

Projeto de um Planador Ultraleve *Foot-Launched*

Prof. Cláudio Pinto de Barros

Centro de Estudos Aeronáuticos da Escola de Engenharia da
Universidade Federal de Minas Gerais – CEA/EEUFMG

Fabiano Drumond Chaves

José Henriques Iscold Andrade de Oliveira

Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira

Rogério Pinto Ribeiro

Centro de Estudos Aeronáuticos da Escola de Engenharia da
Universidade Federal de Minas Gerais – CEA/EEUFMG

Copyright © 2002 Society of Automotive Engineers, Inc

RESUMO

Apresenta-se o estudo preliminar de um planador ultraleve foot-launched. Alguns projetos representativos dessa categoria, desenvolvidos nos últimos anos, são comentados com breve análise de suas principais vantagens e deficiências. Dados comparativos são usados para a estimativa de valores básicos dos principais parâmetros de projeto para uma aeronave dessa classe e, a partir destes valores, são efetuados cálculos iterativos visando a definição final desses valores. São analisadas as dimensões da asa, das empenagens, bem como as estimativas de peso dos componentes e o passeio do centro de gravidade da aeronave. São discutidas também questões sobre a configuração final da aeronave, enfatizando-se os aspectos ergonômicos ligados à decolagem, ao voo e ao pouso. Algumas soluções construtivas são apresentadas e discutidas.

INTRODUÇÃO

Dentro da disciplina *Projetos Avançados de Aeronaves*, integrante do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, foi proposto o desenvolvimento do projeto básico de um planador ultraleve *foot-launched*. Trata-se portanto de uma aeronave sem motorização, de baixo peso, capaz de decolar através do lançamento à pé em encostas de montanhas.

A justificativa para o desenvolvimento deste tipo de aeronave se baseia na necessidade de se ter uma aeronave com baixos custos de aquisição e operação, e que exija um mínimo de aparatos para alçar voo. No caso dos planadores convencionais, além do elevado custo de aquisição, a necessidade do uso do avião rebocador torna sua operação cara

impedindo a sua popularização¹. As asas-delta, apesar do seu baixo custo de aquisição e operação (sua decolagem é feita de forma semelhante àquela proposta para esta nova aeronave), não podem ser consideradas aeronaves convencionais já que seu controle é feito através do deslocamento do centro de gravidade do piloto e não de comandos aerodinâmicos.

ESTUDO DAS PRIORIDADES

O estudo das prioridades é de extrema importância para o projeto de uma nova aeronave.. Assim, por exemplo, se desempenho e acabamento são prioritários, dificilmente será possível manter baixo o custo de fabricação.

Para o presente projeto, definiu-se como prioridades:

- ◇ Decolagem à pé;
- ◇ Baixo peso; necessário para se ter sucesso em atender o primeiro item,
- ◇ Ergonomia, principalmente a ligada à segurança do tripulante;

¹ A palavra popularização neste ponto do texto não significa que a operação desta nova aeronave poderá ser feita por qualquer pessoa. Pelo contrário, por se tratar de uma aeronave com limitações operacionais importantes (velocidades, fatores de carga, etc.) sua operação deverá ser feita por pilotos com treinamento específico para este tipo de aeronave. Neste caso, a palavra *popularização* implica em supor uma operação barata e independente de aparatos adicionais (aeronave para reboque, etc.).

◇ Baixo custo de fabricação;

◇ Desempenho.

Além destes aspectos outros como, aparência, facilidade de reparação e manutenção, vulnerabilidade em pouso fora de pista, facilidade de transporte no solo, serão também considerados durante o projeto. Entretanto sempre que se verificar algum conflito os itens da lista de prioridades, deverão prevalecer.

TABELA COMPARATIVA

Das várias tentativas de se desenvolver uma aeronave deste tipo feitas ao longo dos últimos anos, poucas obtiveram sucesso. Em sua maior parte isso se deveu ao excesso de peso, inviabilizando a decolagem à pé. Em algumas o desempenho foi fortemente reduzido para minimizar o peso. Alguns dos principais projetos desta categoria são apresentados na Tabela 1.

