

**Metodologia de um projeto aerodinâmico básico voltado a competição SAE  
Brasil aerodesign****Methodology of a basic aerodynamic project destined to SAE Brazil  
aerodesign competition**

10.34140/bjbv2n3-038

Recebimento dos originais: 20/05//2020

Aceitação para publicação: 20/06/2020

**Lucas Guimarães e Souza**

Engenheiro Mecânico pela Universidade do Estado do Amazonas – UEA  
Instituição: Universidade do Estado do Amazonas – UEA  
Av. Darcy Vargas, 1.200 - Parque Dez de Novembro, Manaus - AM, 69050-020  
E-mail: lucasguimaraes94@gmail.com

**Felipe Araújo Bortolete**

Engenheiro Mecânico pela Universidade do Estado do Amazonas – UEA  
Instituição: Universidade do Estado do Amazonas – UEA  
Av. Darcy Vargas, 1.200 - Parque Dez de Novembro, Manaus - AM, 69050-020  
E-mail: felipebortolete@gmail.com

**Antonio Claudio Kieling**

Doutor em Administração de Empresas pela Universidad de la Empresa – UDE – Montevideú,  
Uruguai, e Doutor em Biotecnologia pela Universidade Federal do Amazonas – UFAM  
Instituição: Universidade do Estado do Amazonas – UEA  
Av. Darcy Vargas, 1.200 - Parque Dez de Novembro, Manaus - AM, 69050-020  
E-mail: antonio.kieling@yahoo.com

**Hugo Mario Tavares Junior**

Doutor em Engenharia Mecânica pela Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro – PUC-RJ  
Instituição: Universidade do Estado do Amazonas – UEA  
Av. Darcy Vargas, 1.200 - Parque Dez de Novembro, Manaus - AM, 69050-020  
E-mail: htavaresjr@yahoo.com.br

**RESUMO**

Este trabalho consiste no desenvolvimento de um projeto aerodinâmico básico de um avião destinado à competição SAE Brasil Aerodesign, para o qual é desenvolvido uma aeronave cargueira rádio controlada em escala reduzida. A metodologia simplista utilizada facilita a compreensão das etapas de projeto e conseqüentemente a minimização do tempo empregado para o estudo aerodinâmico. Esse projeto leva em consideração as limitações impostas pela competição, tais como a área máxima em vista superior, que influenciam significativamente na missão da aeronave. Para se chegar em uma aeronave competitiva é necessária a otimização de vários parâmetros aerodinâmicos, desde a escolha correta do perfil para asa e empenagens até os cálculos de arrasto sofrido pela aeronave. No desenvolvimento do projeto aerodinâmico foi utilizado o software XFRL5 para a obtenção de alguns dados analisados. A técnica de aproximação de esforços sofridos na asa pelo diagrama de Schrenk, contribuição dos componentes da aeronave para o arrasto, a influência do efeito solo e o cálculo da curva polar de arrasto são fatores determinantes para um bom projeto.

**Palavras-chave:** aerodinâmica, metodologia de projeto, SAE Brasil Aerodesign.

#### **ABSTRACT**

This work consists in the development of a simple aerodynamic project of airplane destined to the SAE Brasil Aerodesign, for which is developed a loader airplane radio controlled in minimized scale. The simple methodology used makes easy the comprehension of the project steps consequently the minimization of the time used to the aerodynamic study. This project considers the limitations applied for the competition's regulation, like the maxim area in top view that significantly influences the airplane mission. To make a competitive airplane is necessary to optimize many aerodynamic parameters, from the wing and elevator's airfoil choice to the calculation of drag. In the development of the aerodynamic project was used the XFLR5 software to obtain some analyzed data. The approximation of the wing's load for Schrenk's diagram, contribution of the airplane's components to drag, the influence of ground effect and the calculation of drag polar are determinate factors for a good project.

**Keywords:** aerodynamic, project methodology, SAE Brasil Aerodesign.

## **1 INTRODUÇÃO**

Normalmente um projeto aeronáutico é iniciado pela aerodinâmica do avião, como sugerem (DA ROSA, 2006) e (BARROS, 2001), projeto esse que acaba sendo primordial para que o avião alcance o desempenho desejado e que vem a influenciar a todos as outras aéreas envolvidas no projeto global da aeronave. Uma vez que existem várias soluções satisfatórias em projeto aerodinâmico, busca-se sempre a melhor dessas soluções e para isso se faz uso de uma boa metodologia de projeto.

