483.0	0.9313	10.11	0.6877	1.7553	0.73848	3.534	1,077.4
11,000	479.4	0.9244	9.720	0.6614	1.7008	0.71555	3.513	1,073.4
12,000	475.9	0.9175	9.346	0.6360	1.6476	0.69317	3.493	1,069.4
13,000	472.3	0.9107	8.984	0.6113	1.5957	0.67133	3.472	1,065.4
14,000	468.7	0.9038	8.633	0.5857	1.5451	0.65003	3.451	1,061.4
15,000	465.2	0.8969	8.294	0.5643	1.4956	0.62924	3.430	1,057.3
16,000	461.6	0.8900	7.965	0.5420	1.4474	0.60896	3.409	1,053.2
17,000	458.0	0.8831	7.647	0.5203	1.4004	0.58919	3.388	1,049.2
18,000	454.5	0.8763	7.339	0.4994	1.3546	0.56991	3.366	1,045.1
19,000	450.9	0.8694	7.041	0.4791	1.3100	0.55112	3.345	1,041.0
20,000	447.3	0.8625	6.754	0.4595	1.2664	0.53281	3.324	1,036.8
21,000	443.8	0.8556	6.475	0.4406	1.2240	0.51497	3.302	1,032.7
22,000	440.2	0.8488	6.207	0.4223	1.1827	0.49758	3.281	1,028.5
23,000	436.6	0.8419	5.947	0.4046	1.1425	0.48065	3.259	1,024.4
24,000	433.1	0.8350	5.696	0.3876	1.1033	0.46417	3.238	1,020.2
25,000	429.5	0.8281	5.454	0.3711	1.0651	0.44812	3.216	1,016.0
26,000	426.0	0.8213	5.220	0.3552	1.0280	0.43250	3.194	1,011.7
27,000	422.4	0.8144	4.994	0.3398	0.9919	0.41730	3.172	1,007.5
28,000	418.8	0.8075	4.777	0.3250	0.9567	0.40251	3.150	1,003.2
29,000	415.3	0.8006	4.567	0.3107	0.9225	0.38812	3.128	999.0
30,000	411.7	0.7938	4.364	0.2970	0.8893	0.37413	3.106	994.7



**Tabela 3.** Ábaco para validação da capacidade da aeronave de recuperar de perda agravada.



**Tabela 4.** Densidade do combustível de aviação.

	Average actual density	
	0°F	100°F
Aviation gasoline	6.1	5.7
JP-4	6.7	6.4
JP-5	7.2	6.8
JP-8	—	—

**Tabela 5.** Consumos de combustível para motor Rotax 912.

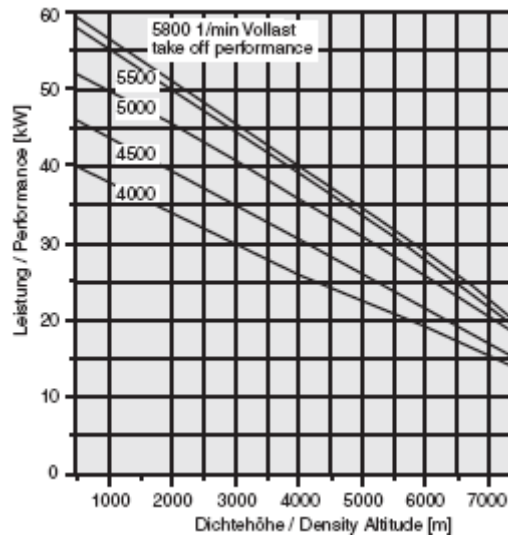
Fuel consumption in l/h (USgal/h)	912 UL / A / F	912 ULS / S
at take-off performance	24,0 (6,3)	27,0 (7,1)
at max. continuous performance	22,6 (5,6)	25,0 (6,6)
at 75 % continuous performance	16,2 (4,3)	18,5 (4,9)
specific consumption at max. continuous performance	285 g/kWh (0,47 lb/hph)	285 g/kWh (0,47 lb/hph)



**Tabela 6.** Informação técnica do motor Rotax 912 ULS.

Engine Power-Setting	Engine speed [rpm]	Performance (kW)	Torque [Nm]	Manifold pres. [in. HG]
Take-off perform.	5800	59,6	98,1	full throttle
cruising power	5500	58,0	100,7	full throttle
75%	5000	43,5	83,1	27,2
65%	4800	37,7	75,0	26,5
55%	4300	31,9	70,8	26,3