Tabela 1 - Tabela Comparativa

	Swift	ULF-1	Carbon Dragon	Super Floater	Mitchell Wing	Volmer VJ-23
Envergadura	11.58	10.4	13.41	11.6	10.36	9.93
Comprimento	(tail less)	5.55				5.3
Alongamento	10.7	8	12.9	8.4	8	5.88
Afilamento	0.75	0.7		1.0		0.8
Área Alar	12.54	13.4	13.0	15.5	12.63	17
Perfil Raiz	Lam15% nãoreflex	63137 (18%)	Irv Culver			Irv Culver
Perfil Ponta	Lam15% nãoreflex	63137 (15%)	Irv Culver			Irv Culver
Peso Vazio		50	65	81	50 ?	49
Carga Útil	100	100	87	100	86 ?	86
Carga Alar Max.		11.19	11.61	11.74	10.8 ?	7.9
Velocidade Estol	40 km/h	32				24
Velocidade Max.	120 km/h					
L/D	15:1	16:1	25:1	15:1 @ 56km/h		12:1 @ 32km/h
Vymin	0.76	0.8	0.5	0.9		0.96
Fator de carga	+6/-4	+6/-3			+/-6	
Materiais	Al./Tela	Mad./Tela	Mad./Tela	Tube (Al.)/ Tela	Mad./Tela	Mad./Tube/Tela

Através de uma análise da Tabela 1 pode-se estimar os seguintes valores para os parâmetros básicos da aeronave.

- ◇ *Envergadura* entre 9 m e 14 m
- ◇ *Comprimento* entre 4.5 m e 5.5 m
- ◇ *Alongamento* entre 6 e 13
- ◇ *Afilamento* entre 0.7 e 1.0
- ◇ *Área Alar* entre 12 m² e 17 m²
- ◇ *Peso vazio* menor que 45 kgf
- ◇ *Carga Útil* 86 kgf
- ◇ *Carga Alar.* entre 7.7 kgf/m² e 10.9 kgf/m²
- ◇ *Vel. Estol* entre 24 km/h e 32 km/h

Deve-se lembrar que a definição destes valores desejados não deve ser feita simplesmente através de uma média dos valores obtidos, e sim fruto de uma minuciosa análise da provável faixa ótima para cada parâmetro (Barros, 2001).

ESTIMATIVAS INICIAIS

Os valores relativos às dimensões da asa da aeronave são, provavelmente, os de maior importância. Por se tratar de um planador, o projeto da asa será decisivo na definição das características de desempenho da aeronave. Dois aspectos devem ser levados em consideração:

- ◇ Aerodinâmica/Desempenho e
- ◇ Estrutura/Peso.

Quanto maior for o alongamento da asa maior será a sua eficiência (relação entre sustentação e arrasto, i.e. razão de planeio). Para aumentar o alongamento da asa pode-se aumentar sua envergadura ou diminuir sua área. Caso opte-se pelo aumento da envergadura, maiores serão os esforços estruturais e consequentemente maior será o peso da asa, além dos prejuízos para o transporte da aeronave no solo. Caso opte-se por diminuir a área, maior será a carga alar e consequentemente maior será a velocidade de estol reduzindo a capacidade da

aeronave de subir em correntes ascendentes. Além disto, o aumento do alongamento, obtido por ambas as formas, provoca uma inevitável diminuição do número de Reynolds de projeto da asa, o que neste caso, é um outro fator complicador, já que ele é

bastante reduzido para este tipo de aeronave, o que dificulta a obtenção de altos valores de sustentação. Assim, observa-se que a definição da geometria da asa é uma das questões mais importantes deste projeto.



