

Projeto aerodinâmico, estabilidade e controle de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de asa fixa

Bruno Ricardo Padilha*

Douglas Roberto Zaions**

Everton Spuldaro***

Resumo

O sucesso do projeto aeronáutico está diretamente relacionado às metodologias utilizadas na elaboração e organização do trabalho, de forma que possibilite ao projetista uma visão global do projeto, mantendo a flexibilidade e troca de informações entre as etapas de desenvolvimento deste, mesmo considerando o elevado nível de conhecimento envolvido. Entre estas etapas, destaca-se pela importância e complexidade o projeto aerodinâmico, estabilidade e controle de uma aeronave, em razão do fato de que esta fase permite ao projetista determinar as condições de voo da aeronave, capacidade de carga, níveis de estabilidade e dimensionamento das superfícies de comando. Ao término desta etapa é possível obter as dimensões primárias da aeronave que influenciarão diretamente qualquer outra etapa desenvolvida. Ainda, o sucesso do voo da aeronave, bem como a aeronavegabilidade, estão relacionados com os resultados obtidos nesta fase do projeto. Assim, este trabalho tem como objetivo fornecer ao leitor as informações necessárias, embasado na literatura técnica para desenvolver a análise e dimensionamento aerodinâmico, estabilidade e controle de veículos aéreos não tripulados.

1 INTRODUÇÃO

Os veículos aéreos não tripulados (VANT's), ou, do inglês, *unmanned aerial vehicles* (UAV's) são definidos como plataformas de vôo, (avião, helicóptero, dirigível, etc.) capazes de operar de forma autônoma ou operada remotamente por terra.

Apesar da literatura técnica e científica abordar de forma semelhante os fundamentos do projeto aeronáutico é difícil iniciar o trabalho de uma aeronave tendo em vista o elevado nível de conhecimento exigido e de variáveis envolvidas.

No artigo, apresentam-se os procedimentos para o dimensionamento aerodinâmico e de estabilidade e controle com o objetivo de contribuir para o desenvolvimento destas aeronaves. Para apresentar o procedimento de cálculo é tomado como exemplo o projeto desenvolvido por Padilha (2010) referente ao projeto de uma aeronave não tripulada para a aquisição de imagens aéreas. Para melhor entendimento, os procedimentos teóricos e recomendações dos autores são apresentados com os resultados e discussões deste trabalho.

* bruno.aerodesign@gmail.com

** douglas.zaions@unoesc.edu.br

*** evertonspuldaro@gmail.com

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 ESTRUTURA DO PROJETO AERONÁUTICO

No que se refere ao projeto aeronáutico, vários são os autores e normas que podem ser consultados. Destaca-se aqui Raymer (2006), Kroo (2001), Dittrich (2002), Valavanis (2007), Roskam (1997) entre outros que abordam o projeto aeronáutico na língua inglesa e Da Rosa (2006) e Mendonça (2005) na língua portuguesa. As principais normas que devem ser avaliadas durante o projeto aeronáutico são FAR *part* 23 (2006) entre outras.

Raymer (2006) afirma que “[...] a aeronave deve ser projetada para voar a missão designada no ponto ou próximo do coeficiente de sustentação que maximize a eficiência aerodinâmica.” Da Rosa (2006) salienta que o sucesso do projeto aeronáutico consiste em obedecer a uma sequência de atividades correlacionadas entre si, de forma que seja possível obter um fluxo constante de informações entre estas etapas, sendo elas: (i) aerodinâmica; (ii) estabilidade e controle; (iii) cargas e estruturas; (iv) desempenho; e (v) modelo tridimensional e detalhamento inicial. Kroo (2001) defende que o projeto aerodinâmico e de estabilidade e controle se destaca das demais atividades pelo princípio de que estas irão desenvolver as dimensões primárias da aeronave, bem como garantir o sucesso para a missão a qual foi idealizada e a FAA (*Federal Aviation Regulations*) fornece a regulamentação específica para cargas e estruturas aeronáuticas relacionadas a Vant’s e pequenas aeronaves.

2.2 PROJETO AERODINÂMICO, ESTABILIDADE E CONTROLE

Segundo Da Rosa (2006), pode-se subdividir o projeto aerodinâmico em duas etapas: (i) a análise bidimensional, em que se compreende o estudo e aperfeiçoamento do perfil da asa; e (ii) a análise tridimensional, em que se analisa a geometria da asa, bem como a influência da mesma no comportamento da aeronave como um todo.

