

UNIVERSIDADE PAULISTA

**Projeto do Aeromodelo para Competição
Aerodesign 2009**

**EQUIPE ANTONOV
N° 69**

Componentes da Equipe:

Bruno Schmeisck
Jorge Ribeiro
Uakiti Pires
Sebastião Lázaro
Leonides Vieira
Rafael Silva

Professor Orientador:

Ricardo Caiado de Alvarenga

Brasília – DF
07/2009

ÍNDICE

1. PROJETO CONCEITUAL E PRELIMINAR.....	5
2. ESFORÇOS ATUANTES NA ESTRUTURA DA AERONAVE	7
3. METODOLOGIA DE CÁLCULO E RESULTADOS.....	7
3.1. CÁLCULOS AERODINÂMICOS	7
3.2. CÁLCULOS DE DESEMPENHO	14
3.3. CÁLCULO DE ESTABILIDADE E CONTROLE.....	18
3.4. CÁLCULO ESTRUTURAL.....	24
4. ESTIMATIVA DA CARGA ÚTIL MÁXIMA PARA DOIS SETORES	35
5. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	36

ÍNDICE DE FIGURAS E TABELAS

FIGURA 1 - COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO.....	8
FIGURA 2 - COEFICIENTE DE ARRASTO	9
FIGURA 3 - RAZÃO ENTRE COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO.....	9
FIGURA 4 - PERFIS	10
FIGURA 5 - GEOMETRIA DA ASA.....ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.	
FIGURA 6 - PASSEIO DO CENTRO DE PRESSÃO DA ASA	12
FIGURA 7 - COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO AO LONGO DA ENVERGADURA	13
FIGURA 8 - COEFICIENTE DE ARRASTO INDUZIDO AO LONGO DA ENVERGADURA.....	14
FIGURA 9 – FORÇAS QUE ATUAM NA AERONAVE	15
FIGURA 10 – PARÂMETROS DE ESTABILIDADE E CONTROLE	18
TABELA 1 – MASSAS E DENSIDADES.....	23
TABELA 2 – DISTRIBUIÇÃO DAS MASSAS AO LONGO DA FUSELAGEM.....	23
FIGURA 12 – PASSEIO DO CENTRO DE MASSA.....	24
FIGURA 13 – DIAGRAMA V-N DE MANOBRA E DE RAJADA.....	29
FIGURA 14 – CARREGAMENTO AERODINÂMICO AO LONGO DA ENVERGADURA.....	29
FIGURA 15 – CARREGAMENTO AERODINÂMICO CONSTANTE	30
FIGURA 16 – DIAGRAMA DE FORÇA CORTANTE	31
FIGURA 17 – DIAGRAMA DE MOMENTO FLETOR.....	31
FIGURA 18 – LONGARINAS DA SECÇÃO TRANSVERSAL DA ASA	32
TABELA 3 – ESTIMATIVA DE CARGA ÚTIL PARA O SETOR 1	35
TABELA 4 – ESTIMATIVA DE CARGA ÚTIL PARA O SETOR 2	35
FIGURA 19 – ESTIMATIVA DE CARGA ÚTIL PARA OS SETORES 1 E 2	35

SIMBOLOGIA

C_L : coeficiente de sustentação
 C_D : coeficiente de arrasto
 F_L : força de sustentação
 F_D : força de arrasto
 F_R : força de atrito de rolamento
 W : força peso
 N : força normal
 V : velocidade da aeronave
 T : tração da hélice
 δ : ângulo entre velocidade e tração
 ve : velocidade do vento
 m : massa
 a_x : aceleração na direção x
 μ_R : coeficiente de atrito de rolamento
 T_0, T_1, T_2 : coeficientes da tração da hélice
 ρ : massa específica
 S : área da superfície de sustentação
 A, B, C : coeficientes de desempenho
 C_{Lro} : coef. de sustentação de rolamento
 C_{Dro} : coef. de arrasto de rolamento
 g : aceleração da gravidade
 V_{estol} : velocidade de estol
 L_w : força de sustentação da asa
 M_w : momento em relação ao centro aerodinâmico da asa
 CM : centro de massa
 x_{CM} : distância entre o centro aerodinâmico da asa e o centro de massa da aeronave
 ε : ângulo de downwash na esteira de vorticidade da asa
 L_t : força de sustentação do estabilizador horizontal
 ε_α : derivada de ε em relação ao ângulo de ataque
 a_w : derivada do C_L da asa em relação ao ângulo de ataque
 a_t : derivada do C_L do estabilizador horizontal em relação ao ângulo de ataque
 l_t : distância entre o centro aerodinâmico da asa e o centro aerodinâmico do estabilizador horizontal
 M_{CM} : momento em relação ao centro de massa
 c : corda de referência
 X_{cg} : posição do centro de massa
 n_x : fator de carga na direção x
 n_z : fator de carga na direção z
 V_L : velocidade máxima em vôo nivelado
 V_g : velocidade a nunca exceder
 V_m : velocidade máxima de mergulho sem tração da hélice
 C_w : carregamento aerodinâmico
 V_c : força cortante
 M_c : momento fletor
 I : momento de inércia de área
 σ : tensão normal
 τ : tensão de cisalhamento
 Q : momento estático de área
 a_z : aceleração na direção z

1. Projeto Conceitual e Preliminar

A definição preliminar da configuração da aeronave foi escolhida observando os seguintes aspectos qualitativos:

- a) A missão da aeronave é a decolagem em curta distância com elevada carga útil;
- b) Para atender os requisitos da missão, deseja-se uma aeronave com elevado valor de coeficiente de sustentação máxima;
- c) Elevados valores de coeficiente de sustentação, implicará em elevados valores de coeficiente de arrasto induzido. Então, no momento da decolagem, o arrasto induzido representará uma grande parcela do arrasto total da aeronave;
- d) A redução do arrasto induzido da asa, representará um ganho significativo na eficiência aerodinâmica da aeronave. Para isso, deseja-se uma asa com elevada razão de aspecto e com geometria que reduza o arrasto induzido;
- e) Asas com elevada razão de aspecto terão elevados momentos fletores na raiz e, conseqüentemente, terão longarinas mais espessas e mais pesadas;
- f) Como a eficiência aerodinâmica do aerofólio aumenta à medida que se aumenta o número de Reynolds do escoamento, é importante que a corda do aerofólio não seja muito pequena;
- g) Aeronaves do tipo monoplane apresentam maior facilidade de construção que aeronaves do tipo biplano;
- h) Existe a restrição dimensional do regulamento da competição que deve ser obedecida;
- i) Configurações do tipo “asa alta”, apresentam boa estabilidade lateral assim como boa integração asa-fuselagem do ponto de vista aerodinâmico;
- j) Hélices com grande diâmetro e que apresentam pequena diferença de pressão entre os planos anterior e posterior ao plano da hélice, possuem maior eficiência [1]. Para pequenas velocidades perpendiculares ao plano da hélice (durante a decolagem), o passo da hélice deve ser pequeno de tal forma que o escoamento resultante encontre o perfil da hélice com ângulo de ataque ótimo;

- k) A configuração que apresenta estabilizador horizontal em posição anterior à asa (“canard”), por questão de estabilidade estática deverá apresentar o ângulo de ataque do estabilizador horizontal maior que o ângulo de ataque da asa. Como consequência, o estabilizador estolará antes que a asa atinja seu ângulo de ataque de estol e, dessa forma, a asa não atingirá o coeficiente de sustentação máxima. A configuração do tipo “canard” também apresenta sérias dificuldades com relação à estabilidade longitudinal;
- l) A fuselagem deverá conter o compartimento de carga, assim como fixar a asa, o motor e os estabilizadores horizontal e vertical em posições pré-determinadas. É importante minimizar a “área molhada” da fuselagem e evitar variações abruptas das seções transversais (cavernas) ao longo da fuselagem para evitar descolamento de camada limite.

Com base nesses aspectos qualitativos, definiram-se as seguintes características principais para a aeronave projetada:

- Aeronave do tipo monoplano;
- Aeronave do tipo asa alta;
- Aeronave com estabilizador horizontal na posição posterior à asa;
- Asa com alta razão de aspecto e geometria que reduza o arrasto induzido;
- Cordas da asa não muito pequenas (para garantir altos números de Reynolds);
- Tamanho dos estabilizadores horizontal e vertical o menor possível e que ao mesmo tempo garanta estabilidade e controlabilidade, pois dessa forma resta maior dimensão para a asa conforme o regulamento da competição. Deflexão total do estabilizador horizontal, ao invés de deflexão de profundor (garante controle de arfagem com menor área);
- Tamanho da fuselagem o menor possível e que contenha o compartimento de cargas, componentes diversos, garanta a estabilidade longitudinal (braço entre asa e estabilizador horizontal) e garanta a correta distribuição de massas para o posicionamento do centro de gravidade.

2. Esforços Atuantes na Estrutura da Aeronave

Para garantir que uma aeronave tenha rigidez suficiente para suportar todas as possibilidades de esforços atuantes durante o voo e o pouso, é necessário identificar todas as forças e momentos externos que atuam na mesma:

- a) Força peso: é uma força de campo que atua no centro de massa da aeronave. A determinação do centro de massa é muito importante para o cálculo da estabilidade. O valor da força peso está relacionado com o dimensionamento das estruturas da aeronave. A previsão teórica das massas dos diversos componentes da aeronave assim como a determinação do centro de massa serão abordados no item de cálculo de estabilidade longitudinal;
- b) Forças de inércia: são as forças que atuam nas massas de um sistema não-inercial. No item de cálculo estrutural será definido o conceito de fator de carga e este determinado para as diversas condições de operação da aeronave (manobras e rajadas);
- c) Forças aerodinâmicas (força de sustentação, força de arrasto e força transversal): são as forças provocadas pela distribuição de pressão e de tensão de cisalhamento na superfície da aeronave. Serão tratadas com maiores detalhes nos itens de cálculo aerodinâmico e cálculo estrutural;
- d) Força de tração da hélice: é a força provocada pelo conjunto motor-hélice da aeronave. Será tratada com maiores detalhes no item de cálculo de desempenho;
- e) Momento do motor: é o torque provocado pelo conjunto motor-hélice da aeronave;
- f) Reações do solo: São as forças de reação que o solo faz sobre a aeronave durante taxiaamentos, pousos e decolagens. Serão tratadas com maiores detalhes no item de cálculo estrutural.

