

# Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas

**Cláudio Pinto de Barros**

Centro de Estudos Aeronáuticos - EEUFMG

**Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto**

**Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira**

Centro de Estudos Aeronáuticos - EEUFMG

Copyright © 2000 Society of Automotive Engineers, Inc

## RESUMO

Apresenta-se uma metodologia de projeto direcionada para aeronaves leves subsônicas, detalhando-se as etapas mais importantes para este tipo de aeronave. Trata-se de um procedimento que considera as principais metodologias disponíveis na bibliografia mundial, complementadas com algumas contribuições extraídas de outros autores e idéias próprias desenvolvidas no Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG ao longo das últimas décadas.

## INTRODUÇÃO

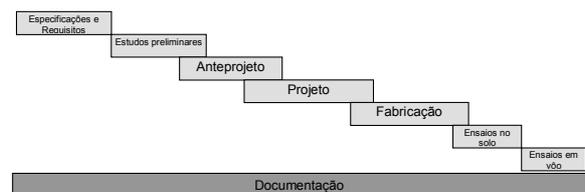
No presente trabalho, apresenta-se uma metodologia para o desenvolvimento do projeto de aeronaves leves subsônicas. Trata-se de uma metodologia com semelhanças com as quatro principais metodologias de projeto de aeronaves conhecidas (Torenbeck, 1981; Raymer, 1989; Roskan, 1985; Vandaele, 1962). No aspecto geral, a principal diferença da presente metodologia está na sua sistematização, a qual permite que a metodologia seja utilizada como um roteiro seqüenciado de projeto. Porém, em seu detalhamento, apresenta algumas inovações obtidas com a experiência adquirida com os projetos desenvolvidos no Centro de Estudos Aeronáuticos da EEUFMG ao longo de quatro décadas (Barros, 1975; Barros, 1985; Barros, 1992).

## O DESENVOLVIMENTO DE UMA AERONAVE

O processo completo de desenvolvimento de uma aeronave, desde os primeiros estudos, até a sua liberação para o vôo, pode ser dividido nas seguintes etapas principais: i) Especificações e Requisitos; ii) Estudos

Preliminares; iii) Anteprojeto; iv) Projeto; v) Fabricação; vi) Ensaio no solo e vii) Ensaio em vôo

Cronologicamente, estas etapas se dispõem como na Figura 1.



**Figura 1 - Disposição das etapas do desenvolvimento de aeronaves**

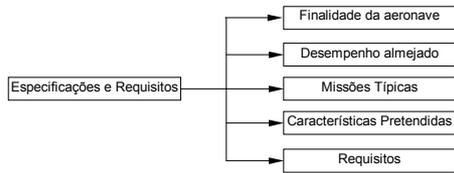
Note que algumas etapas se sobrepõem cronologicamente, enquanto outras não. Em particular, antes mesmo de concluído o projeto, algumas atividades de fabricação já podem ser realizadas.

Embora o desenvolvimento do projeto, a princípio, se limite às quatro primeiras etapas, é comum algumas dificuldades serem identificadas durante a fabricação ou durante os ensaios, provocando alterações no projeto. Daí a relevância de se apresentar o desenvolvimento completo da aeronave, incluindo as etapas de fabricação e ensaios.

As quatro primeiras etapas, correspondentes ao desenvolvimento do projeto propriamente dito, serão detalhadas no restante do presente trabalho.

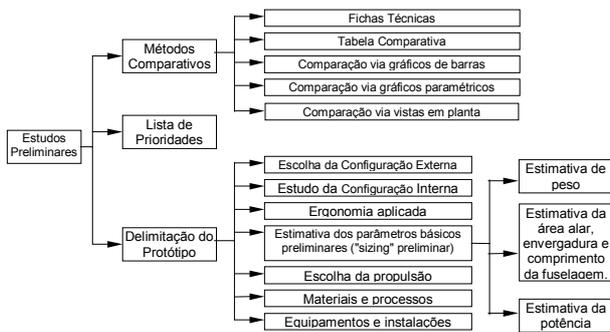
## ETAPAS DO DESENVOLVIMENTO DO PROJETO

A etapa *Especificações e Requisitos* é subdividida em cinco, conforme mostra a Figura 2.



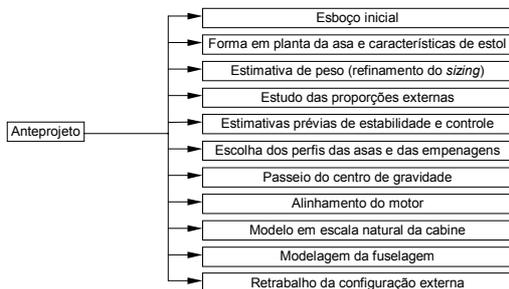
**Figura 2 – Apresentação esquemática da etapa de Especificações e Requisitos**

Já a etapa *Estudos Preliminares* é constituída pelas três subdivisões mostradas na Figura 3, sendo que a primeira (*Métodos Comparativos*) e a terceira (*Delimitação do Protótipo*) apresentam os desdobramentos indicados.



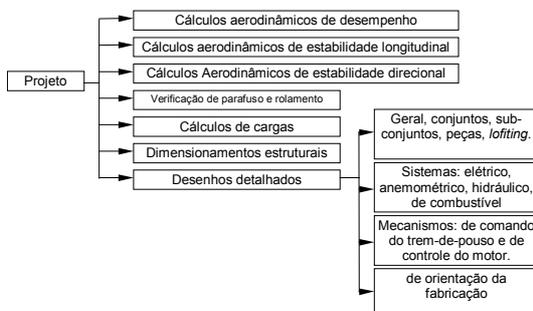
**Figura 3 - Apresentação esquemática da etapa de Estudos Preliminares**

A etapa *Anteprojetado*, por sua vez, constitui-se das onze subdivisões mostradas na Figura 4



**Figura 4 - Apresentação esquemática da etapa Anteprojetado**

Finalmente, a etapa *Projeto* é composta das sete subdivisões apresentadas na Figura 5, sendo que a subdivisão *Desenhos Detalhados* se desmembra conforme indicado.



**Figura 5 - Apresentação esquemática da etapa Projeto**

A comparação dos esquemas descritos nas figuras anteriores com as principais metodologias citadas permite concluir que a presente metodologia está correlacionada, mais proximamente, com a metodologia de Vandaele. Por outro lado, o conceito de *Tabela Comparativa* introduzido por Vandaele, aparece substituído pelo conceito mais geral de *Métodos Comparativos*, do qual a *Tabela Comparativa* representa apenas o primeiro item. Também, a *Delimitação do Protótipo* é ampliada, incluindo-se os itens *Ergonomia* e *Estimativa dos Parâmetros Básicos*.