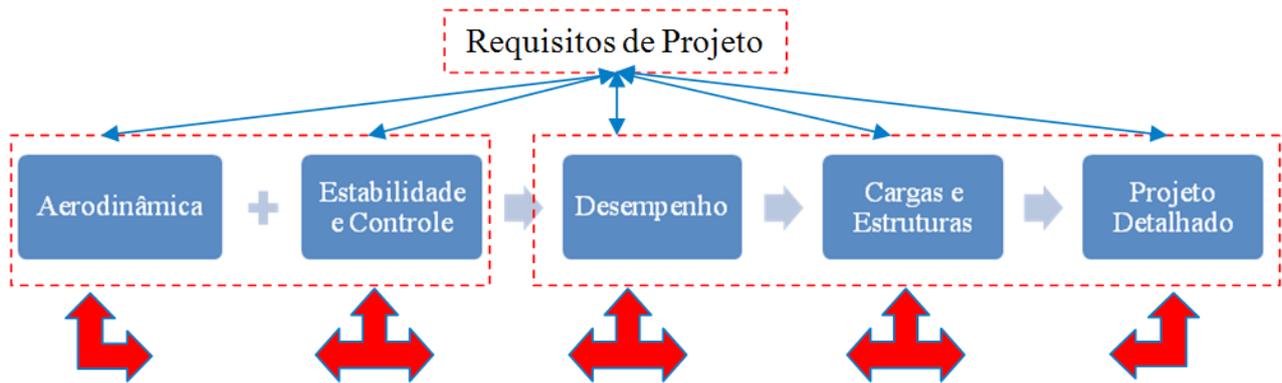
Quanto à estabilidade e controle de uma aeronave, Kroo (2001) afirma que os corretos dimensionamentos das superfícies de controle são fundamentais para a estabilidade do voo, bem como a segurança da aeronave em condições de perturbação ou manobras.

Para facilitar a compreensão do leitor, a descrição dos aspectos teóricos relacionados com o projeto aerodinâmico, estabilidade e controle da aeronave, serão apresentados juntamente com a seção resultados e discussões deste trabalho.

3 METODOLOGIA

Da Rosa (2006) sugere uma estrutura para o projeto aeronáutico dividida em cinco etapas, de modo que seja possível uma constante troca de informações, conforme apresentado no Esquema 1.

Esquema 1 – Estrutura para o projeto aeronáutico. Adaptado de Da Rosa (2006)

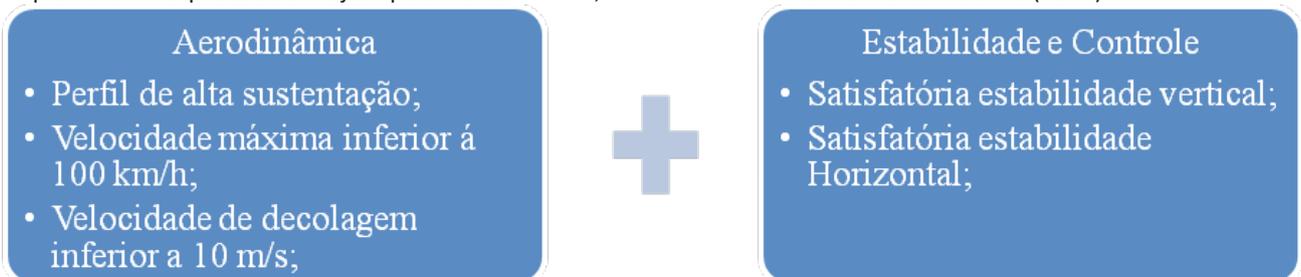


Fonte: os autores.

Para que fosse possível desenvolver o presente trabalho, foi necessário realizar uma revisão bibliográfica adequada, destacando-se Da Rosa (2006), Kroo (2011) e Raymer (2006).

Os requisitos de projeto relacionados com as etapas de aerodinâmica e estabilidade e controle foram obtidos a partir de Padilha (2011) e encontram-se destacados no Esquema 2.

Esquema 02– Requisitos de Projeto para Aerodinâmica, Estabilidade e Controle. Fonte: Padilha (2011)



Fonte: os autores.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

O projeto aerodinâmico e de estabilidade e controle constituem-se nas etapas mais importantes no projeto de qualquer aeronave, incluindo os VANTs, sendo que os resultados destas etapas refletem nas demais, conforme apresentado no Esquema 1. A partir dos requisitos de projeto especificados por Padilha (2011) e ilustrados no Esquema 2, identifica-se neste trabalho todas as etapas para o dimensionamento aerodinâmico e de estabilidade e controle de um VANTs para aquisição de imagens aéreas.

É de grande importância ter em mente que para este projeto é recomendável a utilização de ferramentas computacionais adequadas, objetivando maior precisão nas previsões de sustentação e controle. Entre os diversos *softwares* disponíveis, destaca-se pela confiabilidade e facilidade de operação o Software *XFLR5*.

4.1 DESENVOLVIMENTO AERODINÂMICO

A análise bidimensional de um perfil compreende sua simulação na faixa de utilização pré-determinada, de α (ângulo de ataque), em que é desejável a maximização dos valores de C_l (coeficiente de sustentação) e minimização dos valores de C_m (coeficiente de momento) e C_d (coeficiente de arrasto).

Da Rosa (2006) sugere que o desenvolvimento de um perfil aeronáutico está diretamente relacionado com as condições críticas de voo da aeronave e como a sustentação gerada por um perfil é diretamente proporcional à velocidade de escoamento. Assim, conclui-se a partir de Kroo (2001) que a condição crítica do voo do VANT é, sem dúvida, a decolagem, em que deve-se obter sustentação suficiente para alçar voo mesmo com baixas velocidades.

Como a aeronave projetada apresenta uma baixa velocidade de decolagem devido ao fato de alçar voo manualmente, e sem uso de pista, é possível estimar uma velocidade inicial de decolagem em torno de 10 m/s.

Utilizando o software *XFLR5* e partindo dos perfis genéricos conhecidos como o *Eppler 423* e o *Selig 1223*, desenvolveu-se um novo perfil, denominado como *Vant 2011*. O formato em escala deste perfil é apresentado no Gráfico 1.