Figura 1- Exemplos de planadores *foot-launched* (Swift, ULF-1 e Mitchell Wing)

De forma a iniciar o projeto da asa, alguns dos valores estimados anteriormente, foram fixados formando assim o primeiro conjunto de restrições para o presente projeto, sendo:

- ◇ *Peso vazio:* igual a 45 kgf
- ◇ *Vel. Estol:* igual a 32 km/h
- ◇ *Carga Útil:* igual a 86 kgf

Além destas restrições iniciais, definiu-se através de uma pesquisa da literatura, um conjunto de perfis aerodinâmicos adequados ao presente projeto. Deste grupo de perfis, abandonando-se os de baixo valor de coeficiente de sustentação máximo e os de grande valor de coeficiente de momento, foram selecionados os seguintes perfis aerodinâmicos com utilização provável:

- ◇ *Wortmann FX 72-MS-150 A*
- ◇ *Wortmann FX 72-MS-150 B*
- ◇ *Selig 1223*

Deste grupo descartou-se a utilização do perfil *Selig 1223* devido a sua pequena espessura relativa e a sua complicada geometria de bordo de fuga (fato que complicaria bastante as soluções construtivas da asa).

Sendo assim, a escolha deveria ser feita entre os dois perfis *Wortmann* de mesma família. Uma comparação dos valores de C_L^3 / C_D^2 (que é inversamente proporcional ao afundamento mínimo do planador) auxiliou na escolha do perfil *Wortmann FX 72-MS-150 A*.

Assim, após definidas as restrições iniciais para pesos e velocidades da aeronave e a perfilagem a ser utilizada, implementou-se um algoritmo iterativo de forma a definir a geometria da asa. Este algoritmo é o apresentado na Figura 2.

programa implementado calcula a envergadura da asa para que sejam atendidas as restrições de velocidade de estol. Para o atendimento da restrição de peso deverá ser repetido o processo para diversos valores de alongamento de forma a se determinar o valor máximo a ser utilizado sem infringir esta restrição.

A Tabela 2 apresenta os valores obtidos pelo programa para diversos valores de alongamento.

Tabela 2 - Dimensões da asa

Alongamento	Envergadura	Área alar	Peso da asa	L/D	L^3/D^2
4	6.27	9.82	11.7	10.2	82
6	7.89	10.37	17.88	12.44	147
8	9.36	10.95	24.4	14.7	222
9	10.07	11.26	27.83	15.0	262
9.5	10.42	11.42	29.58	15.4	282
10	10.77	11.59	31.37	15.7	303
10.5	11.11	11.75	33.15	16.1	324
11	11.45	11.91	34.97	16.43	346
12	12.13	12.26	38.72	17.10	389