## ITENS DA ETAPA ESPECIFICAÇÕES E REQUISITOS

### Finalidade da aeronave

No início do desenvolvimento do projeto, deve-se ter em mente, bem especificamente: i) qual será a finalidade da aeronave, ou seja, qual será a utilização típica da aeronave a ser projetada; ii) qual será a infra-estrutura para operar a aeronave.

A finalidade da aeronave, no caso específico de aeronaves leves subsônicas, se restringe a: i) instrução básica; ii) instrução avançada (acrobática) e iii) transporte pessoal, lazer e esportiva.

Quanto à infra-estrutura necessária para aeronaves leves, tem-se: i) pistas asfaltadas de tamanho médio; ii) pistas de grama; iii) pistas de terra curtas e iv) operação de pouso e decolagem na água.

### Missões típicas

A partir da finalidade da aeronave, deve-se definir quais missões típicas esta deverá estar apta a executar. Para cada tipo de missão deverão ser especificados os tempos gastos e os respectivos consumos de combustível para: i) partida, taxiamento e decolagem; ii) subida até a altitude de operação; iii) navegação; iv) descida normal; v) tráfego e pouso.

No caso de missão de treinamento acrobático, o item *navegação* deverá ser substituído por: mergulho com potência até  $V_{NE}$  seguida de manobras acrobáticas.

### Desempenho Almejado

Neste segmento, deve-se especificar quais metas de desempenho deverão ser atingidas. As metas de desempenho mais comuns são: i) velocidade máxima em vôo nivelado; ii) velocidade de cruzeiro a 85% ( ou 75%, ou 65%) da potência máxima; iii) velocidade de estol com flapes; iv) razão máxima de subida; v) distâncias de decolagem e de pouso; vi) alcance máximo; vii) autonomia máxima; viii) teto máximo e ix) capacidade acrobática.

A prática mais comum é eleger um destes itens como prioritário, que deve ser maximizado (ou minimizado), sem negligenciar os demais.

### Características pretendidas

Nesta etapa, deve-se definir quais características a aeronave deverá atender, como: i) nível de elaboração construtiva; ii) custo final da aeronave; iii) exigências de manutenção; iv) características de voo lento; v) qualidades de voo; vi) relação velocidade máxima/velocidade de estol (Elasticidade do voo); vii) faixa de alcance e de autonomia; viii) materiais a serem utilizados; ix) nível de segurança passiva (*crashworthiness*) e x) estilo.

Na fase dos *Estudos Preliminares*, estas características deverão ser dispostas segundo uma ordem de prioridade.

### Requisitos

É importante analisar-se as normas técnicas passíveis de serem adotadas e optar pela mais adequada ao caso. Para aeronaves desenvolvidas no Brasil, deve-se obedecer aos requisitos *RBHA* (Requisitos Brasileiros de Homologação de Aeronaves). Normalmente, os *RBHA* remetem às principais normas internacionais: *FAR* (Federal Aircraft Regulations), originária dos Estados Unidos da América e *JAR* (Joint Airworthiness Regulations), de procedência européia.

Para aeronaves de pequeno porte, não pressurizadas, as seguintes normas são aplicáveis: i) *FAR - Part 23* e ii) *JAR-VLA*.

O *FAR - Part 23* engloba quatro categorias: i) *normal*; ii) *utilitária*; iii) *acrobática* e iv) *commuter*. A categoria *normal* se aplica a aeronaves com 11 assentos ou menos e peso máximo de decolagem de 5.670kg (12.500lb), não sendo permitidas manobras acrobáticas. A categoria *utilitária* aplica-se também para aeronaves com 11 assentos ou menos e peso máximo de 5.670kg, porém, permitindo um número limitado de figuras acrobáticas. A categoria *acrobática* também se destina a aeronaves com 11 assentos ou menos e peso máximo de 5.670kg, permitindo acrobacias sem restrições. A categoria *commuter* destina-se a aeronaves propelidas a hélice, multimotoras, para 21 assentos ou menos e peso máximo de decolagem de 8.620kg (19.000lb), não permitindo manobras acrobáticas.

O *JAR-VLA* é dedicado a aeronaves bem menores e apresenta as seguintes restrições: i) no máximo dois assentos; ii) peso máximo de decolagem até 750kg; iii) velocidade de estol não superior a 45 nós (83km/h); iv) aeronaves com um único motor; v) razão de subida não inferior a 2m/s (400ft/min) e vi) distância de decolagem com obstáculo de 15m não superior a 500m. A operação é restrita a vôos diurnos e *VFR* (*Visual Flight Reference*), ficando impedido o vôo por instrumentos.

## ITENS DA ETAPA ESTUDOS PRELIMINARES

### Lista de Prioridades

Ao se desenvolver um projeto novo, é comum existirem parâmetros antagônicos entre os quais se deverá priorizar um em detrimento de outro. Assim, alto desempenho aerodinâmico se opõe à facilidade construtiva; elevado índice de comodidade da tripulação (cabine ampla) se opõe a desempenho elevado; alta segurança passiva (por exemplo, cabine mais resistente) implica em aumento de peso opondo-se ao aumento de desempenho, etc.

A associação da finalidade básica da aeronave com a filosofia adotada para o projeto, definirá quais parâmetros devem ser beneficiados e quais penalizados.

Entre as filosofias possíveis, pode-se citar:

- ◇ Projeto visando facilidade construtiva
- ◇ Projeto visando ganhos de desempenho
- ◇ Projeto visando facilidade de manutenção
- ◇ Projeto visando segurança operacional
- ◇ Projeto visando facilidade de transporte oficina/aeroporto/oficina

### Escalonamento de prioridades

Uma vez definida a filosofia do projeto, deve-se elaborar uma lista escalonada das prioridades a serem atendidas. Este escalonamento irá influenciar fortemente todos os aspectos do projeto: as configurações externa e interna da aeronave, suas dimensões, sua potência, seu nível de elaboração construtiva, os materiais a serem empregados, as soluções construtivas a serem adotadas, a quantidade de máquinas operatrizes e ferramentas a serem utilizadas na fabricação, o tempo de fabricação do protótipo (e de cada unidade em produção seriada, se for o caso), o seu custo, etc.

Com a elaboração da lista de prioridades, pode-se adequar o projeto às prioridades estabelecidas, da melhor maneira possível.

### Métodos Comparativos

De acordo com Kovacs (1986), o desenvolvimento de aeronaves é uma atividade “diretamente influenciada pelas características e desempenho dos aviões existentes e disponíveis”.