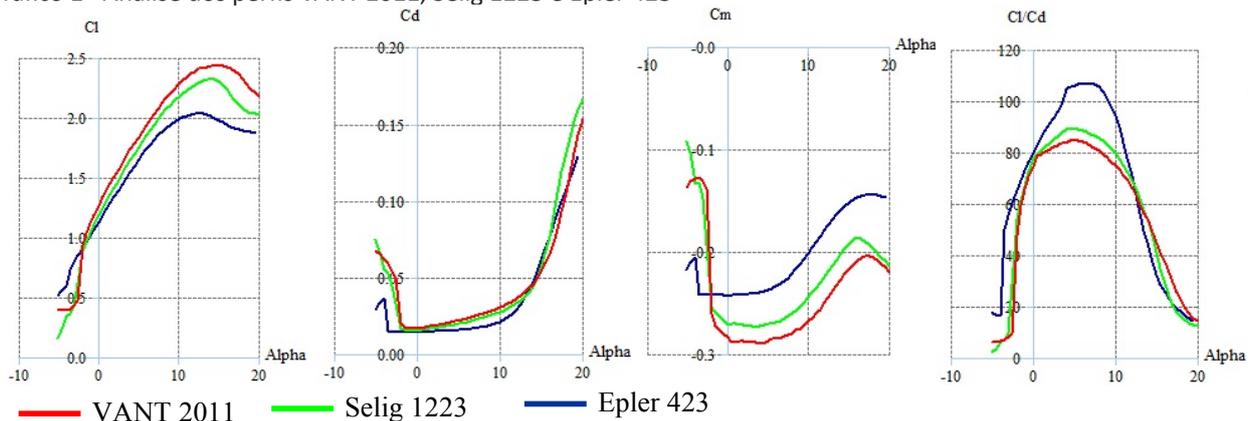
Figura 1– Formato em escala do perfil *Vant 2011*



Fonte: os autores.

A análise realizada no *XFLR5* gerou os resultados do perfil *Vant 2011* em relação aos demais e que são apresentados na Figura 1.

Gráfico 1– Análise dos perfis VANT 2011, Selig 1223 e Epler 423



Fonte: os autores.

No Gráfico 1 percebe-se a clara vantagem que o perfil *Vant 2011* apresenta sobre os demais em relação ao C_l e ao C_m . Para melhor justificativa de valores, Da Rosa (2006) recomenda a análise das variáveis em relação à α variando entre 0° , 10° e α máximo. Padilha (2011) apresenta as características específicas dos perfis analisados em relação à α e destaca que o perfil *Vant 2011* apresenta alguns pontos otimizados em relação a C_l e α . Porém apresenta valores quase indesejáveis para C_d .

Uma vez concluído a análise dos perfis, é possível determinar a geometria da asa e sua análise tridimensional.

Os gradientes de pressão em uma asa variam em relação a sua envergadura. Esta variação reflete no aumento do arrasto gerado, o que é indesejável. Assim, a literatura técnica propõe a comparação da asa em projeto com uma asa hipotética, sobre regime de distribuição ideal, denominada de *Distribuição de Schrenk*. A distribuição ideal só pode ser obtida pela construção de uma asa de geometria elíptica, o que inviabiliza o projeto devido à dificuldade construtiva (DA ROSA, 2006; RAYMER, 2006; KROO, 2011).

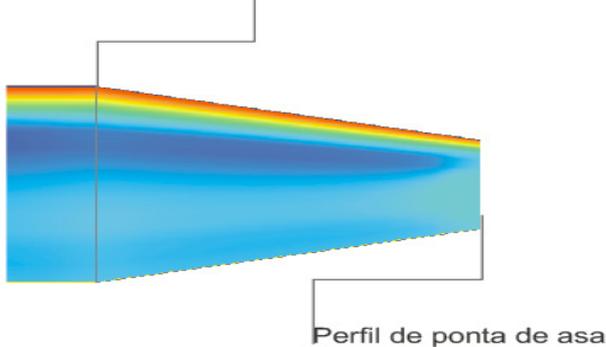
Porém para aperfeiçoar o desempenho aerodinâmico, alguns artifícios geométricos podem ser utilizados, como: (i) asa trapezoidal; (ii) conicidade; (iii) torção; e (iv) relação de aspecto;

Asa trapezoidal apresenta um menor esforço de flexão na raiz da asa, porém sua construção é um pouco mais complexa que uma geometria retangular. Em comparação a geometria elíptica o estol da asa trapezoidal ocorre primeiramente nas pontas.

A *Conicidade* (λ) trata-se da relação entre os valores da C_{ma} (corda média aerodinâmica) do perfil de ponta e da raiz da asa, conforme ilustrado Figura 2. Segundo Raymer (2006), o fator ideal de conicidade que garante a melhor relação entre sustentação e arrasto está na faixa de 0,45.