3. Metodologia de Cálculo e Resultados

3.1. Cálculos Aerodinâmicos

Tendo definido a missão da aeronave a ser projetada e a geometria preliminar no item 1, o próximo passo foi dimensionar a asa para satisfazer determinadas características aerodinâmicas. A asa deverá

ter um elevado valor de coeficiente de sustentação máxima assim como um baixo valor de arrasto induzido e de arrasto de forma. O primeiro passo, é a escolha adequada do perfil da asa (aerofólio) que permita que a mesma tenha as características aerodinâmicas desejadas. Para isso, foi feita uma extensa comparação entre aerofólios diversos. Dados experimentais [2] e [3] das principais características dos aerofólios foram analisadas e chegou-se a cinco aerofólios com as características desejáveis (elevado coeficiente de sustentação máxima e pequeno arrasto):

- Wortmann FX74m
- Eppler 423
- Selig 1210
- Selig 1223
- Selig 1223 com Gurney flap

Entre esses aerofólios, foi feita uma comparação das principais características aerodinâmicas. O número de Reynolds do escoamento estimado para decolagem é em torno de 250000 (varia de acordo com a corda, ou seja, ao longo da envergadura). O gráfico abaixo mostra as curvas do coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque (dados experimentais) para os cinco aerofólios:

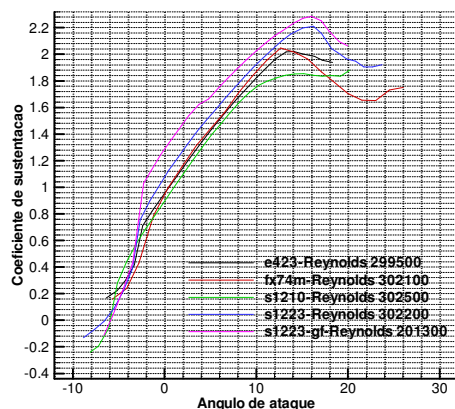


Figura 1 - Coeficiente de sustentação

Do gráfico acima, percebe-se que o aerofólio que apresenta maior coeficiente de sustentação máxima é o Selig 1223 com Gurney flap. Percebe-se também que os aerofólios Eppler 423 e Selig 1210 apresentam características de estol suave (desejável para melhor controle). O gráfico abaixo mostra as curvas de coeficiente de arrasto versus ângulo de ataque (dados experimentais) para os cinco aerofólios:

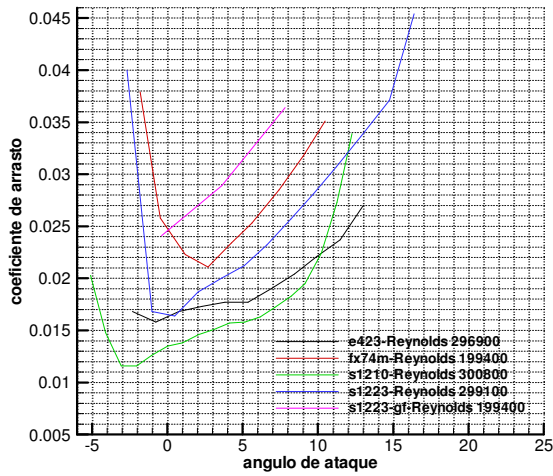


Figura 2 - Coeficiente de arrasto

De acordo com o gráfico acima, o perfil Selig 1223 com Gurney Flap apresenta os maiores valores de coeficiente de arrasto enquanto que os perfis Selig 1210 e Eppler 423 apresentam os menores valores de coeficiente de arrasto. O gráfico abaixo mostra as curvas da razão entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto versus o ângulo de ataque (dados experimentais) para os cinco aerofólios:

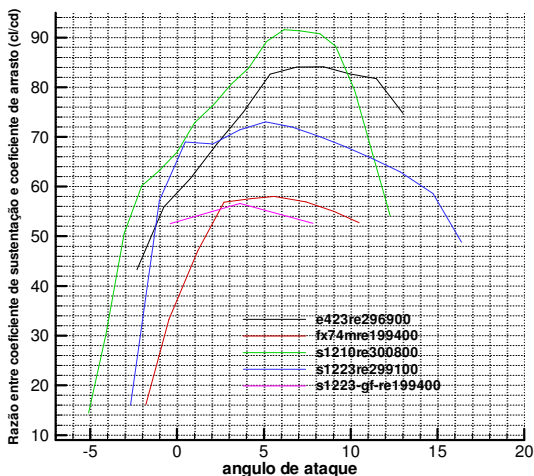


Figura 3 - razão entre coeficientes de sustentação e arrasto

Do gráfico acima, podemos observar que os aerofólios Selig 1210 e Eppler 423 apresentam as melhores relações entre coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto, ou seja, são as melhores opções de escolha. A figura abaixo mostra a geometria dos aerofólios em questão:

Eppler 423



Selig 1210



Figura 4 - perfis

Comparando as geometrias dos aerofólios, podemos perceber que o aerofólio Eppler 423 apresenta um bordo de fuga mais espesso que o aerofólio Selig 1210 e, por isso, o Eppler 423 será adotado por ser uma solução mais adequada quanto ao aspecto de construção da aeronave.

Tendo definido o perfil da asa (Eppler 423), o próximo passo foi definir a forma em planta da mesma, assim como possíveis diedros e torções geométricas. Um dos objetivos principais, ao dimensionar a asa, é reduzir ao máximo o arrasto induzido. Para isso, é necessário determinar uma distribuição de sustentação ao longo da envergadura (ou circulação ao longo da envergadura) de forma a otimizar a esteira de vorticidade que é formada ao longo do bordo de fuga. Sabe-se [13] e [14] que uma distribuição elíptica de cordas ao longo da envergadura fornece um arrasto mínimo (“ e ” igual a 1) para uma asa sem diedro e sem enflechamento (apenas com afilamento). Porém, a asa elíptica quanto ao aspecto de construção, é extremamente complicada. Para asas não-planares (com diedro ou com winglet) otimizadas [14], consegue-se valores de eficiência aerodinâmica “ e ” maiores que 1. Pesquisas [5] mostraram que para asas com a ponta em forma de “C”, obtém-se valores de eficiência aerodinâmica “ e ” maior que 1. Essa última opção foi adotada no projeto aerodinâmico da asa. Para otimizar a distribuição de sustentação, foram permitidas mudanças de corda e enflechamento ao longo da envergadura da asa. Torção geométrica ao longo da envergadura foi adotada como solução apenas na ponta da asa, pois funciona bem somente para o ângulo de ataque para o qual a asa foi otimizada. Para isso utilizou-se o software idragin. Como ferramenta de análise, utilizou-se o método dos painéis tridimensional com esteira da asa relaxada e a teoria da linha de sustentação [6], [7] e [8]. Os métodos de camada-limite [15] de Kármán-Pohlhausen (laminar) e de Head (turbulento) foram usados juntamente com o método dos painéis para levar em conta os efeitos

viscosos do escoamento (arrasto devido às tensões de cisalhamento na superfície). Para previsão do coeficiente de sustentação máxima adotou-se, para o caso da teoria da linha de sustentação, uma comparação entre o coeficiente de sustentação local (numa seção da envergadura) e o coeficiente de sustentação máximo bidimensional experimental. Caso o valor calculado for maior que o coeficiente de sustentação máximo experimental, então admite-se que haverá separação de camada limite naquela seção da envergadura. Para o caso do método dos painéis tridimensional, a previsão do coeficiente de sustentação máxima é realizada usando a regra da diferença de pressão [4].

Diversas formas em planta de asa foram analisadas utilizando o método dos painéis tridimensional e, para isso, observamos os seguintes aspectos gerais:

- Foram respeitados os limites dimensionais estabelecidos pela regra da competição;
- Para cada geometria de asa analisada, depois de encontrar os coeficientes aerodinâmicos, foi feito um cálculo preliminar de estabilidade longitudinal para garantir dimensão suficiente de envergadura do estabilizador horizontal para a estabilidade longitudinal da asa com ângulo de ataque de sustentação máxima. Esse processo iterativo permitiu chegar a uma envergadura de asa máxima (grande razão de aspecto), com controle do movimento de arfagem e respeitando os limites dimensionais da competição;
- Para cada geometria de asa analisada, depois de encontrar os coeficientes aerodinâmicos, foram feitos cálculos preliminares de desempenho na decolagem com o objetivo de verificar se, para aquela geometria de asa e peso total de decolagem, a aeronave atinge a velocidade mínima de decolagem.

Para cada geometria, observaram-se também as seguintes características a serem otimizadas:

- Arrasto induzido;
- Coeficiente de sustentação máximo;
- Posição ao longo da envergadura onde se inicia o descolamento de camada limite durante o fenômeno de estol. É importante que o descolamento de camada limite se inicie próximo à raiz da asa e nunca se inicie na região das pontas da asa, pois se isso ocorrer, acontecerá perda de comando de rolagem (dos ailerons) na iminência do estol.

Após o teste de várias geometrias seguindo as observações descritas anteriormente, chegou-se a seguinte geometria de asa:

- Envergadura total igual a 3,0m
- Corda média geométrica igual a 0,35m
- Área da asa igual a 1,05m²
- Asa sem diedro (com exceção da ponta em “C”), sem torção aerodinâmica e geométrica (com exceção da ponta em “C”), com afilamento igual a 0,55 e com a ponta em forma de “C”
- Perfil da asa: Eppler 423

A asa foi otimizada para a decolagem. Considerou-se que a decolagem ocorrerá a uma velocidade 20% maior que a velocidade de estol da asa. O ângulo de sustentação máxima prevista pelo código computacional é igual a 13 graus. Para esse ângulo determinaram-se numericamente os seguintes coeficientes aerodinâmicos e características da asa, considerando uma corda de referência igual a 0,35m e uma área de referência igual a 1,05m²:

- Coeficiente de sustentação máxima $C_{Lmáx} = 1,61$
- Coeficiente de arrasto induzido $C_{Di} = 0,10039$
- Coeficiente de arrasto de forma (fricção + pressão) $C_D = 0,02304$
- A curva abaixo mostra o passeio do centro de pressão na raiz da asa em função do ângulo de ataque (determinado numericamente pelo método dos painéis 3D):