Embora, conforme menciona Kovacs (1986), “os projetistas - de vocação - são e devem ser espontaneamente, instintivamente e entusiasticamente inovadores”, nenhuma

concepção de aeronave parte do nada. O exame aprofundado do *estado da arte*, isto é, do universo das aeronaves existentes, é fundamental para o novo projeto.

Para este fim, é conveniente a elaboração de tabelas, gráficos, fichas, etc., nos quais comparecem uma série de aeronaves a serem analisadas com suas características básicas: dimensões, áreas, pesos, parâmetros de desempenho, perfis utilizados, potência e tipo de motor, materiais empregados, etc.

O objetivo deste levantamento não é “engessar” o projeto, mas permitir que, através de comparações, percebam-se algumas tendências, podendo-se assim extrapolar alguns parâmetros visando obter um produto melhor nas características que se busca otimizar.

Os *Métodos Comparativos* não levam, necessariamente, a um bom projeto, mas orientam o projetista na busca por um projeto melhor. De fato, o simples uso de valores médios das características levantadas não levaria a um produto de excelência, mas, simplesmente, a uma aeronave mediana, ou mesmo, medíocre, entre seus contemporâneos. Nem mesmo o uso de extrapolação dos valores tabelados, ainda que seguindo a tendência histórica, por si só, é suficiente para garantir o sucesso de um novo projeto.

Há que se contar também com valores técnicos não considerados em projetos anteriores e valores não quantificáveis, subjetivos, guiados pelo talento do projetista: a intuição, o bom senso, o dom artístico (o senso do belo). Todo projeto bem sucedido é fruto da associação da *técnica* com a *arte*, do casamento do *conhecimento* com o *talento*, da fusão do *ponderável* com o *imponderável*, do enlace do *estruturar* com o *esculpir*.

As informações que perfazem os *Métodos Comparativos* podem ser organizadas pelos seguintes meios:

- ◇ Fichas técnicas dos aviões com fotos e três vistas.
- ◇ Tabela Comparativa, propriamente dita, (no sistema métrico e no sistema inglês).
- ◇ Gráficos lineares (parâmetro *versus* aeronave).
- ◇ Gráficos paramétricos (parâmetro *versus* parâmetro *versus* aeronave).
- ◇ Contraposição de vistas em planta na mesma escala.

Existem alguns fatores importantes que, embora não apareçam nos métodos comparativos, devem ser

também considerados, como: i) manobrabilidade em acrobacia; ii) capacidade para efetuar manobras especiais; iii) suavidade de comandos; iv) proporcionalidade de comandos (rolamento, arfagem, tangagem); v) docilidade (estol suave, etc.); vi) facilidade de manutenção; vii) custo de operação (embora não seja tão difícil de quantificar) e viii) potencial de vendas.

Os itens *funcionalidade e estética*, impossíveis de quantificar mas escalonáveis, são de grande importância. Para o item *estética*, particularmente, pode-se elaborar uma lista de opções e recorrer à avaliação de um júri composto por estilistas, designers e artistas plásticos.

#### Fichas técnicas

É muito importante, para efeito de avaliação geral, o estabelecimento de fichas técnicas das aeronaves que comparecerão nas *Tabelas Comparativas*. Tais fichas devem conter, na medida do possível: i) uma foto da aeronave, ii) três vistas, iii) dados técnicos de maior relevância para o projeto que se irá desenvolver.

As três vistas fornecem informações importantes relativas às proporções gerais da aeronave. Os dados técnicos informam acerca das dimensões, pesos, desempenho e do grupo moto-propulsor. Estes dados são recolhidos de catálogos de fabricantes, revistas técnicas e manuais especializados.

#### Tabela Comparativa

Deve-se elaborar uma tabela comparativa onde os principais dados de diversas aeronaves são anotados para efeito de comparação. Normalmente estabelece-se pelo menos sete sub-grupos de informações contendo: i) dimensões externas; ii) características da asa; iii) características das empenagens; iv) áreas; v) pesos e cargas; vi) desempenho e vii) grupo motopropulsor. É reservado um espaço para *observações*, onde são anotadas características específicas das aeronaves como: tipo de construção, materiais empregados, ou o valor de um parâmetro considerado muito relevante para o projeto em desenvolvimento.

Elabora-se a tabela no sistema métrico onde dados fundamentais como dimensões, áreas e pesos comparecem em *metro*, *metro quadrado* e *quilograma força*, por serem internacionais.

#### Comparação via gráficos de barras

Também para efeito de comparação, elaboram-se diversos gráficos de barras comparando os vários parâmetros das aeronaves sob avaliação (Barros, 2001).

Tais gráficos podem conter parâmetros como: i) envergadura; ii) comprimento; iii) largura da cabine; iv)

alongamento; v) afilamento; vi) áreas alares; vii) alongamento das empenagens; viii) razão entre envergaduras da asa e da empenagem horizontal; ix) razão entre as áreas do profundor e da empenagem horizontal; x) peso vazio; xi) peso máximo de decolagem; xii) carga útil; xiii) razão entre carga útil e peso total; xiv) carga alar máxima; xv) razão entre carga alar máxima e envergadura; xvi) velocidade máxima ao nível do mar; xvii) velocidade nunca excedida; xviii) razão entre  $V_{NE}$  e velocidade máxima; xix) velocidade de cruzeiro a 75% da potência; xx) velocidade de estol com flape; xxi) velocidade de estol sem flape; xxii) razão entre velocidade máxima e de estol com flape; xxiii) razão de subida; xxiv) alcance; xxv) distância de decolagem; xxvi) distância de pouso; xxvii) fator de desempenho de decolagem; xxviii) potência; xxix) razão entre potência e peso máximo; xxx) potência de superfície; xxxi) fator de vitalidade; xxxii) fator de coerência de carga alar e razão peso/potência; xxxiii) fator de eficiência global, e outros a critério da equipe de projeto.

Modernamente, além dos parâmetros clássicos, é conveniente acrescentar dois parâmetros globais de desempenho de aeronaves, ambos introduzidos pela *CAFE Foundation*. São eles (Seeley, 1993):

- ◇ *CAFE Challenge*, que visa avaliar a eficiência das aeronaves leves segundo três fatores: uma velocidade de referência ( $V$ , em milhas por hora), o índice de consumo de combustível na velocidade de referência ( $C$ , em milhas por galão) e a carga útil ( $W_u$ , em libras), conforme segue:

$$CAFE_{Challenge} = (V)^{1.3} \cdot C \cdot (W_u)^{0.6}$$

Tal parâmetro visa comparar aeronaves sob o aspecto de suas eficiências como aeronaves de transporte.