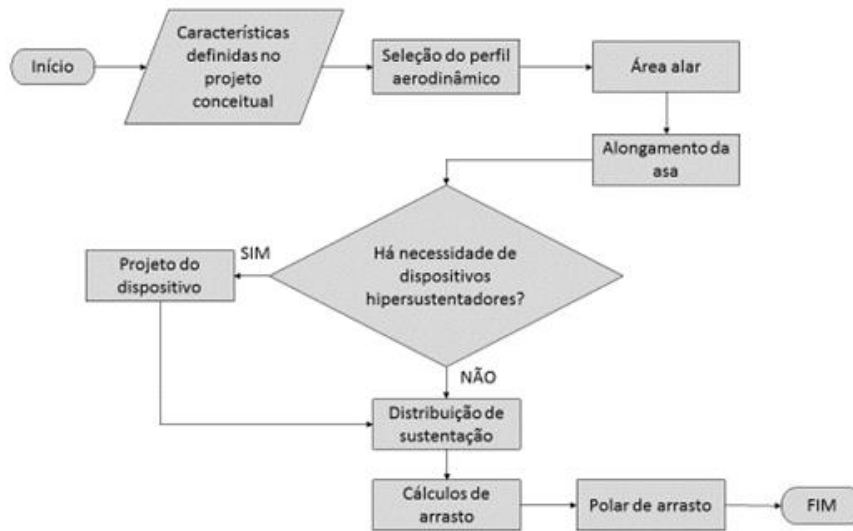
A intenção deste trabalho é esclarecer e propor uma metodologia de projeto aerodinâmico para uma aeronave voltada para SAE Brasil Aerodesign, que é uma competição anual com que ocorre em São José dos Campos promovida pela SAE Brasil, uma associação voltada a promoção do desenvolvimento da educação e tecnologia no país.

## **2 METODOLOGIA**

O embasamento teórico, em referências especializadas em engenharia aeronáutica, se faz necessário para o esclarecimento da aerodinâmica de aviões, que é de fundamental importância para o desempenho de um avião.

A proposta de desenvolvimento de projeto realizada neste trabalho segue a metodologia de trabalho sugerida por (DA ROSA, 2006) com algumas adaptações de etapas, adotadas pela própria equipe com o intuito de facilitar a dinâmica de projeto. O seguinte fluxograma na Figura 1 apresenta as etapas de estudos e cálculos que foram seguidas para realização deste trabalho.

Figura 1 – Fluxograma de projeto



### 3 ESCOLHA DOS PERFIS

#### 3.1 PERFIL DA ASA

A escolha do perfil aerodinâmico baseia-se na análise comparativa dos modelos com as melhores características para o projeto. O estudo, baseado em relatórios de equipes em anos anteriores, aponta seis perfis com maior ocorrência: Selig 1210, Selig 1213, Eppler 423, Selig/Donavan 7062, Wortman FX 74-CL-5140 e Wortman modificado FX 74modsm.

Análises preliminares realizadas no software XFLR5 apontam que perfis de alta sustentação produzem elevados valores de arrasto que, segundo (ANDERSON, 1999), são prejudiciais para o desempenho da aeronave na decolagem e durante o voo, portanto, é preferível a escolha do perfil que possua os maiores valores para eficiência aerodinâmica ( $c_l/c_d \times \alpha$ ), onde  $c_d$  é o coeficiente de arrasto aerodinâmico e  $\alpha$  o ângulo da asa.

O coeficiente de sustentação ( $c_l$ ) possui um papel muito relevante para o projeto, pois, quanto maior o valor de sustentação gerado, maior é a carga que pode ser transportada pela aeronave. Um coeficiente de momento ( $c_m$ ) reduzido produz menos instabilidade longitudinal para a aeronave (ANDERSON, 1999).

