



OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR DA ASA DE UMA AERONAVE PROJETADA PARA A COMPETIÇÃO DE AERODESIGN

Kaique Henrique Mina

Marcelo Araújo da Silva

kaiquehenrique9@gmail.com

marcelo.araujo@ufabc.edu.br

Universidade Federal do ABC

Alameda da Universidade, 09606-045, São Bernardo do Campo - SP, Brasil.

Resumo. O trabalho apresenta uma metodologia para desenvolvimento do projeto conceitual de uma asa para uma aeronave destinada a participar da competição SAE Aerodesign, utilizando o conceito de otimização multidisciplinar (MDO), através da elaboração de uma ferramenta computacional desenvolvida em MatLab®. O objetivo é gerar uma asa que atenda aos requisitos do regulamento e maximize a pontuação de voo da aeronave, definida por uma função objetivo concedida pela SAE. A função tem como variáveis, o peso vazio da aeronave e a carga paga máxima que esta é capaz de carregar. Para resolução do problema, se faz necessária a implementação de uma metodologia de otimização com restrições e uso de métodos numéricos. Para a otimização aerodinâmica, será utilizado um método matemático, responsável por receber parâmetros de perfis aerodinâmicos e retornar as características aerodinâmicas da asa, sendo uma delas, o seu carregamento aerodinâmico, que junto das propriedades dos materiais desta, irá compor o fluxo de otimização estrutural da asa, de modo a obter seu peso estrutural. A massa da asa é obtida e somada à massa do restante da aeronave que serão subtraídas do MTOW, para obter a carga paga máxima de projeto e consequentemente a pontuação de voo.

Palavras-chave: Pontuação de voo, Função objetivo, Método de Multhopp, Otimização

INTRODUÇÃO

A competição nacional de aerodesign é organizada pela SAE desde 1999, com o intuito de propiciar a difusão e o intercâmbio de técnicas e conhecimentos de Engenharia Aeronáutica, através de aplicações práticas e da competição entre equipes. O objetivo básico que elas devem cumprir é desenvolver uma aeronave rádio controlada de baixo peso vazio, que seja capaz de carregar elevadas cargas em seu interior. Devido a isso, ano após ano, as equipes buscam desenvolver metodologias para maximizar os resultados, seja buscando reduzir o peso vazio, aumentando a capacidade de levar carga da aeronave, ou ambos, simultaneamente.

Lançado o regulamento da competição, busca-se interpretar os requisitos de projeto e de missão, além das restrições, para que se desenvolva uma aeronave que atenda os requisitos. Naturalmente, ao longo dos anos, as equipes cada vez mais buscaram aplicação da disciplina de otimização e recursos computacionais para desenvolvimento dos projetos, já que o nível da competição cresceu muito nos últimos três anos, levando todos os competidores a se preocuparem com os mínimos detalhes de projeto e também com a otimização de parâmetros ao extremo, para desenvolver aeronaves cada vez mais eficientes quanto ao transporte de cargas durante a missão de voo. No ano de 2016, a equipe Harpia, que representa a Universidade Federal do ABC na competição desde 2009, desenvolveu seu primeiro algoritmo baseado no conceito de MDO (Multidisciplinary Design Optimization), onde a rotina foi capaz de gerar mais de um milhão de aeronaves, separar aquelas que atendiam os requisitos do regulamento e selecionar aquela de maior pontuação para ser fabricada pela equipe. Cada aeronave era gerada à partir de cálculos de todas as áreas de um projeto aeronáutico, como aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle e também da estrutural, se caracterizando assim, uma rotina de MDO. Tal conceito é utilizado atualmente por todas as grandes indústrias aeronáuticas, para desenvolvimento de suas aeronaves e apresenta como grande vantagem a capacidade de elaboração de projetos de alto nível, otimizados para um determinado fim. Tal algoritmo foi responsável por conceder à equipe, o posto de 12º melhor relatório de integração de projeto da competição, onde mais de sessenta equipes participaram e contribuiu para que o projeto fosse classificado entre os trinta melhores da competição.

O fato da equipe não ter obtido uma melhor colocação (o objetivo era se classificar entre os dez melhores), levou o autor deste texto, que foi o responsável pela idealização do algoritmo da equipe, a se questionar sobre o que poderia ser melhorado no projeto e os principais pontos encontrados, foram à quantidade de parâmetros envolvidos no algoritmo para análise de cada componente da aeronave e também a filosofia de projeto da equipe como um todo. Chegou se a conclusão, de que o algoritmo de uma maneira “macro”, atendia muito bem as necessidades de projeto quanto à determinação das medidas da aeronave, porém, muitos componentes dela (asa, empenagem, fuselagem, etc) poderiam ter uma gama maior de parâmetros a serem avaliados e otimizados, obtendo se assim, um avião mais eficiente (mais leve e com maior capacidade de transporte de carga), aumentando sua pontuação geral de competição.

No que diz respeito às superfícies sustentadoras de um projeto aeronáutico (asa e empenagem), diversos são os parâmetros avaliados, sejam eles aerodinâmicos ou estruturais. Estas áreas são extremamente conflitantes, já que por diversas vezes, o que é melhor para uma, pode ser o pior para outra. Estas são áreas de grande importância em um projeto aeronáutico, já que impactam diretamente na capacidade de transporte de carga e também no

peso estrutural do avião, logo, o projetista de modo algum, deve abrir mão de uma das áreas, para maximizar os valores da outra. Esta premissa é conhecida no meio aeronáutico como *trade-off*, está diretamente atrelado a ideia de MDO e consiste na avaliação do impacto que a mudança de uma área causa em outra. Estas avaliações estão implícitas em qualquer algoritmo MDO e também serão apresentadas neste trabalho.

A partir das conclusões levantadas referentes aos pontos de melhoria de alguns componentes da aeronave e da importância de se fazer um estudo dos *trade-offs*, este trabalho terá como finalidade apresentar uma metodologia para o desenvolvimento de uma nova asa para o projeto da equipe Harpia aerodesign do ano de 2016 e verificar através de alguns indicadores (peso estrutural, capacidade de transporte de carga e pontuação de voo), a melhoria resultante no projeto. Tal metodologia, que será desenvolvida levando-se em conta, análises de desempenho, aerodinâmica e estrutural, de uma maneira mais detalhada em relação ao número de parâmetros. Todos os outros componentes da aeronave não serão alterados, já que este trabalho também visa demonstrar o impacto do detalhamento da análise da asa, nos resultados finais da aeronave.