- ◇ *CAFE Triaviathon* que considera: a velocidade máxima ( $V_{max}$ , em milhas por hora), a razão de subida ( $RS$ , em pés por minuto), e a velocidade de estol com flaps ( $V_{so}$ , em milhas por hora), balanceados na fórmula abaixo:

$$CAFE_{Triaviathon} = \frac{28110625 [V_{max} \cdot RS]^2}{[4100625 + V_{so}^4] \cdot 10^9}$$

Este parâmetro visa comparar aeronaves sob o aspecto de desempenho, valorizando a velocidade máxima, razão de subida e a segurança passiva (baixa velocidade de estol). É mais aplicável a aeronaves desportivas.

#### Comparação via gráficos paramétricos

É conveniente elaborar-se gráficos paramétricos visando-se comparar as eficiências das aeronaves presentes na *Tabela Comparativa*. Pares de parâmetros em princípio correlacionados são escolhidos, como: i) *potência específica e velocidade máxima*; ii) *carga alar e velocidade máxima*; iii) *área alar e velocidade máxima*; iv) *potência e velocidade máxima*; v) *área de placa plana equivalente e velocidade máxima*; vi) *potência e razão de subida*; vii) *razão potência/peso e razão de subida*; viii) *carga alar e razão de subida*; ix) *carga alar e velocidade de estol*; x) *razão potência/peso e CAFE Challenge* e xi) *razão potência/peso e CAFE Triaviathon*. Além destas, outras correlações podem ser verificadas, a critério da equipe de projeto.

A observação dos gráficos paramétricos pode levar a valiosas conclusões sobre o desempenho das aeronaves em comparação, orientando a equipe na otimização do projeto.

#### Comparação das dimensões das aeronaves através de suas vistas em planta

Aeronaves de mesma categoria, de portes não muito diferentes e características similares, podem ser comparadas previamente quanto ao seu desempenho.

De fato, através da confrontação das vistas em planta, *todas na mesma escala*, pode-se fazer uma comparação preliminar entre elas. Por exemplo, conhecendo-se suas potências, pode-se especular sobre suas velocidades máximas. Assim, entre duas aeronaves similares de mesma potência, a de maiores dimensões apresentará maior área molhada e, conseqüentemente, maior arrasto e menor velocidade máxima. Em contrapartida, seu pouso e sua decolagem serão mais fáceis de serem executados graças à sua menor velocidade nestas condições de operação.

Por outro lado, aeronaves de mesma categoria, mesma potência e de dimensões semelhantes, porém apresentando *velocidades máximas* diferentes, indica que a mais veloz apresenta um projeto e construção mais refinados (uso de perfis melhores, ausência de protuberâncias, de cantos vivos, de inflexões abruptas, etc).

De forma semelhante, pode-se estabelecer comparações quanto à *razão de subida, corrida de decolagem, velocidade de estol*, etc.

Obviamente, este processo falha se as aeronaves são de categorias diferentes (ainda que de dimensões semelhantes e mesma potência). Por exemplo, um *Zenair 570 STOL* (dedicado ao voo extremamente lento) não deve ser comparado com um *Pulsar* (projetado para velocidades altas). Nem mesmo duas aeronaves semelhantes, uma com trem-de-pouso fixo e a outra escamoteável, devem ser comparadas por esta via.

O cotejamento visual dos tamanhos das aeronaves fornecerá também uma visão comparativa de seus pesos ou, até mesmo, de seus preços (para aquelas de mesma categoria de acabamento e equipamento utilizado).

Este é um processo visual simples que permite fornecer rapidamente uma estimativa de escalonamento das aeronaves segundo o seu desempenho.

#### Delimitação do Protótipo

A *Delimitação do Protótipo* compreende os estudos de: i) configuração externa; ii) configuração interna; iii) ergonomia; iv) estimativa de dimensões básicas (*sizing* preliminar); v) sistema de propulsão; vi) materiais e processos e vii) equipamentos e instalações.

Para alguns dos itens acima, as definições são qualitativas enquanto para outros, são quantitativas (embora sujeitas a alterações posteriores). Para cada item qualitativo, será feita uma lista das opções possíveis, escalonada de acordo com as *Especificações e Requisitos* e as *Prioridades* já estabelecidas. A partir desta lista toma-se a decisão.

#### Estudos de Configuração Externa

A configuração externa de uma aeronave leve é uma das primeiras decisões qualitativas a serem tomadas pela equipe de projeto, influenciando sobremaneira o projeto (Barros, 2001).

#### Estudos de Configuração Interna

No caso de aeronaves leves, a configuração interna, especialmente no caso de dois lugares, influencia muito o projeto, com implicações significativas no desempenho, no peso, na ergonomia, etc. (Barros, 2001).

#### Ergonomia Aplicada

A ergonomia da cabine visa adequar o posto de trabalho aos tripulantes. Esta adequação deve atentar para a comodidade oferecida à tripulação, considerando-se as diversas estaturas e biotipos, bem como as forças que deverão ser executadas nos comandos, o acesso a estes comandos, a visibilidade do ambiente externo oferecida à tripulação, as cores utilizadas, o nível de ruído, a vibração e a climatização da cabine. Tudo isto visa proporcionar o menor desgaste físico possível e o menor índice de risco aos tripulantes (Barros, 2001).

Como principais aspectos ergonômicos a serem examinados, pode-se citar: i) o acesso a cabine; ii) a disposição dos comandos; iii) o acesso aos comandos e ao painel, tanto para pilotos de elevada como de pequena estatura; iv) a regulagem longitudinal e vertical dos assentos; v) a regulagem dos pedais; vi) a visibilidade

externa pelos pilotos, especialmente pelos de pequena estatura; vii) pontos de fixação de cintos de segurança e viii) o *layout* do painel.

#### Filosofia de Projeto - Conceitos em Jogo

Como filosofia de projeto de aeronaves destacam-se dois conceitos importantes, denominados de *Solução Mínima* e *Solução Livre*.

O conceito *Solução Mínima*, defendido por muitos projetistas (especialmente da corrente européia), se baseia no pressuposto de que a aeronave deve ser aquela menor e mais leve possível capaz de atender à missão para a qual é destinada.

