

**COMANDO-GERAL DE TECNOLOGIA AEROESPACIAL
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA**

**RELATÓRIO
Projeto SAE/AeroDesign 2007**

**Equipe HoverGama
Número 14**

Integrantes

Alex Sandro Maia Fernandes
Felipe Carvalho Martins
Gustavo Oliveira Violato
Joaquim Neto Dias
Rodrigo Badia Piccinini
Vitor Gabriel Kleine
Leandro Resende de Pádua
Eduardo Rodrigues Poço
Ney Rafael Secco
Flávio Luiz Cardoso Ribeiro

Professor Orientador

André Valdetaro Gomes Cavalieri

**São José dos Campos
2007**

Índice Analítico

1 – Requisitos e metodologia de projeto	6
1.1 – Metodologia de projeto	7
2 - Projeto Conceitual	8
2.1 – Cálculo preliminar da polar de arrasto	8
2.2 – Estimativas preliminares de Desempenho e Peso Vazio	9
2.3 – Análise de possíveis configurações	9
2.4 – Posicionamento da carga útil	10
3 - Projeto aerodinâmico	10
3.1 – Perfil das asas	11
3.2 – Asas	12
3.3 – Empenagem Horizontal	15
3.4 – Empenagem Vertical e Fuselagem	16
3.5 – C_L x α e polar de arrasto da aeronave completa	17
3.6 – Derivadas de estabilidade e derivadas de controle	17
4 - Projeto Estrutural	18
4.1 – Diagrama V-n	18
4.2 - Materiais Utilizados	19
4.3 - Projeto Estrutural de Asas e Empenagens	19
4.4 - Fuselagem e Boom	22
4.5 - Junção entre asas	24
4.6 - Trem de pouso	24
4.7 - Tabela de pesos e posição do centro de gravidade	25
5 - Desempenho	25
5.1 – Desempenho em Decolagem	25
5.2 – Desempenho em Subida	26

	3
5.3 – Desempenho em Curvas Niveladas	26
5.4 – Envelope de Vôo de Cruzeiro	26
5.5 – Estudo do Planeio	27
5.6 – Distância de Pouso, Estudo de Aproximação e Arremetida.	27
5.7 – Resultados do desempenho	27
6. Estabilidade	28
6.1 – Estabilidade estática longitudinal	28
6.2 – Estabilidade dinâmica e qualidade de vôo longitudinal	29
6.3 – Estabilidade e qualidade de vôo látero-direcional	30
7. Controle	31
7.1 – Controle longitudinal	31
7.2 – Controle látero-direcional	32
8. Propulsão	33
9. Análise do sistema elétrico	34
10. Referências Bibliográficas	35

Lista de Abreviaturas, siglas e

símbolos

α – Ângulo de ataque	C_L – Coeficiente de sustentação da aeronave ou de superfície sustentadora
α_0 – Ângulo de ataque para sustentação nula	$C_{L,corrida}$ – Coeficiente de sustentação da aeronave durante a corrida na pista
δ_a – Deflexão de aileron	$C_{L,min}$ – Coeficiente de sustentação mínimo da aeronave para que haja controlabilidade
δ_f – Deflexão de flape	$C_{l,v local}$ – Coeficiente de sustentação do perfil adimensionalizado pela velocidade local
δ_p – Deflexão de empenagem horizontal	C_{l,v_∞} – Coeficiente de sustentação do perfil adimensionalizado pela velocidade do escoamento não perturbado
δ_r – Deflexão de leme	C_M – Coeficiente de momento
ζ – Coeficiente de amortecimento	$C_{n,max}$ – Coeficiente normal máximo
Λ – Ângulo de enflechamento do quarto de corda	C_p – Corda na ponta
γ – Ângulo de trajetória no plano horizontal	C_r – Corda na raiz
λ – Afilamento	CMA – Corda média aerodinâmica
μ – Coeficiente de atrito	CA – Centro Aerodinâmico
ρ – Densidade	CG – Centro de Gravidade
σ_{ut} – Tensão última de tração	D – Arrasto
σ_{uc} – Tensão última de compressão	F_Z – Força na direção Z
τ_u – Tensão última de cisalhamento	g – Aceleração da gravidade
$\tau_{1/2}$ – Tempo de meia vida	k – coeficiente quadrático da polar de arrasto
ω_n – Frequência natural não amortecida	k_1 – coeficiente linear da polar de arrasto
ν – Ângulo de diedro	L – Sustentação
A – Alongamento	$M.S.$ – Margem de segurança
b – Envergadura	M_x – Momento fletor em torno do eixo x
C_d – Coeficiente de arrasto do perfil	
C_l – Coeficiente de sustentação do perfil	

M_z – Momento fletor em torno do eixo z
 n_z – Fator de carga na direção normal ao movimento
 Re – Número de Reynolds
 R_{\min} – Raio de curvatura mínimo
 S – Área
 S_x – Esforço cortante na direção x
 S_z – Esforço cortante na direção z
 T_{xz} – Tração do motor
 T_{xz} – Momento torsor
 V – Velocidade
 V_C – Velocidade de cruzeiro
 V_D – Velocidade de mergulho
 V_{estol} – Velocidade de Estol
 V_{fus} – Volume da fuselagem
 V_S – Velocidade de Estol
 V_p – Velocidade de Pouso
 V_∞ – Velocidade do escoamento não perturbado
 $V.M.$ – Tensão de falha de Von Misses
 x_{CA} - posição do centro aerodinâmico no eixo X
 y_{CA} - posição do centro aerodinâmico no eixo Y
 W – Peso da aeronave

Subscritos

w – Conjunto de Asas
 $_{EH}$ – Empenagem horizontal
 $_{EV}$ – Empenagem vertical
 $_{\max}$ – Máximo
 $_i$ – induzido
 $\alpha - \frac{\partial}{\partial \alpha}$
 $q - \frac{\partial}{\partial q}$
 $\beta - \frac{\partial}{\partial \beta}$
 $p - \frac{\partial}{\partial p}$
 $r - \frac{\partial}{\partial r}$
 $\delta a - \frac{\partial}{\partial \delta a}$
 $\delta p - \frac{\partial}{\partial \delta p}$
 $\delta r - \frac{\partial}{\partial \delta r}$

1 – Requisitos e metodologia de projeto

A aeronave rádio controlada apresentada neste relatório tem como missão conseguir a maior pontuação na competição de vôo cumprindo todos os requisitos: comprimento de pista para decolagem, restrições geométricas, motor pré-estabelecido e outros presentes no regulamento da competição [14].

A combinação dos requisitos aponta para o fato de que a decolagem e a subida são os pontos críticos de projeto (Seção 5). Isso porque, fixada uma potência máxima disponível e uma distância máxima de pista, uma aeronave capaz de decolar dentro desta distância será capaz de se manter sustentada posteriormente se também for garantido que ela tenha potência para manter um determinado gradiente de subida.

Mais ainda, nota-se a necessidade de adequação da aeronave projetada aos vários bônus possíveis. Antes de fazer o projeto cumprir indiscriminadamente um requisito adicional, porém, foi realizado um estudo de pontuação para vários cenários a fim de se possibilitar uma decisão pelos melhores bônus, economizando tempo de projeto. A Figura 1.1 e a Tabela 1.1 resumem os resultados desse estudo. Observa-se que a soma da carga útil com a nota do relatório e da apresentação oral compõe praticamente toda a pontuação, sendo complementada apenas com a estimativa de carga e o fator de eficiência estrutural, deixando os outros bônus com caráter secundário.

Na Tabela 1.1, é mostrada uma faixa de valores de pontuação para a carga mais os pontos de eficiência estrutural. Marcado em roxo está aproximadamente o desempenho do primeiro colocado da competição do ano passado.

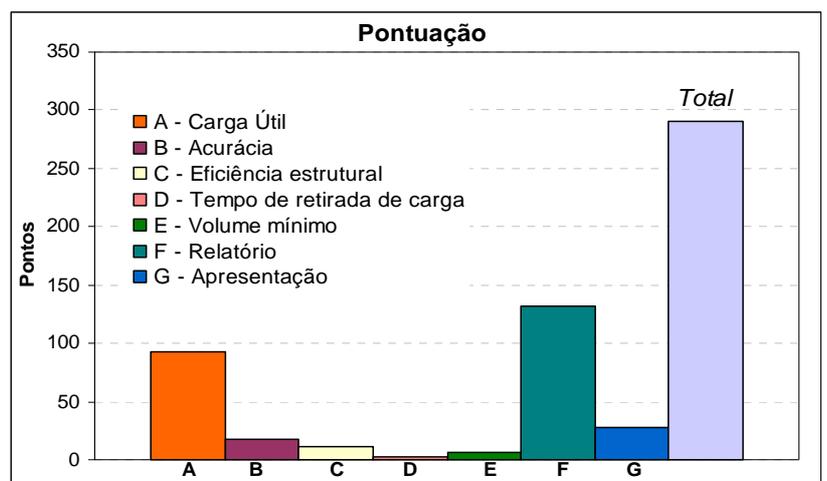


Figura 1.1 – Distribuição da pontuação dentro dos vários critérios de avaliação para uma pontuação total elevada.

Vê-se que, para superar esse desempenho, é necessário perseguir pontuações que sigam a faixa delimitada em azul claro. Analisando as cargas que deveriam ser alcançadas para cada peso de avião

Tabela 1.1 – Estudo da pontuação por carga e eficiência.

Peso do avião vazio	Carga Útil				
	10	11	12	13	14
	Pontos de Carga + Eficiência Estrutural				
2	108,9	135,7	174,7	233,7	325,8
2,25	96,6	113,9	136,4	167,0	210,2
2,5	90,6	103,9	119,7	139,3	164,7
2,75	87,4	98,6	111,3	126,0	143,7
3	85,5	95,6	106,6	118,9	132,7
3,25	84,2	93,8	103,8	114,6	126,5
3,5	83,4	92,5	102,0	112,0	122,6
3,75	82,8	91,7	100,8	110,2	120,2
4	82,4	91,1	99,9	109,0	118,5

Obs.: Nota do relatório simulada: 6,5

vazio, foi descartada a possibilidade de se projetar um avião excessivamente leve, que traz uma recompensa remotamente superior à possível com aviões mais robustos. Planejou-se então um projeto que visasse a alcançar a faixa de pesos vazio por carga útil demarcada

pelos linhas vermelhas na Tabela 1.1.

1.1 – Metodologia de projeto

A metodologia de projeto está representada pelo fluxograma da Figura 1.1.1, todas suas etapas são abordadas por tópicos deste relatório.

O projeto conceitual (Figura 1.1.1 – parte pontilhada em vermelho) foi, com a ajuda computacional, buscar a melhor estimativa para a polar de arrasto de uma aeronave (Seção 2.1), adicionar a esta um modelo propulsivo realístico (Seção 8) e verificar a partir das equações de desempenho de decolagem e subida (Seções 5.1 e 5.2) as configurações mais promissoras. A partir desse ponto, incluíram-se cálculos estruturais (Seção 4), dos quais se retiraram as primeiras estimativas de peso que possibilitaram a escolha da configuração final. Além disso, exigiu-se, ainda na fase de projeto preliminar, uma aeronave de boa qualidade de vôo em termos de estabilidade. Foi gerado desta forma um requisito interno de que a margem estática da aeronave seria de 10% de sua corda média aerodinâmica, atingido por variação na posição de alguns componentes. Isso permitiu localizar o CG da aeronave ainda no projeto aerodinâmico e, assim, verificar a viabilidade ou não de determinadas configurações, como poderá ser visto mais adiante. (Seção 2).

A partir disso dimensiona-se a aeronave utilizando os cálculos aerodinâmicos e estruturais (Seções 3 e 4). Em seguida, verificam-se o desempenho, a estabilidade e controle (Seções 5, 6 e 7) e após as modificações necessárias chega-se ao projeto final.