Figura 1. Aeronave desenvolvida pela equipe Harpia, em 2016.

1 REQUISITOS DE PROJETO E CONDIÇÕES DE CONTORNO

A competição SAE aerodesign, foi criada com o intuito de difundir o aprendizado para estudantes de engenharia em relação a projetos aeronáuticos. É uma competição dividida em três categorias: Micro, regular e advanced. Cada categoria possui suas particularidades, porém, todas elas, consistem em conceder maior quantidade de pontos para a aeronave de maior eficiência estrutural e que carregue a maior quantidade de carga útil.

A categoria na qual a equipe Harpia participa é a regular, com aeronaves de tamanho intermediário comparado as outras duas categorias. É a categoria com maior número de equipes participantes e tem como único tipo de motor permitido, o de combustão. Nesta categoria, o uso de sistema embarcado é proibido. O regulamento desta categoria também possui restrições geométricas, onde a aeronave deve ser capaz de ser alojada completamente

dentro de um cone, com diâmetro de 2,5 metros e altura de 75 centímetros, conforme ilustrado abaixo.

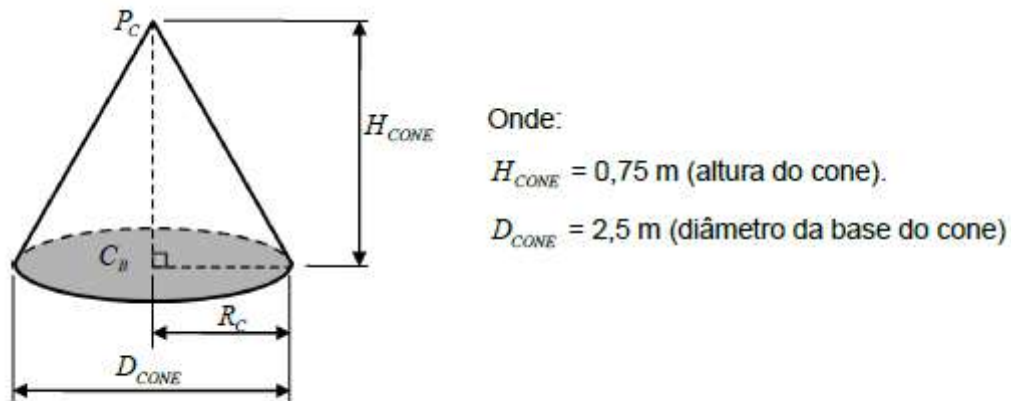


Figura 2. Representação do hangar cônico onde a aeronave deve ser alojada.

Quanto aos requisitos de projeto, todos foram impostos no regulamento [1], conforme mostrado abaixo:

- MTOW (Peso máximo de decolagem) de até 20 kg;
- Motores a combustão, modelos:
 1. K&B 0.61 RC/ABC
 2. O.S. 0.61 FX
 3. O.S. 0.55 AX
 4. ASP S61AII
- Distância máxima de decolagem de 60 m;
- Altura máxima da aeronave de 0.75 m;
- Comprimento máximo da aeronave de 2.5 m (diâmetro da base do cone);
- Envergadura máxima da asa de 2.5 m (diâmetro da base do cone);
- Uso de sistema embarcado durante a missão é proibido.

2 FUNÇÃO OBJETIVO

As aeronaves desenvolvidas pelas equipes recebem uma determinada pontuação por cada voo que realizam. A pontuação final de cada aeronave provém dos dois melhores voos nos quais obteve a melhor pontuação (cada equipe pode voar várias vezes ao longo da competição). Esta pontuação é obtida pela seguinte equação:

$$P_{vo0} = \left(12,5 CP + 5 \frac{CP}{CV} \right) \quad (1)$$

Onde CP é massa da carga paga máxima transportada pela aeronave e CV é a massa estrutural da aeronave.

A equação acima é a função objetivo deste trabalho. Na etapa de desenvolvimento do projeto aerodinâmico da asa, uma variável muito utilizada nos cálculos é o MTOW. Logo a equação pode ser reescrita da seguinte forma:

$$P_{vo0} = \left(12,5 (MTOW - CV) + 5 \frac{(MTOW - CV)}{CV} \right) \quad (2)$$

A variável $MTOW$ está diretamente vinculada ao projeto aerodinâmico e CV ao projeto estrutural da aeronave. A busca pela otimização aerodinâmica, levará a maximização de CP , assim como a busca pela redução do peso estrutural, levará a minimização de CV , maximizando assim a função objetivo. É importante ressaltar que tanto o projeto aerodinâmico quanto o estrutural de uma aeronave envolvem muitas outras variáveis, sendo muitas delas, conflitantes entre si. Logo, esses conflitos devem ser avaliados, de modo a garantir que o projeto global convirja para o melhor resultado possível.

3 TRADE-OFF: PROJETO AERODINÂMICO X PROJETO ESTRUTURAL.

Uma das principais características de um projeto multidisciplinar é a avaliação feita considerando todas as áreas de projeto de forma integrada, tendo a percepção de que as decisões acerca de uma área, impactam positiva ou negativamente na outra, tornando necessário que se realize o procedimento de *trade-off*, RAYMER (1992). Na presente abordagem, isso ocorre entre as áreas de aerodinâmica e estrutural, envolvendo também a área de desempenho. A maneira na qual estas áreas se interagem neste trabalho, podem ser vistas no fluxograma abaixo:

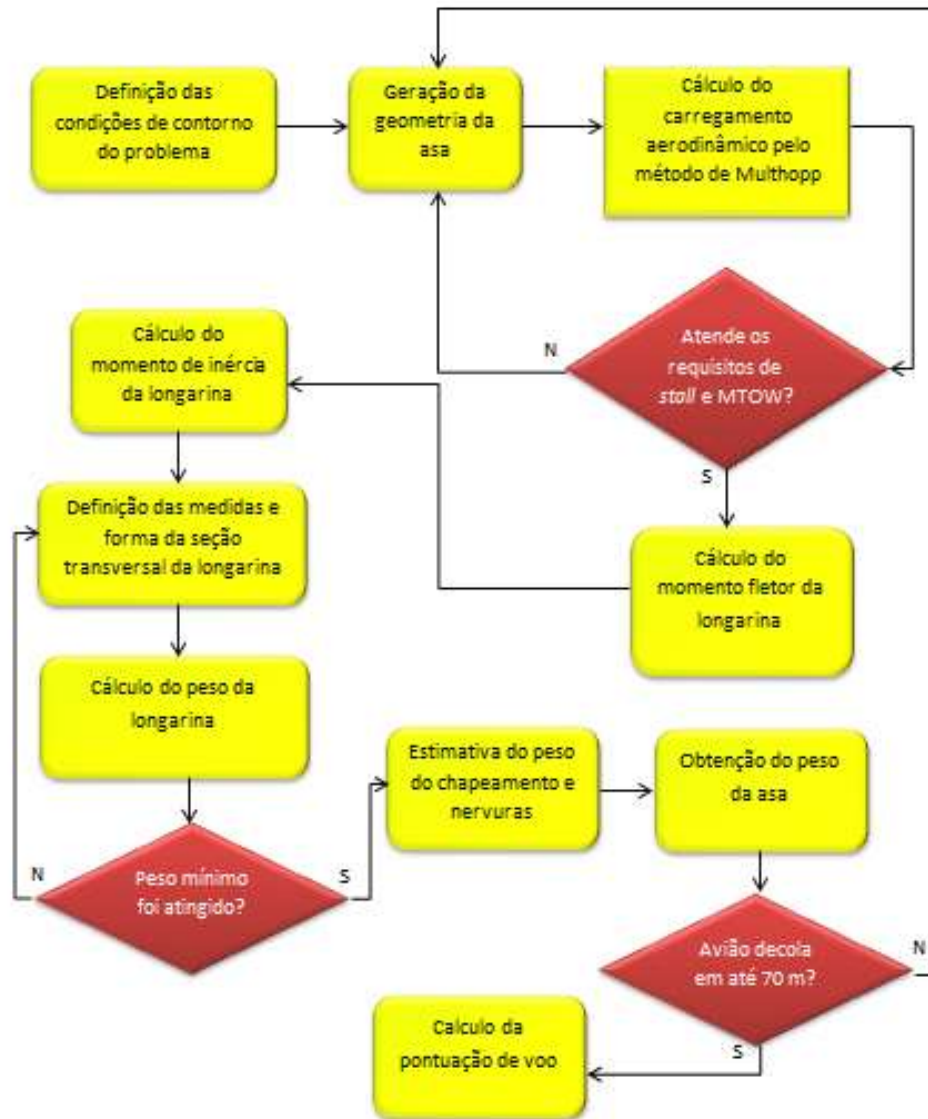


Figura 3. Fluxograma representativo dos procedimentos efetuados pelo algoritmo.

4 PREMISSAS DE PROJETO E DEFINIÇÃO DAS VARIÁVEIS DE PROJETO.

Definidas as condições de contorno do problema, foram definidas as premissas de projeto, de modo que tornasse possível a definição de quais parâmetros assumiriam a função de variáveis de projeto e de restrição. As variáveis de projeto são listadas abaixo, assim como as premissas adotadas para adotar seus respectivos intervalos de valores:

Tabela 1. Variáveis de entrada

Variáveis de entrada	Significado
h	Altura da asa em relação ao solo
λ	Afilamento
$\%b_{ret}$	Semi-envergadura da asa da região correspondente a area retangular da vista em planta da asa, expressa em %
α_{raiz}	Ângulo de ataque da nervura da raiz da asa
α_{stall}	Ângulo de stall da asa
w_{out}	Ângulo de torção geométrica da ponta da asa em relação a raiz da asa
AR	Alongamento da asa

- $0,12\text{ m} \leq h \leq 0,15\text{ m}$:
 - Tal parâmetro impacta diretamente na área útil que a asa terá, já que quanto mais próximo da base do hangar cônico estiver, maior será o valor desta área. Com o aumento da área de asa é proporcional ao aumento da força de sustentação, maiores valores de *MTOW* poderão ser adquiridos.
 - Também impacta no efeito solo, um fenômeno decorrente da interação do escoamento em torno da asa com o solo, proporcionando um aumento da eficiência aerodinâmica da asa, conforme esta distância entre asa e solo diminui.
 - Valores abaixo de 0,12 m podem proporcionar colisão do bordo de fuga da asa com o solo em movimento de rolagem na decolagem e valores acima 0,15 m, trazem ganhos de eficiência aerodinâmica muito pequenos, logo, não foram avaliados.
- $0,3 \leq \lambda \leq 0,9$:
 - Está variável como sabido é a relação entre a corda da ponta da asa com a corda da raiz e é diretamente proporcional ao arrasto induzido gerado pela asa.
 - Devido à condição do hangar, dada uma altura de asa em relação ao solo, uma envergadura máxima de asa é obtida, portanto, para uma variação de área de

asa, uma variação de cordas é necessária. Logo, o aumento de área de asa é inversamente proporcional ao afilamento, dada uma altura de asa em relação ao solo.

- O afilamento impacta também na distribuição do carregamento aerodinâmico da asa, sendo que valores inferiores a 0,3 costumam proporcionar distribuições ruins para a condição de *stall*, onde nem mesmo aplicando torção aerodinâmica é possível obter bons resultados. Valores superiores a 0,9 são inviáveis, pela questão do arrasto induzido, como já foi discutido.
- Variação da forma da vista em planta da asa:
 - $30\% \leq \%b_{ret} \leq 90\%$
 - Valores inferiores a 30% proporcionam pouco aproveitamento de área de asa e valores superiores a 90% geometrias quase retangulares, ou seja, mais pesadas.
- $15^\circ \leq \alpha_{raiz} \leq \alpha_{stall}$:
 - A capacidade máxima que uma aeronave tem de levantar peso se dá pela máxima força de sustentação, que ocorre em condição de máximo ângulo de ataque.
 - Os valores foram selecionados a partir de dados históricos dos perfis utilizados e pelo valor dos alongamentos avaliados.
- $0^\circ \leq w_{out} \leq 5^\circ$:
 - Essa diferença de ângulo de ataque da ponta da asa em relação a raiz da asa denominada ângulo de torção é uma espécie de “correção aerodinâmica”, que tem o intuito de adequar o carregamento aerodinâmico da asa.
 - Se uma asa necessita de ângulo superior a 5° , indica que alguma outra mudança no projeto da asa deve ser feita, já que valores muito altos de torção não são usuais, PAULA (2012).
- $0 \leq MTOW \leq 20$:
 - Os valores para esta variável são delimitados pelos requisitos de projeto.
- $4 \leq AR \leq 6$
 - Valores inferiores a 4 geram curvas não lineares de coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, o que inviabiliza o cálculo deste parâmetro pelos métodos convencionais. Já valores superiores a 6, geram valores baixos de área de asa.
- Perfil aerodinâmico da asa (nervura)
 - Os parâmetros cl , cd e cl_α do perfil são utilizados como input no algoritmo, de modo que a partir disso, são calculados parâmetros aerodinâmicos da asa como