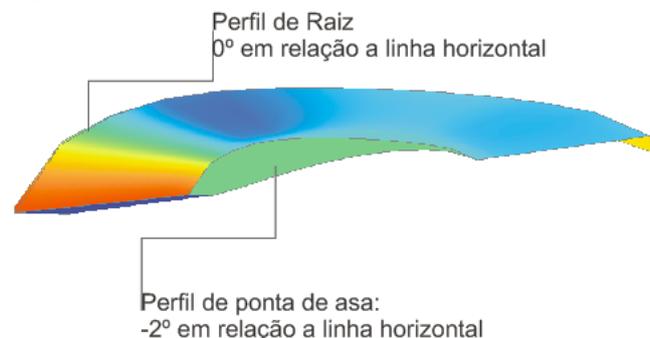
Geometrias trapezoidais apresentam o inconveniente de que suas pontas entram em estol antes do restante da asa. Dessa forma, para minimizar os efeitos indesejáveis do estol, usa-se o método *torção* do perfil da ponta da asa, estendendo-se gradualmente por toda a envergadura da semiasa. Raymer (2006) sugere que valores até -2° são bem aceitáveis, conforme ilustrado na Figura 3.

Figura 2 – Relação entre perfis da asa
Perfil de Raiz



Fonte: os autores.

Figura 3 – Torção da asa



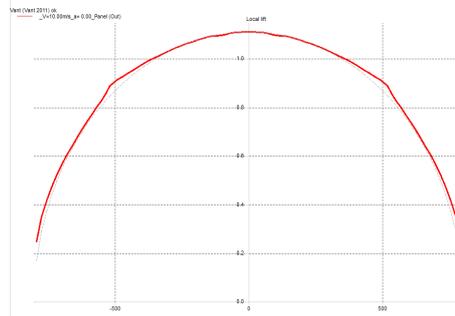
Fonte: os autores.

Relação de aspecto (A_R) trata-se da razão entre a C_{ma} da asa e a envergadura (b) da mesma. Raymer (2006) destaca que valores de A_R situado entre 6 e 9 são bem aceitáveis. A justificativa para esta margem está no fato em que grandes valores de A_R apresentam menor arrasto induzido, porém, gera aumento de peso na aeronave, o que para o projeto não é aceitável.

Outro fator muito importante no projeto da asa de uma aeronave é identificar corretamente o Centro Aerodinâmico. (CA). Este cuidado é necessário, pois o CA deve estar coincidente com o Centro Gravitacional (CG) da aeronave. Porém outro fator é que o CA adota uma posição diferente para cada α . Da Rosa (2006) propõe que o CA deve ser convencionado a 25% da C_{ma} da asa.

Utilizando-se o XFLR5, é possível obter uma geometria com uma aproximação da *Distribuição de Schrenk* muito satisfatória, conforme ilustrado no Gráfico 2, em que a linha pontilhada representa a geometria elíptica e a linha vermelha, a geometria obtida nas simulações.

Gráfico 2 – Distribuição de *Schrenk*, para a velocidade de 10 m/s e $\alpha = 0$

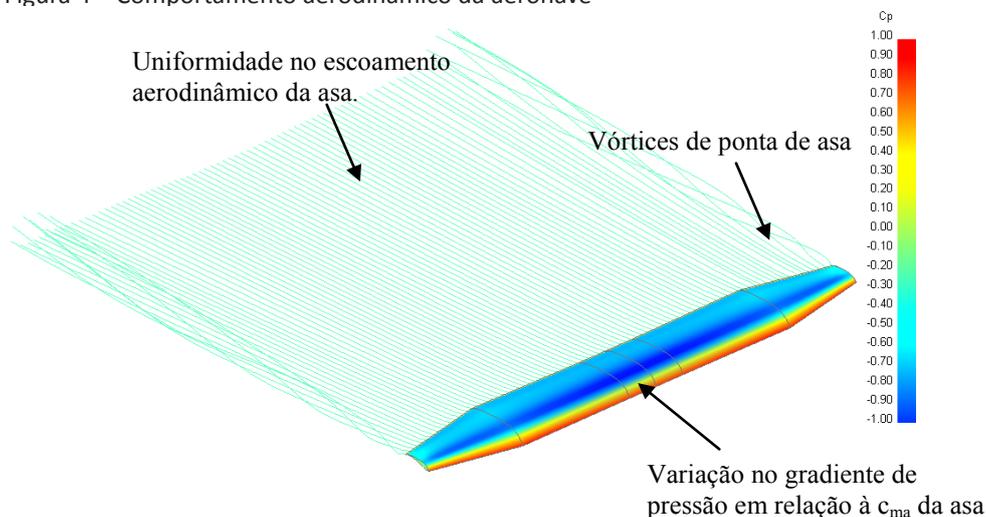


Fonte: os autores.

A simulação do comportamento aerodinâmico da mesma é ilustrada na Figura 4, onde destaca-se o comportamento das esteiras aerodinâmicas da asa, bem como os vórtices de ponta de asa, justificando a perda de eficiência apresentada anteriormente na Imagem 5.

As dimensões da asa obtidas nesta simulação são: (i) relação de aspecto ($A_R = 8,10$); (ii) corda da raiz da asa ($C_r = 220$ mm); (iii) corda da ponta da asa ($C_t = 100$ mm); e (iv) corda média aerodinâmica ($C_{ma} = 204$ mm).

Figura 4 – Comportamento aerodinâmico da aeronave



Fonte: os autores.

Finalmente é possível determinar o número de Reynolds, conforme propostos por Da Rosa (2006) e Roskam (1997), sendo que os autores sugerem que a asa apresente um escoamento laminar, de modo que o número de Reynolds deva permanecer na faixa de 100.000 a 500.000.