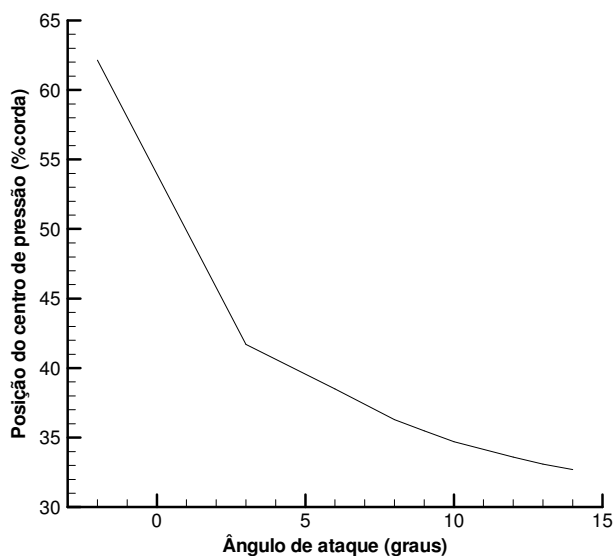


Figura 6 - Passeio do centro de pressão da asa

- Centro aerodinâmico a 24,4% da corda (na raiz da asa)
- Coeficiente de momento de arfagem em relação ao centro aerodinâmico igual a -0,2273

O gráfico abaixo mostra a distribuição de sustentação ao longo da envergadura, para ângulo igual a 13 graus, prevista numericamente pelo método dos painéis tridimensional:

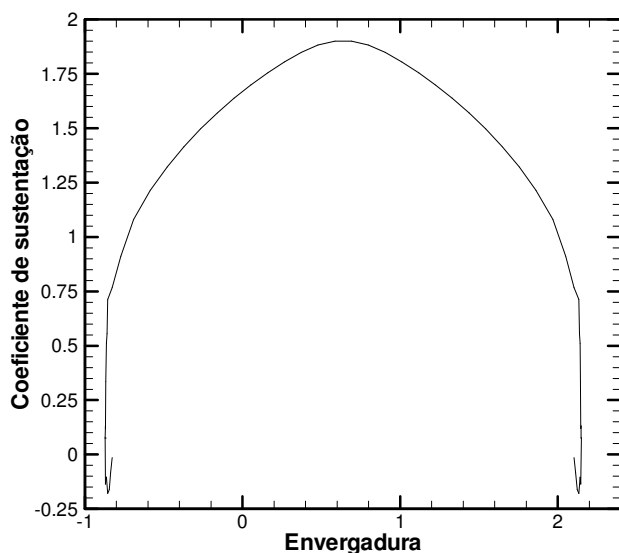


Figura 7 - Coeficiente de sustentação ao longo da envergadura

A pequena diferença existente entre as previsões dos dois métodos em questão se deve ao fato de que a teoria da linha de sustentação não considera a ponta da asa com geometria em “C” e trata a esteira de vorticidade emitida no bordo de fuga, como sendo reta e plana, enquanto que o método dos painéis tridimensional representa a esteira convectada de acordo com a velocidade local (esteira relaxada). Houve uma preocupação no projeto da asa, para garantir que no estol, o descolamento da camada limite comece na raiz da asa e se propague para a raiz. Essa condição garante controle dos ailerons até próximo do estol, assim como estabilidade lateral. O gráfico abaixo mostra a distribuição do arrasto induzido ao longo da envergadura para ângulo de ataque da asa igual a 13 graus. Esse é um resultado numérico do Método dos Painéis tridimensional:

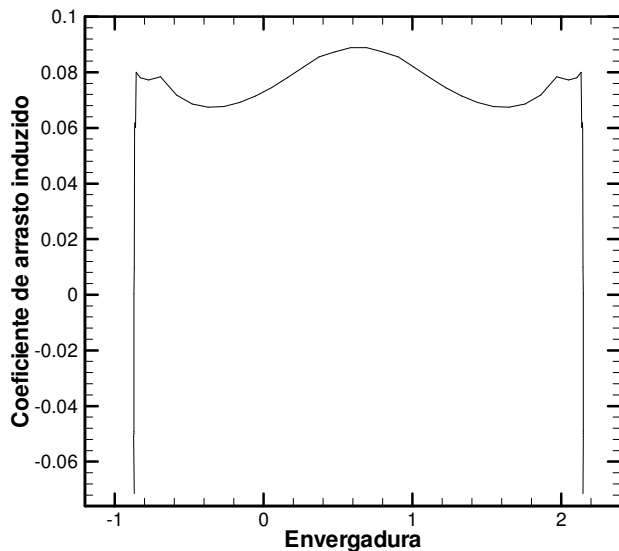


Figura 8 - Coeficiente de arrasto induzido ao longo da envergadura

O gráfico mostra a previsão de valores negativos de arrasto induzido (tração) nas pontas em “C” da asa. Esse é um dos motivos da escolha dessa geometria para as pontas da asa [5]. Para o projeto aerodinâmico dos estabilizadores horizontal e vertical, definiu-se que o perfil será o Nasa/Langley LS(1)-0013, porém com sua espessura reduzida para 10% da corda. Escolheu-se esse perfil por dois motivos principais:

- Perfil simétrico que permite gerar sustentação positiva e negativa para o caso do controle de arfagem
- Perfil que apresenta um elevado coeficiente de sustentação máxima

A geometria e tamanho dos estabilizadores foram definidos por meio do cálculo de estabilidade e controle e pelas limitações dimensionais da competição. Vale ressaltar, que ambos os estabilizadores defletem totalmente (não tem profundor nem leme).

3.2. Cálculos de Desempenho

Os procedimentos teóricos aqui descritos são semelhantes ao trabalho de [9]. Seja uma aeronave durante a decolagem, conforme a figura abaixo. As seguintes forças atuam no avião:

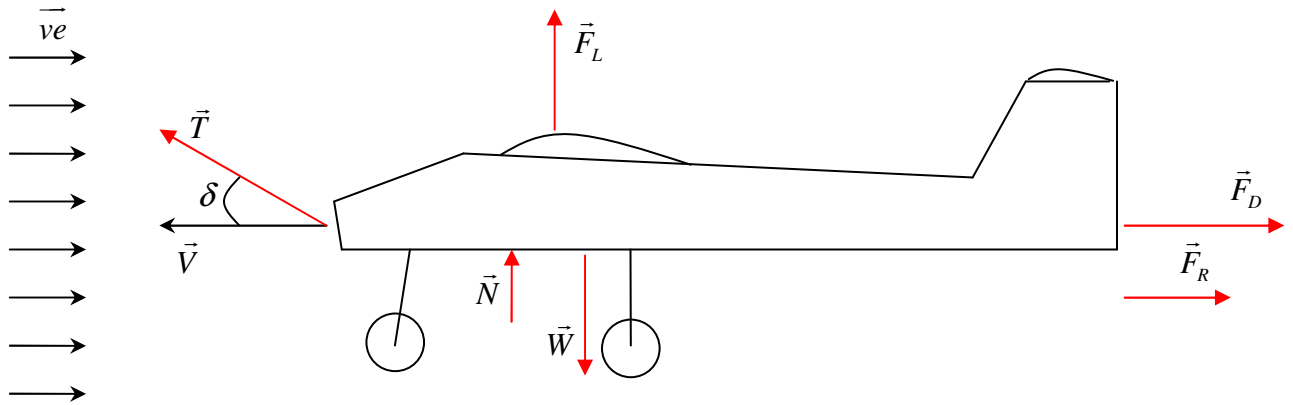


Figura 9 – Forças que atuam na aeronave

Da segunda lei de Newton, para a direção do escoamento, temos que:

$$\sum \vec{F}_x = \vec{T} \cos \delta - \vec{F}_D - \vec{F}_R = ma_x \quad (1)$$

A força de atrito de rolamento \vec{F}_R é dada por:

$$\vec{F}_R = \mu_R \vec{N} \quad (2)$$

onde \vec{N} é a força normal igual a:

$$\vec{N} = \vec{W} - \vec{F}_L - \vec{T} \text{sen} \delta \quad (3)$$

A equação (2) pode ser escrita como:

$$\vec{F}_R = \mu_R (\vec{W} - \vec{F}_L - \vec{T} \text{sen} \delta) \quad (4)$$

E como $m = \vec{W}/\vec{g}$ e $\vec{a} = d\vec{V}/dt$ então a equação (1) é a seguinte equação diferencial:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T \cos \delta - F_D - \mu_R (W - F_L - T \text{sen} \delta)}{W/g} \quad (5)$$

Sabe-se que a força de tração da hélice varia em função da velocidade que o escoamento encontra a aeronave. Levando em consideração esse efeito e o efeito de um vento de proa ou de cauda (condição atmosférica local), podemos representar a força de tração da hélice como uma função polinomial de segundo grau:

$$T = T_0 + T_1(V + ve) + T_2(V + ve)^2 \quad (6)$$

Sabe-se também que:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho S C_D (V + ve)^2 \quad (7)$$

$$F_L = \frac{1}{2} \rho S C_L (V + ve)^2 \quad (8)$$

Substituindo as equações (6), (7) e (8) na equação (5), encontra-se:

$$\frac{dV}{dt} = AV^2 + BV + C \quad (9)$$

onde:

$$\begin{aligned} A &= \frac{g}{W} \left[T_2 (\cos \delta + \mu_R \operatorname{sen} \delta) - (C_D - \mu_R C_L) \frac{\rho S}{2} \right] \\ B &= \frac{g}{W} \left[(\cos \delta + \mu_R \operatorname{sen} \delta) (T_1 + 2T_2 ve) - (C_D - \mu_R C_L) \rho S ve \right] \\ C &= \frac{g}{W} \left[(\cos \delta + \mu_R \operatorname{sen} \delta) (T_0 + T_1 ve + T_2 ve^2) - \mu_R W - \frac{\rho S ve^2}{2} (C_D - \mu_R C_L) \right] \end{aligned} \quad (10)$$