CL_{max} , CD_i , CD_0 , entre outros, que serão obtidos através de um método numérico implementado no algoritmo, chamado método de Multhopp.

- Para o presente trabalho, somente o perfil Selig 1223 foi avaliado, por ser um dos mais utilizados pelas equipes na competição SAE aerodesign. O Selig 1223, possui alto cl_{max} , sendo este um bom requisito aerodinâmico e $\frac{x}{c}$ igual a 12%, o que auxilia no projeto estrutural da asa, já que assim, a longarina terá uma altura considerável, tendo boas características em relação a momento de inércia.
- Abaixo segue uma imagem do perfil apresentado:



Figura 4. Perfil Selig 1223.

Com a variação desses parâmetros, diferentes geometrias de asas são obtidas. De modo a filtrar somente as asas que atendam as condições de contorno do projeto, variáveis de restrição são estabelecidas.

5 VARIÁVEL DE RESTRIÇÃO.

Para o desenvolvimento da rotina neste trabalho, foi considerada a distância de decolagem S_{lo} como única variável de restrição e é dada pela equação abaixo, MIRANDA (2010):

$$S_{lo} = \frac{1,44MTOW^2}{g \rho S CL_{m\acute{a}x} \{T - [Dl0 + \mu (MTOW - Ll0)]\}_{0,7 \times V_{lo}}} \quad (3)$$

Onde $S_{lo} \leq 60 \text{ m}$ de acordo com as condições de contorno.

As variáveis presentes na equação (3) tem suas equações apresentadas abaixo, ANDERSON (1991):

$$S = \frac{b^2}{AR} \quad (4)$$

Onde b é função de h , caracterizando uma equação da reta:

$$b = \frac{0,75 - h}{0,3} \quad (5)$$

Para o cálculo de forças aerodinâmicas na corrida de decolagem, temos:

$$L_{l0} = 0,5 \rho (0,7 \times v_{l0})^2 S \frac{\pi e0 AR \mu}{2 \phi} \quad (6)$$

$$D_{l0} = 0.5 \rho (0.7 v_{l0})^2 S (CD_0 + \phi CD_i) \quad (7)$$

Onde S é a área da asa, b a sua envergadura, L_{l0} a força de sustentação na corrida de decolagem, D_{l0} a força de arrasto na corrida de decolagem, v_{l0} a velocidade da aeronave na corrida de decolagem, $e0$ o fator de Oswald, μ o coeficiente de atrito da aeronave com o solo na corrida de decolagem, ρ a densidade do ar, ϕ o efeito solo, CD_0 o coeficiente de arrasto parasita da aeronave e CD_i o coeficiente de arrasto induzido da aeronave.

Os parâmetros CD_0 e CD_i presentes na equação (7) e o parâmetro $CL_{m\acute{a}x}$, são obtidos por um método numérico denominado método de Multhopp, o qual tem por finalidade, além de obter as referidas variáveis, também retornar a distribuição de sustentação ao longo da asa, em qualquer condição de voo (incluindo *stall*) levando em conta os efeitos aplicados pelas variáveis de projeto. Este método é melhor apresentado a seguir.

6 MÉTODO DE MALTHOPP E CÁLCULO DO PESO VAZIO DA ASA.

O método de Multhopp é um método matemático, desenvolvido por Hans Multhopp, que segue a teoria da linha sustentadora de Prandtl, quanto as hipóteses iniciais para a resolução do problema para asas tridimensionais, DRAGOS (2003). O método tem por finalidade, obter a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa, dado um ângulo de ataque e caracterização geométrica da asa definida (planta, perfil, ângulo de torção e diedro), podendo a partir disso, avaliar se a asa encontra-se em condição de *stall* e em qual seção da asa ocorre, MALTHOPP (1950). Quando isso ocorre, a distribuição de sustentação local, tende a zero, como pode ser visto na figura 2.