Este valor é determinado pela Equação 1:

$$RE = \frac{\rho \cdot V \cdot C_{ma}}{\mu} \quad (01)$$

Em que RE representa o número de *Reynolds* (adimensional), ρ a densidade do fluido (kg/m^3), V a velocidade do escoamento (m/s), C_{ma} é a corda do perfil (m) e μ é a viscosidade dinâmica do fluido ($\text{Pa}\cdot\text{s}$).

O valor apresentado na decolagem encontra-se na faixa de 130.000, ou seja, dentro do proposto por Da Rosa (2006).

4.2 ESTABILIDADE E CONTROLE

Esta etapa do projeto consiste no dimensionamento e posicionamento das superfícies de controle da aeronave, tais como o profundor, leme e ailerons. Envolve a: (i) estabilidade longitudinal e (ii) estabilidade latero-direcional.

4.2.1 Estabilidade longitudinal

Para a empenagem, adotou-se uma configuração tradicional, com profundor e leme de deflexão total. O profundor foi posicionado atrás do leme, que conforme Kroo (2001) apresenta melhor eficiência em recuperações de parafusos. Para a avaliação do rendimento da empenagem é necessário compreender a influência gerada pelo deslocamento da asa e o posicionamento da esteira dos vórtices gerado pela mesma. Dessa forma, é possível identificar o ângulo relativo gerado por esta esteira e, assim, posicionar a empenagem fora do ângulo determinado.

Este ângulo, também conhecido como *Downwash* pode ser determinado pela Equação 2, proposta por Da Rosa (2006), em que se percebe que a variação do ângulo é proporcional ao C_L da aeronave.

$$\varepsilon = \frac{2 \cdot C_L}{\pi \cdot A_R} \quad (02)$$

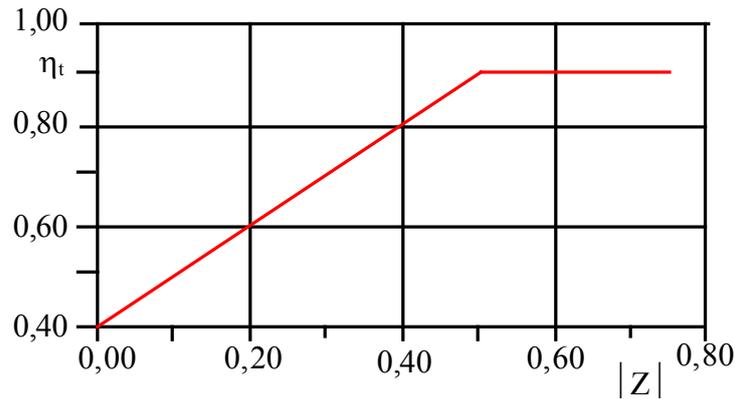
Dessa forma, determina-se o ângulo de *Downwash* para as condições críticas do voo, compreendendo como velocidade de decolagem, cruzeiro e estol da aeronave. O rendimento da empenagem (Z) pode ser calculado pelas Equações 3 e 4 propostas por Da Rosa (2006), e seus respectivos valores analisados nos Gráficos 3 e 4.

$$H = l_{ref} \cdot \tan(\varepsilon) \quad (03)$$

$$Z = \frac{H + H_t}{C_{ma}} \quad (04)$$

Onde H é a altura da esteira de *downwash*, l_{ref} a distância entre o bordo de fuga da asa e o CA do profundor e H_t é a altura do profundor em relação a linha média da asa.

Gráfico 3 – Rendimento aerodinâmico da empenagem, função de Z



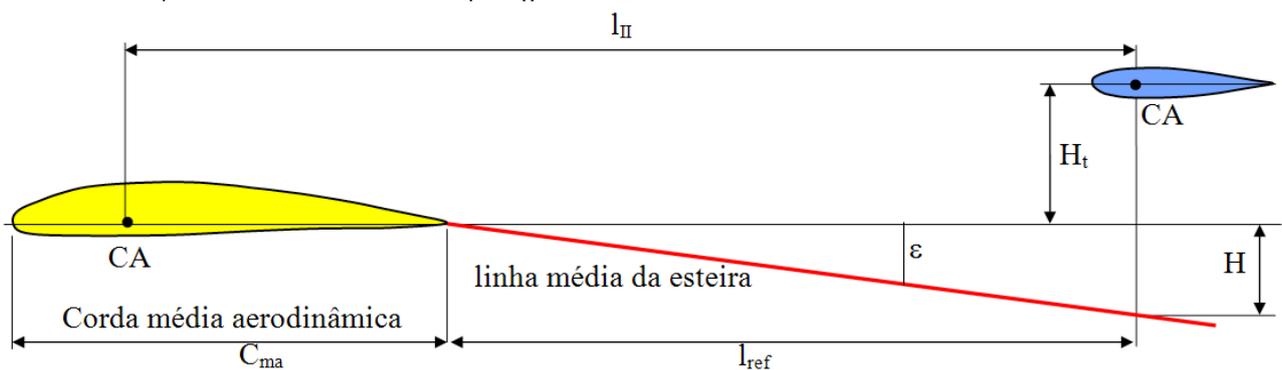
Fonte: Da Rosa (2006).