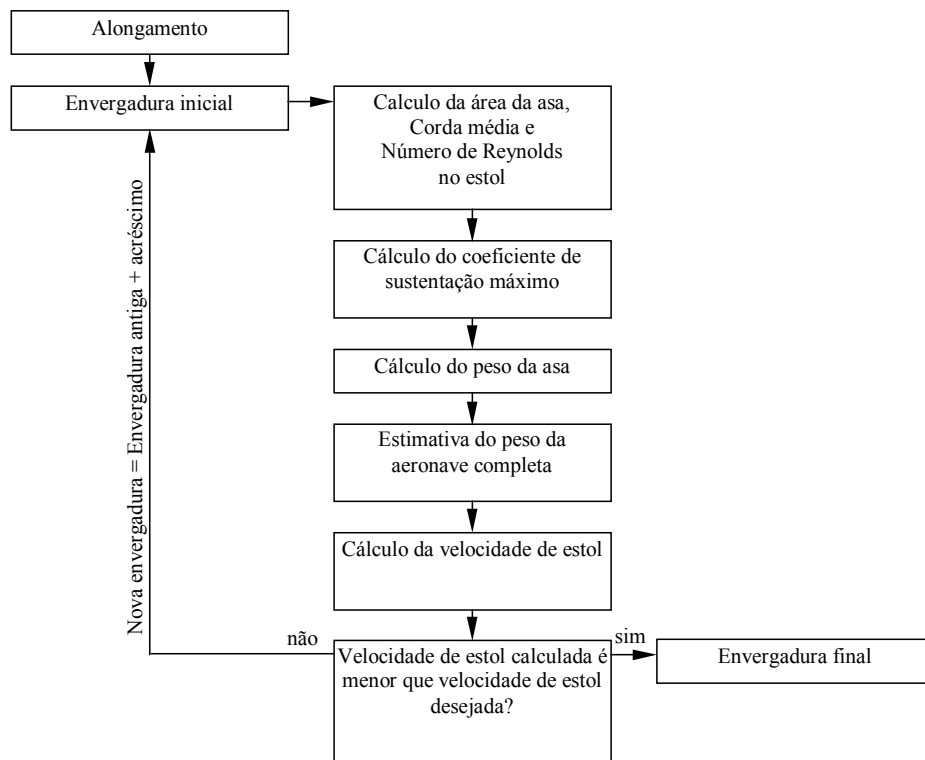


Figura 2 - Algoritmo para estimativa das dimensões da asa

Para um dado um valor de alongamento, o

Ao se admitir o peso da asa como sendo dois terços do peso da aeronave completa, e para manter o limite de peso estipulado de 45kgf , o alongamento máximo a ser utilizado seria de 9.5 . Entretanto, por se tratar de um projeto fora do usual, e que a estimativa de peso da asa se apoia em dados estatísticos, optou-se pela utilização um alongamento igual a 11 , de modo a favorecer melhor eficiência aerodinâmica, e executar o projeto estrutural e construção de forma otimizada visando a obtenção de uma asa com cerca de 30kgf .

DEFINIÇÃO DA CONFIGURAÇÃO BÁSICA

A configuração básica de um projeto, essencial ao seu sucesso, torna-se de maior importância para a categoria da aeronave em questão. Neste caso, não só a definição de parâmetros clássicos como forma em planta de asa, posição e forma das empenagens, etc, são importantes. Outros aspectos como: posicionamento do tripulante viabilizando a decolagem e o pouso à pé com segurança, forma da estrutura para minimizar o peso, forma e posição dos comandos, dentre outros se revestem de extrema importância para a viabilização dos objetivos pretendidos para esta nova aeronave.

Os aspectos ergonômicos ligados à viabilização do pouso e da decolagem a pé são os de maior importância neste caso. Várias foram as

configurações estudadas para o atendimento dessas características.

A configuração final foi fixada em uma solução clássica, com o tripulante em posição semi-reclinada, asa média logo atrás do mesmo, e empenagens convencionais¹. A decolagem à pé com segurança foi viabilizada através de um assento preso ao tripulante e articulado na aeronave. Assim, em caso de erro da decolagem (tropeço ou escorregões) a aeronave é articulada sobre o tripulante, evitando assim lesões em sua coluna l. Após a decolagem, o tripulante, recolhe suas pernas até os pedais e trava o assento na posição de voo.

Para o pouso, devido a maior velocidade, optou-se pelo uso de dois patins laterais, com o tripulante da posição de voo (assentado), evitando-se assim maiores problemas de segurança.

Os comandos de guinada serão instalados nos pedais e os comandos de arfagem e rolamento serão instalados em um manche lateral.

¹ Esta afirmação foi alterada *à posteriori*, com a adoção de uma empenagem da em V .

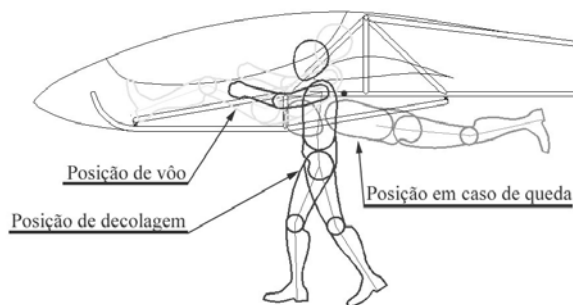


Figura 3 - Ergonomia do tripulante para as diversas possibilidades de vôo

ESTIMATIVA DE PESO E PASSEIO DO CENTRO DE GRAVIDADE

Para a estimativa de peso da aeronave proposta não foram utilizados, a rigor, os procedimentos usualmente encontrados na literatura, devido à especificidade da categoria. Adotou-se então a estratégia de, para cada componente, definir um limite e durante o projeto estrutural e a construção do protótipo concentrar esforços para manter os valores limites preestabelecidos.