Portanto, pode-se determinar como parâmetros mais relevantes para o projeto:

- Alta eficiência aerodinâmica;
- Alto coeficiente de sustentação;
- Baixos valores para coeficiente de momento.

Com base na aeronave de 2014, calculou-se o valor de Reynolds através da Equação 1 (ROSKAM,1997) para dar início aos ensaios computacionais. Considerando  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ ,  $v = 20 \text{ m/s}$ ,  $\bar{c} = 300 \text{ mm}$  e  $\mu_{ar} = 1,7894 \text{ kg/ms}$ . O valor encontrado foi  $Re = 4,10.10^5$ .

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot \bar{c}}{\mu_{ar}} \quad (1)$$

Utilizou-se novamente o software XFLR5 para obter os gráficos de  $c_l \alpha$ ,  $c_m \alpha$  e  $c_l/c_d \alpha$ . Nas Figuras 2, 3 e 4 são apresentadas as curvas dos perfis que mais se destacaram nas comparações.

Figura 2 -  $c_l/c_d \alpha$

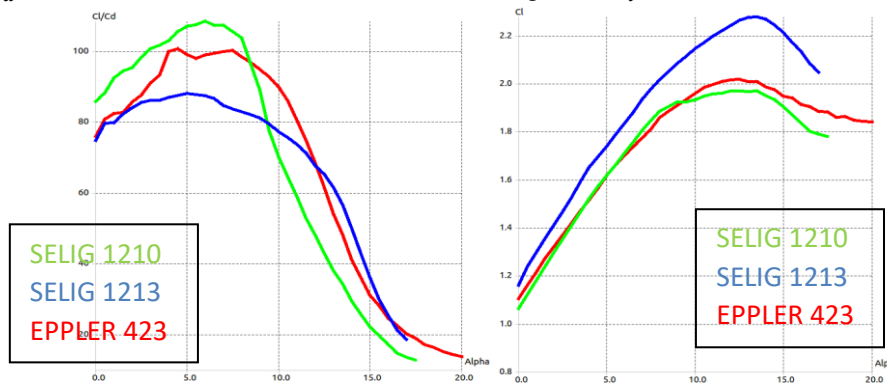


Figura 3 -  $c_l \alpha$

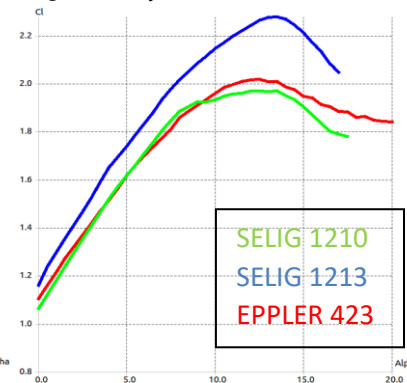
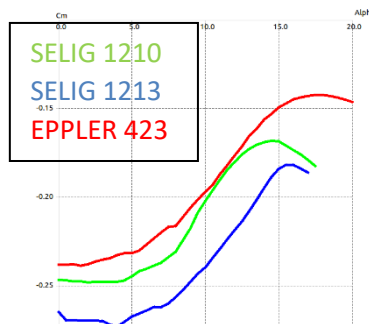


Figura 4 -  $c_m \alpha$



Com o objetivo de escolher o melhor perfil aerodinâmico, fez-se uma tabela comparativa (Tabela 1), onde são atribuídas pontuações aos três modelos de aerofólios que mais se destacaram, de acordo com suas curvas nos gráficos gerados computacionalmente, onde são adotados pesos diferentes para os parâmetros com o intuito de evidenciar as características mais relevantes. O critério adotado para a pontuação foi de melhor desempenho através da análise das Figuras 2, 3 e 4, onde 3 representa a nota máxima e 1 a mínima.

Tabela 1- Comparação de perfis

Peso	Parâmetro	Selig 1210	Selig 1213	Eppler 423
(x4)	$c_l/c_d \cdot x\alpha$	3	1	2
(x2)	$c_l \cdot x\alpha$	2	3	2
(x1)	$c_m \cdot x\alpha$	2	1	3
<b>Somatório</b>		18	11	15

Com base na análise comparativa adotada, o perfil Selig 1210 foi o que obteve o resultado mais satisfatório, portanto ele é o perfil ideal para o projeto.