Kovacs (1986), em seu trabalho *Filosofia de Projeto*, explana este conceito dizendo que a aeronave deve ser “a mais enxuta, a mais espartana possível”. Ainda no contexto da solução mínima, a famosa expressão de Bill Stout, “simplifique e adicione leveza”, permanece como advertência importante até hoje. Também a expressão “*keep it simple, stupid*”, nascida nos escritórios de projeto de aeronaves, nos EUA, no início da década de 40, é perfeitamente válida até hoje.

Esta filosofia de projeto pode ser resumida em quatro tópicos:

- ◇ Assegurar peso baixo via solução compacta, tamanho pequeno e simplicidade.
- ◇ Restringir os equipamentos ao nível da necessidade operacional.
- ◇ Combinar mais de uma função (sempre que possível) para o maior número possível de componentes do avião.
- ◇ Adotar grupo moto-propulsor com dimensões reduzidas e com peso específico e consumo específico baixos.

Tais princípios podem ser aplicados a aviões de qualquer porte. O maior avião do mundo pode ser projetado segundo o conceito de *Solução Mínima*.

Estes conceitos foram aplicados no *F-16* resultando no “avião de caça mais revolucionário e mais vendido nos últimos tempos”. Esta filosofia, da mesma forma, foi levada ao extremo no projeto *Folland Gnat MK-1* (projetado pelo inglês William Edward Billoughby Petter) que, pesando apenas 3 toneladas, batia em todos os níveis o *North American F-86 Sabre* de 11.8 toneladas. Também o projetista norte americano Heinemann (Edward Henry) aplicou tal conceito no desenvolvimento do *A-4 Skyhawk* conseguindo notável sucesso. Em 28 anos foram

produzidos 2960 A-4. O F-5 da *Northropp* também foi projetado segundo o conceito de *Solução Mínima*.

Na aplicação do conceito *Solução Mínima*, deve-se cuidar para não cair em exageros, como no caso dos primeiros *Lancair* biplace, onde, para se ter o máximo de velocidade em cruzeiro, reduziu-se tanto as dimensões do avião e, sobretudo, das empenagens, que a aeronave ficou crítica em baixas velocidades, tendo ocorrido vários acidentes graves (o que levou as autoridades aeronáuticas australianas a proibirem o seu uso naquele país). Posteriormente, aumentou-se tanto o braço de alavanca das empenagens (suas distâncias ao C.G.) como suas áreas (acréscimo de 25%), eliminando os sérios problemas de estabilidade e controle.

Em contraposição ao conceito *Solução Mínima* pode-se definir o conceito *Solução Livre*. Toda aeronave projetada sem a preocupação em atender a qualquer dos quatro tópicos listados anteriormente está segundo o conceito *Solução Livre*.

Por considerarem o conceito *Solução Mínima* como *solução pobre*, os defensores do conceito *Solução Livre* defendem aeronaves mais equipadas, com mais sistemas redundantes (elétricos, hidráulicos e pneumáticos), com blindagens mais robustas (mais pesadas), com maior conforto para o piloto e tripulantes (maior espaço interno) e com maior quantidade de equipamentos (instrumentos e eletrônicos em geral). Em contrapartida, terão aeronaves mais pesadas, com maior consumo de combustível e mais caras.

Apesar disso, observa-se que, tanto na aviação militar como na chamada *Aviação Geral*, uma apreciável parcela dos consumidores, optando por maior conforto, segurança e, talvez, *status*, tem preferido aeronaves desenvolvidas segundo o conceito *Solução Livre* (Kovacs, 1986).

É importante ressaltar que o conceito *Solução Mínima* não significa *solução pobre*, conforme afirmam alguns. Na verdade, deve ser entendida como *solução coerente*.

Ambos os conceitos, *Solução Mínima* e *Solução Livre*, dentro da *Aviação Geral*, e em particular, na *Aviação Leve*, têm sido empregados em projetos atuais. Entretanto, o mais comum tem sido adotar o conceito *Solução Mínima* preservando-se critérios mínimos de conforto para os tripulantes e de segurança operacional. Este é, em particular, o ponto de vista do autor.

#### Estimativa das Dimensões Básicas (*sizing* preliminar)

Uma vez estabelecida a filosofia de projeto, iniciam-se as estimativas preliminares de dimensões e pesos da aeronave.

Tanto as dimensões quanto os pesos da aeronave estão intimamente ligados à missão que a mesma irá executar. Assim, as dimensões e pesos da aeronave serão fixados de acordo com a missão pretendida (por exemplo, treinador biplace de acrobacia).

Uma vez estabelecida a missão típica da aeronave, deve-se executar o seguinte procedimento:

- a) A partir da *Tabela Comparativa*, escolhem-se as aeronaves que mais se assemelham, em termos de parâmetros, àquela que se pretende projetar.
- b) Elabora-se uma *Tabela Reduzida*, contendo os seguintes parâmetros básicos: i) razão carga útil/peso máximo de decolagem ( $W_p/W$ ); ii) carga alar ( $W/S$ ); iii) alongamento ( $A$ ); iv) razão envergadura/comprimento da fuselagem ( $b/l_f$ ) e v) razão potência/peso ( $P/W$ ).
- c) Calcula-se a média dos parâmetros da *Tabela Reduzida* (que não coincide com a média dos parâmetros de todas as aeronaves da *Tabela Comparativa*).
- d) Guiado pela *Tabela Reduzida* e pelo valor médio calculado no item 3, adotam-se valores para os parâmetros básicos ( $W_p/W$ ,  $W/S$ ,  $A$ ,  $b/l_f$ ,  $P/W$ ) para o projeto em desenvolvimento. Cada valor deve levar em consideração, não apenas a média, mas também a tendência do momento (diminuição ou aumento ao longo dos anos). Assim, cada valor adotado pode ser, a critério da equipe de projeto, maior, igual ou menor que o valor médio da *Tabela Reduzida*.

Existem também projetos com previsão de alterações futuras, visando adaptação à missões diferentes. Neste caso, as dimensões e pesos da aeronave básica terão que levar este fato em consideração, podendo acontecer que algumas dimensões não fiquem otimizadas para a aeronave básica (aquela que dará origem a uma família de aeronaves). Por exemplo, quando se iniciou o projeto do avião biplace monomotor *Piper Cherokee 140* (para instrução básica e pequeno turismo), previu-se o desenvolvimento posterior do *Piper Cherokee 180* (quadriplace monomotor), do *Piper Arrow* (quadriplace monomotor com trem de pouso retrátil) e, em seguida, do *Piper Seneca* (bimotor de seis lugares). O primeiro teve suas dimensões e pesos afetados pelo fato de ser o gerador de uma família de aeronaves. Isto foi feito para minimizar as alterações futuras necessárias na estrutura básica. Se o *Piper Cherokee 140*, iniciador da família, tivesse sido projetado sem a intenção prévia de desenvolvimentos

futuros, provavelmente teria nascido com dimensões e peso menores.