Das equações (9) e (10) e sabendo que $\frac{dt}{dX} = \frac{1}{V}$, obtemos as seguintes equações integrais:

$$\int_{t_a}^{t_b} dt = \int_{V_a}^{V_b} \frac{dV}{AV^2 + BV + C} \quad (11)$$

$$\int_{X_a}^{X_b} dX = \int_{V_a}^{V_b} \frac{V dV}{AV^2 + BV + C} \quad (12)$$

As equações (11) e (12) tem solução analítica [9]. Foi elaborado um código computacional escrito na linguagem FORTRAN para obtenção da solução das equações (11) e (12). Os resultados dessas equações forneceram a solução para o tempo gasto para decolagem e a distância percorrida de decolagem. Para isso foi fornecido valores encontrados pelo cálculo aerodinâmico (C_{Lro} , C_{Dro} , C_{Lmax} , C_{Dmax} , T_0 , T_1 , T_2 , S), valores das condições ambientais na pista de decolagem (ρ , ve , g) e valores definidos durante o projeto (δ , μ_R , W). Sabe-se que uma aeronave do tipo convencional, operando em situações normais, gera uma força de sustentação maior que a força de arrasto. Por esse motivo, pode-se concluir que é melhor utilizar toda a tração fornecida pelo conjunto motor-hélice para vencer a força de arrasto do que para gerar sustentação. Então, adotou-se o valor do ângulo δ igual a zero. Sabe-se que o coeficiente de sustentação máxima da aeronave está intimamente ligado à velocidade de estol e, conseqüentemente, à velocidade de decolagem. Adotou-se no projeto, que a velocidade de decolagem será 20% a mais que a velocidade de estol. Para o cálculo da velocidade de

estol utilizou-se a condição de que no instante em que ocorre esse fenômeno, a força peso é igual à força de sustentação da aeronave e a velocidade do escoamento é igual à velocidade da aeronave mais a velocidade do vento. Colocando essas informações na definição de coeficiente de sustentação temos:

$$C_{L_{\max}} = \frac{W - T_0 \operatorname{sen} \delta}{1/2 \rho S (V_{\text{estol}} + ve)^2} \quad (13)$$

$$V_{\text{estol}}^2 + 2veV_{\text{estol}} + ve^2 - \frac{W - T_0 \operatorname{sen} \delta}{1/2 \rho S C_{L_{\max}}} = 0 \quad (14)$$

A equação (14) é uma equação polinomial de segundo grau. Sua solução fornece o valor da velocidade de estol. Existem duas raízes para essa equação, porém uma não tem significado físico. O valor da velocidade de estol é igual a:

$$V_{\text{estol}} = \frac{-2ve + \sqrt{8W - 8T_0 \operatorname{sen} \delta}}{2 \rho S C_{L_{\max}}} \quad (15)$$

Para o caso da aeronave projetada, temos os seguintes parâmetros:

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2 \quad \rho = 1,2 \text{ Kg/m}^3$$

$$W = 129 \text{ N} \quad S = 1,05 \text{ m}^2$$

$$T_0 = 27 \text{ N} \quad ve = 0,0 \text{ m/s}$$

$$T_1 = T_2 = 0 \quad C_{L_{\text{row}}} = 0,3$$

$$\delta = 0,0^\circ \quad C_{D_{\text{row}}} = 0,07$$

$$\mu_R = 0,025 \quad C_{L_{\max}} = 1,61$$

$$C_{D_{\max}} = 0,17939$$

Para esses parâmetros, a distância de decolagem é igual a $60,8 \text{ m}$ e o tempo gasto para decolagem é igual a $8,4$ segundos. A velocidade de estol é igual a $11,28 \text{ m/s}$ e a velocidade mínima de decolagem (considerando 20% a mais que a velocidade de estol) é igual a $13,53 \text{ m/s}$. Portanto, o peso total de decolagem (avião + carga útil), para uma distância de 61 m é $13,15 \text{ Kgf}$ (129 N). Para determinação do valor da tração da hélice, foi feito um ensaio estático do conjunto hélice-motor. As hélices que

apresentaram maiores valores de tração foram as do tipo 13"x 4" e 14"x 4". Porém sabe-se que o escoamento que chega na pá da hélice é uma composição entre a velocidade da aeronave e a velocidade devido à rotação da hélice que é variável ao longo do raio da pá. O ideal seria um ensaio dentro de um túnel de vento com um escoamento uniforme com velocidade igual à velocidade da aeronave. Como a equipe não tem acesso a um túnel de vento, foram feitos ensaios em vôo com diferentes tipos de hélice. Percebeu-se que para dias com pouco vento as hélices com menor passo (13"x 4" e 14"x 4") tinham mais eficiência enquanto que para dias com vento forte, as hélices com maior passo (12"x 6" e 13"x 5") funcionam melhor. Foram realizadas simulações de performance de decolagem para distância de 30,5m e encontrou-se que o peso total de decolagem (avião + carga útil) para essa distância é igual a 9,78Kgf (96N).

3.3. Cálculo de Estabilidade e Controle

Estabilidade longitudinal:

Sabe-se que a estabilidade estática é uma condição necessária mas não suficiente para estabilidade da aeronave. Já a estabilidade dinâmica é uma condição necessária e suficiente para a estabilidade da aeronave. O projeto se restringiu à análise de estabilidade estática da aeronave. Características dinâmicas foram analisadas em ensaios de vôo do protótipo. Para que uma aeronave seja estaticamente estável, é necessário que a derivada do momento (em relação ao centro de massa) em função do ângulo de ataque seja negativa, e que o momento em relação ao centro de massa, para o ângulo de sustentação nula, seja positivo. Considere a seguinte configuração mostrada abaixo:

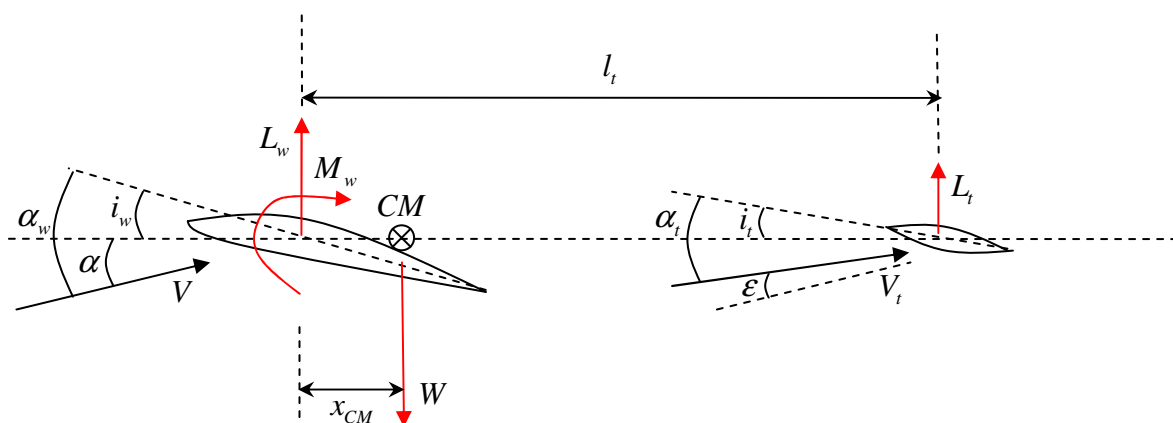


Figura 10 – Parâmetros de estabilidade e controle

A asa e o estabilizador horizontal são posicionados com ângulo de incidência i_w e i_t , respectivamente, em relação à linha de sustentação nula da aeronave. A distância entre o centro aerodinâmico da asa e o centro aerodinâmico do estabilizador horizontal é representado por l_t , e a distância entre o centro aerodinâmico da asa e o centro de massa da aeronave é denotado por x_{CM} . A aeronave voa a um ângulo α e então a asa encontra o escoamento com um ângulo α_w . A asa produz uma esteira de vorticidade ao longo do bordo de fuga, que induz um escoamento para baixo, defletindo o escoamento de um ângulo de “downwash” ε . Da figura, pode-se deduzir que:

$$\alpha_t = \alpha_w - \varepsilon + i_t - i_w \quad (16)$$

O ângulo de “downwash” é proporcional à sustentação gerada e então proporcional ao ângulo α_w :

$$\varepsilon = \varepsilon_\alpha \alpha_w \quad (17)$$

O ângulo de “downwash” é encontrado para asa a partir do método dos painéis tridimensional [9] e [11] e/ou a partir da teoria da linha de sustentação. Substituindo a equação (17) na equação (16) temos:

$$\alpha_t = (1 - \varepsilon_\alpha) \alpha_w + i_t - i_w \quad (18)$$

Se considerarmos que a força de sustentação do estabilizador horizontal L_t é muito menor que a força de sustentação da asa L_w , a condição de equilíbrio de forças na direção da força peso, para uma determinada geometria de asa (a_w , S_w) e velocidade (V), determina o ângulo de ataque da asa α_w e também o ângulo de ataque da aeronave, já que $\alpha = \alpha_w - i_w$:

$$C_{Lw} = a_w \alpha_w = \frac{W}{1/2 \rho V^2 S_w} \quad (19)$$

Para condição de equilíbrio de momento, o cálculo foi feito em relação ao centro de massa. Foram feitas algumas aproximações sem perda considerável de precisão nos resultados. Assumimos que os momentos em relação ao centro de massa devido à força de tração e à força de arrasto é muito menor que o momento em relação ao centro de massa devido às forças de sustentação e então desprezamos esses momentos. Existem duas justificativas para essa hipótese. A primeira é que as forças de tração e de arrasto são menores do que as forças de sustentação. A outra justificativa é que as linhas de ação

das forças de arrasto e de tração são muito próximas do centro de massa, produzindo então momentos muito pequenos. Desprezamos também o momento do estabilizador horizontal em relação ao seu centro aerodinâmico que é muito pequeno quando comparado com os outros momentos. Com essas simplificações temos que:

$$M_{CM} = x_{CM}L_w + M_w - (l_t - x_{CM})L_t = 0 \quad (20)$$

Dividindo a equação (20) por $1/2 \rho V^2 S_w c$:

$$C_{MCM} = \frac{x_{CM}}{c} C_{Lw} + C_{Mw} - \frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t - x_{CM}}{c} \right) C_{Lt} = 0 \quad (21)$$

Como $C_{Lw} = a_w \alpha_w$ e $C_{Lt} = a_t (\alpha_w (1 - \varepsilon_\alpha) + i_t - i_w)$, então:

$$\frac{C_{MCM}}{a_w} = \left[\frac{x_{CM}}{c} - \frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t - x_{CM}}{c} \right) \frac{a_t}{a_w} (1 - \varepsilon_\alpha) \right] \alpha_w + \frac{C_{Mw}}{a_w} + \frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t - x_{CM}}{c} \right) \frac{a_t}{a_w} (i_w - i_t) = 0 \quad (22)$$

A equação (22) determina o ângulo $i_w - i_t$. Após esse cálculo, a equação (16) fornecerá o valor de α_t e então o valor de L_t será encontrado. Para garantir a estabilidade estática, a condição de que

$\partial C_{MCM} / \partial \alpha = \partial C_{MCM} / \partial \alpha_w < 0$ deve ser satisfeita. Usando a equação (22) temos:

$$\frac{x_{CM}}{c} - \frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t - x_{CM}}{c} \right) \frac{a_t}{a_w} (1 - \varepsilon_\alpha) < 0 \quad (23)$$