### 3.2 PERFIL DA EMPENAGEM

Seguindo a mesma linha de análise da Seção 3.1, fez-se a seleção do perfil para as empenagens horizontal e vertical. Dessa vez os perfis simétricos Eppler 168, Eppler 169, Naca 0008 e Naca 0010 foram comparados. O perfil que obteve a maior pontuação foi o Eppler 168 sendo, portanto, o escolhido para o projeto.

## 4 DIMENSIONAMENTO

### 4.1 ÁREA DA ASA ( $S_W$ )

Para se cumprir a meta traçada na etapa conceitual do projeto, a asa tem que ser capaz de gerar uma força de sustentação ( $L$ ) acima de 126,97 N, que é a força peso estipulada para uma aeronave de 2,65 kg com carga de 12,94 kg, valores esses que foram estipulados conforme a meta para a competição. Através da Equação 2 (MIRANDA, 2011) podemos encontrar a área mínima da asa para cumprir essa meta, com  $\rho = 1,0687 \text{kg/m}^3$  (para altitude de 1400 m), e velocidade de decolagem de 14 m/s (para decolagem).

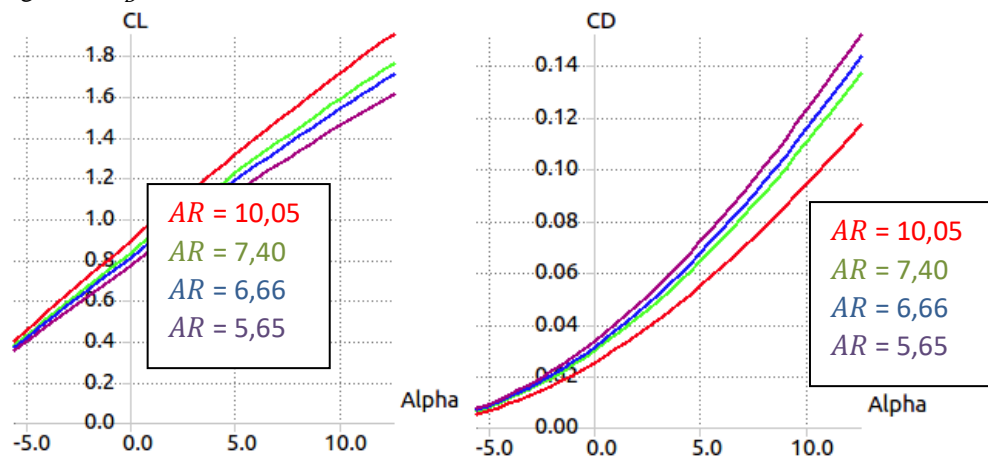
$$S_W = \frac{2 \cdot L}{\rho \cdot C_L \cdot v^2} \quad (2)$$

Para estes dados, encontramos  $S_W = 0,89044 \text{m}^2$ , um valor inviável, pois é muito próximo da área máxima limite estipulada para a competição de 2015. A solução encontrada para o problema foi o uso do flap, que segundo (ROSKAM, 1997) é uma superfície hipersustentadora capaz de aumentar o coeficiente de sustentação da asa. O seu estudo e dimensionamento estão na Seção 3.3. Utilizando-se novamente da Equação 2, variando o valor de  $C_L$  para a asa com flap estendido a  $10^\circ$ , encontramos  $S_W = 0,78 \text{m}^2$ , valor que atende às necessidades do projeto.

#### 4.2 ALONGAMENTO DA ASA

Segundo (RAYMER, 1992), asas de alto alongamento (AR) geram mais sustentação e menos arrasto que asas de mesma área com alongamentos mais baixos, pois o efeito de vórtice de ponta de asa é reduzido com o aumento da envergadura ou redução da corda. Portanto, utilizou-se o software XFLR5 para simular asas com área de  $0,78 \text{ m}^2$  de diferentes envergaduras e cordas, para que diferentes alongamentos pudessem ser comparados, como mostramos Figuras 5 e 6.