**Tabela 7.** Variação da potência com a altitude



**Tabela 8.** Potência máxima do motor Rotax 912 ULS.

VERSION	PERFORMANCE			TORQUE			MAX RPM
	kW	hp	1/min.	Nm	ft. lb.	1/min.	1/min.
912 ULS	69.0	95	5500	128	94	5100	5800
max. 5 min.	73.5*	100*	5800*	* w/ROTAX airbox and exhaust system			

**Tabela 9.** Constantes para dimensionamento das empenagens.

	Typical values	
	Horizontal $c_{HT}$	Vertical $c_{VT}$
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09



**Tabela 10.** Valores de referência para ângulo diedro.

	Wing position		
	Low	Mid	High
Unswept (civil)	5 to 7	2 to 4	0 to 2
Subsonic swept wing	3 to 7	-2 to 2	-5 to -2
Supersonic swept wing	0 to 5	-5 to 0	-5 to 0

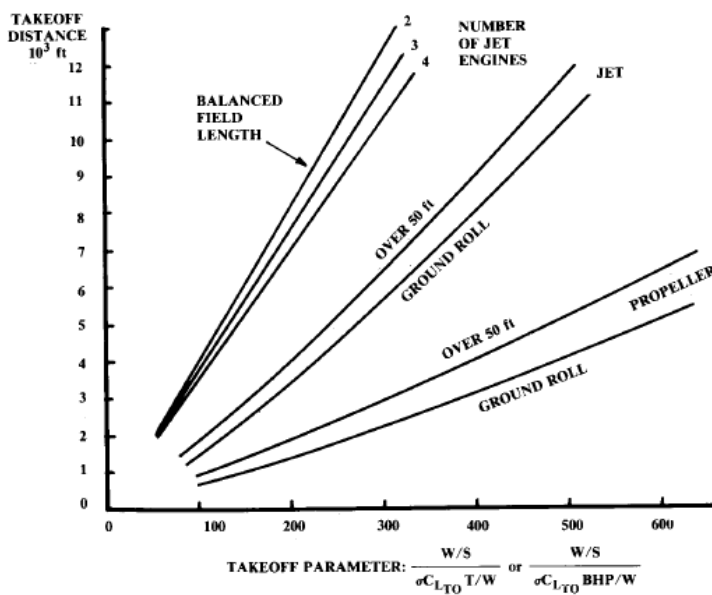
**Tabela 11.** Valores de referência para a razão de aspecto para vários tipos de aeronaves.

	Horizontal tail		Vertical tail	
	A	$\lambda$	A	$\lambda$
Fighter	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Sail plane	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Others	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6
T-Tail	-	-	0.7-1.2	0.6-1.0

**Tabela 12.** Constantes para dimensionamento dos pneus.

	Diameter		Width	
	A	B	A	B
General aviation	1.51	0.349	0.7150	0.312
Business twin	2.69	0.251	1.170	0.216
Transport/bomber	1.63	0.315	0.1043	0.480
Jet fighter/trainer	1.59	0.302	0.0980	0.467

**Tabela 13.** Ábaco para determinação da distância de decolagem.





**Tabela 14.** Constantes para determinação dos momentos de inércia no estudo de recuperação de perda agravada.

Aircraft class	$\bar{R}_x$	$\bar{R}_y$	$\bar{R}_z$
Single-engine prop	0.25	0.38	0.39
Twin-engine prop	0.34	0.29	0.44
Business jet twin	0.30	0.30	0.43
Twin turboprop transport	0.22	0.34	0.38
Jet transport—Fuselage-mounted engines	0.24	0.36	0.44
—2 wing-mounted engines	0.25	0.38	0.46
—4 wing-mounted engines	0.31	0.33	0.45
Military jet trainer	0.22	0.14	0.25
Jet fighter	0.23	0.38	0.52
Jet heavy bomber	0.34	0.31	0.47
Flying wing (B-49 type)	0.32	0.32	0.51
Flying boat	0.25	0.32	0.41

<sup>a</sup>Typical values see Ref. 11 for examples.