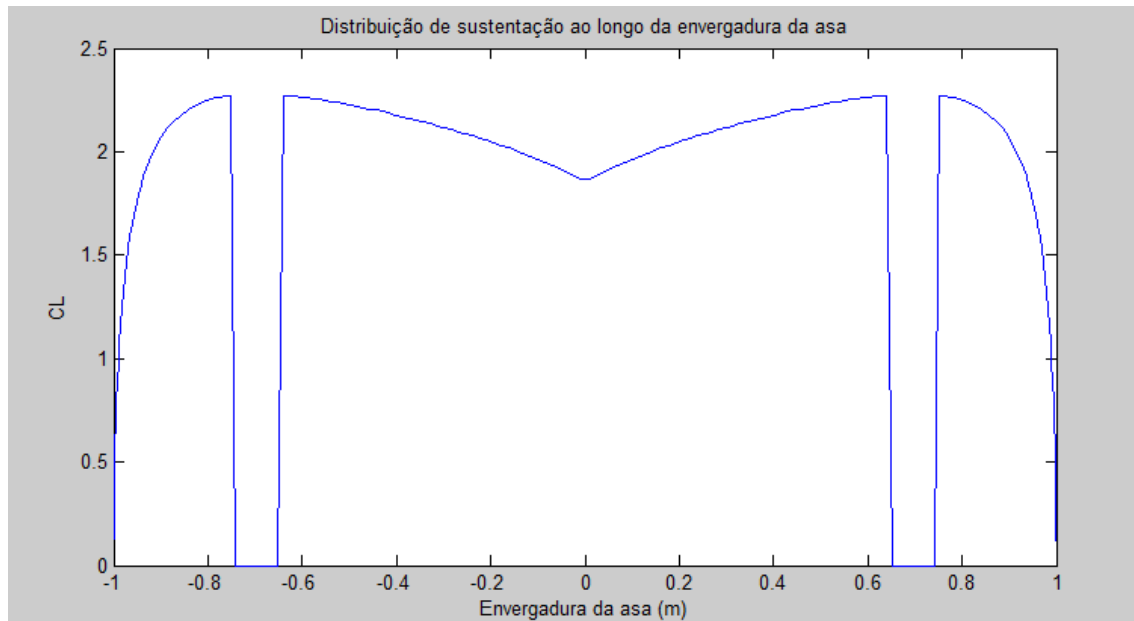


Figura 5. Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa (condição de stall).

O método Multhopp é desenvolvido a partir da discretização da envergadura da asa em vários pontos equidistantes, formando diversas unidades de painéis, com comprimentos iguais a suas respectivas cordas locais. Em cada painel, é calculado o coeficiente de sustentação, de arrasto parasita e arrasto induzido, onde efetuando em seguida uma soma ponderada, são obtidos estes mesmos coeficientes, para a asa completa. Vale ressaltar que o erro numérico gerado pelo método é inversamente proporcional a quantidade de partições em que se divide a asa analisada, tendo uma estabilidade nos valores dos resultados, quando se adota valores a partir de 200 partições.

Com o carregamento aerodinâmico em mãos, é possível saber a força de sustentação em cada ponto ao longo da asa, sendo assim necessário, calcular as dimensões necessárias que a longarina da asa deverá ter, para suportar este carregamento, sem que ocorra fratura em sua extensão. Em seguida o peso dos demais componentes são calculados e estimados, através de dados históricos e hipóteses. Tais procedimentos serão melhores descritos a seguir.

Inicialmente é calculado o momento fletor de cada segmento da asa, conforme a equação abaixo:

$$dM = L_n dx \quad (8)$$

Onde dM é o momento fletor local do segmento da asa, L_n , a força de sustentação que atua no segmento e dx as distancias de cada seção a um ponto de referência.

Em seguida, calcula-se o momento de inércia de cada segmento, MEGSON (1999):

$$I_n = \frac{dM h_{ext}}{2 \sigma_{adm}} \quad (9)$$

Onde h_{ext} é a altura da parte externa da seção transversal da longarina e σ_{adm} é tensão admissível do material.

Assim, tendo o momento de inércia definido, o próximo passo foi calcular as medidas da asa. Para este cálculo, foram assumidas as seguintes hipóteses e estimativas:

- O material da longarina é a madeira balsa;
- A longarina é vazada, tendo a espessura das laterais iguais a 0,5 mm;
- A largura da parte externa da longarina é igual a 10% da corda da asa;
- A longarina é localizada na região de maior espessura do perfil aerodinâmico, ou seja, em $\frac{x}{c}$ máximo. A justificativa para isso é a busca por um maior momento de inércia;
- Para simplificação do problema, adotou-se que a altura da parte externa do perfil é igual ao máximo $\frac{x}{c}$;
- A seção transversal da longarina da asa é retangular.

Onde $\frac{x}{c}$ é a altura máxima do perfil expressa em porcentagem da corda do perfil.

É sabido que o momento de inércia de uma seção retangular vazada é obtido por:

$$I_n = \frac{l h_{ext}^3 - (l - 0.001) h_{int}^3}{12} \quad (10)$$

Onde l é a largura da seção transversal da longarina e h_{int} é a altura da região interna da seção transversal da longarina.

Assim, isolando h_{int}^3 é a última medida faltante que compõe a seção transversal da asa de cada segmento.

Torna-se possível então, calcular a área da seção transversal da longarina, aplicando a equação abaixo:

$$A_{st} = l h_{ext}^3 - (l - 0,001) h_{int}^3 \quad (11)$$

Agora é possível calcular a massa da longarina da asa, dada pela equação (12):

$$m_{longarina} = d_{balsa} A_{st} b \quad (12)$$

Onde d_{balsa} é a densidade da madeira balsa.

De modo a obter o valor da massa da asa completa, foram também calculados o peso de cada perfil aerodinâmico da asa (nervuras), da entelagem (material de revestimento da asa) e do chapeamento, que é responsável por fornecer maior resistência a torção e uma pequena contribuição a resistência ao momento fletor. Para o cálculo da massa desses componentes, foram assumidas as seguintes hipóteses:

- Para o cálculo da massa da entelagem, foi considerado o material Microlite, que possui densidade de $0,02 \frac{kg}{m^2}$;
- Para o cálculo da massa do chapeamento, considerou-se como material a madeira balsa, com densidade de $160 \frac{kg}{m^3}$.
- Para o cálculo da massa de cada nervura, foi feita uma aproximação de sua forma, de modo a simplificar os cálculos, mantendo um valor de massa coerente;
- A espessura de cada nervura é de 0,001 m.

A forma utilizada para estimativa do peso é semelhante a apresentada abaixo:

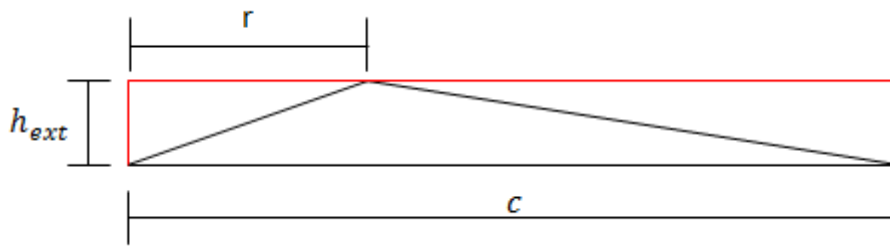


Figura 6. Figura utilizada como aproximação da forma da nervura, para estimativa de peso.

A área do retângulo externo foi subtraída das áreas das regiões com as linhas em vermelho da figura 2, sendo o restante, equivalente a área da nervura.

Com isso, as massas de cada componente foram calculadas aplicando o modelo da equação (12).