Após a definição desses valores limites para o peso de cada componente, fez-se o estudo do passeio do centro de gravidade. Neste tipo de aeronave, o passeio do centro de gravidade é afetado não só pelas variações do peso do tripulante, como também por variações na sua posição, sobretudo na transição entre a decolagem e o vôo propriamente dito.

Numa primeira análise observou-se que a variação do passeio do centro de gravidade durante o processo de decolagem tornava inviável a obtenção de boas características ponto de estabilidade e controle. Isto porque o centro de gravidade com o tripulante na posição de vôo era bem a frente do centro de gravidade com o tripulante na posição de decolagem. Se a configuração da aeronave fosse ajustada para que o centro de gravidade com o tripulante na posição de decolagem fosse coincidente com uma estimativa do limite traseiro, com o tripulante na posição de vôo o centro de gravidade ficaria muito adiantado. Duas foram as soluções propostas para este problema. Colocar o centro de articulação do tripulante com a aeronave coincidente com o centro de gravidade do tripulante: assim, durante o processo de transição da decolagem para o vôo, não haveria variação do centro de gravidade. Esta solução apesar de ideal dificulta os aspectos ergonômicos do projeto. Além de piorar as questões de segurança durante a decolagem, fazer com que o tripulante corra com o peso da aeronave apoiado em sua cintura é menos ergonômico que fazê-lo correr como o peso apoiado em suas costas. Outra solução é deslocar o tripulante em relação à corda média aerodinâmica da aeronave de forma que o passeio do centro de gravidade durante a transição da decolagem para o vôo fique dentro de limites

aceitáveis. Esta solução apesar de não ser ideal (continua-se tendo um passeio de centro de gravidade muito grande) não sacrifica os aspectos ergonômicos e de segurança do projeto. Assim, para promover este ajuste entre a posição do tripulante e a corda média aerodinâmica adotou-se um leve enflexamento negativo da asa.

Com a adoção de um enflexamento de 2° o passeio do centro de gravidade em relação a corda média aerodinâmica fica dentro de uma faixa aceitável, para um tripulante de 86 kgf como mostrado adiante:

- ◇ Posição do centro de gravidade para tripulante em posição de decolagem: 15%cma
- ◇ Posição do centro de gravidade para tripulante em posição de vôo: 30%cma

DEFINIÇÃO DA GEOMETRIA DAS EMPENAGENS E CARACTERÍSTICAS PRÉVIAS DE ESTABILIDADE

Durante a definição das características das empenagens diversos fatores foram considerados como: facilidade construtiva, peso estrutural, viabilidade de pousos fora de pista e, obviamente, eficiência para estabilidade e controle.

No caso de planadores, é clássico atualmente, a utilização de empenagens em *T*. Isto porque, no caso de pousos fora de pista, é com este tipo de configuração que se minimiza a possibilidade de quebra da empenagem horizontal. Entretanto, o fato da empenagem horizontal transmitir os esforços para a fuselagem através da empenagem vertical, aumenta bastante o peso da estrutura, inviabilizando a sua utilização neste projeto. Por outro lado, a utilização de uma empenagem horizontal montada convencionalmente (i.e., abaixo da empenagem vertical) aumentaria significativamente as chances de quebra da mesma durante pousos fora de pista. Assim, tornou-se necessária a utilização de uma solução menos convencional.

Optou-se pela utilização de um conjunto de empenagens em *V*. Sabe-se que este tipo de empenagem pode reduzir a estabilidade dinâmica da aeronave, entretanto, para o presente caso, esta solução traz o benefício da menor chance de quebra em caso de pousos fora de pista sem elevar muito o peso estrutural.

A definição do tamanho das empenagens foi feito através do conceito de coeficiente de volume de cauda adaptados para empenagens em *V* e do uso de tabelas comparativas.

CARATERÍSTICAS FINAIS

Assim, após os estudos apresentados, a aeronave em desenvolvimento apresentará as seguintes características básicas.