**Tabela 15.** Constantes para dimensionamento do trem de aterragem.

Main wheels diameter or width (in.) = $A W_w^B$	Diameter		Width	
	A	B	A	B
	General aviation	1.51	0.349	0.7150
Business twin	2.69	0.251	1.170	0.216
Transport/bomber	1.63	0.315	0.1043	0.480
Jet fighter/trainer	1.59	0.302	0.0980	0.467

$W_w = \text{Weight on Wheel}$

**Tabela 16.** Coeficientes de arrasto para o trem de aterragem

	$\frac{D}{q}$ Frontal area (Ft <sup>2</sup> )
Regular wheel and tire	0.25
Second wheel and tire in tandem	0.15
Streamlined wheel and tire	0.18
Wheel and tire with fairing	0.13
Streamline strut ( $1/6 < t/c < 1/3$ )	0.05
Round strut or wire	0.30
Flat spring gear leg	1.40
Fork, bogey, irregular fitting	1.0–1.4



**Tabela 17.** Coeficientes para

Length = $aW_0^c$	$a$	$C$
Sailplane—unpowered	0.86	0.48
Sailplane—powered	0.71	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68	0.23
Homebuilt—composite	3.50	0.23
General aviation—single engine	4.37	0.23
General aviation—twin engine	0.86	0.42
Agricultural aircraft	4.04	0.23
Twin turboprop	0.37	0.51
Flying boat	1.05	0.40
Jet trainer	0.79	0.41
Jet fighter	0.93	0.39
Military cargo/bomber	0.23	0.50
Jet transport	0.67	0.43

**Tabela 18.** Coeficiente de contribuição de sustentação pelas superfícies hipersustentadoras.

High-lift device	$\Delta C_{l_{max}}$
<b>Flaps</b>	
Plain and split	0.9
Slotted	1.3
Fowler	1.3 $c'/c$
Double slotted	1.6 $c'/c$
Triple slotted	1.9 $c'/c$
<b>Leading edge devices</b>	
Fixed slot	0.2
Leading edge flap	0.3
Kruger flap	0.3
Slat	0.4 $c'/c$

**Tabela 19.** Coeficiente de fricção

$C_{D_0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$	$C_{fe}$ -subsonic
Bomber and civil transport	0.0030
Military cargo (high upsweep fuselage)	0.0035
Air Force fighter	0.0035
Navy fighter	0.0040
Clean supersonic cruise aircraft	0.0025
Light aircraft – single engine	0.0055
Light aircraft – twin engine	0.0045
Prop seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040



## 8. Bibliografia

- 1 – Daniel P. Raymer, Aircraft Design: a conceptual Approach, AIAA Education Series 2º Edition, 1992.
- 2 – Dan Raymer, Simplified Aircraft Design for Homebuilder, Design Dimension Press.
- 3 - JAA, Principles of Flight, Jepessen Edition 2.00.00, Click2ppscLTD, 2001
- 4 - U.S. Navy, Aviation Structural Mechanic.
- 5 - Laurence K. Loftin Jr, Quest for performance – Evolution of Modern Aircraft, NASA Scientific and Technical information branch, 1985
- 6 - David F. Anderson and Scott Eberhard, Understanding Flight, McGraw-Hill, 2001
- 7 - JAA, Airframe and Systems, Jepessen Edition 2.00.00, Click2ppscLTD, 2001
- 8- U.S. Department of Transportation FAA, Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge, 2003
- 9 - Chen Wai-Fah, Structural Engineering Handbook, CRC Press LLC, 1999
- 10 - Steven A. Brandt, Introduction to Aeronautics: A Design Perspective,
- 11- E.F. Brunhn, Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Tri-State Offset Company, 1973
- 12- William F. Smith, Princípios de Ciência e Engenharia dos Materiais 3ª Edição, McGraw-Hill, 1998
- 13 – Daniel Silva Saraiva, Determinação das derivadas de estabilidade e momentos de inércia da aeronave ANTEX-M, Dissertação para a obtenção do grau de mestre I.S.T, 2008



## 9. Internet (Sites consultados)

Fotografias – [www.airliners.net](http://www.airliners.net) (15-08-2008)

Outros sites – [www.nasa.gov](http://www.nasa.gov) (19-08-2008)

[www.aeromech.usyd.edu.au/structures/as/index.htm](http://www.aeromech.usyd.edu.au/structures/as/index.htm) (19-08-2008)

[en.wikipedia.org/wiki/Aircraft\\_structures](http://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft_structures) (19-08-2008)

[www.zenith.com](http://www.zenith.com) (19-08-2008)

[www.rotax.com](http://www.rotax.com) (19-08-2008)

[www.ae.su.oz.au/aero/contents.html](http://www.ae.su.oz.au/aero/contents.html) (19-08-2008)

[www.aircraftdesign.com/](http://www.aircraftdesign.com/) (19-08-2008)