Considerando que o foco deste trabalho é a otimização da asa visando a maximização da pontuação de voo e que a função objetivo dada pela equação (2) é função de CV , considerou-se que a massa do restante da aeronave, da análise em questão é igual a 1,793 kg, valor este, equivalente ao projeto da aeronave da equipe Harpia, utilizado na competição de 2016.

7 O IMPACTO DAS VARIÁVEIS DE PROJETO NA PONTUAÇÃO DE VOO.

Após o desenvolvimento do algoritmo em MatLab® com os procedimentos apresentados na metodologia, foram feitas análises dos resultados obtidos, visando avaliar qual o impacto que as principais variáveis de projeto exercer sobre a pontuação de voo das aeronaves. As variáveis avaliadas foram $h \times AR$ e $\lambda \times AR$, conforme mostrado na página seguinte. Cada ponto representa a melhor pontuação possível que o algoritmo pode obter, dado h , AR e λ correspondentes ao ponto do gráfico (todas as outras variáveis de projeto foram consideradas nesta análise).

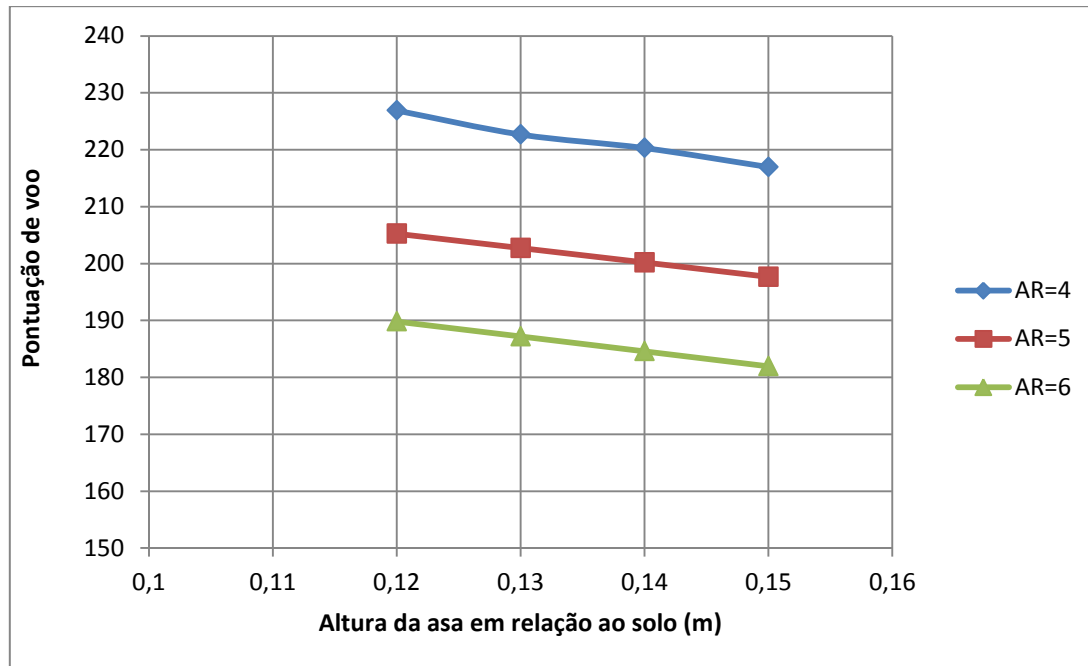


Figura 7. Pontuação de voo máxima obtida para cada AR , dado um h .

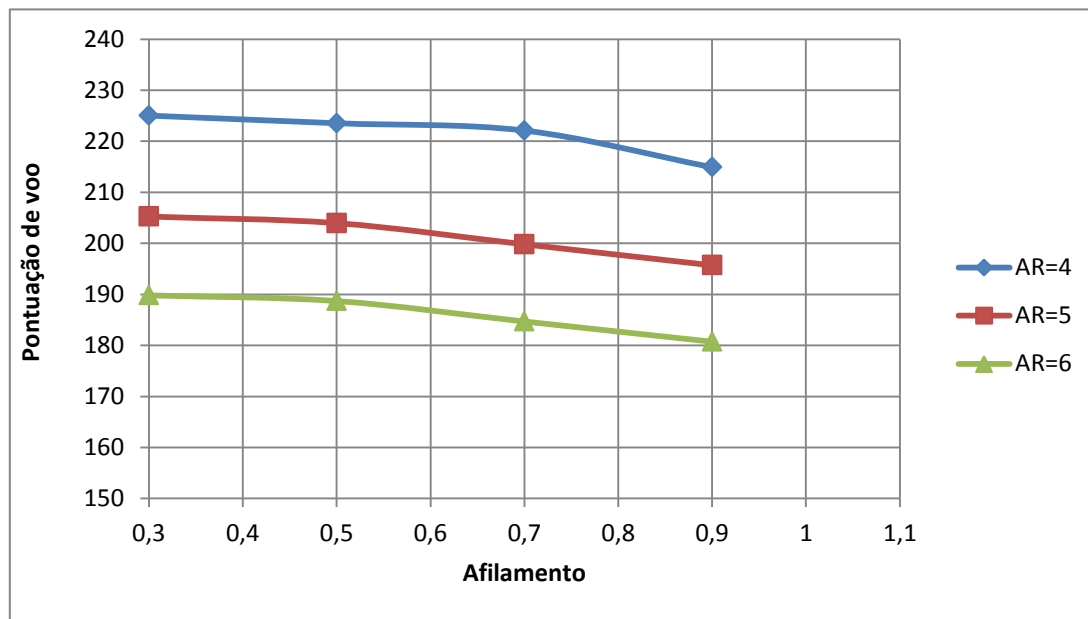
Nas tabelas abaixo, são apresentados os valores da queda de pontuação em %, que cada parâmetro proporciona.

Tabela 2. Impacto de h na pontuação de voo.

AR	h (m)	Pvoo	Queda na pontuação (%)
4	0,12	226,89	4,38%
	0,15	216,96	
5	0,12	205,24	3,69%
	0,15	197,66	
6	0,12	189,80	4,14%
	0,15	181,94	

Tabela 3. Impacto de AR na pontuação de voo.