Figura 5 -  $C_L \times \alpha$  Figura 6 -  $C_D \times \alpha$

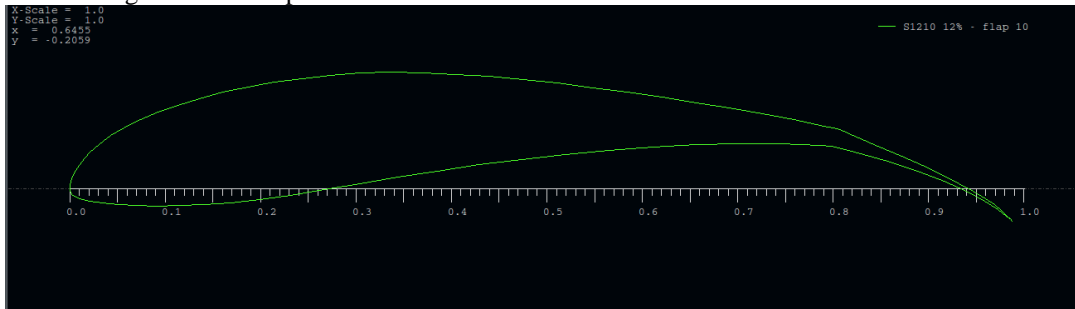


Visando determinar para o projeto a asa com maior eficiência aerodinâmica, relação L/D, optou-se pela asa com maior alongamento (AR = 10,05). As análises em software apontam que maiores valores de AR aperfeiçoariam aerodinamicamente o avião, porém um aumento excessivo na envergadura geraria dificuldades estruturais para a aeronave.

#### 4.3 ESTUDO E APLICAÇÃO DO FLAPERON

Flaperons são superfícies aerodinâmicas que combinam características tanto do aileron quanto do flap. Com o intuito de melhorar a performance do avião, optou-se por utilizar esse dispositivo hipersustentador. Atuando como flap do tipo Plain, que é um modelo de flap onde apenas o bordo de fuga do perfil deflete, ele inicia em 75% da corda a partir do bordo de ataque do perfil, como pode ser observado na Figura 7.

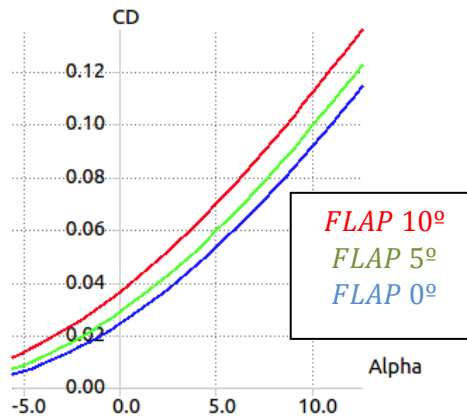
Figura 7 – Perfil Selig 1210 com flap



Segundo (ANDERSON, 1999) esse incremento pode ser encontrado através da Equação 3, onde  $x$  representa o aumento da corda do perfil ocasionado pela deflexão do flape  $C_{Lcf}$  o novo coeficiente de sustentação.

$$C_{Lcf} = (1 + x) \cdot C_L(3)$$

Utilizou-se novamente o software XFLR5 para obter os valores de coeficiente de sustentação da asa com o flap defletido. A Figura 8 mostra 3 curvas plotadas para que se possa verificar a diferença entre o ângulo de atuação.

Figura 8 -  $c_d \times \alpha$  Para asa com flap

Através da Figura 8 pode-se observar que a atuação do flap realmente incrementa os valores de  $c_d$ , porém, é importante considerar que seu uso também gera aumento de arrasto. Portanto, sua utilização justifica-se apenas durante as operações em solo, onde a velocidade da aeronave é mais baixa, necessitando de um maior  $c_l$  para uma decolagem mais rápida.

#### 4.4 CONFIGURAÇÃO FINAL DA ASA

A Tabela 2 apresenta os detalhes finais da asa.