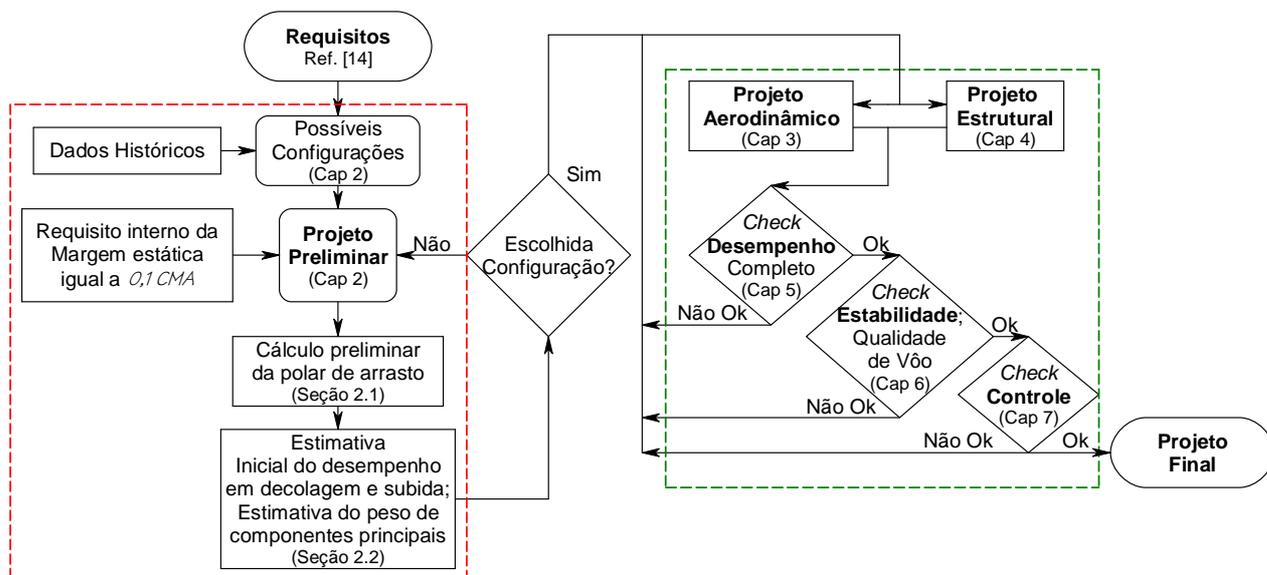


Figura 1.1.1 – Fluxograma de projeto.

2 - Projeto Conceitual

Inicia-se o projeto com esboços feitos em tabelas de cálculo, as quais permitem dimensionar aviões que caibam dentro do hangar. Para uma dada configuração, estima-se para a(s) asa(s) (geometricamente) os parâmetros adimensionais e área. Dessa forma, obtêm-se as dimensões da cauda pelo método dos coeficientes de volume de cauda da Referência [8], por dados de outras equipes do ITA e pelas restrições geométricas. Com uma dada geometria, procura-se determinar a polar de arrasto da configuração.

2.1 – Cálculo preliminar da polar de arrasto

Com os dados de entrada acima, pode-se estimar a polar da arrasto do avião. Parte-se da polar da asa, considerando-se $C_{L,W} = C_l$. Calcula-se o arrasto da asa como a soma entre o arrasto parasita (da polar do perfil) e o arrasto induzido. Para o cálculo deste último, utilizam-se as Equações. 12.50 e 12.51 da Referência [8] nos casos de monoplanos e biplanos, respectivamente. A polar da empenagem horizontal é considerada simétrica, com $C_{D0,EH} = C_{d0,EH}$ e $k_h = \frac{1}{\pi A_H e_H}$, em que o fator e_H é obtido da Seção 4.4.1.2 da Parte 6 da Referência [6]. O arrasto da empenagem vertical considerado é apenas o parasita (pelo $C_{d0,EV}$ fornecido), assim como o da fuselagem (cálculos simples de camada limite sobre placas planas) e do trem de pouso (para o trem, utilizam-se os dados da Seção

4.7 da Parte 6 da Referência [6]). A polar do avião é então obtida compensando-o e somando-se todas as parcelas de arrasto adimensionalizadas pela área da asa.

2.2 – Estimativas preliminares de Desempenho e Peso Vazio

Com uma polar de arrasto estimada, um modelo propulsivo (Seção 8), condições atmosféricas dadas e uma massa total de decolagem de entrada, além de alguns dados históricos (μ), pode-se calcular o comprimento de pista necessário para a decolagem (Seção 5.1) e o desempenho em subida. Para essa etapa de projeto estabeleceram-se 55 m de distância de pista e velocidade de subida de 0,5 m/s como valores razoáveis. Além disto, uma versão preliminar do programa utilizado para o cálculo estrutural pôde estimar o peso das asas e empenagens, uma vez definido o método de construção pelo sistema nervura-longarina.

2.3 – Análise de possíveis configurações

2.3.1 - Canard

Foram testadas várias geometrias da configuração Canard, todas apresentando desempenho bastante satisfatório em análises iniciais. No entanto, como a metodologia do projeto induz que o CG fique 10% da CMA a frente do CA e como no caso de aeronaves Canard o CA está localizado mais à frente, para compensar a aeronave o Canard deveria ter sustentação elevada. Uma aparente solução foi a diminuição do alongamento do Canard, mas isso prejudicou a controlabilidade e causou um aumento excessivo do arrasto, inviabilizando esse tipo de configuração.

2.3.2 – Monoplano Convencional

Chegou-se à conclusão de que os resultados com a configuração convencional seriam no máximo razoáveis se não fossem incorporadas inovações, tais como dispositivos hipersustentadores, pois estudo de desempenho em decolagem dos monoplanos mostrou mais dificuldade em decolagem do que em subida. No entanto, a complexidade de mecanismos hipersustentadores e o tempo restrito, à opção por não utilização desses dispositivos nesta competição.

2.3.3 – Biplano

O Biplano convencional foi a configuração que se mostrou mais indicada para a missão. Para simplificar o projeto e análise a posteriori da configuração, obrigaram-se as asas a serem idênticas e a

estarem posicionadas exatamente uma acima da outra. Inicialmente, tentou-se utilizar duas asas de área grande semelhantes às projetadas para o monoplane. Essas asas apresentavam distâncias de decolagem reduzidas, mas não tinham desempenho para subir. A solução encontrada foi aumentar o alongamento, para reduzir o arrasto induzido. No entanto, para que o alongamento fosse grande sem grande perda na área de asa (devido à limitação do hangar), a aeronave foi colocada de modo que a corda na ponta quase tangenciasse o hangar nos bordos de ataque e de fuga, distante apenas por uma folga de 1 cm previamente estabelecida (Planta 6).

Com a aeronave nessa posição, o espaço para a colocação da empenagem ficou relativamente pequeno. Isso foi contornado por um baixo enflechamento da asa e por um coeficiente de volume de empenagem ligeiramente menor que os dados históricos. Isso fez com que a empenagem tivesse um Cl mais alto (e, portanto, também um Cd mais alto) quando comparada com aviões anteriores, mas mesmo ainda assim percebeu-se que era a configuração era mais vantajosa. Com asas de alto alongamento, ainda podia-se temer a perda de eficiência estrutural, devido à necessidade de reforçar estruturalmente as mesmas. No entanto, o estudo de peso vazio (conforme Seção 2.2) permitiu comparar as configurações biplano de alto alongamento com monoplanos de área de asa equivalente. Notou-se vantagens nos primeiros em termos de eficiência estrutural, já que uma vez distribuído o peso em duas asas as cargas diminuíram consideravelmente.

2.4 – Posicionamento da carga útil

Uma vez determinada a posição do CG pelo requisito de margem estática, os projetos preliminares de biplanos com alto alongamento indicaram que o CG final deveria se encontrar aproximadamente atrás da metade da corda na raiz da asa (Planta 1). Julgou-se então mais adequado posicionar o compartimento de carga na altura da asa inferior, diminuindo o arrasto gerado pelo conjunto asa-fuselagem. O suporte de carga foi apoiado na raiz do caixão da asa inferior e no trem de pouso (Planta 3), de tal forma que o CG do avião praticamente coincidissem com o CG da caixa de carga, evitando-se grandes variações da margem estática com o aumento da carga útil (Seção 6).

3 – Projeto aerodinâmico

Em um avião biplano com sustentação positiva nas duas asas, a asa inferior causa uma aceleração do escoamento que chega à asa superior e a asa superior tem um efeito contrário na asa inferior (Figura 3.1). Como consequência, a velocidade que atinge os perfis superiores é maior do que a que atinge os inferiores, logo, se estes perfis estiverem a um mesmo ângulo de ataque efetivo, o $Cl_{V_{local}}$ será igual, mas o $Cl_{V_{\infty}}$ será maior para a asa superior. Como os programas de *Vortex Lattice* encontrados tem como dado de saída $Cl_{V_{\infty}}$ e percebeu-se que há diferença significativa entre este e $Cl_{V_{local}}$, um programa de *Vortex Lattice* adequado para análise de biplanos foi desenvolvido pela equipe. Para análises que não envolvessem diretamente a distribuição de Cl nas asas, foi utilizado o programa AVL [1].

3.1 – Perfil das asas

As características desejadas de perfil para asa são alto Cl_{max} sem ter arrasto muito elevado. O número de Reynolds de operação da aeronave é por volta de $2,6 \cdot 10^5$ (velocidade por volta de 15 m/s e CMA por volta de 0,3 m). Nesse Reynolds, os perfis que se mostraram mais adequados foram Selig s1223 e Eppler E-423 (dados interpolados entre os disponíveis em [2]).

Os perfis foram testados no programa de estimativa de decolagem e subida (Seção 2.1) e o perfil s1223 mostrou melhor desempenho, mesmo considerando o ganho estrutural do e423. Para obter as características aerodinâmicas do s1223, mas possibilitar redução de peso estrutural, o perfil foi ligeiramente modificado por meio do programa Xfoil [3]. Desejou-se alterar pouco o perfil de modo que os dados experimentais disponíveis em [2] ainda pudessem ser utilizados com confiança.

Chegou-se à conclusão de que o perfil com espessura 10% maior e mesmo arqueamento teria um impacto significativo em peso estrutural e, segundo resultados do Xfoil, ainda melhoraria o desempenho aerodinâmico. Escolheu-se então esse perfil 10% mais espesso que o s1223 para as duas asas. Esse perfil será referido, a partir de agora, como s1223HG. A redução de peso estrutural chegou a cerca de 80 g.

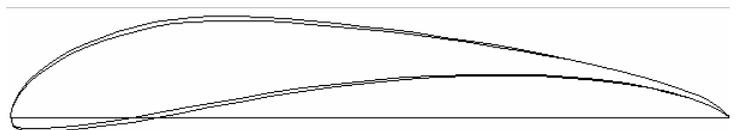


Figura 3.1.1 – Comparação entre s1223 e s1223HG

Percebeu-se que os resultados do Xfoil ($Re=2,6 \cdot 10^5$) são um pouco diferentes dos resultados experimentais obtidos por Selig [2] ($Re=2,5 \cdot 10^5$). Para verificar se as características aerodinâmicas

do perfil realmente não foram alteradas significativamente, foram feitos ensaios em túnel de vento com modelos de perfis s1223 ($Re=2,3 \cdot 10^5$) e s1223HG ($Re=2,2 \cdot 10^5$).