AR	Pvoo máximo	Queda acumulada da pontuação (%)
4	226,89	-
5	205,24	9,54%
6	189,80	16,35%

**Figura 8. Pontuação de voo máxima obtida para cada AR, dado um λ .****Tabela 4. Impacto de λ na pontuação de voo.**

AR	λ	Pvoo	Queda na pontuação (%)
4	0,3	225,03	4,5%
	0,9	214,91	
5	0,3	205,24	4,65%
	0,9	195,69	
6	0,3	189,81	4,78%
	0,9	180,73	

Tabela 5. Impacto de AR na pontuação de voo.

AR	Pvoo máximo	Queda acumulada da pontuação (%)
4	225,03	-
5	205,24	8,79%
6	189,81	15,65%

8 RESULTADOS OBTIDOS

Os parâmetros de projeto da aeronave de maior pontuação de voo seguem abaixo:

Tabela 6. Parâmetros de projeto da aeronave com a asa selecionada.

Pvoo	226,90
MTOW (kg)	18
Ângulo de incidência da raiz da asa (°)	20
Ângulo de incidência da ponta da asa (°)	18
$CL_{máx}$	2,13
$CD_{máx}$	0,29
S (m ²)	1,10
b (m)	2,10
Envergadura da região sem afilamento da semi asa (m)	0,84
Envergadura da região com afilamento da semi asa (m)	0,21
h (m)	0,12
AR	4
λ	0,40
Corda da raiz da asa (m)	0,56
Corda da ponta da asa (m)	0,22
Velocidade de stall (m/s)	11,61
Sl0 (m)	60
Massa da asa (kg)	0,63
CP (kg)	15,58
CV (kg)	2,42

Vale ressaltar que a pontuação de voo calculada no trabalho é obtida com análise apenas da asa como superfície sustentadora, o que leva os valores de carga paga, MTOW e pontuação de voo a serem um pouco maiores que o projeto final, onde no caso, se considera também a superfície de controle horizontal da cauda da aeronave, como superfície sustentadora.

A seguir, estão algumas imagens da asa selecionada, que foram geradas no software XFLR5®.



Figura 9. Vista frontal da asa selecionada.

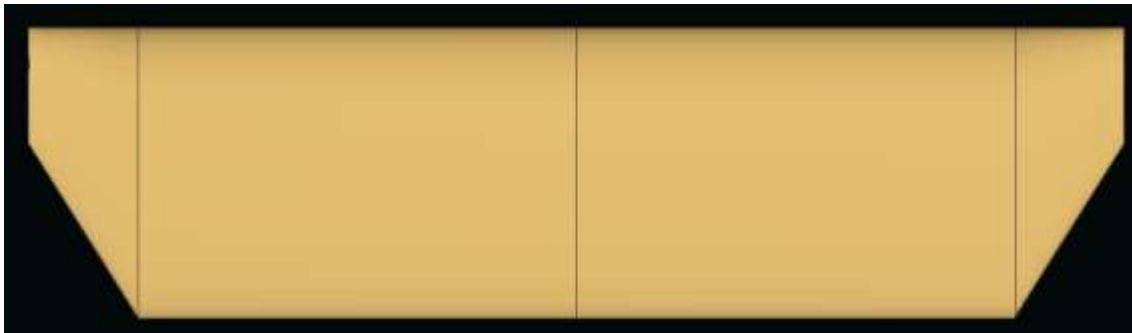


Figura 10. Vista em planta da asa selecionada.

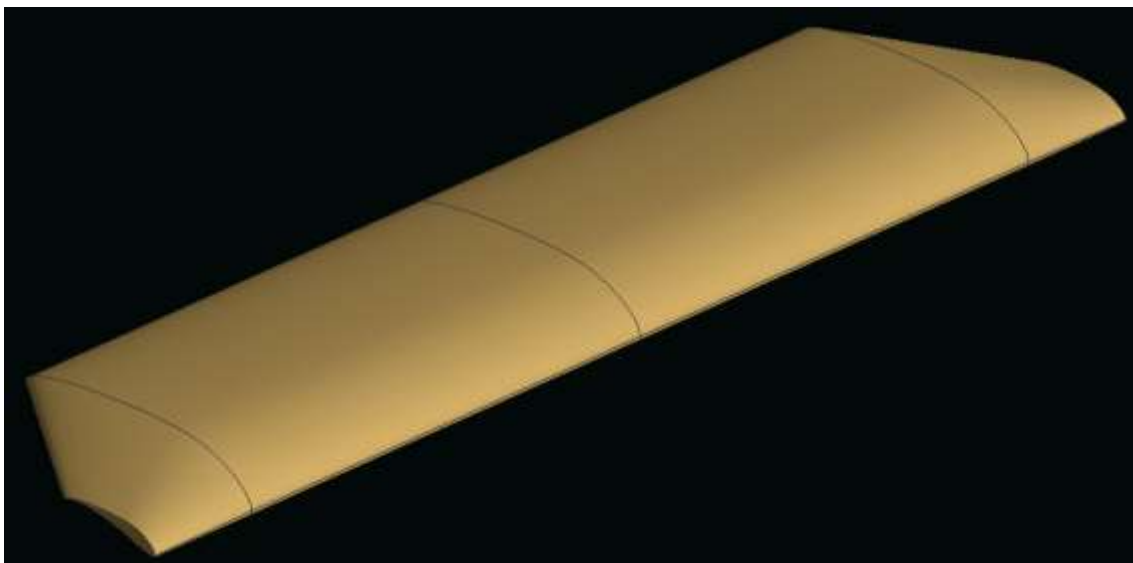


Figura 11. Vista isométrica da asa selecionada.

9 VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS OBTIDOS PELO MÉTODO DE MULTHOPP

Para validação dos resultados obtidos pelo método de Multhopp implementado no algoritmo, foi feito um comparativo entre a curva de distribuição de sustentação gerada por este método, com a curva gerada pelo software XFLR5®, que faz uso do método dos painéis, um método computacional utilizado para avaliação de geometrias 3D. Tanto o método de Multhopp quanto o método dos painéis, seguem a teoria da linha sustentadora de Prandtl, sendo que o primeiro é uma metodologia que tem certas limitações de aplicação (Não é aplicável a asas enflexadas), porém é mais simples e de convergência mais rápida.