Tabela 2 – Características da asa

<b>Perfil</b>	Selig 1210
<b>Configuração</b>	Semi-trapezoidal
<b>Envergadura</b>	2,80 m
<b>Área</b>	0,78 m <sup>2</sup>
<b>Alongamento</b>	10,05
<b>Corda naraiz</b>	0,3 m
<b>Corda naponta</b>	0,15 m
<b>Corda médiaaerodinâmica</b>	0,28 m
<b>Superfícieaerodinâmica</b>	Flap Plain

## 5 ESTUDO ANALÍTICO AERODINÂMICO

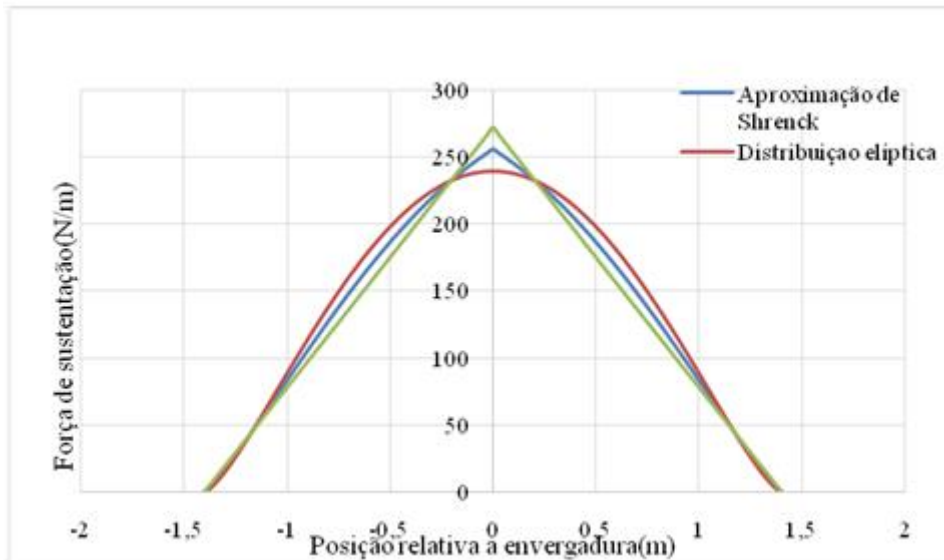
### 5.1 DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO DA ASA

Para que fosse possível o dimensionamento estrutural da asa, foi primeiramente calculada a distribuição de sustentação da asa ao longo da envergadura. Através de estudos do diagrama v-n, foi adotado um fator de carga de 2,5, visando o fato de a aeronave não ser projetada para fazer grandes manobras, e, com o peso de 126,97 N definido no projeto preliminar, podemos obter a máxima força de sustentação, a qual foi de 380,91 N.

Baseado nessa força máxima, calculou-se a distribuição de sustentação através do modelo de aproximação de Schrenk. Nesse modelo, é necessário calcular a distribuição elíptica de sustentação e a distribuição real de sustentação, e, após tais cálculos, fazer a aproximação de Schrenk. Para cada uma das etapas, os resultados encontrados estão indicados na Figura 9.



Figura 9 – Distribuição de sustentação da asa

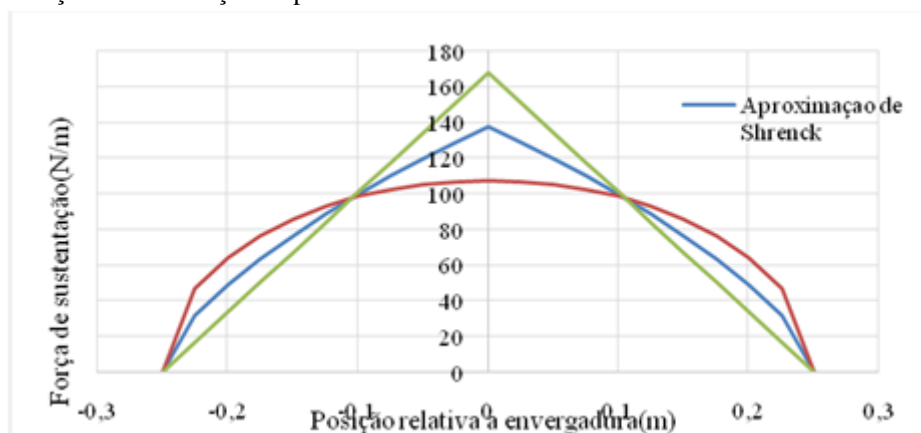


## 5.2 DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO DA EMPENAGEM HORIZONTAL

Para determinar a distribuição de sustentação da empenagem horizontal, inicialmente encontrou-se a força máxima de sustentação aplicada na mesma, que foi calculada baseada na força exigida durante a deflexão máxima do profundor. Foi encontrada uma força de 42,09 N.