A partir dos valores escolhidos para os parâmetros básicos da aeronave, processam-se as estimativas preliminares de pesos e dimensões, conforme segue.

#### Estimativa do Peso Vazio

Para iniciar a estimativa do peso vazio, arbitra-se a carga útil ( $W_p$ ) – peso dos tripulantes, bagagens, combustível e outras cargas eventuais – lembrando-se de que as normas técnicas especificam o peso individual de tripulantes. Divide-se a carga útil arbitrada pela razão  $W_p/W$  escolhida anteriormente, obtendo-se a estimativa do peso máximo de decolagem ( $W$ ). Subtrai-se  $W_p$  de  $W$  para obter uma estimativa do peso vazio da aeronave ( $W_{el}$ ).

Merece ser comentado que, freqüentemente, o peso real da aeronave vazia, após sua construção, é superior ao valor obtido pelo processo acima. Isto porque detalhes não previstos no projeto, falhas no processo construtivo (por exemplo, uso de excesso de resina em aeronaves de materiais compostos) etc., fazem com que o peso real fique maior do que o previsto. Raramente acontecerá o contrário, ou seja, a estimativa de peso é quase sempre otimista.

Peso real maior do que o previsto acarretará restrições operacionais na aeronave. Cada quilograma a mais no peso vazio corresponde a um quilograma a menos na carga útil. Se a aeronave ainda tem sobra de potência para operar mesmo com este peso extra, sem restringir a carga útil, seu desempenho ficará prejudicado em termos de velocidade de cruzeiro, velocidade de pouso e consumo.

É comum, mesmo nas “grandes indústrias”, ter-se que fazer um programa de redução de peso na execução do segundo protótipo, a fim de atingir o peso previsto.

#### Estimativa das dimensões básicas

Para estimar a área alar ( $S$ ), o alongamento ( $A$ ), a envergadura ( $b$ ) e o comprimento da fuselagem ( $l_f$ ), recomenda-se o seguinte procedimento:

Divide-se o peso máximo de decolagem pela carga alar ( $W/S$ ) escolhida anteriormente e obtêm-se a área da asa ( $S$ ). A partir da área alar ( $S$ ) e do alongamento ( $A$ ) escolhido anteriormente, obtêm-se a envergadura da aeronave ( $b$ ). Finalmente, o comprimento da fuselagem ( $l_f$ ) tem o seu valor estimado, multiplicando-se o valor da envergadura ( $b$ ) pelo parâmetro ( $b/l_f$ ) escolhido anteriormente.

#### Estimativa da potência

A estimativa de potência da aeronave ( $P$ ), é obtida multiplicando-se a razão potência/peso ( $P/W$ ) escolhida pelo peso estimado para a aeronave ( $W$ ).

#### Escolha do Motor

O processo usual de escolha do motor pode ser resumido através do seguinte algoritmo:

- a) identificam-se, entre os motores oferecidos pelo mercado, aqueles cuja potência está próxima da potência necessária estimada;
- b) para cada motor, efetuam-se os cálculos de desempenho;
- c) caso não se obtenha, com nenhum dos motores testados, o desempenho almejado, selecionam-se motores mais potentes, refazendo-se o item (b);
- d) entre os motores que atenderam ao desempenho almejado e levando-se em consideração também a confiabilidade do motor, seu preço, seu consumo, sua relação potência/peso, o atendimento ao cliente pós-compra, etc., escolhe-se aquele mais satisfatório.

Vale a pena comentar que o aumento de  $P/W$  melhora o desempenho da aeronave e, em contrapartida, aumenta o seu custo operacional.

#### Materiais e Processos

Para a definição de materiais e processos construtivos, os seguintes tipos básicos de construção devem ser considerados: i) em madeira; ii) em treliça de tubos; iii) em alumínio; iv) em materiais compostos e v) mista (Barros, 2001).

### **ITENS DA ETAPA ANTEPROJETO**

#### Esboço Inicial

Uma vez cumpridas as etapas anteriores, inicia-se o desenho básico da aeronave, que se constitui em desenhar uma vista lateral, uma vista em planta e uma vista frontal. Este conjunto é tecnicamente conhecido como as *três vistas da aeronave*.

O primeiro passo é executar a mão livre um esboço das três vistas, o qual, em geral, é modificado reiteradas vezes. No caso de aeronaves leves, recomenda-se que o esboço seja iniciado pelo desenho do piloto (aquele de estatura mais elevada). Escolhe-se uma escala adequada (por exemplo, 1:50) e desenha-se, à mão livre, sobre papel milimetrado (Barros, 2001). Em seguida estabelece-se um

espaço para curso dos pedais. Tal espaço, no caso de motor dianteiro, terá como limite à frente a parede de fogo. Acrescenta-se, em seguida, o espaço para o cofre do motor, respeitando-se inclusive os espaços necessários para desmontagem de suas partes, como os magnetos e carburadores, que às vezes necessitam de remoção para manutenção. Desenham-se as primeiras linhas de contorno da fuselagem. Neste ponto, deve-se prever o posicionamento da asa e, especialmente, da longarina, evitando-se conflito da mesma com os tripulantes. Coloca-se o painel a uma distância de alcance cômoda para a tripulação. Traça-se o restante do contorno da aeronave buscando-se, intuitivamente, um equilíbrio tanto em centragem quanto em estética. Neste ponto já devem aparecer esboçados as empenagens, canopy e o restante da asa, completando-se a vista lateral (Barros, 2001).

Conforme já mencionado, este esboço deve ser retrabalhado, tantas vezes quantas necessárias, até se chegar a proporções convenientes e, ao mesmo tempo, com aspecto estético satisfatório.

Terminada a vista lateral, passa-se a elaborar a vista em planta da aeronave. A vista em planta é conjugada à vista lateral e nesta são definidas, especialmente, as formas em planta da asa, da empenagem horizontal e da fuselagem. Cuidado especial deve ser dedicado à largura da cabine, resguardando a ergonomia da mesma (Barros, 2001).

Na elaboração das três vistas, alguns detalhes, muito importantes para o desempenho da aeronave, devem seguir uma orientação científica, quais sejam: i) forma do spinner (Galvão, 1970) ; ii) adelgaçamento da fuselagem; iii) interseção asa/fuselagem; iv) entrada de ar de arrefecimento; v) junção empenagens/fuselagem; vi) posição e geometria do canopy. Outros detalhes também importantes, mas de natureza não científica, serão mencionados posteriormente.