O centro aerodinâmico da aeronave, também conhecido como ponto neutro, é definido como o ponto ao longo da corda da asa que não varia o coeficiente de momento em função do ângulo de ataque. Pela análise da equação (22), deduz-se que a única forma do coeficiente de momento ser constante com a variação do ângulo de ataque, é fazendo com que o termo entre colchetes seja nulo. Logo quando a posição do centro de massa da aeronave for:

$$\frac{x_{CM}}{c} = \frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t - x_{CM}}{c} \right) \frac{a_t}{a_w} (1 - \varepsilon_\alpha) \quad (24)$$

então não haverá variação do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque e diz-se que o centro de massa coincide com o centro aerodinâmico ou ponto neutro da aeronave. Portanto, o ponto neutro da aeronave ao longo da corda é dado por:

$$\frac{x_{PN}}{c} = \frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t - x_{CM}}{c} \right) \frac{a_t}{a_w} (1 - \varepsilon_\alpha) \quad (25)$$

Então, de acordo com a eq. (23), para uma aeronave ser estaticamente estável é necessário que o centro de massa esteja à frente do ponto neutro. A distância entre o centro de massa e o ponto neutro é chamada de margem estática e está diretamente associada à estabilidade da aeronave. Para o caso da aeronave projetada temos os seguintes parâmetros:

$$\begin{aligned} S_w &= 1,05m^2 & c &= 0,35m \\ S_t &= 0,16m^2 & l_t &= 1,0896m \\ m &= 8,0Kg & \varepsilon_\alpha &= 0,2 \\ a_w &= 4,6rad^{-1} & C_{Mw} &= -0,2888 \\ a_t &= 3,6rad^{-1} & \rho &= 1,2 Kg/m^3 \\ V &= 10,55m/s & x_{CM} &= 0,0245m \end{aligned}$$

O projeto prevê uma massa total máxima da aeronave em torno de 13Kg. A aeronave deverá voar vazia e também totalmente carregada. Os parâmetros de estabilidade (α_w e $i_w - i_t$) independem da massa considerada (que está associada a velocidade mínima de decolagem). Para efeito de cálculo, usou-se uma massa igual a 8,0Kg e sua correspondente velocidade mínima de decolagem (10,55m/s) determinada pelo cálculo de desempenho. Definiu-se que o centro de massa da aeronave estará posicionado a 18% da corda da raiz. Para determinação do ângulo de ataque da asa em vôo, utilizou-se a eq. (19):

$$\alpha_w = \frac{8,0 \cdot 9,81}{4,6 \cdot 0,5 \cdot 1,2 \cdot (10,55)^2 \cdot 1,05} = 0,2433rad = 13,9^\circ$$

O ponto neutro é encontrado a partir da eq.(25):

$$x_{PN} / c = \frac{0,16}{1,05} \frac{(1,0896 - 0,0245)}{0,35} \frac{3,6}{4,6} (1 - 0,2) = 0,29$$

O centro aerodinâmico da asa, está localizado a 24,4% da corda do aerofólio na raiz da asa (calculado pelo método dos painéis). O ponto neutro está a 29% do centro de massa do aeromodelo. Essa

distância é conhecida como margem estática e garante a estabilidade estática do aeromodelo. Da eq.(22), podemos determinar o valor de $i_w - i_t$ que é igual a $0,3207\text{rad} = 18,4^\circ$. Deve-se lembrar que os ângulos α_w , α_t , i_w e i_t são medidos a partir do ângulo de sustentação nula. Definiu-se que, para massa da aeronave igual a 8,0Kg, o ângulo α será nulo. Então para essa condição, $\alpha_w = i_w = 13,9^\circ$ e $i_t = -4,5^\circ$. Da eq.(18), temos que o ângulo α_t é igual a $-7,28^\circ$. O ângulo de sustentação nula do estabilizador horizontal é igual a zero, pois o perfil utilizado é simétrico. Logo o estabilizador será montado na fuselagem com um ângulo de $-4,5^\circ$ em relação à linha de corda do aerofólio. O ângulo de sustentação nula da asa é igual a $-10,5^\circ$ (determinado pelo método dos painéis tridimensional), pois o perfil utilizado é altamente assimétrico. Logo a asa será montada na fuselagem com um ângulo de $3,4^\circ$ em relação à linha de corda do aerofólio. A estabilidade longitudinal estática da aeronave é garantida observando que $\frac{X_{CM} - X_{PN}}{c} = -0,29 < 0$. O gráfico do coeficiente de momento em relação ao centro de massa versus o ângulo de ataque α_w é mostrado abaixo:

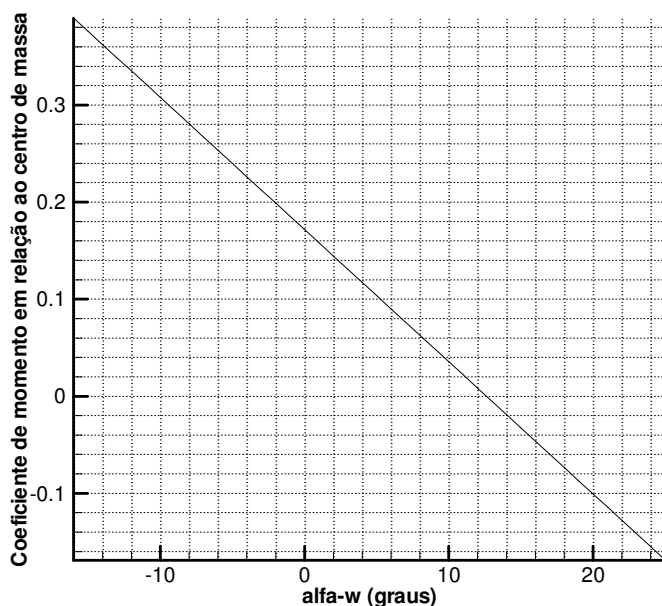


Figura 11 – Coeficiente de momento versus ângulo de ataque

Foi definido, como citado anteriormente, que o centro de massa da aeronave estará localizado a 18% da corda na raiz da asa. Para que isso aconteça sem que haja adição de massa após a construção da aeronave, foi necessário fazer uma estimativa das massas dos componentes da aeronave, assim como a correta distribuição dos mesmos ao longo da fuselagem. Para estimativa das massas, foram feitas

medições de densidade e de massa de diversos componentes e materiais utilizados para confecção da aeronave. A tabela abaixo relaciona os dados medidos:

chapa de balsa 3/32"	densidade média igual a 134.47kg/m3
chapa de balsa 1/32"	densidade média igual a 307.27Kg/m3
Vareta quadrada dura 5/32"	densidade média igual a 520,73Kg/m3
Vareta redonda dura 1/4"	densidade média igual a 690,95Kg/m3
Hélice APC 13"x4"	massa igual a 51 gramas
Tanque de 4oz vazio	massa igual a 37 gramas
vareta de freijó retangular 4mm x 10mm	densidade média igual a 600Kg/m3
monokote para entelagem	densidade média igual a 0,125 Kg/m2
compensado aeronáutico 1/32"	
Servo	massa igual a 38 gramas
Bateria	massa igual a 90 gramas
Receptor	massa igual a 9,5 gramas
chave liga-desliga	massa igual a 11 gramas
motor com abafador	massa igual a 708 gramas

Tabela 1 – Massas e densidades

Com base, nos materiais que serão utilizados para construção da aeronave, estimou-se o peso de cada um dos componentes da aeronave e determinou-se a posição dos mesmos (em relação ao nariz da aeronave) de forma que o centro de massa coincida com a posição de 30% da corda na raiz da asa:

Componente	massa	Distância em relação ao nariz da aeronave (em mm)
hélice e spinner	massa igual a 65 gramas	40
motor com abafador	massa igual a 708 gramas	100
2 servos	massa igual a 38 gramas	170
tanque cheio	massa igual a 220 gramas	220
Asa	massa igual a 1500 gramas	481
2 servos, receptor e bateria	massa igual a 176 gramas	850
estabilizador vertical	massa igual a 150 gramas	1500
estabilizador horizontal	massa igual a 150 gramas	1650

Tabela 2 – Distribuição das massas ao longo da fuselagem

Para determinação da posição do centro de gravidade (abscissa), utilizou-se a seguinte equação:

$$x_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^n W_i} \quad (26)$$

onde W_i é o peso de cada componente, x_i a posição do centro de gravidade de cada componente em relação ao sistema de referência e x_{cg} a posição do centro de gravidade da aeronave em relação ao sistema de referência. É importante ressaltar que o conjunto suporte de carga e cargas úteis serão posicionadas com o centro de massa do conjunto coincidindo com o centro de massa da aeronave (a

aproximadamente 18% da corda na raiz da asa). Percebe-se pela tabela acima que o tanque de combustível, que tem massa variável durante o voo, não coincide com o centro de massa da aeronave. Como consequência disso, haverá um passeio do centro de massa durante o voo. O gráfico abaixo mostra isso:

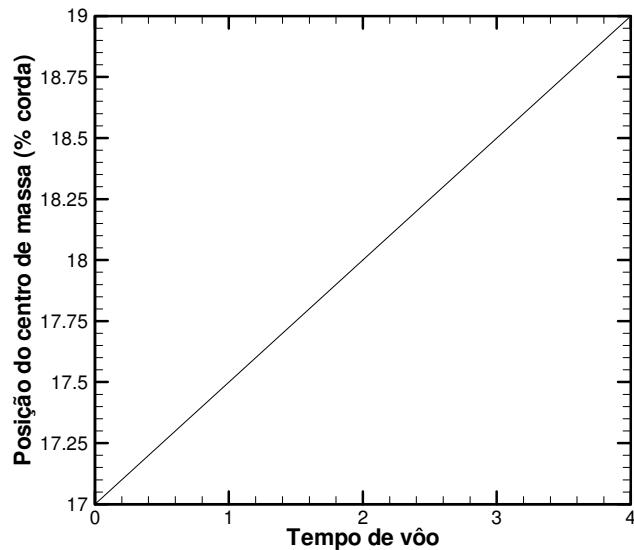


Figura 12 – Passeio do centro de massa

A posição do centro de massa se desloca para a parte posterior da aeronave durante o voo. Então a margem de estabilidade estática diminuirá de uma quantidade que não prejudicará a estabilidade longitudinal da aeronave, de acordo com os cálculos de estabilidade. O dimensionamento dos ailerons (controle de rolagem) foi feita com base no gráfico descrito em [10]. Os ailerons irão ocupar, no total, 40% da envergadura e sua corda será igual a 20% da corda local da asa. Com relação aos estabilizadores horizontal e vertical, os eixos de rotação dos mesmos estarão localizados na posição média do passeio do centro de pressão (25% da corda na raiz). Isso reduzirá o torque de controle.