DIMENSÕES BÁSICAS

Envergadura	11.45 m
Área alar	11.91 m ²
Alongamento da asa	11.0
Afilamento da asa	0.8
Corda na raiz da asa	1.15 m
Corda na ponta da asa	0.92 m
Perfil na raiz da asa	FX 72-MS-150 A
Perfil na ponta da asa	FX 72-MS-150 A
Enflexamento ¼cma	-2°
Diedro	2°
Envergadura da empenagem	3.74 m
Área da empenagem	3.0 m ²
Alongamento da empenagem	4.66
Afilamento da empenagem	0.6
Diedro da empenagem	47°
Perfil na raiz da empenagem	NACA 64-009
Perfil na ponta da empenagem	NACA 64-006
Comprimento da fuselagem	6.24 m
Largura da fuselagem	0.67 m
Altura da fuselagem	1.03 m

PESOS

Peso vazio	45 kgf
Peso da asa	30 kgf
Peso da fuselagem	9 kgf
Peso da empenagem	5 kgf
Peso dos comandos	5 kgf
Peso do piloto	6 kgf
Peso máximo de decolagem	131 kgf

DESEMPENHO

Velocidade de estol	32km/h
Velocidade máxima (estimada)	100 km/h
Fatores de carga limite	+4.4 -2.2
Razão de planeio (estimada)	17:1
Afundamento mínimo (estimado)	0.8 m/s

BIBLIOGRAFIA

<http://www.jcpress.com/JMaupinLtd/carbon.htm>
<http://aero.stanford.edu/Reports/SWIFTArticle1991.html>
<http://www2.arnes.si/~cetim6/dream1.htm>
<http://www.flightdesign.com/>
<http://www.moyes.com.au/>
<http://www.lamouette.com/>
http://pweb.netcom.com/~alec_p/SwiftMovies.html
<http://216.234.174.84/RigidWings/index.php>
<http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/>

Brasil, A.V.N., Coutinho, P., Sielawa, J.T., Galvão, F.L., 1977, "Desenvolvimento e Construção de um monoplano semi-rígido", Trabalho de Graduação, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Sp, 91p.

Wortmann, F.X., 1983, "Airfoils with high lift/drag ratio at a Reynolds number of about one million", 7p.

Barros, C., 1995, "Projeto de Aeronave", Departamento de Engenharia Mecânica UFMG.

Stender, W., 1969, "Saiplane Weigh Estimation" Organisation Scientifique et Technique International du Vol a Voile, 31p.

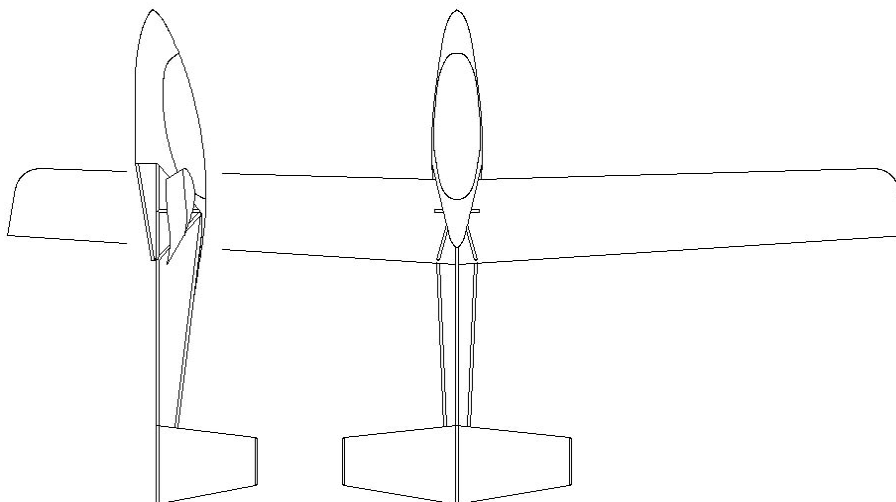


Figura 4 - Duas vistas da configuração final