Kroo (2001) recomenda que a razão de aspecto do profundor deva ser por volta de 3, e Da Rosa(2006) propõe que a envergadura do profundor seja em torno de ¼ da envergadura da asa. Dessa forma, valendo-se dos dados anteriormente calculados é possível estimar as dimensões do profundor: (i) relação de aspecto ($A_R = 3,3$); (ii) corda média aerodinâmica ($C_{ma} = 120$ mm); e (iii) envergadura ($b_e = 400$ mm);

Em relação ao posicionamento da empenagem, e respectivo cálculo da esteira de *Downwash*, adota-se a distância de três vezes o valor da C_{ma} da asa, como proposto por Raymer (2001), representado como l_h , medindo a distância entre os 25% do C_{ma} da asa e os 25% do C_{ma} do profundor.

O valor de *Downwash* (ϵ), proposto na Equação 2 é 0,1415. Adotando o valor de l_{ref} como 450 mm Gráfico 4, a Equação 3 fornece o valor de H_t de 100 mm, considerando um rendimento da empenagem de 90%, o equivalente a uma calda em “T”, ou seja, um valor que segundo Da Rosa (2006) é satisfatório.

Gráfico 4 – Posição relativa na esteira da empenagem horizontal



Fonte: Da Rosa (2006).

Para o controle seguro de arfagem de uma aeronave, é necessário que a mesma apresente uma margem estática (MS) que segundo Da Rosa (2006), varie ente 0,05 a 0,20. Esta medida adimensional é a relação entre a distância do CG da aeronave e o ponto onde o momento de arfagem é constante.

Assim, valendo-se das equações propostas por Da Rosa (2006), é possível calcular as dimensões necessária que o profundor tenha para que o mesmo satisfaça a faixa de MS recomendada, apresentado na Equação 5.

$$C_{ma} = a \cdot (h - h_0) - a \cdot h \cdot (1 - \varepsilon_\alpha) \cdot V_h \cdot \eta_t \quad (05)$$

$$h_n = h_0 + \frac{a_I}{a} (1 - \varepsilon_\alpha) \cdot V_h \cdot \eta_t$$

$$MS = h_n - h$$

Em que a é a inclinação da curva $C_L \times \alpha$ da asa, a_h é a inclinação da curva $C_L \times \alpha$ do profundor, V_h o volume do profundor, h_n a posição do ponto neutro em fração da C_{ma} , h_0 a posição do CG em fração da C_{ma} , h a posição do CA em fração da C_{ma} , MS é a margem estática, ε_α é a inclinação da curva *Downwash* $\times \alpha$ e η_t o rendimento da empenagem.

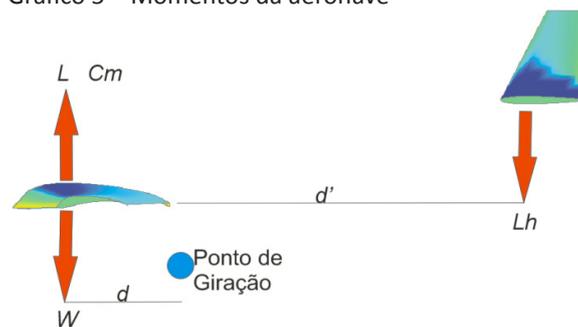
Na sequencia, utilizando-se o *software XFLR5* e de uma planilha elaborada no *Microsoft Excel* foi possível identificar todas as variáveis apresentadas na Equação 5, de modo que a margem estática MS encontrada é de 0,20, ou seja, de acordo com valores satisfatórios recomendados por Da Rosa (2006).

Uma vez definido o volume do profundor, é possível identificar a capacidade de rotação na decolagem. Para isso é necessário identificar os valores propostos por Da Rosa (2006), conforme apresentado na Equação 6, e as dimensões podem ser identificadas no Gráfico 5.

$$L_h \cdot d' > (-W \cdot d) + (L \cdot d) - L_h \cdot d' > (-W \cdot d) + (L \cdot d) - C_m \quad (06)$$

Onde L_h representa a sustentação do profundor, d' a distancia do C_{ma} do profundor ao ponto de giração da aeronave, W o peso total da aeronave no CG, d a distancia do CG ao ponto de giração da aeronave, L a sustentação da asa e C_m o momento da asa.

Gráfico 5 – Momentos da aeronave



Fonte: os autores.

Para o equilíbrio de momentos da aeronave, proposto na Equação 6 é necessário adaptá-la a realidade da aeronave, ou seja, a mesma não apresenta ponto de giração (trem de pouso). Assim, considerando que o peso da aeronave W está posicionado coincidente com a sustentação L , tem-se que o momento a ser vencido pela empenagem é apenas o momento gerado pela asa, sendo que o valor de C_m para α estol é de -0,2022, e conforme obtido pelo *software XFLR5* a força de sustentação L_h do profundor é de 1,5 N, ou seja, suficiente para promover a giração satisfatória da aeronave.

4.2.2 Estabilidade Látero - Direcional

A estabilidade Látero-Direcional pode ser dividida em duas partes: Ailerons e Empenagem Vertical.

Os ailerons são superfícies aerodinâmicas responsáveis pela rotação da aeronave no seu próprio eixo. Dessa forma, é possível perceber que boa parte da manobrabilidade de uma aeronave depende destas superfícies.