3.4. Cálculo Estrutural

Para o dimensionamento da estrutura da aeronave, é necessário determinarmos as forças que atuam sobre a mesma. Então começaremos com as forças de inércia. Elas aparecem quando ocorrem acelerações da aeronave. Essas acelerações acontecem principalmente por dois fatores:

- Manobras impostas pelo piloto
- Rajadas de vento que ocasionam uma rápida mudança de ângulo de ataque

É importante ressaltar, que as acelerações podem variar de acordo com a controlabilidade e estabilidade da aeronave. Um sistema não-inercial, quando sofre a ação de forças externas, é acelerado. Esta aceleração, medida em relação a um sistema inercial, pode ser escrita de acordo com a segunda lei de Newton para cada eixo de coordenada, ou seja:

$$a_x = \frac{\sum F_{nx}}{m} \quad \text{e} \quad a_z + g = \frac{W + \sum F_{nz}}{m} \quad \text{ou} \quad a_z = \frac{F_{nz}}{m} \quad (27)$$

Portanto, define-se como fator de carga, a relação entre a aceleração da aeronave e a aceleração da gravidade:

$$n_x = \frac{a_x}{g} = \frac{1}{g} \frac{\sum F_{nx}}{m} = \frac{\sum F_{nx}}{W} \quad (28)$$

$$n_z = \frac{a_z}{g} = \frac{\sum F_{nz}}{W} \quad (29)$$

O diagrama V-n determina as condições de resistência que a aeronave deve ter para cada combinação de velocidade e fator de carga. Para construção do diagrama é usual adotar normas, tais como a norma JAR VLA (Joint Aviation Requirements – Very Light Airplanes). Entende-se que essas normas são elaboradas para homologação de aeronaves tripuladas, e por isso, são bastante conservadoras no que diz respeito à segurança. Como a aeronave projetada é não-tripulada e deseja-se aumentar a eficiência estrutural para melhor rendimento na competição, resolveu-se adotar parte da norma JAR VLA e também as regras da Bureau of Air Commerce [13] de forma menos conservadora. Iremos traçar o diagrama V-n para a condição de máxima carga (condição mais crítica do ponto de vista estrutural) e para condição de aumento de ângulo de ataque (carregamento positivo). Para essas condições, a velocidade de estol é igual a $11,28\text{m/s}$ conforme calculado anteriormente. A velocidade máxima em vôo nivelado é calculada, estimando-se o valor do coeficiente de arrasto para condição de máxima velocidade, e então considerando que para essa condição a força de arrasto é igual à tração da hélice:

$$V_L = \sqrt{\frac{T}{\frac{1}{2}\rho S C_D}} = \sqrt{\frac{27}{0,5 \cdot 1,2 \cdot 1,05 \cdot 0,17939}} = 15,4\text{m/s} \quad (30)$$

Para essa velocidade calculada e para o coeficiente de sustentação correspondente ao coeficiente de arrasto estimado (obtido da polar de arrasto), é conferido se a força de sustentação é maior, igual ou menor que a força peso. Se a força de sustentação for igual a força peso então o resultado da equação (30) é a velocidade máxima em vôo nivelado. Se a força de sustentação for diferente da força peso, encontra-se o ângulo de ataque em que a força de sustentação é igual a força peso (equação (19)) e então adota-se o coeficiente de arrasto correspondente a esse ângulo e calcula-se uma nova velocidade usando a equação (30). Para a nova velocidade e para o coeficiente de sustentação correspondente ao novo coeficiente de arrasto, determina-se a força de sustentação e compara-se com o valor da força peso. Se forem próximos, determinou-se o valor da velocidade máxima em vôo nivelado. Se forem diferentes repete-se o processo. Então calculando a força de sustentação:

$$F_L = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S = 1,61 \cdot 0,5 \cdot 1,2 \cdot (15,4)^2 \cdot 1,05 = 240,55 N$$

Logo a força de sustentação (240,55N) é maior que a força peso (130N). Então da eq. (19), temos:

$$\alpha_w = \frac{129}{4,6 \cdot 0,5 \cdot 1,2 \cdot (15,4)^2 \cdot 1,05} = 0,1877 rad = 10,7^\circ$$

Para esse ângulo calculado temos que o coeficiente de arrasto é igual a 0,15. Logo:

$$V_L = \sqrt{\frac{T}{\frac{1}{2} \rho S C_D}} = \sqrt{\frac{27}{0,5 \cdot 1,2 \cdot 1,05 \cdot 0,15}} = 16,9 m/s$$

Para o ângulo de $10,4^\circ$, o valor do coeficiente de sustentação é igual a $C_L = 1,25$ e $F_L = 226,2 N$.

Como o valor da força de sustentação é maior que a força peso, então $\alpha_w = 8,3^\circ$. Repetindo-se o processo mais algumas vezes, temos que a velocidade máxima em vôo nivelado para a aeronave projetada é igual a $V_L = 23,2 m/s$, a um ângulo de ataque da asa de -4° , com coeficiente de arrasto igual a $C_D = 0,06$ e coeficiente de sustentação igual a $C_L = 0,40$. O cálculo da velocidade a nunca exceder V_g , foi feito de acordo com [10]:

$$V_g = V_L + K_g (V_m - V_L) \quad (31)$$

onde: V_m é a velocidade máxima teórica de mergulho da aeronave sem tração da hélice

$$K_g = 0,08 + \frac{1850}{W + 3000} = 0,08 + \frac{1850}{29,22 + 3000} = 0,69 \quad (32)$$

W é a força peso da aeronave em libra-força

O cálculo de V_m é feito considerando que a força peso da aeronave é igual à força de arrasto da mesma e que o coeficiente de arrasto é o mínimo possível (sustentação nula – sem arrasto induzido).

Então:

$$V_m = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho S C_{D_{\min}}}} = \sqrt{\frac{129}{0,5 \cdot 1,2 \cdot 1,05 \cdot 0,06}} = 58,4 \text{ m/s} \quad (33)$$

Substituindo as eqs. (33) e (32) na eq. (31) temos:

$$V_g = 22,41 + 0,69(58,4 - 22,41) = 47,2 \text{ m/s}$$

A equação (31) fornece um valor de velocidade a nunca exceder muito grande, pois de acordo com [10], se V_g calculado for maior que $1,5V_L$ então $V_g = 1,5V_L$. Com o intuito de reduzir peso da estrutura, definiu-se que a velocidade a nunca exceder será igual a $V_g = 1,2V_L$. Logo a velocidade a nunca exceder será igual a $V_g = 27,0 \text{ m/s}$. Com relação à velocidade de cruzeiro, considera-se inútil a sua determinação, levando-se em conta a missão da aeronave. Tendo definido as principais velocidades, podemos traçar o diagrama V-n. A curva da esquerda do diagrama representa acelerações da aeronave até atingir o coeficiente de sustentação máximo, para o envelope de velocidades calculado e definido anteriormente. Então o fator de carga, para manobras atingindo o coeficiente de sustentação máximo, será calculado por:

$$n_{\max} = \frac{L_{0\max}}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho C_{L\max} S V_0^2}{\frac{1}{2}\rho C_{L\max} S V_{\text{estol}}^2} = \frac{V_0^2}{V_{\text{estol}}^2} = \frac{V_0^2}{127,24} \quad (34)$$

Define-se que o limite de manobra será para um fator de carga $n = 2,0$. Essa definição foi feita, sabendo-se a aeronave terá baixas velocidades angulares de movimento de rolamento, de movimento de guinada e de movimento de arfagem. Isso acontece porque o momento de inércia de massa, em relação aos eixos de rolamento e de guinada, é muito grande (grande envergadura da asa) e a margem

estática de estabilidade longitudinal foi propositalmente definida para ser relativamente grande. Outra razão para a adoção de baixos valores de fator de carga de manobra, é o fato de que, quando a aeronave estiver operando com capacidade máxima de carga, não haverá potência extra, para impor acelerações elevadas. Os fatores de carga de rajada podem ser calculados segundo o requisito JAR-VLA (JAR-VLA 341) de acordo com a seguinte expressão:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0 \cdot a \cdot K_v \cdot U_{de} \cdot S}{(M \cdot g)} \quad (35)$$

onde: $K_v = \frac{0,88 \cdot \mu_v}{5,3 + \mu_v}$, $\mu_v = \frac{2 \cdot (m/S)}{\rho \cdot \bar{c} \cdot a}$ e U_{de} é a velocidade de rajada

Então:

$$\mu_v = \frac{2 \cdot (13/1,1196)}{1,2 \cdot 0,325 \cdot 4,8} = 12,4 \quad , \quad K_v = \frac{0,88 \cdot 12,4}{5,3 + 12,4} = 0,62$$

$$n = 1 \pm \frac{0,5 \cdot 1,2 \cdot V_0 \cdot 4,8 \cdot 0,62 \cdot U_{de} \cdot 1,1196}{(13 \cdot 9,81)} = 1 \pm 0,015676 \cdot U_{de} \cdot V_0$$

Os requisitos JAR-VLA impõem que o fator de carga deve ser calculado para velocidade nunca excedida em mergulho. A velocidade de rajada deve ser de 7.62 m/s para vôo em velocidade nunca excedida em mergulho (JAR-VLA 333 (c)1ii). Porém, para as condições da competição, estima-se que a velocidade de rajada de 7,62 m/s é muito exagerada. Definiu-se então que a velocidade de rajada máxima, para as condições da competição será igual a 3,0 m/s. Então o fator de carga para rajada será de:

$$n = 1 \pm 0,047028 \cdot V_0$$

Abaixo é mostrado o diagrama V-n para as situações de manobra e de rajada. Considerou-se que existe simetria do diagrama, com relação a movimentos de diminuição do ângulo de ataque (momentos de arfagem negativos):