Após encontrar tal força, novamente a distribuição foi feita pelo modelo de aproximação de Schrenk e os resultados encontrados estão na Figura 10.

Figura 10 – Distribuição de sustentação do profundor



## 5.3 ARRASTO INDUZIDO ( $C_{Di}$ )

Quando se está analisando uma asa finita, surge um componente de arrasto aerodinâmico a mais, conhecido como arrasto induzido gerado pelos vórtices de ponta de asa. Segundo (ANDERSON, 1999), esse efeito negativo pode ser estimado através da Equação 4.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (4)$$

O termo  $e$  da Equação 4 representa a eficiência de envergadura da asa, que é calculada pela Equação 5.

$$e = \frac{1}{1+\delta} \quad (5)$$

O termo  $\delta$  é encontrado pela função entre o alongamento da asa e seu afilamento, para  $AR = 10,05$  e  $\frac{c_r}{c_p} = 0,5$  obtemos  $e = 0,970873$ .

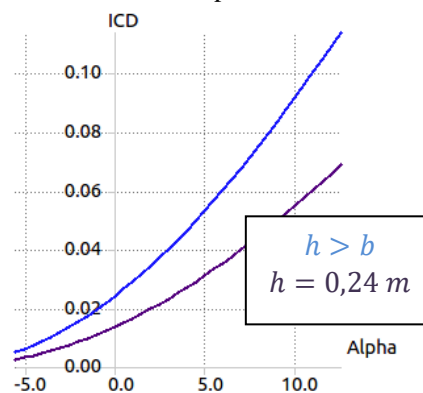
#### 5.4 EFEITO SOLO

O efeito solo ocorre devido à proximidade da aeronave com o solo. Menores distâncias geram maiores reduções de arrasto induzido e aumento de  $C_L$ . O fator de efeito solo é encontrado pela Equação 6, onde  $h = 0,24$  e  $b$  é a envergadura da asa.

$$\phi = \frac{(16 \cdot h/b)^2}{1+(16 \cdot h/b)^2} \quad (6)$$

Para os parâmetros da aeronave deste ano, encontramos  $\phi = 0,65$ , que garante uma redução de até 35% do  $C_{Di}$ , que comprova a simulação do XFLR5, informada na Figura 11.

Figura 11 – Efeito solo para arrasto induzido



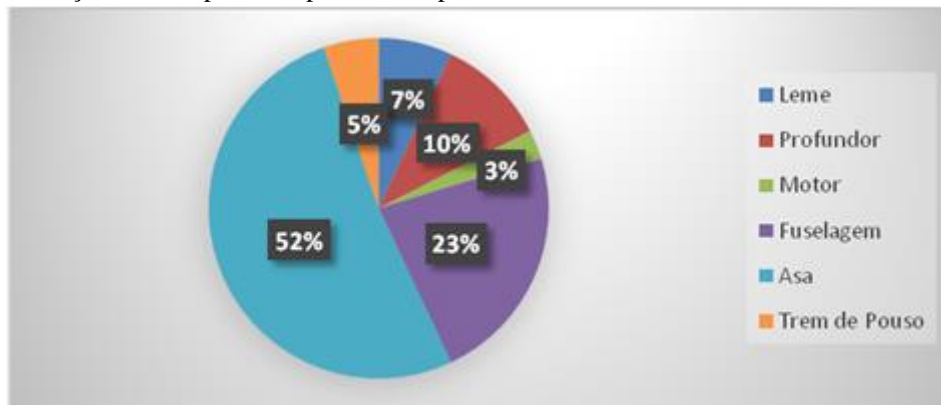
## 5.5 ARRASTO PARASITA

Segundo (RAYMER, 1992), o arrasto parasita total da aeronave pode ser encontrado através da Equação 7. O termo  $C_{fe}$ , para aeronaves monomotoras leves em voo subsônico, equivale a 0,0055. A área molhada considerada para os cálculos corresponde a  $S_{wet} = 2,5 \text{ m}^2$  e  $S_w = 0,78 \text{ m}^2$ .