Assim, Da Rosa (2006) recomenda que ailerons sejam posicionados no bordo de fuga da aeronave, e seu dimensionamento, deve seguir a razão de 25% da corda e 40% de metade da envergadura da asa. Da Rosa (2006) ainda recomenda que as deflexões máximas do aileron não ultrapassem 20°. A configuração final do aileron é ilustrada na Figura 5.

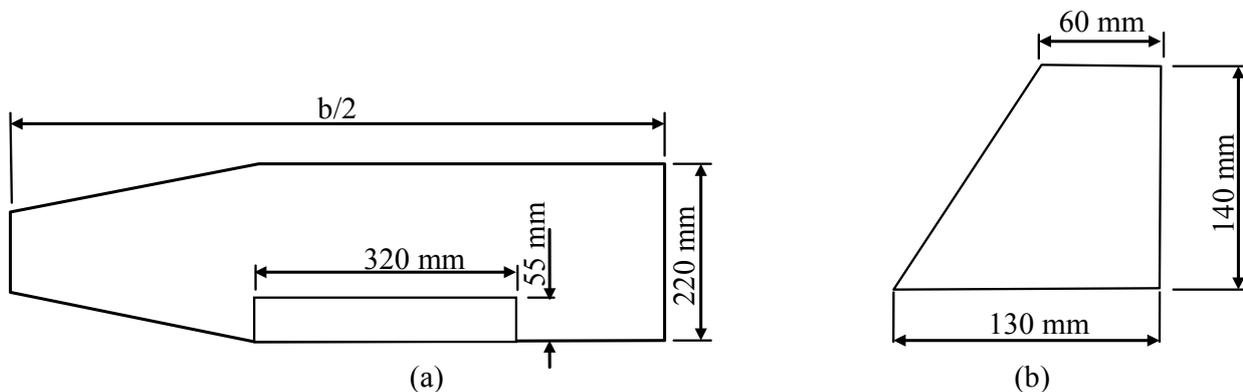
A Empenagem Vertical ou leme é a superfície aerodinâmica que permite a estabilização vertical da aeronave. Para o projeto da empenagem vertical, Da Rosa (2006) propõem a Equação 7, em que é possível calcular o valor de $C_{n\beta}$, e conseqüentemente o valor de V_v .

$$C_{n\beta} = \frac{1}{1,60} \cdot \eta_t \cdot V_v \cdot a_v \tag{07}$$

Em que $C_{n\beta}$ representa o coeficiente de variação do momento de guinada com escorregamento lateral, V_v o volume de controle do estabilizador vertical, a_v a inclinação da curva $C_L \times \alpha$ do estabilizador vertical e η_t o rendimento da empenagem.

Da Rosa (2006) propõe que o valor do $C_{n\beta}$ deve permanecer na faixa de 0,0015 e 0,0020, e adotando um valor para $C_{n\beta}$ máximo de 0,0020, conforme proposto por Da Rosa (2006), encontra-se o valor de V_v de 0,016, e respeitando o fator de conicidade de 0,45, as dimensões finais da empenagem vertical são ilustradas na Figura 5.

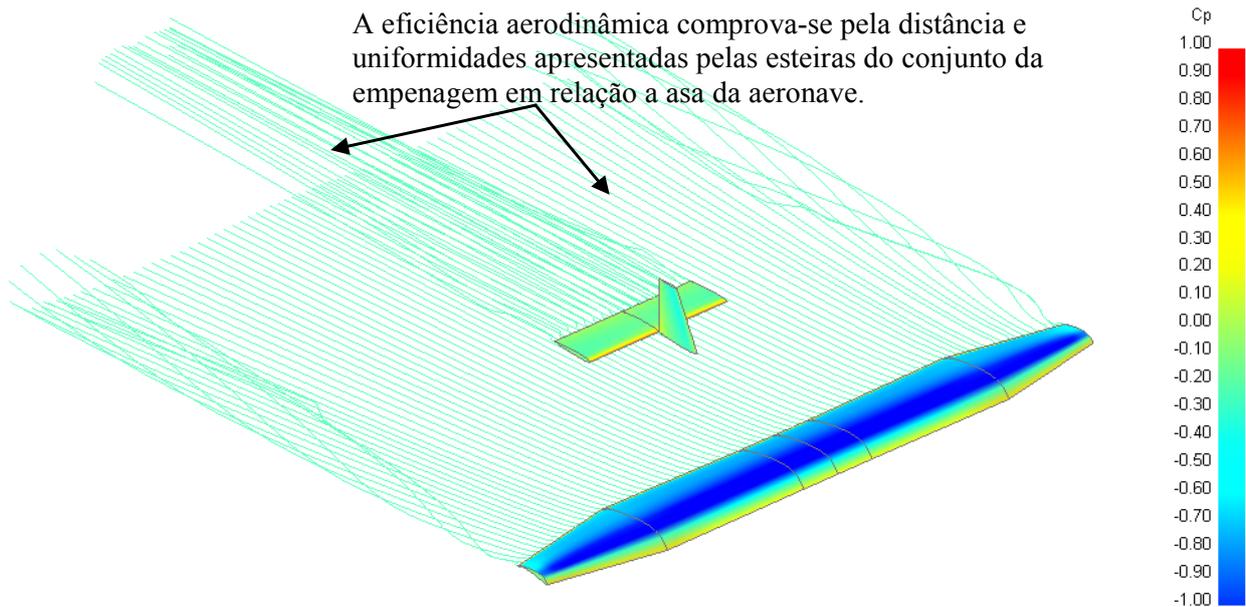
Figura 5 – (a) dimensões do aileron; e (b) dimensões da empenagem vertical



Fonte: os autores.