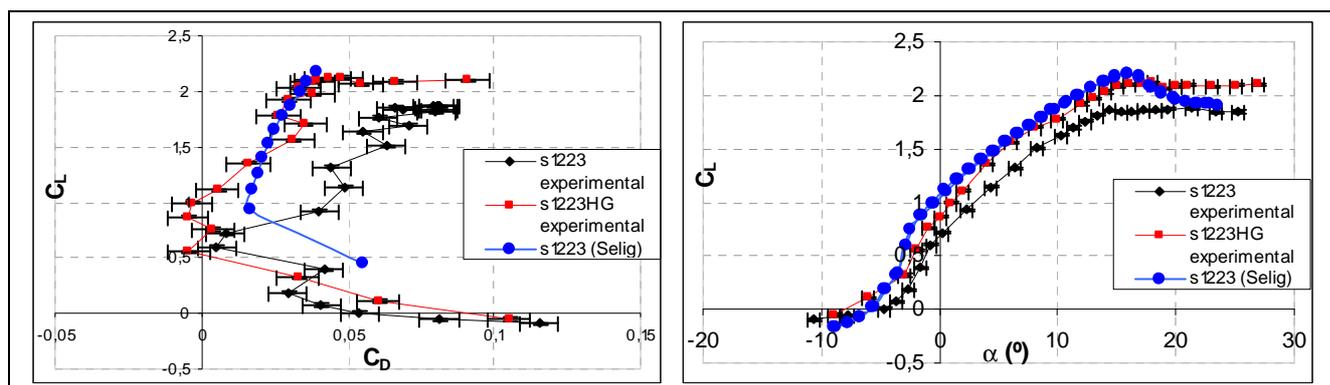


Figura 3.1.3 – Resultados experimentais obtidos pela equipe e os encontrados em [2]

Percebe-se que a curva $C_L \times \alpha$ do perfil s1223HG é inclusive mais próxima à curva do s1223 m [2] do que a curva do s1223 obtida pela equipe. Entretanto, com relação à polar de arrasto, a incerteza (com confiança de 95%) associada ao C_D é muito grande, de modo que o resultado apenas permite dizer que as características do s1223HG são próximas às do s1223 obtida em [2]. Os valores de C_D obtidos do ensaio não foram confiáveis para serem utilizados em cálculos posteriores. Entretanto, optou-se por utilizar a $C_L \times \alpha$ obtida experimentalmente, pois os erros associados a essa curva foram pequenos.

3.2 – Asas

A polar de arrasto da asa foi feita por meio do *Vortex Lattice* desenvolvido, levando em conta arrasto induzido e arrasto de perfil. Então foi possível encontrar a polar de arrasto e a curva $C_L \times \alpha$ do conjunto de asas. O programa considera o arqueamento e o CL_α do perfil.

Inicialmente foram analisadas asas com alongamento 8, 9 e 10. As áreas, entretanto, foram alteradas, sendo em cada caso a maior área possível interna ao hangar limite previamente estabelecido pela equipe.

Analisando os resultados (Tabela 3.2.1), foi escolhido alongamento 9, aquele que possibilitava a maior carga cumprindo os parâmetros estabelecidos (de distância de decolagem menor do que 55 m e razão de subida maior do que 0,5m/s) segundo cálculos preliminares. Avaliou-se que uma otimização maior desse parâmetro traria pouco ganho se considerado o tempo despendido em cada análise. Levando em conta as limitações do hangar, a altura entre asas poderia ser de até 0,5 m.

Foi verificada a influência desse parâmetro no desempenho da aeronave para as distâncias de 0,4 e 0,5 m, o que também é mostrado na Tabela 3.2.1.

Tabela 3.2.1 – Comparação entre asas de diferentes alongamentos e altura entre asas

Alongamento	8	9		10
Altura entre asas (m)	0,4	0,4	0,5	0,4
Massa total carregada máxima (kg)	18,3	18,7	18,7	18,4

Embora o arrasto seja menor para altura entre asas de 0,5 m, por causa da distância vertical entre CG e CA a empena deve fazer uma força maior para compensar a aeronave a altos ângulos de ataque, reduzindo o desempenho dessa configuração. Logo foi escolhida a distância entre asas de 0,4 m. A distância não foi diminuída ainda mais para evitar, na asa superior, a influência de efeitos viscosos da asa inferior, da fuselagem e do motor.

O afilamento foi tomado igual a 0,45, por ser o que mais aproxima a distribuição de sustentação da elíptica no caso de apenas uma asa não enflechada, o que foi extendido para o biplano. No entanto, para que a empenagem horizontal coubesse no hangar, foi necessário enflechar levemente a asa em $5,5^\circ$, medido no quarto de corda. Com enflechamento, uma opção para diminuir o arrasto induzido seria diminuir o valor do afilamento, mas isso aumentaria o Cl nas pontas, diminuindo o valor do $C_{L_{max}}$ da asa. Como o enflechamento é baixo, preferiu-se manter o mesmo valor de afilamento. Um diedro de $3,2^\circ$ foi definido nas asas para aumentar a estabilidade látero-direcional (veja Seção 6). Um resumo das características de cada asa é mostrado na Tabela 3.2.3.

Tabela 3.2.3 – Características de cada asa

S (m ²)	A	λ	Λ (°)	ν (°)	b (m)	Cr (m)	Cp (m)	CMA (m)
0,73	9	0,45	5,5	3,2	2,563	0,393	0,177	0,298

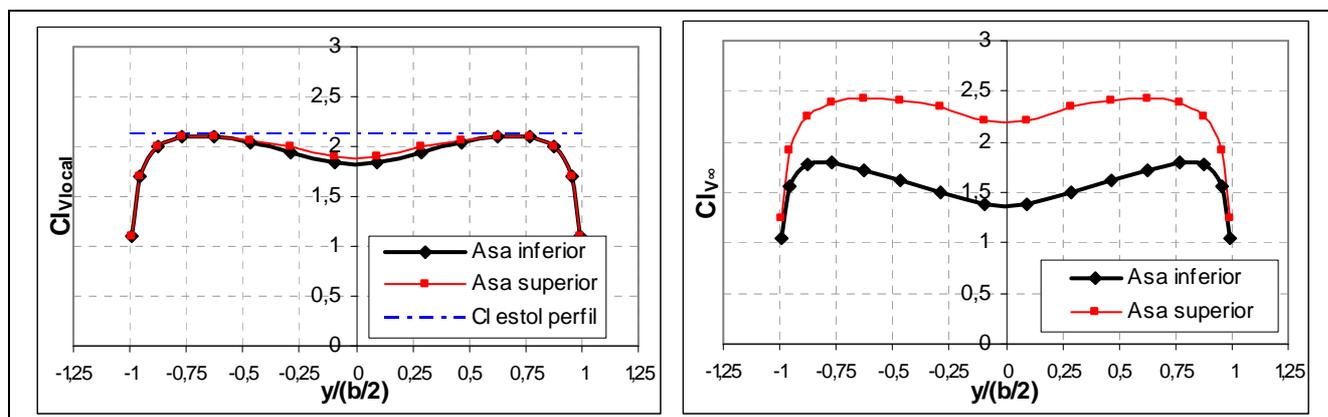


Figura 3.2.1 – Distribuição de $Cl_{v_{local}}$ e $Cl_{v_{\infty}}$ nas asas

Para que as asas estolem simultaneamente, a asa inferior precisa estar com um ângulo de incidência $0,6^\circ$ maior do que a asa superior. O ângulo de estol é de $20,0^\circ$, com as distribuições de C_l mostradas na Figura 3.2.1. A distribuição de $C_{l_{V_{local}}}$ foi utilizada para verificação do estol, determinação das incidências e cálculo do arrasto. Já o $C_{l_{V_\infty}}$ foi utilizado na determinação das cargas sobre as asas.

Pela distribuição de $C_{l_{V_{local}}}$, percebe-se que as asas estolam ao mesmo tempo na região próxima às pontas. Isso poderia dificultar o controle da aeronave em alto ângulo de ataque, pois os ailerons se encontram nessa região. Para minimizar esse efeito, foram feitos ailerons grandes se comparados a dados históricos (Planta 2), de modo que pequenas deflexões geram momentos consideráveis, diminuindo a possibilidade de precipitação de estol por deflexão de aileron (análise mais detalhada nas Seções 3.6 e 7.2).

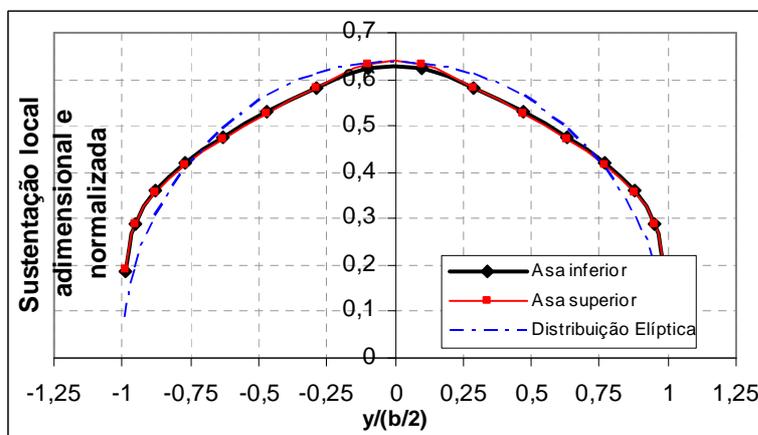


Figura 3.2.2 – Distribuição de Sustentação nas asas

A distribuição de sustentação local, adimensionalizada e normalizada pela sustentação de cada asa, é mostrada na Figura 3.2.2, em que é comparada à distribuição elíptica. Esse gráfico dá uma idéia qualitativa do arrasto induzido. Percebe-se que a distribuição é quase a mesma nas duas asas, e que, como previsto, para diminuir o arrasto induzido seria necessário afilar as asas.

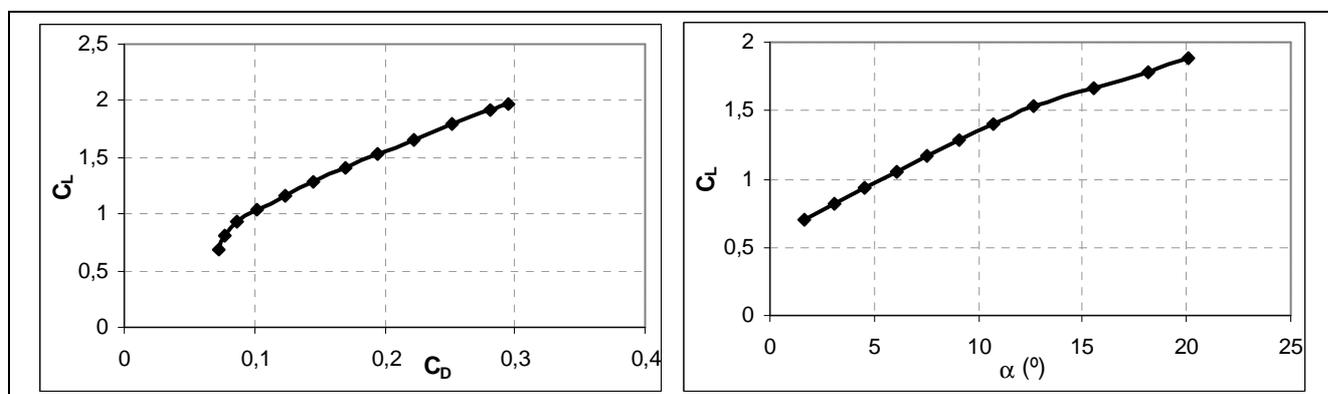


Figura 3.2.3 – Polar de arrasto e $C_l \times \alpha$ das asas

A polar de arrasto e a curva $C_L \times \alpha$ do conjunto de asas são mostradas na Figura 3.2.3.

Sendo α o ângulo de ataque da asa superior e área de referência $S=1,46 \text{ m}^2$ (soma da área das asas).

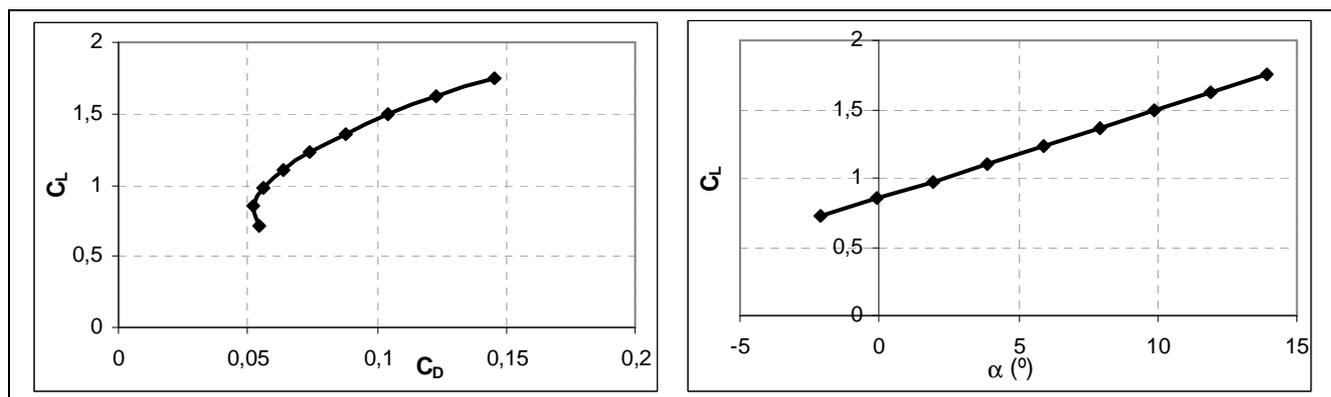


Figura 3.2.4 – Polar de arrasto e $C_L \times \alpha$ das asas levando em conta o efeito solo

A curva de $C_L \times \alpha$ foi feita pelo Vortex Lattice e então corrigida para levar em conta aspectos não lineares. Em seguida foram feitas a polar de arrasto e a $C_L \times \alpha$ das asas com efeito solo para determinar a incidência de corrida na pista, por meio do AVL. Com a polar do avião inteiro considerando efeito solo, foi encontrado o C_L que maximizasse o ganho de velocidade por distância em pista. Com isso as incidências com relação à pista ficaram determinadas. Asa superior a um ângulo de $2,0^\circ$ e asa inferior a $2,6^\circ$.