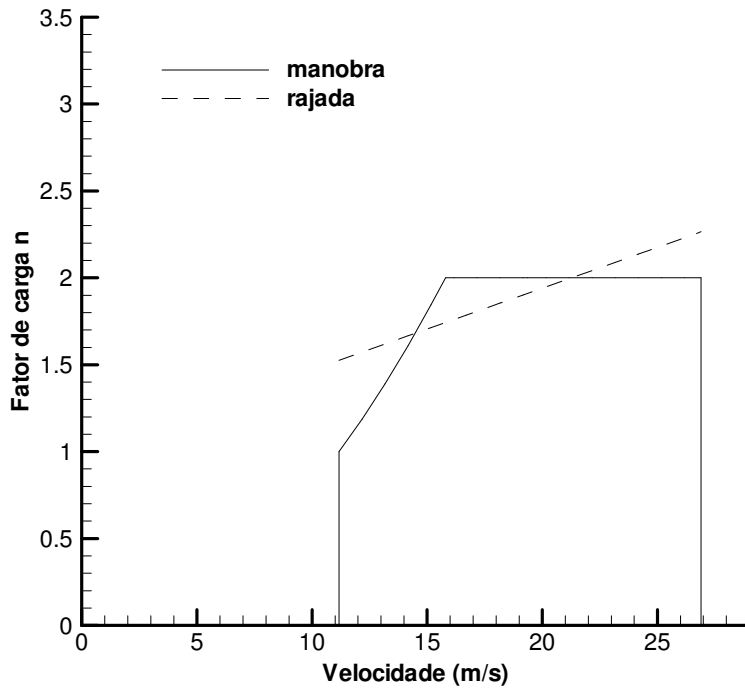


Figura 13 – Diagrama V-n de manobra e de rajada

O próximo passo foi a determinação das forças aerodinâmicas sobre a estrutura da aeronave. Para isso, da análise aerodinâmica da asa, determinou-se o carregamento aerodinâmico sobre a mesma para a situação de carga máxima ($129N$), coeficiente de sustentação global máxima ($1,61$) e velocidade mínima de decolagem ($13,53m/s$):

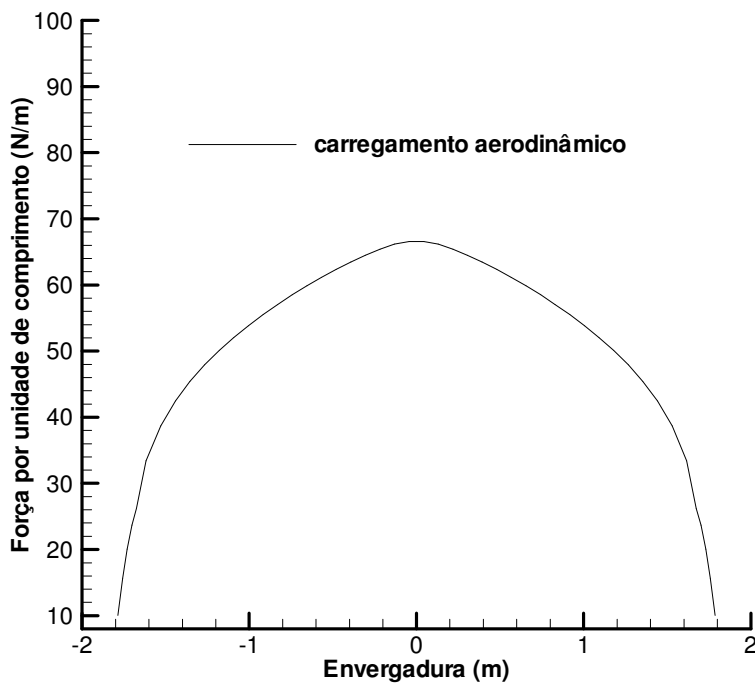


Figura 14 – Carregamento aerodinâmico ao longo da envergadura

Para simplificar o cálculo do momento fletor e da força cortante, adotou-se um carregamento médio constante ao longo da envergadura com força por unidade de comprimento igual a 60 N/m . Para esse valor, considera-se ainda a contribuição do fator de carga. Como já foi comentado anteriormente, na condição de máxima carga, praticamente não existe potência extra para manobras que provoquem grandes acelerações. Rajadas nessa condição, também não incrementarão muito a força de sustentação, já que a asa estará com ângulo próximo ao ângulo de estol. Por todos esses motivos, adotou-se um fator de carga, para essas condições, igual a 2,0. Então consideraremos que a força por unidade de comprimento, constante ao longo da envergadura, é igual a 120 N/m . Então o problema se resume à seguinte situação:

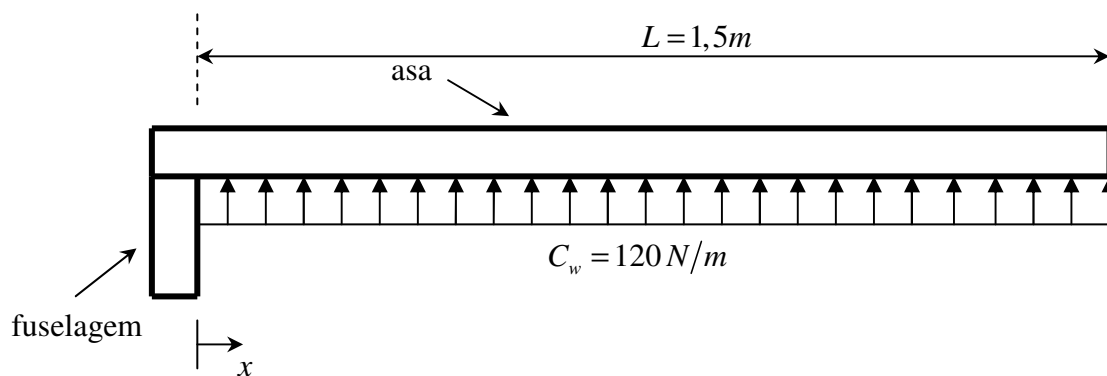


Figura 15 – Carregamento aerodinâmico constante

Para a configuração acima (asa engastada na fuselagem e com carregamento aerodinâmico constante), pode-se deduzir as seguintes equações para a força cortante e o momento fletor (esforços internos):

$$V_c = -C_w(L-x) = -120(1,5-x) = 120x - 180 \quad (36)$$

$$M_c = \frac{C_w}{2}(L-x)^2 = \frac{120}{2}(1,5-x)^2 = 60(2,25 - 3,0x + x^2) = 60x^2 - 180x + 135 \quad (37)$$

O diagrama de força cortante da asa é mostrado abaixo:

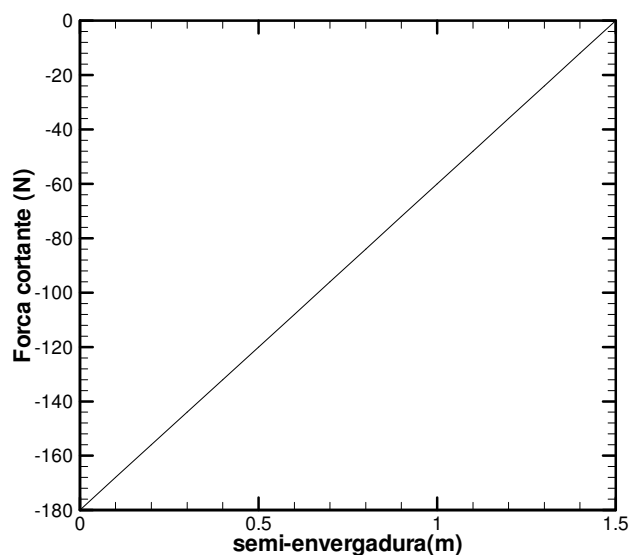


Figura 16 – Diagrama de força cortante

O diagrama de momento fletor da asa também é mostrado abaixo:

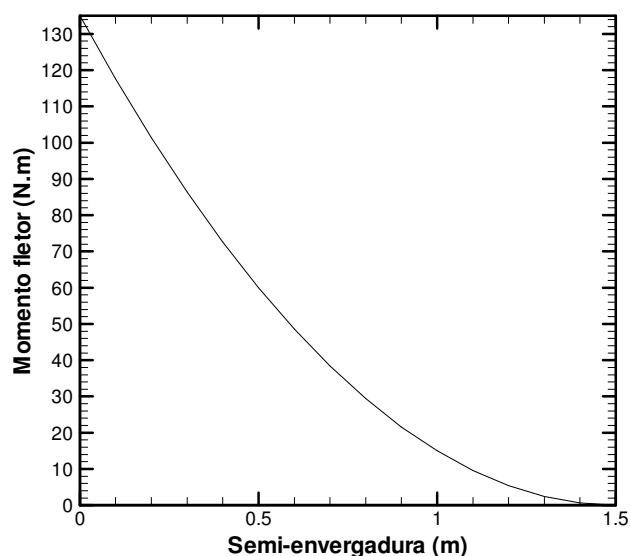


Figura 17 – Diagrama de momento fletor

A asa terá uma longarina de pinho quadrada com lado igual a $5/32''$ no intradorso próximo do bordo de fuga, duas longarinas retangulares de freijó, no extradorso e intradorso localizadas no ponto médio do passeio do centro de pressão e uma longarina redonda com diâmetro igual a $1/4''$ de pinho no bordo de ataque. Perpendicular e montada nas longarinas, existirão nervuras de balsa com espessura de $3/32''$. Do bordo de ataque até as longarinas de freijó, existirá um chapeado de balsa com espessura de $1/32''$. As longarinas de freijó, terão secção retangular com largura igual a 10mm e

altura com dimensão variável ao longo da envergadura. No primeiro quarto da semi-envergadura (próximo a raiz da asa) a altura da longarina de freijó será igual a 16mm. No segundo quarto da semi-envergadura a altura da longarina de freijó será igual a 12mm. No terceiro quarto da semi-envergadura a altura da longarina de freijó será igual a 8mm. No último quarto da semi-envergadura (próximo a ponta da asa) a altura da longarina de freijó será igual a 4mm. Essa variação da secção transversal das longarinas de freijó obedece a variação do momento fletor na semi-envergadura conforme diagrama acima. Como exemplo, faremos o cálculo da tensão normal máxima de tração e compressão devido o momento fletor para o primeiro quarto e na raiz da asa, onde o momento fletor é máximo. Para os outros quartos, o cálculo foi feito da mesma forma. Considere a secção transversal da asa, na posição da raiz (mostrado apenas a posição das lonagarinas):