#### Considerações quanto à forma em planta da asa

Considerações sobre a forma em planta da asa são apresentadas em Barros (2001): i) Quanto ao estol; ii) Quanto à resistência induzida; iii) Quanto a eficiência estrutural; iv) Quanto à facilidade construtiva e v) Quanto ao alojamento de sistemas.

#### Estimativa de Peso (Refinamento do *Sizing*)

O refinamento da estimativa do peso vazio da aeronave é feito através de estimativas dos diversos pesos de todos os seus componentes, conforme o seguinte algoritmo (Barros, 2001):

1. A partir do valor de  $W$ , obtido no item anterior, faz-se uma estimativa dos pesos dos componentes da aeronave.

2. Somam-se os pesos dos componentes para se ter a estimativa do peso vazio da aeronave ( $W_{e2}$ ).
3. Comparam-se os valores de  $W_{e2}$  e de  $W_{e1}$ , obtido no item “Estimativa do Peso Vazio”. O valor  $W_{e1}$  deve ser corrigido, alterando-se a carga útil na medida do necessário e de acordo com a conveniência, até que ele coincida com  $W_{e2}$ .

No item (1) do algoritmo acima, para se estimar os pesos das asas, da fuselagem e da empenagem horizontal, Pazmany (1963) sugere o uso das fórmulas e dos ábacos desenvolvidos por K.L. Sanders.

#### Estudo das proporções gerais da aeronave

Entende-se por uma aeronave com boas qualidades de vôo aquela que oferece segurança operacional e seja fácil e agradável de pilotar. Assim, uma aeronave com boas qualidades de vôo exige forças suaves do operador para realizar manobras e responde de um modo previsível aos comandos. É sabido que, enquanto algumas aeronaves apresentam qualidades de vôo no mais elevado grau, outras são consideradas marginais, de difícil pilotagem.

As qualidades de vôo estão ligadas às estabilidades estática e dinâmica (longitudinal direcional e lateral), às forças nos comandos para vôo equilibrado e para manobras, às velocidades de rotação no rolamento, tangagem e glissagem. Deve haver uma proporção harmoniosa entre as forças nos comandos primários: no rolamento, força no manche proporcional a 1; na tangagem, força no manche proporcional a 2; na glissagem, força nos pedais proporcional a 3. Quanto às forças nos comandos, se a variação de força no manche por "g" for muito alta, ocorrerá cansaço excessivo do piloto. Caso contrário, se for muito baixa, poderá ocorrer do piloto, inadvertidamente, aplicar, com pouca força, uma carga excessiva na estrutura da aeronave.

Visando-se obter uma aeronave com boas qualidades de vôo, terminado o esboço inicial, é conveniente fazer-se um estudo comparativo da proporcionalidade das dimensões básicas da aeronave em desenvolvimento. Para isso, selecionam-se as aeronaves cujas formas mais se aproximam da aeronave em desenvolvimento e que sejam, reconhecidamente, detentoras de boas qualidades de vôo. Em seguida, elaboram-se tabelas contendo as principais proporções geométricas destas aeronaves e as respectivas proporções da aeronave em desenvolvimento. Na medida em que houver desproporção, volta-se ao esboço inicial, fazendo-se as modificações convenientes. O autor recomenda que as seguintes proporções sejam analisadas: i) Razão entre o braço da empenagem horizontal ( $l_h$ ) e a corda média geométrica da asa ( $\bar{c}$ ); ii) Razão entre o braço da

empenagem vertical ( $l_v$ ) e a envergadura da asa ( $b$ ); iii) Razão entre o comprimento da fuselagem ( $l_f$ ) e a envergadura da asa ( $b$ ); iv) Razão entre as envergaduras da empenagem horizontal ( $b_h$ ) e da asa ( $b$ ); v) Razão entre a corda da raiz da asa ( $c_r$ ) e o comprimento da fuselagem ( $l_f$ ); vi) Razão entre a área do profundor ( $S_{prof}$ ) e a área da empenagem horizontal ( $S_h$ ) e vii) Razão entre a área do leme ( $S_{leme}$ ) e a área da empenagem vertical ( $S_v$ ).

#### Estimativas prévias de estabilidade e controle

As geometrias das empenagens são preliminarmente estabelecidas utilizando-se os seguintes parâmetros de estabilidade: i) Volume de Cauda Horizontal e ii) Volume de Cauda Vertical (Barros, 2001).

A partir de uma tabela comparativa contendo valores de  $\bar{V}_h$  e  $\bar{V}_v$  das aeronaves mais competitivas, faz-se uma escolha judiciosa de qual valor adotar como estimativa preliminar.

Quanto menores forem os *Volumes de Cauda* escolhidos, menores serão os arrastos das empenagens e, portanto, menor o arrasto total da aeronave e melhor o seu desempenho aerodinâmico. Em contrapartida, piores serão as suas condições de estabilidade e controle, especialmente no pouso e na decolagem. O raciocínio se inverte com *Volumes de Cauda* maiores.

#### Escolha dos perfis

Duas filosofias de projeto podem ser apontadas. A primeira, considerada a melhor opção até o final da década de 80, adota asas mais afiladas com perfis diferentes na raiz e na ponta. A segunda, adotada por alguns projetistas na década de 90, adota asas menos afiladas com um único perfil da raiz até a ponta (por exemplo, as aeronaves *Europa*, *Pulsar*, *KR-2S*, *Grob G-115*, *Glastar*, *Glacair*, *Lancair*).

A primeira opção permite obter asas com bom desempenho aerodinâmico e estruturalmente mais adequadas. São consideradas esteticamente mais adequadas. Adotam dois perfis para contornar as dificuldades de estol comuns nas asas mais afiladas. São construtivamente mais complexas.

A segunda opção é construtivamente mais simples. Como as asas são, neste caso, menos afiladas, as dificuldades com o estol tornam-se pequenas, permitindo a utilização de um único perfil sobre toda a envergadura, com desempenho aerodinâmico, em média, superior à primeira opção.

Uma vez escolhida a opção a ser adotada no projeto da aeronave, a escolha dos perfis das asas dependerá da missão prioritária da aeronave. Uma vez definido o parâmetro a ser priorizado, deve-se calcular o

número de Reynolds para a raiz da asa e para a ponta da asa. No caso de se adotar a opção de um único perfil para a asa, deve-se calcular o número de Reynolds para a sua corda média geométrica.