3.3 – Empenagem Horizontal

As dimensões das empenagens foram definidas a partir dos coeficientes de volume de cauda, conforme já abordado (Seção 2). Alterações foram realizadas para empenagem horizontal, para garantir a adequação das dimensões do avião ao hangar. Essas razões levaram a escolha de um enflechamento negativo. Isso não caracteriza um problema, pois continua permitindo a obtenção de distribuições de sustentação próximas da elíptica e não compromete a estabilidade do avião.

Um alongamento de 4,5 foi escolhido, sendo este um valor de compromisso entre a diminuição do $C_{d_{ind}}$ e o espaço disponível no hangar. Pelos mesmos motivos uma combinação de afilamento e enflechamento foi definida.

A escolha do perfil foi feita de modo a verificarem-se os menores valores de arrasto para a faixa de operação em questão (faixa de C_L entre 0,3 e 0,7, Seção 7.1). O perfil escolhido através de uma pesquisa em banco de dados de perfis adequados para baixos valores de Re [2] foi o RG-14. Um resumo dos dados aerodinâmicos relativos à empenagem horizontal é apresentado na Tabela 3.3.1.

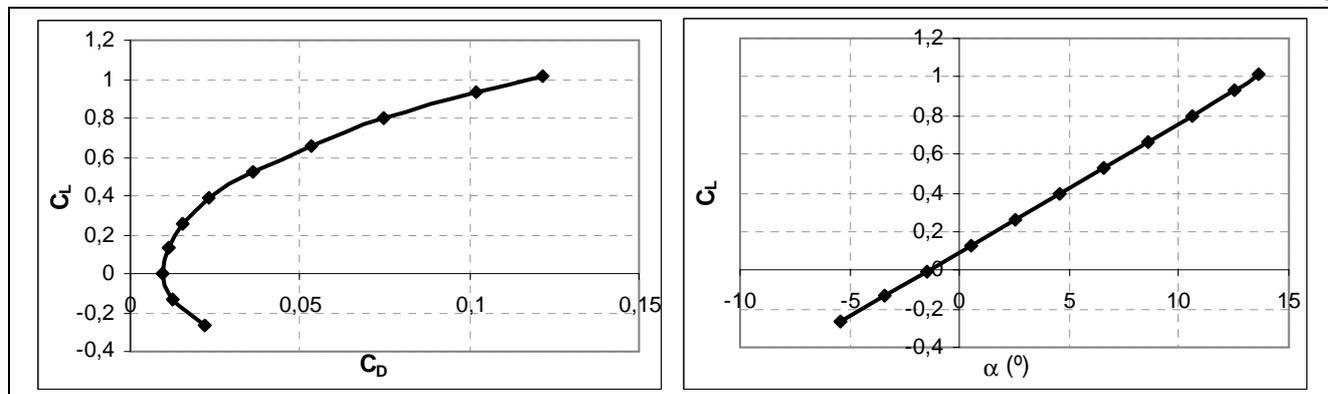


Figura 3.3.1 – Polar de arrasto e $Clx\alpha$ da empenagem horizontal

A polar de arrasto da empenagem horizontal foi calculada pelo programa AVL e, em seguida, foi corrigida para levar em conta α_0 do perfil. Os resultados obtidos são mostrados na Figura 3.3.1.

Tabela 3.3.1 – Características da empenagem horizontal

S (m ²)	A	λ	Λ (°)	ν (°)	b (m)	Cr (m)	Cp (m)	CMA (m)
0,198	4,5	0,45	-16	0	0,944	0,289	0,130	0,220

3.4 – Empenagem Vertical e Fuselagem

A empenagem vertical, por dificuldades em relação a estabilidade do avião, sofreu modificações de dimensão (Seção 6), levando a um coeficiente de volume de cauda diferente daqueles previstos por dados históricos. Parte-se de um baixo alongamento, que assegura a funcionalidade da empenagem até altos ângulos de derrapagem (criados principalmente por ventos laterais) e altas deflexões do leme, necessárias devido ao tamanho reduzido desta superfície. O afilamento e enflechamento são então definidos de forma a deixar o bordo de fuga do leme alinhado com a vertical e reduzir o peso estrutural, resultando nos parâmetros descritos na Tabela 3.4.1.

Tabela 3.4.1 – Características da empenagem vertical

S (m ²)	A	λ	Λ (°)	ν (°)	b (m)	Cr (m)	Cp (m)	CMA (m)
0,042	0,823	0,7	17,83	0	0,185	0,265	0,186	0,228

O perfil escolhido para a empenagem foi o NACA0014. Essa escolha foi baseada em critérios práticos de construção, como, por exemplo, ser espesso o suficiente para alojar os servos de controle do leme e da empenagem horizontal dentro da deriva (Planta 2).

O formato da fuselagem foi projetado com o cuidado de se arredondar levemente os cantos, o que, com base em ensaios em túnel, mostrou potencial para reduzir o Cd_0 em até 0,005 (adimensionalizado pelo valor $V_{fus}^{2/3}$). De qualquer forma, o ponto crítico do projeto aerodinâmico

da fuselagem foi o cuidado com os ângulos formados entre as faces que formam o cone da cauda, não superiores a 10° em nenhum dos sentidos (Planta 2), para evitar o descolamento do escoamento na faixa de ângulos de ataque de operação da aeronave [4].

3.5 – $C_L \times \alpha$ e polar de arrasto da aeronave completa

A polar de arrasto da aeronave compensada foi encontrada de maneira semelhante à mostrada na Seção 2.1, mas com os dados de entrada das polares da asa e empenagem horizontal e cálculo mais preciso do CA da asa por meio do AVL. Foi considerado ainda o downwash na empenagem, que aumenta o arrasto e diminui a sustentação gerados por esta superfície. O ângulo de downwash foi calculado segundo o método apresentado em [6].

A curva $C_L \times \alpha$ da aeronave foi obtida a partir da $C_L \times \alpha$ da asa, do ângulo de incidência e da relação entre C_L da asa e C_L da aeronave, previamente calculada no cálculo da polar de arrasto.

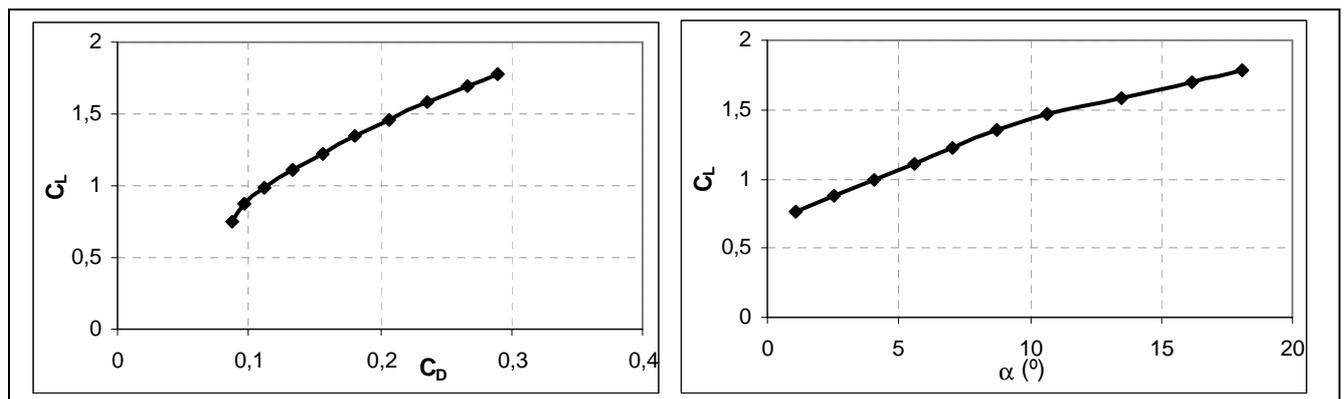


Figura 3.5.1 – Polar de arrasto e $C_L \times \alpha$ da aeronave compensada

A aeronave é limitada por $C_{L_{max}}$ igual a 1,78, que ocorre para $\alpha=18^\circ$, mas também é limitada pelo estol no intradorso do perfil da asa. Por meio do Xfoil e de visualizações em ensaio em túnel (Seção 3.1), percebeu-se que o estol no intradorso ocorre para C_l do perfil por volta 0,7. Limitando o C_l do perfil em 0,8, chega-se a que o C_L da aeronave não deve ser menor do que 0,76 para vôo controlável (para garantia de funcionamento dos ailerons).

3.6 – Derivadas de estabilidade e derivadas de controle

Os métodos tradicionais de determinação de derivadas de estabilidade e de controle não são exatos para aeronaves que voam a baixo número de Reynolds, mas podem fornecer boas estimativas. Para a determinação das derivadas de estabilidade, utilizou-se o AVL, que, por levar em conta o C_{l_α} do perfil no Reynolds de vôo, leva a resultados satisfatórios para a etapa de projeto. Pelo mesmo

motivo anterior e pelo fato de a empenagem horizontal ser inteiramente móvel, assim como grande parte da empenagem vertical; as derivadas de controle do profundor e do leme seguiram o mesmo procedimento.

Para as derivadas de controle do aileron, a estimativa não concorda tão bem. Por isso então foi utilizado uma simplificação do método proposto por [22]. Simulando o aileron como flape por meio do Xfoil, percebe-se que deflexões de até 12° do aileron podem ser aplicadas sem que precipitem o estol na faixa de operação da aeronave. Calculando a deflexão teórica por [5] e fazendo ajuste linear entre os dados do Xfoil, chega-se a um coeficiente de correção de 0,88 para derivadas de controle. Portanto, as derivadas de controle foram calculadas por meio do AVL e então corrigidas pela multiplicação do coeficiente de correção. Os valores calculados das derivadas de estabilidade e controle encontram-se nas Seções 6 e 7.

4 - Projeto Estrutural

A filosofia seguida foi a de que um bom projeto estrutural em aeronáutica deve começar pela identificação correta das cargas a que a estrutura será submetida e resultar num produto que obedeça a requisitos de resistência, rigidez e mínimo peso sem extrapolar restrições de construção.

Tabela 4.1.1- Parâmetros para a construção do diagrama V-n.

4.1 – Diagrama V-n

A Figura 4.1.1 mostra o Diagrama V-n para manobras e rajadas simétricas definido segundo a Referência [16]. Cabe ressaltar que não há uma regulamentação apropriada à missão exigida pelo AeroDesign e, assim, a aplicação integral dos requisitos de segurança é inadequada. Os parâmetros

	<i>Condição Positiva</i>	<i>Condição Negativa</i>
<i>Carga Alar (N/m²)</i>	117,6	117,6
<i>C_{n,máx}</i>	1,62	-1
<i>α_{máx}</i>	18°	-
<i>Cl_α (rad⁻¹)</i>	2,26	2,26
<i>V_s (m/s)</i>	11,5	14,7
<i>V_c (m/s)</i>	14,3	-
<i>V_d (m/s)</i>	18,0	18,0

necessários para a definição do diagrama V-n são apresentados na Tabela 4.1.1. Foram utilizadas condições de atmosfera padrão para a altitude de São José dos Campos. O máximo fator de carga positivo é de 2,45, correspondente ao ponto A do diagrama (coincidente com o ponto D). O fator de carga mais negativo foi definido em -1. Entretanto, o avião é limitado aerodinamicamente e não

atinge a condição limite negativa.