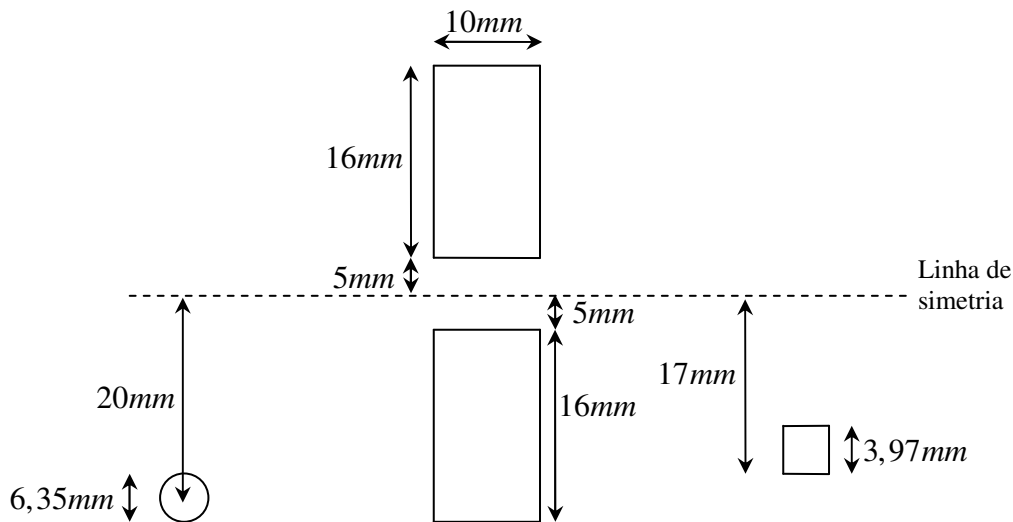


Figura 18 – Longarinas da secção transversal da asa

Considerando a geometria da secção transversal acima, o primeiro passo é determinar a linha neutra de flexão do conjunto de longarinas. Da teoria, sabe-se que a linha neutra localiza-se no centro de área do conjunto. O cálculo do centro de área do conjunto (equação análoga à (26)) fornece que a linha neutra se localiza $2,37mm$ abaixo da linha de simetria. O próximo passo é a determinação do momento de inércia de área de todo o conjunto em relação à linha neutra. O momento de inércia de área de um retângulo, em relação ao seu centro geométrico, é dado pela seguinte equação:

$$I_x = \frac{bh^3}{12} \quad (38)$$

onde b é a largura e h a altura do retângulo. Essa equação, juntamente com o teorema dos eixos paralelos, foi utilizada para calcular o momento de inércia de área, em relação à linha neutra, das longarinas de freijó ($I_{x_{fc}}$ e $I_{x_{fb}}$) e da longarina de pinho quadrada (I_{x_q}) próxima ao bordo de fuga.

Encontrou-se os seguintes valores:

$$I_{x_{fc}} = 4,121123 \times 10^{-8} m^4, \quad I_{x_{fb}} = 2,149284 \times 10^{-8} m^4 \quad \text{e} \quad I_{x_q} = 2,534830 \times 10^{-9} m^4$$

O momento de inércia de área de um círculo, em relação ao seu centro geométrico, é dado pela seguinte equação:

$$I_x = \frac{1}{4} \pi r^4 \quad (39)$$

onde r é o raio do círculo. Essa equação, juntamente com o teorema dos eixos paralelos, foi utilizada para calcular o momento de inércia de área, em relação à linha neutra, da longarina de pinho redonda (I_{x_e}) do bordo de ataque. Encontrou-se o seguinte valor:

$$I_{x_e} = 9,918149 \times 10^{-9} m^4$$

Para o cálculo da máxima tensão, temos a seguinte equação:

$$\sigma = \frac{Mc}{I} \quad (40)$$

O momento M da equação acima é a posição no primeiro quarto da semi-envergadura onde o momento fletor é máximo. Pela equação (37), isso acontece na raiz da asa quando $x=0$ e esse momento fletor é igual a $135 N \cdot m$. A tensão máxima ocorrerá para o maior valor de c (mais afastado da linha neutra). Isso acontece, de acordo com a figura, na longarina redonda do bordo de ataque, que está afastada da linha neutra de uma distância igual a $23,175 mm$. A tensão máxima, por estar na parte inferior à linha neutra, será de tração. O momento de inércia de área I da equação acima, equivale à soma dos momentos de inércia de área das longarinas que foi calculado anteriormente. Então, a tensão máxima será:

$$\sigma = \frac{Mc}{I} = \frac{135 \cdot 0,023175}{4,121123 \times 10^{-8} + 9,918149 \times 10^{-9} + 2,149284 \times 10^{-8} + 2,534830 \times 10^{-9}} = 41627831,86 Pa$$

Ou seja a tensão máxima devido ao momento fletor, é igual a $41,6MPa$. Foi feito um ensaio de tração com um corpo de prova de freijó para medir a tensão normal de ruptura com a força aplicada na direção das fibras da madeira. A tensão de ruptura medida foi igual a $90MPa$, logo o primeiro quarto da semi-envergadura resistirá ao momento fletor. Essa análise também foi feita para o segundo, terceiro e quarto quarto da semi-envergadura e todos os valores calculados ficaram abaixo da tensão de ruptura medida. O próximo passo, foi o cálculo da tensão de cisalhamento devido à força cortante. Considerou-se que as longarinas de freijó irão suportar todo o esforço cisalhante, para simplificar os cálculos. Para isso, de acordo com o diagrama, a máxima força cortante é igual a $180N$. Considerando o fator de carga igual a 2,0 (para situação de máxima carga), temos então uma força cortante igual a $360N$. O cálculo da tensão média de cisalhamento, devido à força cortante é dado por [12]:

$$\tau_{med} = \frac{VQ}{It} \quad (41)$$

A espessura t é igual a $10mm$. O momento de inércia de área I é a soma $I_{xfc} + I_{xfb}$, calculado anteriormente. O momento estático da área é dado por [33]:

$$Q = A\bar{y} = (0,01 \cdot 0,016) \cdot 0,01537 = 0,0000024592m^3 \quad (42)$$

$$\tau_{med} = \frac{360 \cdot 0,0000024592}{(4,121123 \times 10^{-8} + 2,149284 \times 10^{-8}) \cdot 0,01} = 1411889,21Pa$$

Sabe-se que madeiras, de um modo geral, tem uma tensão de ruptura por cisalhamento, em torno de $10MPa$. Logo, as longarinas resistirão à tensão de cisalhamento devido ao carregamento transversal. Esse mesmo procedimento descrito para asa foi realizado para o dimensionamento das longarinas do estabilizador horizontal e o dimensionamento das longarinas do cone de cauda.

4. Estimativa da Carga Útil Máxima para Dois Setores

A estimativa de carga útil em função da altitude densidade, para os dois setores, foi calculada utilizando os cálculos descritos no item de desempenho. Considerou-se que o aeromodelo vazio tem uma massa igual a 3,5Kg . A tabela abaixo mostra os resultados calculados:

Setor 1 (30,5m)		
Altitude densidade(m)	Densidade (Kg/m ³)	Carga útil (Kg)
0	1,225	6,286
300	1,1901	6,164
600	1,1562	6,041
900	1,1226	5,919
1200	1,0921	5,796
1500	1,0581	5,674
2000	1,0066	5,470

Tabela 3 – Estimativa de carga útil para o setor 1

Setor 2 (61m)		
Altitude densidade(m)	Densidade (Kg/m ³)	Carga útil (Kg)
0	1,225	9,650
300	1,1901	9,512
600	1,1562	9,375
900	1,1226	9,237
1200	1,0921	9,099
1500	1,0581	8,961
2000	1,0066	8,732

Tabela 4 – Estimativa de carga útil para o setor 2

O gráfico abaixo mostra a previsão de carga útil:

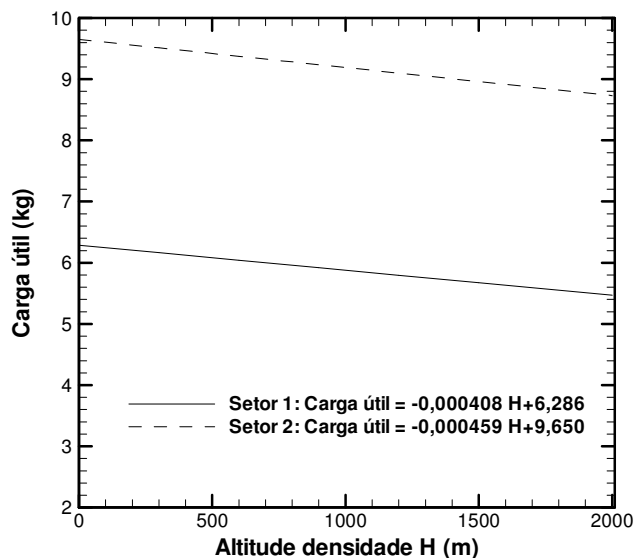


Figura 19 – Estimativa de carga útil para os setores 1 e 2

5. Referências Bibliográficas

- [1] Glauert, H., 1946, “The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory”, Cambridge University Press
- [2] Michael Selig, 1998, “Low Speed Airfoil Data”, Vol 1,2 and 3
- [3] Abbott, H. I. and Doenhoff, A. E., 1958, “Theory of Wing Sections”, Dover Publication
- [4] Valarezzo, W. O. and Chin, V. D., 1994, “Method for the Prediction of Wing Maximum Lift”, Journal of Aircraft, Vol 31, No 1, Jan.-Feb.
- [5] I. Kroo, 2005, “Nonplanar Wing Concepts for Increased Aircraft Efficiency”, VKI lecture series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft, June
- [6] Alvarenga, R. C. and Cunha F. R., 2006, “Boundary Integral Simulations of Three-Dimensional Inviscid Flows”, Latin American Journal of Solids and Structures”, Vol 3, p. 161-174
- [7] Cunha, F. R., Queiroz, R. P. and Alvarenga, R. C., 2007, “The Influence of the Geometric Parameters and Additives on the Flow Around Aerofoils and Wings”, 19th International Congress of Mechanical Engineering, Brasília. Proceedings of Cobem 2007.
- [8] Alvarenga, R.C. and Cunha F. R., 2005, “An Application of a Boundary Integral Method for Simulating Potential Flow Around Three-Dimensional Bodies”, 18th International Congress of Mechanical Engineering, 2005, Ouro Preto. Proceedings of Cobem 2005.
- [9] Powers, S. A., 1981, “Critical Field Length Calculations for Preliminary Design”, Journal of Aircraft, Vol 18, No 2, February
- [10] Raymer, D. P., 1992, “Aircraft Design: A Conceptual Approach”, AIAA.
- [11] Niles, A. S. and Newell, J. S., 1943, “Airplane Structures”, Volumes 1 and 2, Third edition, John Wiley & Sons, Inc.
- [12] Beer, F. P. and Johnston, E. R., 1996, “Resistência dos Materiais”, Terceira edição, Pearson Education do Brasil
- [13] Munk, M. M., 1921, “The Minimum Induced Drag of Aerofoils”, NACA Report 121
- [14] Kuhlman, J. M. and Liaw, P., 1988, “Winglets on Low-Aspect-Ratio Wings”, Journal of Aircraft, Vol 25, No 10, October
- [15] Alvarenga, R. C., 2009, “Métodos Integrais de Contorno Aplicados á Solução de Escoamentos Aerodinâmicos Permanentes e Transientes”, Dissertação de Mestrado, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília – UnB.