Dessa forma, é possível obter as dimensões finais da aeronave, bem como seu comportamento aerodinâmico total, conforme apresentado na Figura 6, de forma que a mesma apresenta um fator de eficiência aerodinâmica global de 97%, o que segundo Kroo (2001) e Raymer (2006) é um índice excepcional.

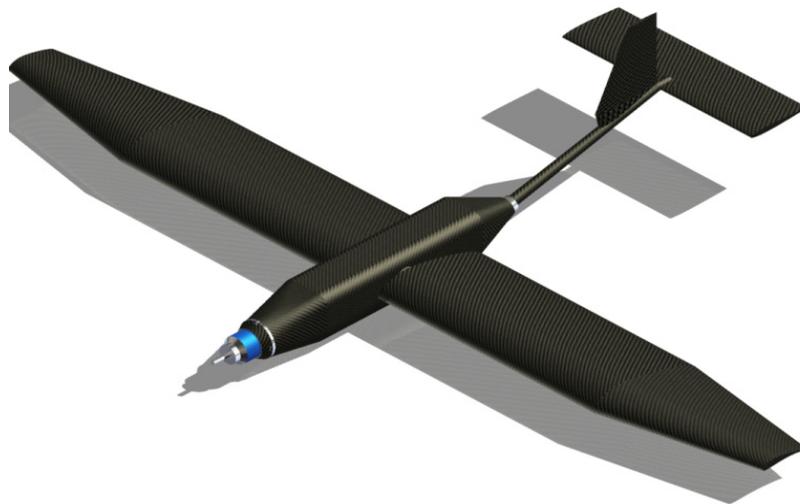
Figura 6 – Comportamento aerodinâmico final da aeronave



Fonte: os autores.

Finalmente, após a simulação final da aeronave, em que com todas as medidas e distâncias que envolvem o projeto aerodinâmico, estabilidade e controle definidos, é possível por meio do *software Autodesk Inventor* modelar tridimensionalmente a aeronave, bem como é possível obter a concepção artística de materiais e componentes, conforme apresentado na Figura 7.

Figura 7 – Concepção artística da aeronave



Fonte: os autores.

5 CONCLUSÃO

Avaliando as bibliografias selecionadas foi possível aplicar os procedimentos de projeto aeronáutico sugeridas pelos autores, garantindo o dimensionamento e simulação aerodinâmica da aero-

nave, bem como garantir a estabilidade e controle da aeronave dentro do envelope de voo proposto por Padilha (2011).

Com relação aos resultados esperados com o dimensionamento aerodinâmico da aeronave proposta em Padilha (2011) pode-se citar: (i) obtenção de um perfil adequado para aplicação; (ii) obtenção de uma geometria satisfatória para o rendimento aerodinâmico da asa; (iii) dimensionamento da empenagem da aeronave como leme e profundor; (iv) dimensionamento dos ailerons; (v) posicionamento da empenagem em relação a asa; e (vi) avaliação do comportamento do escoamento aerodinâmico e da influência das esteiras da asa com relação a empenagem.

Com relação aos procedimentos para o dimensionamento aerodinâmico e de estabilidade e controle, pode-se concluir que os mesmos foram apresentados, habilitando qualquer profissional ou acadêmico da área de engenharia a realizar os referidos dimensionamentos.

Como sugestão para trabalhos futuros, recomenda-se que o protótipo desenvolvido seja submetido a ensaios de voo e em túnel de vento, procurando identificar se os requisitos de projetos foram amplamente atingidos.

REFERÊNCIAS

DA ROSA, Edison. **Introdução ao projeto aeronáutico**: uma introdução à competição SAE Aerodesign. Florianópolis: UFSC. 2006.

DITTRICH, Joerg S. **Design and Integration of na Unmanned Aerial Vehicle Navigation System**. 2002. 104 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) – Instituto de Tecnologia da Georgia, Georgia. 2002.

KROO, Ilan. **Aircraft Design: Syntesis and Analysis**. Stanford: Desktop Aeronautics, 2001.

MENDONÇA, Paulo T. R. **Materiais Compostos e Estruturas Sanduíche**. São Paulo: Manole, 2005.

PADILHA, Bruno Ricardo. **Estudo da viabilidade técnica, econômica e geométrica da utilização da fibra de carbono no projeto Unoesc AeroDesign**. Relatório de pesquisa PIBIC Joaçaba, SC, 2010.

VALAVANIS, Kimon P. **Advances in Unmanner Aerial Vehicles**. 3 ed. Tampa: Springer, 2007.

FEDERAL AVIATION REGULATIONS. Disponível em: <http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgFAR.nsf/MainFrame?OpenFrameSet>. Acesso em: 20 set. 2011.

AIRFOIL AND WING ANALYSIS TOOL. Disponível em: <<http://xflr5.sourceforge.net/xflr5.htm>>. Acesso em: 20 set.2011.

ROSKAM, Jan. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Kansas: DAR Corporation, 1997.