As condições últimas de rajada não são atingidas porque antes ocorre o estol. Foi utilizado fator de segurança de 1,1, o que define a condição última $n_z = 2,695$ representada pela linha em vermelho no Diagrama V-n.

4.2 - Materiais Utilizados

A Tabela 4.2.1 lista as principais propriedades dos materiais utilizados na estrutura do avião. O emprego de cada um é discutido ao longo do texto.

4.3 - Projeto Estrutural de Asas e Empenagens

4.3.1 - Cálculo dos Carregamentos

A contribuição de cada asa na sustentação total e a correspondente distribuição ao longo da envergadura foi obtida pelo método de *vortex lattice*, do qual também se obteve que 55% da sustentação total é gerada na asa superior e 45% na asa inferior; e que esses percentuais são praticamente independentes do ângulo de ataque.

O cálculo das cargas nas asas considerou a condição de avião balanceado. A Tabela 4.3.1 apresenta carregamento nas asas e na empenagem horizontal na condição última.

Os esforços limites calculados para asas e empenagens foram decompostos nos respectivos planos para ângulo de ataque do avião de 18° . Como medida conservadora, o carregamento utilizado

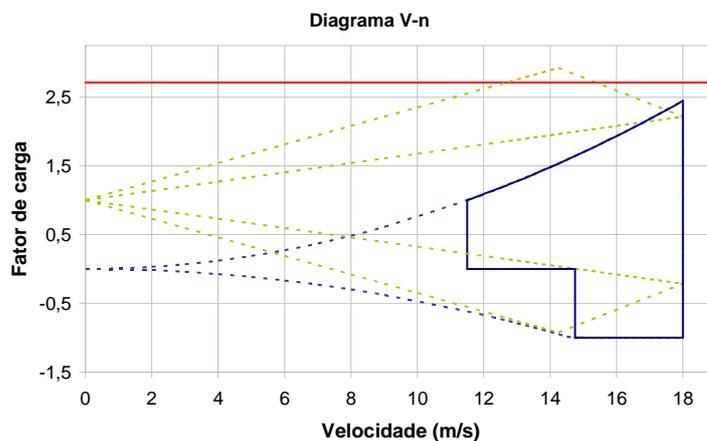


Figura 4.1.1- Diagrama V-n de manobras e rajadas.

Linhas em verde representam as condições de rajada, linhas em azul representam o envelope da aeronave. A linha em vermelha representa a condição última.

Tabela 4.2.1-Principais propriedades dos materiais utilizados.

	ρ (kg/m^3)	σ_{ut} (MPa)	σ_{uc} (MPa)	τ_u (MPa)
Barra de balsa	200	26	15	3,1
Chapa de balsa	160	7,4	4,2	0,73
Fibra de Carbono	1760	4300	-	-
Fibra de Vidro	2110	2415	-	-

Tabela 4.3.1 – Carregamento nas asas e na empenagem horizontal na condição última.

	F_Z (N)
Asa inferior	211,2
Asa Superior	258,0
Empenagem Horizontal	-22,1

no dimensionamento das empenagens foi o correspondente ao acionamento com $Cl_{m\acute{a}x}$ na situação do ponto D do Diagrama V-n ($V_d = 18 \text{ m/s}$). As cargas de inércia durante manobra em vo foram desprezadas frente ao carregamento aerodinâmico, pois não há pontos significativos de massa concentrada.

4.3.2 - Projeto e Análise Estrutural das Asas e Empenagens

O material escolhido para a estrutura foi a madeira balsa pela sua baixa densidade e relativa resistência. O uso de materiais compostos na estrutura da asa foi descartado, sobretudo, pela necessidade de dimensões muito pequenas para se obter baixa massa, o que traz conseqüentes problemas de estabilidade estrutural e construção. Apenas as junções entre semi-asas e asa-fuselagem foram reforçadas com fibra de carbono e vidro em resina epóxi.

A balsa foi modelada como material ortotrópico [17] com propriedades principais – na direção das fibras - mostradas pela Tabela 4.2.1.

Esses valores foram obtidos das Referências [17] e [18] e de testes realizados no Laboratório de Estruturas do ITA.

A escolha da geometria da estrutura contemplou principalmente quatro aspectos: maximização dos momentos de inércia – aumento

da rigidez sob flexão; seção fechada - aumento da rigidez sob torção; processo de construção experimentado – fidelidade entre projeto e produto; e limitações de conformação e colagem da madeira – uma estrutura que exija o contorno do bordo de ataque, por exemplo, pode causar uma degradação desconhecida nas propriedades da balsa, assim como colagens com pouca área de contato comprometem a integridade da estrutura.

Optou-se por uma viga caixão formada por duas longarinas mais revestimentos superior e inferior e reforçadores nos quatro vrtices (Planta 2) para as asas e para a empenagem horizontal. O

Tabela 4.3.2 - Esforços máximos para as empenagens horizontal e vertical em acionamento com $Cl_{m\acute{a}x}$ no ponto D (velocidade de mergulho) do Diagrama V-n.

	<i>Empenagem Horizontal</i>		<i>Empenagem Vertical</i>
<i>Cl</i>	<i>1,05</i>	<i>0,52</i>	<i>1,00</i>
<i>Mx (N.m)</i>	<i>-4,87</i>	<i>1,01</i>	<i>-0,42</i>
<i>Mz (N.m)</i>	<i>1,00</i>	<i>0,19</i>	<i>0,10</i>
<i>Sx (N)</i>	<i>-5,14</i>	<i>-</i>	<i>-1,78</i>
<i>Sz (N)</i>	<i>23,91</i>	<i>-</i>	<i>7,23</i>
<i>T_{xz} (N.m)</i>	<i>-0,73</i>	<i>0,73</i>	<i>0,14</i>

centro geométrico do caixão foi posicionado em 25% da corda, aproximadamente o centro aerodinâmico do perfil, onde o esforço de torção é esperado constante para diferentes ângulos de ataque. O caixão sofre afilamento e as espessuras do revestimento e da longarina e a área dos reforçadores são reduzidas nas posições indicadas na Planta 2. Para a empenagem vertical, utilizaram-se duas longarinas apenas, pois os esforços são baixos o suficiente para que não se faça necessário revestimento.

O número de nervuras foi escolhido com base em dados de equipes anteriores do ITA, o que levou a 23 nervuras na asa superior, 22 na asa inferior, 13 na empenagem horizontal e 4 na empenagem vertical. Para a análise de falha e rigidez, utilizou-se a teoria de viga para material ortrópico [20]. O critério de falha utilizado foi o critério de invariantes de Von Mises para estado plano de tensões, conforme sugerido pela Referência [21]. A Tabela 4.3.3 apresenta as tensões, o resultado do critério de falha e margens de segurança nos pontos mais críticos da seção da raiz e da seção em que a mudança nas dimensões da estrutura é mais crítica (menor margem de segurança) para a condição última. A Margem de Segurança foi calculada com relação às limitações do componente menos resistente: chapa de balsa. A Empenagem Vertical é excluída da análise porque a dimensão da sua

Tabela 4.3.4 - Resultados da análise de rigidez das estruturas das asas e da empenagem horizontal. Deslocamentos e rotação da seção da ponta.

	<i>Asa Superior</i>	<i>Asa Inferior</i>	<i>Empenagem H.</i>
<i>Direção 'x' (mm)</i>	-5,1	-7,1	-0,4
<i>Direção 'z' (mm)</i>	32,2	33,9	4,4
<i>Rotação (°)</i>	-2,6	-3,0	-0,5

estrutura é limitada pela construção e não pela função estrutural.

Para uma análise de rigidez, os deslocamentos e rotações foram calculados pela discretização da estrutura e integração numérica das respectivas derivadas, conforme Capítulo 9 da Referência [18]. A

convergência dos valores foi considerada satisfatória para um intervalo de $\pm 0,1$ mm ou $\pm 0,1^\circ$.

Os resultados são apresentados na Tabela 4.3.4, com relação à ponta da asa. Para a rotação, valores positivos aumentam o ângulo de ataque. A rigidez foi considerada satisfatória, com deslocamentos pouco prejudiciais ao desempenho aerodinâmico do avião.

Tabela 4.3.3 - Resumo da análise de tensões nas estruturas das asas e da empenagem horizontal.

	Posição	Compressão			Tração			Cisalhamento	
		(MPa)	M.S.	V.M.	(MPa)	M.S.	V.M.	(MPa)	M.S.
<i>Asa inferior</i>	<i>Raiz</i>	3,82	0,18	0,76	3,86	0,92	0,29	0,50	0,48
	$2y/b = 0,4$	2,37	0,90	0,29	2,16	2,43	0,09	0,32	1,35
<i>Asa Superior</i>	<i>Raiz</i>	3,49	0,29	0,62	3,69	1,01	0,25	0,35	1,11
	$2y/b = 0,4$	3,23	0,39	0,54	2,93	1,52	0,17	0,42	0,75
<i>Empenagem Horizontal</i>	<i>Raiz</i>	2,30	0,96	0,26	2,49	1,97	0,11	0,16	3,76
	$2y/b = 0,27$	1,55	1,90	0,12	1,68	3,41	0,05	0,08	8,53

Na análise de estabilidade do revestimento das asas, a tensão de flambagem de placa é de 8,24 MPa na asa inferior e de 13,16 MPa na asa superior, ambas muito superiores à tensão de falha da balsa. Para o cálculo dessas tensões, foi considerado um coeficiente de engastamento igual a 2.

As asas inferior e superior, finalizadas (com servos, superfícies de controle, acabamento e reforço de junções), pesaram 0,705 kgf e 0,800 kgf, respectivamente. As empenagens horizontal e vertical, 0,140 kgf e 0,072 kgf. Resultado considerado satisfatório.

4.4 - Fuselagem e Boom

O carregamento da fuselagem engloba as cargas produzidas pelas empenagens e motor, além das cargas de solo e das cargas de inércia dos componentes do avião. O peso da carga útil e suas cargas de inércia não atuam integralmente na estrutura da fuselagem. A carga útil em vôo é apoiada diretamente sobre o caixão da asa inferior, que transmite esforços para a asa superior por meio da estrutura de junção das asas. No solo, a carga útil se apóia no trem de pouso principal e, nessa situação, transmite à fuselagem um esforço igual à reação da bequilha.

Para o cálculo da torção e flexão na fuselagem e no boom, as cargas das empenagens ((Tabela 4.3.2)) foram consideradas aplicadas no primeiro quarto da corda média aerodinâmica. A tração do motor foi de 45 N (1,1 vezes maior do que a obtida em ensaio) e torque máximo 1,25 vezes maior do que o máximo esperado [16] - 1,2 N.m. Não foram feitos cálculos com relação a momentos giroscópicos. As cargas de solo consideraram fatores de carga $n_z=2$ e $n_x=0,51$ para peso máximo $W_{\max} = 17,5 \text{ kgf}$. Esses valores consideram a situação de pouso inclinado em 15° . Para as cargas de inércia, foi considerada a aceleração de 2-g dos seguintes componentes: motor (incluindo hélice e montante) - 11,72 N, tanque cheio - 3,23 N - e bequilha - 2,35 N.

A fuselagem foi concebida em quatro partes: dianteira, junção asa-fuselagem, compartimento de carga e cone de cauda. À exceção da junção asa-fuselagem, que é constituída por paredes de *honeycomb*, as demais partes consistem numa estrutura treliçada em fibra de carbono. A parte dianteira é ainda composta por duas cavernas, uma de *honeycomb* e outra de tecido de fibra de carbono com 3,5 mm de espessura, onde se fixam bequilha e motor, respectivamente.

As dimensões da região de seção transversal constante foram definidas diretamente pelas dimensões mínimas do compartimento de carga. O ângulo de abertura do cone de cauda foi definido pela colocação do volume de carga mínimo e. pela minimização do arrasto (ver Seção 3.1). A parte dianteira foi definida de maneira a manter uma distância segura entre solo e hélice – 35mm - e a posicionar o centro de gravidade do avião.