Abaixo são mostradas as curvas que representam a distribuição de sustentação da asa selecionada pelo algoritmo, obtidas por cada método numérico citado.

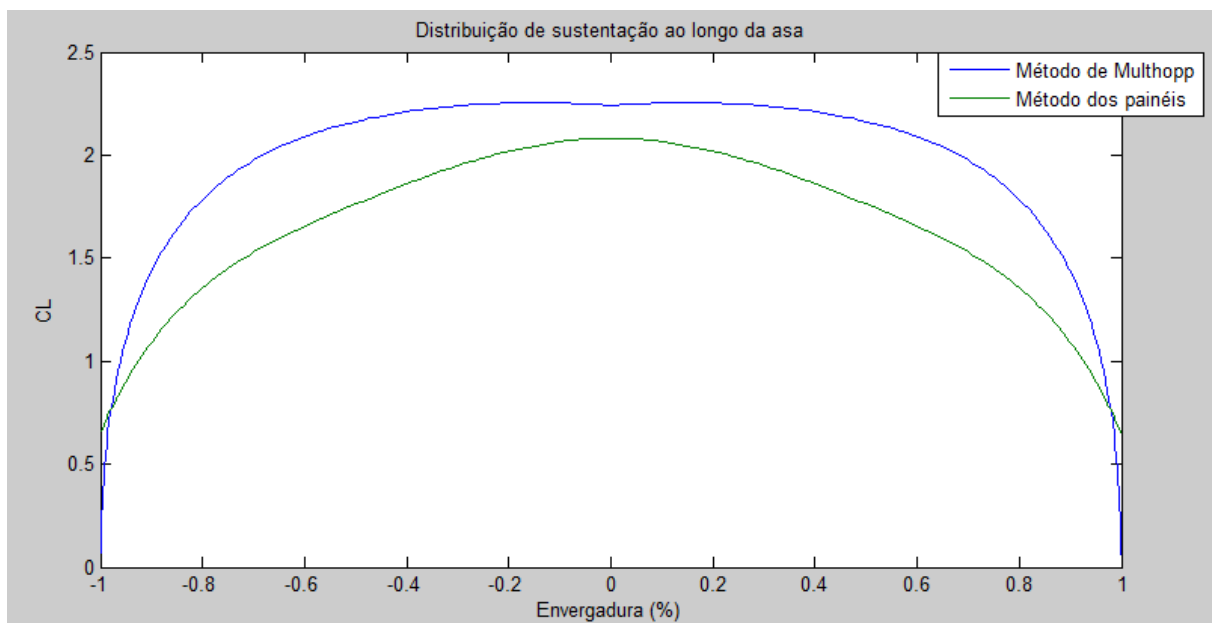


Figura 12. Comparativo entre o método de Multhopp e o método dos painéis.

Assim foi obtido o erro relativo de um método para outro, para cada 10% da semi-envergadura da asa, conforme mostrado na tabela abaixo:

Tabela 7. Erro relativo calculado em determinados trechos da semi-envergadura da asa.

% de envergadura	CL local		Erro relativo
	Método de Multhopp	Método dos painéis	
90%	0,5943	0,7177	21%
80%	1,0917	0,8931	18%
70%	1,4757	1,1175	24%
60%	1,7583	1,3330	24%
50%	1,959	1,5126	23%
40%	2,0965	1,6633	21%
30%	2,1854	1,8035	17%
20%	2,2362	1,9360	13%
10%	2,2547	2,0390	10%
0%	2,2417	2,0810	7%

10 CONCLUSÃO

Com o presente trabalho, foi possível verificar o impacto que algumas das principais variáveis de projeto causam nos resultados obtidos. Notou-se que o alongamento da asa, causa um impacto na pontuação de voo, muito maior do que por exemplo o afilamento, dadas as condições de contorno apresentadas (16% contra 4%). Portanto, observou-se também a grande relevância que se tem as condições de contorno assumidas para a resolução do problema, pois influenciam bastante nos resultados obtidos. Além disso, foi possível aprender um método numérico muito útil para cálculos de parâmetros aerodinâmicos. O método de Multhopp se mostrou um algoritmo relativamente fácil de ser implementado, mas que trás resultados relativamente divergentes quando comparado ao usualmente utilizado método dos painéis. Logo, ao ser utilizado, deve-se levar em conta os erros calculados em cada região da asa, de modo que os resultados não se tornem superestimados. Quanto a geometria de asa gerada e selecionada pelo algoritmo como aquela que possui maior pontuação, foi um resultado esperado, já que esta ficou muito parecida a alguns modelos vistos na competição SAE aerodesign de 2016. Pelo fato do hangar cônico limitar a envergadura, dada uma altura de asa escolhida, a única maneira de ampliar a área de asa é aumentando a corda, o que de fato reduz o alongamento. A distribuição de sustentação da asa selecionada é muito satisfatória, já que a região de maior sustentação ficou localizada na raiz, indicando que ali ocorrerá o *stall* primeiro, em uma região longe dos ailerons da asa, possibilitando que o piloto efetue comandos visando a recuperação da aeronave, sem perda de eficiência destes.

11 PERMISSÃO

Os autores são os únicos responsáveis pelo material incluso neste artigo.

AGRADECIMENTOS

Agradeço à minha família pelo incondicional apoio a realização deste trabalho e a todos os professores e colegas que de alguma maneira, incentivaram os meus estudos.

REFERÊNCIAS

ANDERSON, John D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 2nd Ed. McGraw-Hill, Inc. New York, 1991.

DRAGOS, L. *Mathematical methods in aerodynamics* 1st Ed. Academiei Române: Kluwer academic publishers, 2003.

MEGSON, T. H. G. *Aircraft Structures for engineering students*. 4th Ed. Butterworth-Heinemann, 1999.

MIRANDA, J. Rodrigues, L.E. *Fundamentos de engenharia aeronautica- Aplicações ao projeto SAE Aerodesign*, 1a Ed., São Paulo 2010.

MULTHOFF, H. *Methods for Calculating the Lift Distribution of Wings*. Aeronautical research Council reports and memoranda, 1950.

PAULA, A.A. *Apostila de projeto aerodinâmico* 1a ed. Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2012.

RAYMER, D. P. *Aircraft Design: A conceptual approach*. 4a ed. Virginia: AIAA, 1992.