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_w} \quad (7)$$

Para os devidos parâmetros  $C_{D0 \text{ total}} = 0,017628$ . A Figura 12 apresenta a contribuição de cada componente para o arrasto parasita.

Figura 12 – Contribuição dos componentes para arrasto parasita

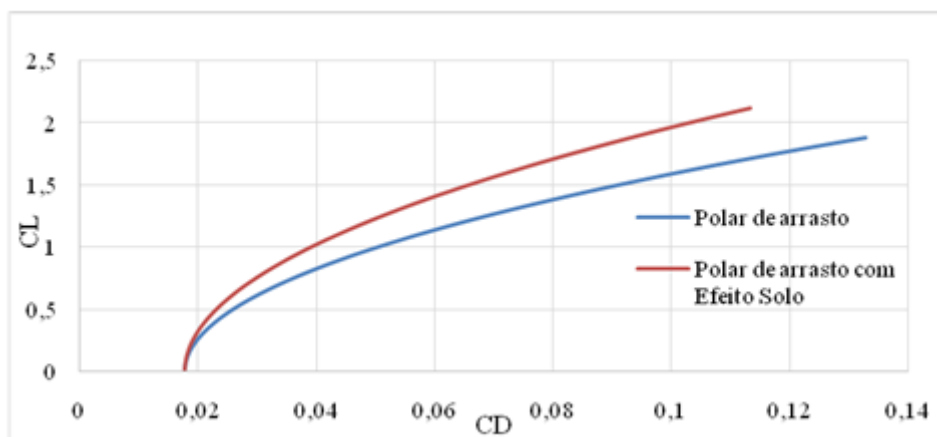


## 5.6 POLAR DE ARRASTO

Através da Equação 8, encontramos o polar de arrasto da aeronave (Figura 13), onde o  $C_{D0}$  é dado por 0,017628. A segunda parcela da equação equivale ao arrasto induzido, que varia com o incremento de  $C_L$ , discutida anteriormente na Seção 5.3. (ANDERSON, 1999).

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (8)$$

Figura 13 – Polar de arrasto



Pela análise acima, é possível verificar que a performance da aeronave é melhorada pelo efeito solo, como afirma (RAYMER, 1992).

## 6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

A implementação da metodologia sugerida em um projeto aerodinâmico voltado para a SAE Brasil Aerodesign é capaz otimizar o tempo de projeto e o desempenho final da aeronave, tendo em vista que os parâmetros aerodinâmicos calculados obtiveram um resultado satisfatório, apesar da falta de teste práticos devido à falta de recursos técnicos, tais como túnel de vento, para a realização dos mesmos.

Também deve ser ressaltada a intenção de mostrar uma das diversas etapas realizadas pelos alunos de Engenharia Mecânica da Universidade do Estado do Amazonas – UEA para o projeto SAE Aerodesign, evidenciando a importância da competição realizada pela SAE para a formação de engenheiros mais qualificados.

Com isso pode-se concluir que os resultados obtidos foram considerados satisfatórios tendo em vista que as metas aerodinâmicas previstas inicialmente para aeronave foram atingidas. Sugere-se o estudo de dispositivos aerodinâmicos capazes de aumentar o desempenho da aeronave, tais como winglet.

**REFERÊNCIAS**

- ANDERSON, John D. **Aircraft performance and design**. McGraw-hill Companies, 1999.
- BARROS, C. P. **Introdução do Projeto de Aeronaves Leves**. Belo Horizonte: CEA. 2001.
- DA ROSA, Edison. **Introdução ao projeto aeronáutico: uma introdução à competição SAE Aerodesign**. Florianópolis: UFSC. 2006.
- MIRANDA, Luiz E. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica - Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign**. 2011.
- RAYMER, Daniel P. **Aircraft design: a conceptual approach**. 2nd Ed. Education Series, 1992.
- ROSKAM, J. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Kansas: DAR Corporation, 1997.