A análise estrutural da fuselagem foi feita no software *Nastran for Windows*. As treliças maiores, sujeitas a flexão, foram modeladas como vigas para que se pudesse garantir a estabilidade da fuselagem. A otimização da estrutura esbarrou na dificuldade que a redução excessiva de dimensões causa no processo construção.

As paredes de *honeycomb* da junção asa-fuselagem integram as partes dianteira e traseira da fuselagem e transmitem esforços para a asa. A caverna do motor é bastante rígida de modo a evitar problemas de vibração na fixação. Em adição, todas as junções compostas por parafuso que passam a fibra de carbono foram protegidas por placas de alumínio para evitar problemas de fadiga e cisalhamento entre as fibras do tecido.

A estrutura utilizada para o *Boom* foi uma placa de *honeycomb*, que alia baixo peso a rigidez flexional e torcional. Seu dimensionamento foi ditado pela posição da empenagens em relação à fuselagem. A análise estrutural foi feita no software *Nastran*.

A configuração final apresentou para os painéis um índice de 0,12 para o critério de falha de Hoffman. O core apresentou tensão de compressão máxima de 0,491 MPa e de cisalhamento de 0,167 MPa, ambas muito abaixo da tensão de falha. Na análise de rigidez, obtiveram-se um deslocamento máximo de 2,1 mm e uma rotação máxima de 0,8°, o que não compromete o desempenho aerodinâmico das empenagens. O peso final foi de 0,036 kgf.

4.5 - Junção entre asas

As cargas mais críticas às quais essa estrutura está sujeita são: carga vertical e horizontal em recuperação de mergulho - 260 e 84 N, respectivamente; carga lateral durante curvas – 72 N - carga de compressão durante o pouso – 22 N - e torção devido ao momento da empenagem vertical – 7 N.m.

A estrutura é composta por treliças principais constituídas por espuma de PVC de 4mm de espessura recoberta por duas camadas de 1mm de fibra de carbono unidirecional. Para fins de simulação no Nastran, considerou-se a resistência em tração apenas da fibra e o efeito do PVC foi unicamente o incremento do momento de inércia da seção. Há também treliças secundárias constituídas unicamente por fibra de carbono para maior rigidez com relação a cargas laterais e torção. O peso final ficou em 0,108 kgf.

4.6 - Trem de pouso

Optou-se por um trem de pouso principal feito de fibra de carbono. A altura do trem foi estabelecida de modo que se obtivesse uma distância segura entre a ponta da asa e o solo em caso de pouso não-nivelado. A distância de bitola foi definida a partir de requisitos para estabilidade em manobras em pista, segundo a Referência [8]. A largura da parte superior do trem de pouso foi ditada pela largura da aeronave. Dessa forma, os principais parâmetros geométricos ficaram definidos.

Seguindo a Referência [16], foram utilizados fatores de carga normal e horizontal iguais a 2 e 0,7 para pouso com carga máxima de 35 kgf . Além disso, foi analisado pouso- suportado por meia estrutura. Para simulação dessa estrutura no *Nastran for Windows*, foram utilizados elementos de laminado e o número de lâminas foi definido como três. Após várias iterações variando-se as orientações das camadas, chegou-se à conclusão de que a combinação 90°/45°/90° apresenta o melhor desempenho (relação resistência/peso). Para o material das rodas, optou-se por nylon.

Para a bequilha, optou-se por uma mola de torção, com constante torcional determinada a partir da posição do CG da aeronave e da fixação no nariz. A altura do trem de pouso auxiliar foi decidida de modo que o avião tenha ângulo de ataque nulo na decolagem, observando-se que a hélice não deve tocar o solo sob hipótese alguma.

4.7 - Tabela de pesos e posição do centro de gravidade

Tabela 4.7.1-. Peso dos principais componentes do avião e localização do CG.

Descrição	Peso (kgf)	CG	Descrição	Peso (kgf)	CG
Asa Superior	0,800	-0,15	Motor	0,598	0,19
Asa Inferior	0,705	-0,12	Tanque combustível	0,165	0,06
Empenagem Horizontal	0,140	-1,03	Trem de Pouso Princ	0,170	-0,30
Empenagem Vertical	0,072	-0,95	Bequilha	0,120	0,01
Fuselagem	-	-	Servo asa 1	0,040	-0,23
traseira	0,200	-0,43	Servo asa 2	0,040	-0,23
bico	0,160	0,09	Servo Emp Horz	0,040	-0,93
abas	0,065	-0,10	Servo Emp Vert	0,040	-0,93
junção asa-asa	0,108	-0,10	Servo Motor	0,040	0,18
Boom	0,036	-1,02	Bateria	0,097	-0,80
Parafusos	0,045	-0,27	Receptor	0,041	-0,80
Total (kgf)				3,713	-0,18

Tabela 4.7.2 – Estimativa dos momentos de inércia do avião.

Ixx	Iyy	Izz	Ixy	Iyz	Ixz
1,4138877	0,5559815	1,407745	0	0	0,036009

5 - Desempenho

A análise do desempenho tem como objetivo encontrar a carga útil máxima que pode ser levada pelo avião, após levar em conta todas as fases de vôo. Cada requisito foi analisado inicialmente de maneira a se obter um gráfico de *massa total x altitude densidade* tal como limitada pelo mesmo requisito. Através da comparação entre os gráficos (Figura 5.7.2), escolhemos finalmente a maior carga que consegue cumprir todos os requisitos. Um ponto de operação do avião assim escolhido é posteriormente analisado para melhor conhecimento das características de vôo do avião (Tabela 5.7.1). Todas as equações utilizadas neste capítulo têm sua dedução apresentada em [15]. Os requisitos que não definidos claramente em [14] serão estudados e ponderados com base na regulamentação FAR 23 [7].

5.1 – Desempenho em Decolagem

O desempenho em decolagem foi calculado a partir da equação da decolagem [15] para uma distância de 58m de pista (permitindo ainda uma folga de 5% de pista). Para a corrida, utilizou-se o C_L que minimiza a distância de corrida (Seção 3.2), juntamente com a polar de arrasto para o avião sob efeito solo. Foi utilizado $\mu = 0.03$.

De acordo com [7], em §23.51(4), temos que o limite de integração V_d deve ser feito

$V_d = 1.1 \cdot V_{estol}$, exceto quando este não permite o gradiente de subida desejado (Seção 5.2). Para o requisito de decolagem, tal como apresentado na Figura 5.7.2 com todas as massas, foi utilizado $V_d = 1.1 \cdot V_{estol}$. Uma posterior análise (seção 5.7) revela ser necessário utilizar uma V_d maior.

5.2 – Desempenho em Subida

A razão de subida é calculada pelas Equações 5.2 e 5.3: $\tan(\gamma) = \frac{(T_{max} - D)}{L}$, $L = mg \cos(\gamma)$.

O valor mínimo de $\tan(\gamma)$ é dado por [7] em §23.65(a) e §25.119 varia entre 8.3% e 3.2%. Para não penalizar a carga útil com um elevado gradiente de subida, nem diminuir o gradiente a ponto de ter-se uma velocidade vertical menor que 0,5m/s (parâmetro este definido internamente, como mínima velocidade de subida aceitável para um avião nesta escala, Seção 2.2), foi escolhido o gradiente mínimo de 5,25%. Inicialmente, a velocidade de subida foi fixada em $V_d = 1.1 \cdot V_{estol}$ (por bem da segurança e da garantia de uma decolagem bem sucedida). Uma análise mais cuidadosa (seção 5.7) permitiu aumentar a V_d a fim de aumentar a carga útil máxima.

5.3 – Desempenho em Curvas Niveladas

O desempenho pontual em curvas niveladas pode ser garantido através do estudo do critério de raio mínimo. Este, por sua vez, é calculado pela Equação 5.4: $R_{min} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_{z,max}^2 - 1}}$. Garantir que o fator de carga máximo $n_{z,max}$ não será maior do que aquele estruturalmente permitido (Seção 4.1), calcula-se a carga limitante para um dado raio mínimo de 40m (com base nas limitações do circuito). Uma vez que $n_{z,max}$ pode ser limitado tanto pelo $C_{L,max}$ quanto pela tração disponível, as duas situações foram verificadas (Figura 5.7.2).

5.4 – Envelope de Vôo de Cruzeiro

Obtêm-se por meio do teto de vôo o gráfico de *carga útil x altitude densidade* tal como limitada pelo cruzeiro. Uma vez que o perfil utilizado não alcança valores de C_l baixos (Seção 3.1)

em vôo controlável, o cruzeiro limita a velocidade máxima da aeronave. Desta forma, é definido um envelope de velocidades de operação do avião (conforme Seção 4.1).

5.5 – Estudo do Planeio

O vôo planado não é um limitante de carga útil para a aeronave. No entanto, devido à possibilidade de corte acidental do motor na aproximação, ou mesmo para melhor conhecer as características de vôo do avião projetado (como por exemplo a velocidade vertical em vôo planado), foi realizada a simulação de um vôo planado partindo de uma altura inicial de 20 m (Tabela 5.7.1). As equações utilizadas são as do vôo planado no plano vertical [15].

5.6 – Distância de Pouso, Estudo de Aproximação e Arremetida.

Para melhor ponderar a vantagem do bônus para pousos com paradas completas antes dos 122m de pista, fez-se um estudo do desempenho em pouso, utilizando-se a Eq 5.1 como base de cálculo. A velocidade de pouso aqui considerada é $V_p = 1,3V_{estol}$ [FAR_23,§23.73(a)]. Como se verifica pelos resultados (Figura 5.7.2), a restrição de carga para obter o bônus é muito severa, indicando a necessidade de freios. Estes, por aumentarem o peso do avião vazio e devido às dificuldades de construção dentro do prazo limitado, foram descartados. O estudo de *carga útil x altitude densidade* para aproximação e arremetida foi baseado nos requisitos em [FAR -23 §23.69 e §23.77, respectivamente]. Uma vez que §23.69 não define um gradiente de descida específico, definimos um gradiente de descida levemente maior que o de decolagem (obviamente com o sinal contrário), igual a -6% com a velocidade de pouso $V_p = 1,3V_{estol}$. Para a arremetida foram tomados os valores de 3.3% para o gradiente e $V_{arremetida} = 1,3V_{estol}$. Os resultados encontram-se na (Figura 5.7.2).

5.7 – Resultados do desempenho

Conforme as seções 5.1 e 5.2, a carga que pode ser levantada na distância de decolagem com $V_d = 1.1 \cdot V_{estol}$ é maior do que aquela com a qual o avião é capaz de subir com o gradiente requisitado. Porém, com a carga para subir com o gradiente requisitado, o avião é capaz de decolar antes da distância prevista, o que representa uma perda de eficiência. Ainda com base em [7], §23.51(4), podemos aumentar a V_d de tal forma a restringir o requisito de decolagem e relaxar o de subida, até que o avião decole em 58m, com precisamente o gradiente de subida requisitado. Esta é a

carga máxima que o avião é capaz de carregar dentre os requisitos, como se vê na Figura 5.7.2.

Um ponto de operação foi escolhido para a carga máxima prevista na altitude de São José dos Campos e o desempenho final do avião, conforme seções 5.1 – 5.6, está resumido na tabela 5.7.1.

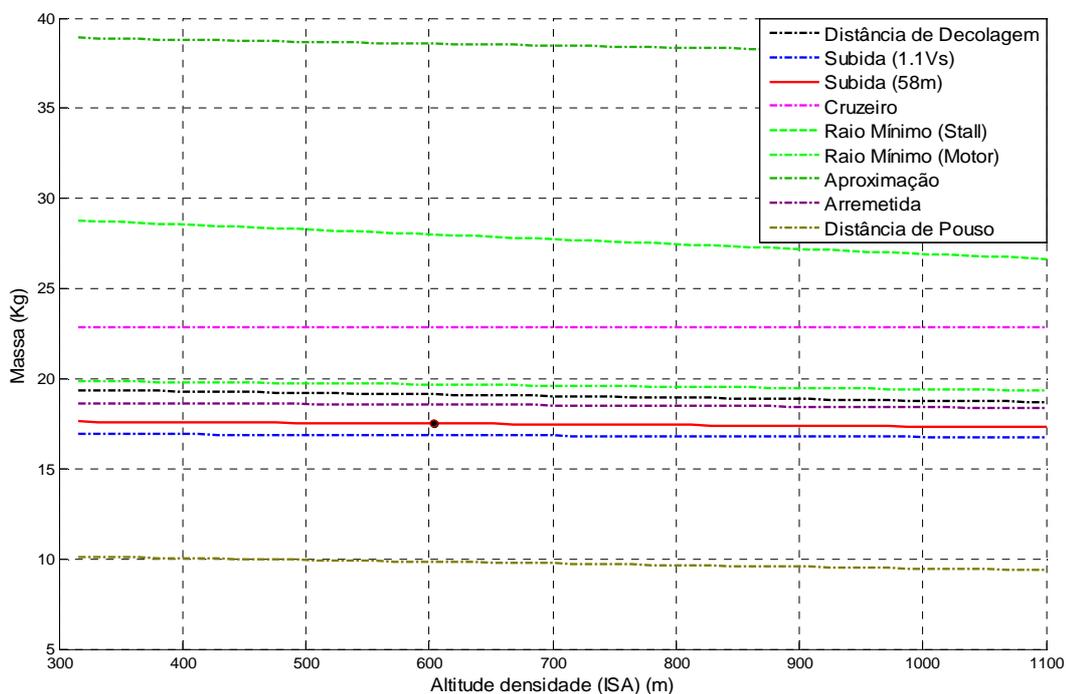


Figura 5.7.2 – Gráficos de Massa total x Altitude Densidade para todas as fases de voo.

Tabela 5.7.1 – Características de desempenho pontual calculadas para um ponto de operação

Desempenho Pontual	
<i>Massa Total: 17,5 kg</i>	<i>Altitude Densidade: 600 m</i>
Propriedade:	Valor:
Velocidade de Stall:	10,9 m/s
Velocidade de decolagem:	12,8 m/s
Velocidade adequada para cruzeiro	14,4 m/s
Velocidade máxima de voo (Limitada pelo Cl min)	16,8 m/s
Razão de planeio (Alcance máximo)	(-)6,575°
Velocidade vertical em planeio (Alcance máximo)	1,8 m/s
Distância para parada completa em pouso	227,75 m
Velocidade ao passar a marca de 122m no pouso	8,5 m/s
Raio mínimo de Curva Nivelada	27 m

6 – Estabilidade

6.1 – Estabilidade estática longitudinal

A posição do CA é um parâmetro importante na análise de estabilidade longitudinal. As coordenadas x_{CA} e y_{CA} foram obtidas com auxílio do AVL [1]. A influência da fuselagem na posição do CA foi calculada pelo método proposto em [6], mas não houve mudança significativa. O CA está 0,251 m acima e 0,226 m atrás do bordo de ataque da raiz da asa inferior.

Pode ser verificado nos gráficos de x_{cg} (em relação ao bordo de ataque da asa) e margem estática (em porcentagem da CMA) (Figura 6.1.1) que o passeio do CG com o aumento da carga útil não é grande, isso ocorreu pela preocupação com a margem estática já na etapa de projeto. O requisito de margem estática de 10% [8] teve o objetivo de prever a estabilidade dinâmica e estimar a qualidade de voo, que serão mais tarde verificados.

Como a empenagem é inteiramente móvel, havia a possibilidade de a aeronave ser instável em manche livre (falha de

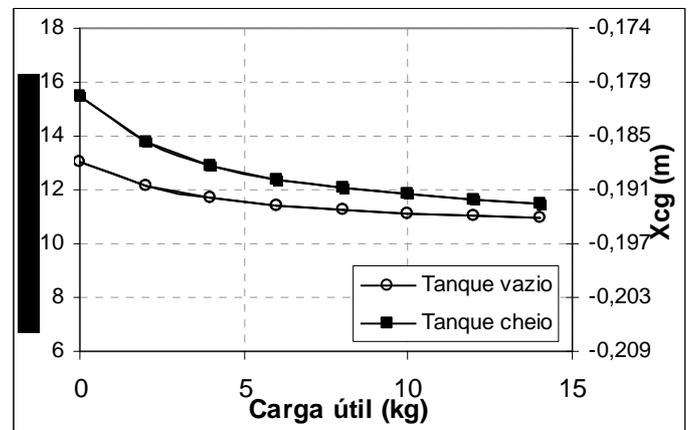


Figura 6.1.1 – Passeio do CG

servo). Como o eixo da empenagem foi colocado no CA, o momento aerodinâmico fica sempre constante e, juntamente com o peso da empena, faz com que esta atinja o batente de ângulo de incidência máximo para qualquer ângulo de ataque da aeronave. Esse batente foi definido de modo que nessa situação a empenagem consiga manter a aeronave estável em C_{Lmin} . Pela Figura 7.1.2- (controle longitudinal) foi determinado o batente de -7° com relação à fuselagem. A aeronave se comportaria então como manche fixo, pois as próprias forças aerodinâmicas manteriam a empena fixa. A aeronave, portanto, seria estável, mas muito pouco controlável.

6.2 – Estabilidade dinâmica e qualidade de voo longitudinal

Para garantir a estabilidade e qualidade de voo, foram calculadas as derivadas de estabilidade (Seção 3.6). Na Tabela 6.2.1, são mostradas apenas as derivadas para $\alpha=5^\circ$ e $\alpha=15^\circ$.

As equações do movimento foram linearizadas e encontrados os alto-valores da matriz de estado. Foram analisados os casos de baixa velocidade ($1,1.V_{estol}$ para simular voo logo após decolagem) e velocidade de cruzeiro para carga

Tabela 6.2.1 – Derivadas de estabilidade longitudinais

α ($^\circ$)	$C_{L\alpha}$	$C_{M\alpha}$	C_{Lq}	C_{Mq}
5	3,53	-1,21	2,34	-9,09
15	3,04	-1,80	1,39	-9,05

útil máxima (Tabela 5.7.1). A operação em baixas velocidades se mostrou mais crítica para período curto e a operação em cruzeiro se mostrou mais crítica para o período fugoidal (período longo).

Tabela 6.2.2 – Parâmetros de resposta do movimento longitudinal

	Velocidade baixa			Velocidade de cruzeiro		
	Pólos	ζ	ω_n (rad/s)	Pólos	ζ	ω_n (rad/s)
Período longo	-0,188+1,06.i	0,174	1,08	-0,095+0,88.i	0,107	0,883
	-0,188-1,06.i			-0,095-0,88.i		
Período fugoidal	-3,95+8,80.i	0,409	9,65	-4,76+8,54.i	0,487	9,78
	-3,95-8,80.i			-4,76-8,54.i		

Como não há regulamento para qualidade de vôo de aeromodelos, foi utilizado como base o determinado pela norma MIL contido em [9], de acordo com o qual o período fugoidal pode ser enquadrado como nível 1 ($\zeta > 0,04$). Para qualidade de vôo no período curto, apenas o intervalo de amortecimento do requisito foi considerado, tendo em vista que uma aeronave de pequeno porte atinge frequências maiores de oscilação de arfagem em relação a aeronaves de grande porte, e é permitido que atinja por não ser tripulada. Então, embora a aeronave tenha frequência natural ($f_n = 1,53$ Hz) acima do considerado aceitável segundo o thumbprint plot (Figura 6.2.1), esse tipo de comportamento é desejável (segundo [10]). Portanto, o período curto foi considerado nível 2 (quase nível 1).

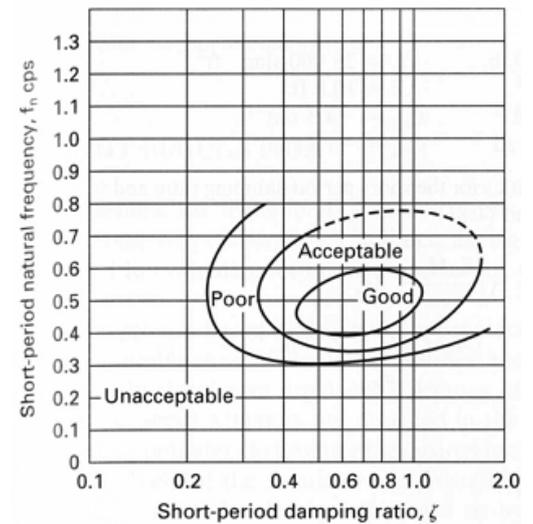


Figura 6.2.1 – Thumbprint plot [10]

6.3 – Estabilidade e qualidade de vôo látero-direcional

A estabilidade látero-direcional foi um parâmetro considerado logo na etapa de projeto por causa da distância reduzida que há entre as asas e a empenagem vertical. No projeto inicial, utilizou-se um coeficiente de volume de cauda para a empenagem horizontal baseado em dados históricos ($C_{vt} = 0,03$). Essa empenagem havia ficado demasiadamente grande por causa da distância reduzida e por causa da grande envergadura da asa. A estabilidade látero-direcional da aeronave com essa empenagem foi analisada e percebeu-se que era consideravelmente instável em espiral segundo [10].

Nesse sentido, foi estipulado um diedro de $3,2^\circ$ nas asas e a empenagem vertical foi reduzida (dimensões na Seção 3). Essas modificações deixaram a aeronave com boa qualidade de vôo em

todos os modos látero-direcionais e não prejudicaram a controlabilidade, como pode ser vista na Seção 7.2. Após as modificações, percebe-se que a aeronave ficou estável em espiral (Tabela 6.3.2). E, pelo critério contido em [10], manteve a qualidade de voo em Dutch roll ($\zeta > 0,19$, $\zeta\omega_n > 0,35$ e $\omega_n > 1$) e em rolamento ($\tau < 1,0$). Para a configuração final, as derivadas de estabilidade estão mostradas na Tabela 6.3.1, assim como os pólos para velocidade baixa (caso crítico).

Tabela 6.3.1 – Derivadas de estabilidade látero-direcionais

α (°)	$C_{y\beta}$	$C_{l\beta}$	$C_{n\beta}$	C_{yp}	C_{lp}	C_{np}	C_{yr}	C_{lr}	C_{nr}
5	-0,066	-0,098	0,007	0,047	-0,381	-0,094	0,071	0,324	-0,045
15	-0,074	-0,140	0,026	0,142	-0,330	-0,145	0,052	0,451	-0,087

Tabela 6.3.2 – Parâmetros de resposta do movimento látero-direcional a velocidade baixa

	Pólos	ζ	ω_n (rad/s)	$\tau_{1/2}$ (s)
Rolamento	-4,91	-	-	0,204
Dutch roll	-1,82+4,31.i	0,388	4,68	-
	-1,82-4,31.i			
Espiral	-0,052	-	-	19,2

7 – Controle

7.1 – Controle longitudinal

Foi escolhida uma empenagem horizontal totalmente móvel. Algumas vantagens dessa configuração com relação à configuração com empenagem fixa e profundo são: facilidade de construção, redução de peso estrutural, maior faixa possível de C_L e menor arrasto de perfil. Como desvantagem há uma força maior no servo, que foi contornada pela colocação do eixo no centro aerodinâmico da empenagem (Seção 6.1).

Para esta decisão foi considerada a curva de C_L da empenagem necessária para manter o avião estável em função do C_L do avião. Para a determinação do momento em torno do ponto de referência (CG ou trem de pouso) foram

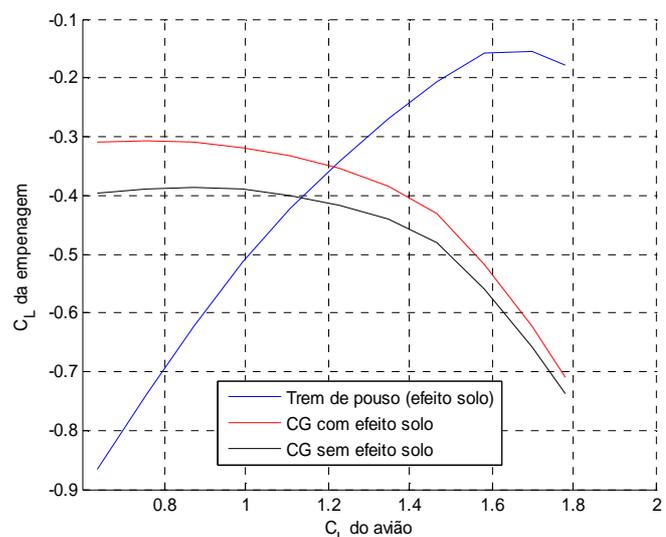


Figura 7.1.1 – C_L da empenagem para manter o avião estável

considerados sustentação, arrasto e momento da asa e empenagem horizontal, assim como a tração do motor. Sustentação, arrasto e momento da fuselagem e da empenagem vertical foram desprezados. Foram feitas as curvas para vôo estável, vôo estável com efeito solo e decolagem (para manter o avião em equilíbrio em torno do trem de pouso principal).

Percebe-se que a variação de C_L da empenagem é significativa. Esse foi o principal fator que levou à escolha da empenagem móvel. Pela Seção 3.2 a empenagem garante o C_L na faixa necessária para vôo estável e decolagem.

Foi feita também a análise do ângulo de deflexão da empenagem com relação à fuselagem para verificar o

ângulo de corrida em pista, a dinâmica da decolagem e para definir os batentes. Pode-se observar que o ângulo de deflexão que garante a rolagem em torno do trem de pouso é menor que o ângulo que mantêm o avião estável para o C_L de decolagem, sendo então necessário para o piloto aumentar a deflexão para que a aeronave não perca ângulo de ataque após deixar a pista. Como essa diferença não é muito grande, conclui-se que o avião é bem controlável na decolagem. Para que a aeronave não decole sem comando do piloto foi definido ângulo de deflexão -12° para corrida.

Tabela 7.1.1 – Derivadas de controle longitudinais

α ($^\circ$)	$C_{L\delta p}$	$C_{M\delta p}$
5	0,548607	-1,36616
15	0,507469	-1,31786

As derivadas de controle longitudinal, calculadas por meio do AVL são apresentadas na Tabela 7.1.1.

7.2 – Controle látero-direcional

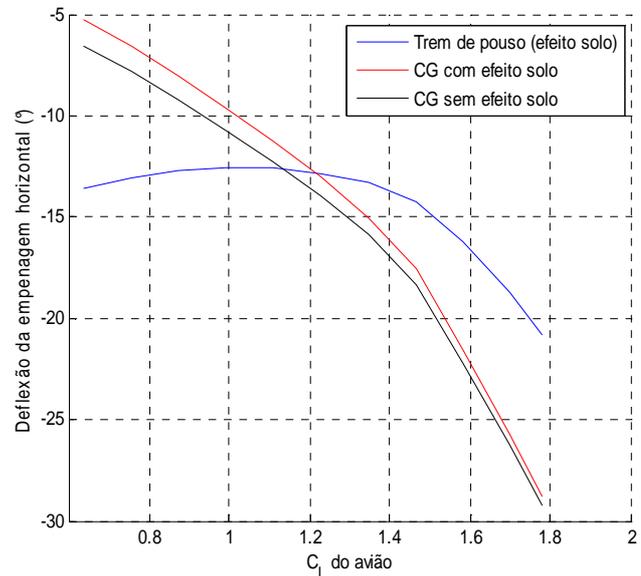


Figura 7.1.2 – Deflexão da empenagem (em relação à fuselagem) para manter o avião estável

Para que a aeronave fique estável em manche livre (Seção 6.1) e a empenagem não encoste no leme foram colocados batentes de modo que o curso fique entre -7° e -30° (Planta 2).

Para garantir a estabilidade a empenagem vertical foi diminuída (Seção 6.3). Consequentemente o leme ficou com um tamanho reduzido se comparado a aviões convencionais. Então o controle em curvas teria que ser feito predominantemente pelos ailerons.

Considerando que o estol da asa ocorre na região dos ailerons e que o perfil escolhido não tem comportamento linear para maiores deflexão de flap (Seção 3.6), seria desejável que os ângulos de deflexão dos ailerons fossem pequenos. Por isso optou-se por ailerons grandes (Planta 2). As derivadas de controle látero-direcionais calculadas pelo método descrito na seção 3,6 são:

Tabela 7.2.1 – Derivadas de controle látero-direcionais

α (°)	$C_{y\delta r}$	$C_{l\delta r}$	$C_{n\delta r}$	$C_{y\delta a}$	$C_{l\delta a}$	$C_{n\delta a}$
5	-0,0329	-0,0026	0,0095	0,0192	0,1243	-0,0008
15	-0,0301	-0,0022	0,0087	0,0183	0,1034	0,0057

Tabela 7.2.2 – Deflexão das superfícies de controle para curva nivelada

δp (°)	δr (°)	δa (°)
-15,26	5,49	3,95

Para verificar a eficiência das superfícies de controle foi feita a análise de curva nivelada não derrapada com 40 m de raio (Seção 5.3), a velocidade de cruzeiro na altitude de São José dos Campos. Foram então calculados os comandos de profundor, aileron, leme e

motor para realizar a manobra (Tabela 7.2.2). Percebe-se a eficiência das superfícies de controle, pois estão longe de atingir os batentes.

8 – Propulsão

Ensaio de tração realizados por equipes anteriores indicam que a hélice APC 13x4 acoplada ao motor OS .61 é a mais indicada para a missão, pois proporciona melhor desempenho em decolagem. Os ensaios foram feitos em túnel de vento, para obter o gráfico de tração em função de

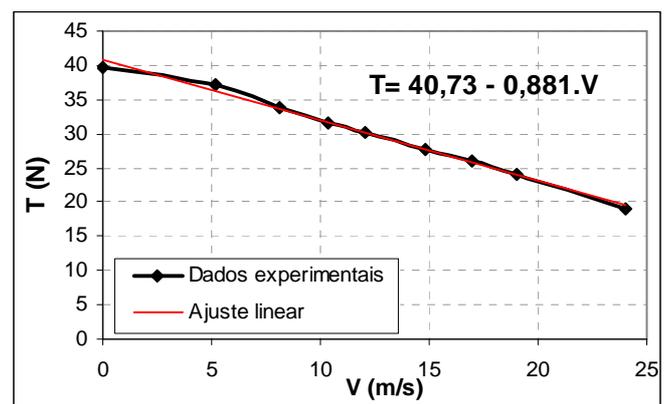


Figura 8.1 – Tração em função da velocidade

velocidade. Para a correção dos ensaios para escoamento livre foi utilizada a metodologia indicada em [11], formando a Figura 8.1. Os ensaios foram feitos com $\rho=1,09 \text{ kg/m}^3$. Para relacionar a tração com a densidade foram feitas a seguintes consideração de que a potência aumenta linearmente com a

densidade, pois a rotação se mantém aproximadamente constante, já que os efeitos de aumento de torque e aumento de arrasto se contrabalanceiam.

Portanto a tração pode ser considerada proporcional à densidade e é dada por

$$T = \frac{\rho}{1,09}(40,73 - 0,881.V).$$

9 – Análise do sistema elétrico

O sistema elétrico da aeronave é composto por uma bateria FUTABA NR-4J (4,8 V 600mAh), um receptor FUTABA FP-R138DP (14 mA), 6 servos FUTABA S3002 (12,6) e Voltwach. O tempo calculado de funcionamento da bateria é de cerca de 6 horas, suficiente para um dia inteiro de competição, pois o sistema não fica ligado continuamente.

A antena é ligada entre o cone de cauda e a asa superior para evitar a proximidade de materiais compostos, que poderiam prejudicar a receptividade. O rádio é PCM e foi decidido utilizar Voltwatch, tendo em vista os pontos de bonificação. Serão utilizados apenas componentes originais, inclusive extensões, para garantir a efetividade do sistema elétrico e segurança em vôo.

Os servos foram dimensionados para agüentar as cargas necessárias e fornecer o curso necessário para a superfície de controle. Como o eixo da empenagem horizontal está no CA, o momento que o servo precisa fazer é encontrado a partir do $C_{m0} = 0,038$. Para velocidade máxima (Tabela 5.7.1), esse momento é 0,36 N.m. Para calcular os esforços nos servos dos ailerons, calculou-se por meio do Xfoil o momento em torno do eixo do flape de um perfil s1223HG. O coeficiente de momento máximo foi 0,04. Integrando esse momento na envergadura do aileron para velocidade máxima chegou-se a 0,39 N.m. O torque fornecido pelo S3002 é 0,31 N.m. Fazendo a ligação do link na superfície de controle ter o dobro do braço da ligação do link no servo, o momento aplicado pelo servo pode chegar a 0,62 N.m, suficiente para controlar a empenagem e os ailerons. O leme tem esforços menores que a empenagem e o aileron, portanto o servo é suficiente. Foi verificado que o curso também é suficiente.

10- Referências Bibliográficas

- [1] DRELA, M. AVL. <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/> (2 Mar 2007).
- [2] SELIG, M. *Index of /m-selig/pub/LSATs*. <http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/pub/LSATs/> (10 Jul 2007).
- [3] DRELA, M. *XFOIL Subsonic Airfoil Development System*.
<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (15 Abril 2007).
- [4] HOERNER, S.F. (1951). *Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. Midland Park, Hoerner Fluid Dynamics.
- [5] SCHLICHTING, H (1979). *Aerodynamics of the airplane*. New York, McGraw-Hill.
- [6] ROSKAM, J.(2000). *Airplane design*. Lawrence, DARcorporation.
- [7] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. *Federal Aviation Regulation Part 23 amendment 55*.
- [8] RAYMER, D.P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 3. ed. Washington, DC: AIAA, c1999. Único. 923 p. (AIAA Education Series / J.S. Przemieniecki). ISBN 1-56347-281-0.
- [9] NELSON R.C. (1989). *Flight Stability and Automatic Control*. New York, McGraw-Hill.
- [10] PETERS M.E.; ANDRISANO D.(1997). *The determination of longitudinal flying qualities requirements for light weight unmanned aircraft*. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, New Orleans, LA, Aug. 11-13, 1997.
- [11] POPE A. (1947). *Wind-tunnel testing*. New York, John Wiley & Sons Inc.
- [12] R. JOZWIAK K. KUBRYNSKI *New Slat Concept for Flow Control Over Airfoil*. Institute of Aeronautics and Applied Mechanics, Warsaw University of Technology, Warsaw, Poland.
- [13] R. S. PEPPER, C. P. VAN AND P. A. GELHAUSEN. *Design methodology for high-lift systems on subsonic transport aircraft*. NASA, Ames Research Center, Moffett Field, CA
- [14] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS. VIII Competição SAE BRASIL AeroDesign / Classes Regular e Aberta. (2007). *Regulamento da Competição*.
- [15] PAGLIONE, P. (1990) *Desempenho de Aeronaves*. São José dos Campos,. Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

- [16] European Aviation Safety Agency (2003). *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes CS-VLA*. Decision no. 2003/18/RM.
- [17] *On the Mechanics of Balsa and Other Woods*. K. E. Easterling, R. Harrysson, L. J. Gibson, M. F. Ashby. Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences, Vol. 383, No. 1784 (Sep. 8, 1982), pp. 31-41.
- [18] MEGSON, T.H.G. *Aircraft structures for engineering students* . 3. ed. Oxford: Butterworth Scientific, 1999. Único. 590 p. ISBN 0-340-70588-4.
- [19] *Material Property Data* - <http://www.matweb.com>
- [20] MIT Open Course Ware. Structural Mechanics 16-20 Fall 2002. Unit 13.
- [21] AICHER S & KLOCK W. Linear versus quadratic failure criteria for inplane. loaded wood based panels. Otto-Graf Journal 2000: 12: 187–199
- [22] CAVALIERI, A.V.G.; GIRARDI, R.M.; ARAÚJO, T. B. (2007). *Experimental Determination of the Aerodynamic Characteristics and Flap Hinge Moment of the Wing Airfoil used at ITA's Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*. 19th International Congress of Mechanical Engineering, Brasília, Nov. 5-9.

Equipe HoverGama – Instituto Tecnológico de Aeronáutica