#### Escolha dos perfis das empenagens

Nos aspectos gerais, a escolha dos perfis das empenagens segue a mesma orientação das asas. Para as empenagens, comumente são usados perfis simétricos, turbulentos ou laminares, com espessura relativa variando entre 6 e 12%. No caso de empenagens em  $T$ , por questões estruturais, a espessura relativa da empenagem vertical muitas vezes se estende até 15%. Às vezes, quando os perfis da asa apresentam valores altos do coeficiente de momento aerodinâmico, utiliza-se na empenagem horizontal perfis assimétricos colocados na situação invertida (extradorso como superfície inferior). Em casos extremos, adiciona-se a isso, *slots* no bordo de ataque da empenagem horizontal.

Um parâmetro aerodinâmico que pode ser utilizado na escolha do perfil das empenagens é a inclinação da curva de sustentação ( $dC_L/d\alpha$ ), que deve ser maximizada, para permitir empenagens menores. É importante, contudo, examinar este parâmetro para os números de Reynolds calculados para as cordas médias das empenagens.

#### Passeio do centro de gravidade

A posição do centro de gravidade da aeronave é importante para a sua pilotagem. Quanto mais a frente estiver o centro de gravidade, maiores serão as deflexões do profundor e a força no manche necessárias para vôo equilibrado, bem como as deflexões e forças para efetuar manobras longitudinais. Para posições do centro de gravidade excessivamente à frente, o profundor poderá não apresentar autoridade suficiente para levantar o nariz da aeronave durante o pouso, podendo provocar acidentes. Por outro lado, quanto mais para trás o centro de gravidade menores serão as deflexões do profundor e as forças no manche necessárias para equilíbrio e manobras longitudinais. Para posições do centro de gravidade excessivamente recuadas, o piloto com pequenas forças ou deflexões no comando poderá, inadvertidamente, induzir solicitações excessivas na estrutura da aeronave ou, no caso de curvas a baixa velocidade, induzir a aeronave ao *parafuso chato* com conseqüências desastrosas. Em casos extremos poderá ocorrer perda de estabilidade com o fenômeno de *reversão de comandos*, no qual as ações do manche para cabrar ou picar a aeronave ficam invertidas.

Considerando que as aeronaves operam com cargas variáveis (tripulantes, bagagem, combustível, etc.), a posição do centro de gravidade ( $CG$ ) é diferente para cada vôo. Mesmo durante o vôo, alterações na posição de passageiros, no volume de combustível, etc. provocam

alterações na posição do centro de gravidade. Assim, através da simulação de todas as situações possíveis, estima-se o *passeio do centro de gravidade*, ou seja, a sua posição mais dianteira e a mais traseira.

Quanto menor o passeio do centro de gravidade (mais próximos os limites dianteiro e traseiro), menor poderá ser o volume de cauda horizontal e, em particular, a área da empenagem horizontal. Como consequência, menor será o arrasto aerodinâmico e o peso da empenagem horizontal. Em contrapartida, menor será a flexibilidade de variação no posicionamento das cargas móveis (tripulantes, bagagem, combustível, etc.).

#### Estimativa do passeio do centro de gravidade

Para estimar o passeio do centro de gravidade, deve-se decompor as cargas da aeronave em fixas e variáveis. As fixas compõem a aeronave vazia (básica) e as variáveis são aquelas correspondentes aos tripulantes, combustível, bagagens, etc.

Deve-se elaborar uma vista lateral da aeronave identificando-se os diversos componentes com seus pesos e distâncias dos seus centros de gravidade a um plano de referência (Barros, 2001).

O *CG* da aeronave vazia ( $\bar{x}_{CG}$ ) é obtido através da expressão:

$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i l_i}{\bar{W}} \quad \text{onde} \quad \bar{W} = \sum_{i=1}^n W_i$$

sendo  $W_i$  o peso do *i-ésimo* componente e  $l_i$  a distância do *CG* do *i-ésimo* componente ao plano de referência.

De forma semelhante, o centro de gravidade das cargas variáveis ( $\tilde{x}_{CG}$ ) é obtido como:

$$\tilde{x}_{CG_j} = \frac{\sum_{i=1}^m W_i l_i}{\tilde{W}_j} \quad j=1,2,3,\dots,k \quad \text{sendo} \quad \tilde{W}_j = \sum_{i=1}^m W_i$$

onde, agora,  $W_i$  e  $l_i$  se referem às cargas variáveis. O índice  $j$  se refere a *j-ésima* situação de carregamento, ou seja, admite-se um total de  $k$  situações de carregamento.

O centro de gravidade da aeronave completa, para cada condição de carregamento ( $x_{CG_j}$ ), pode ser obtido como:

$$x_{CG_j} = \frac{\bar{x}_{CG} \bar{W} + \tilde{x}_{CG_j} \tilde{W}_j}{\bar{W} + \tilde{W}_j} \quad j=1,2,3,\dots,k$$

O menor e o maior valor de  $x_{CG_j}$  serão, respectivamente, os limites dianteiro e traseiro do passeio do centro de gravidade.

Normalmente, os limites do passeio do centro de gravidade obtidos em relação ao plano de referência são expressados em percentuais da corda média aerodinâmica da asa, obtidos facilmente dos valores calculados acima.

#### Verificação preliminar da adequação do passeio do centro de gravidade

Para minimizar retrabalhos, é prudente fazer uma avaliação preliminar sobre a adequação do centro de gravidade estimado, com base em estudos estatísticos. Walter Stender (Stender, 1969) realizou uma pesquisa exaustiva sobre a distribuição de pesos em planadores. Em Barros (2001) apresenta-se uma síntese das principais conclusões obtidas em Stender (1969).

Através de uma análise sintética, Barros (2001) mostra que, embora os estudos de Stender tenham sido feitos para planadores, eles são também aplicáveis a aeronave leves motorizadas.

Recomenda-se que, caso o passeio estimado fique fora dos limites de Stender, o projeto seja modificado até se obter um passeio adequado. Alongamento do cone de cauda, alongamento da parte anterior da fuselagem, ou troca da posição de componentes pesados (bateria, bagagem, combustível, etc.) são exemplos de modificações que podem adequar o passeio do centro de gravidade.

Um valor seguro para o passeio do centro de gravidade, entretanto, só será definitivamente determinado, após os *cálculos de estabilidade e controle longitudinais*, efetuados na fase de *Projeto* (Barros, 2001).

#### Modelo em escala natural da cabine

A complexidade da cabine, com todos os seus aspectos ergonômicos, torna praticamente mandatória a construção de um modelo em escala natural da cabine (*mock-up*).

O *mock-up* não necessita ser uma reprodução exata da cabine com revestimento e pintura, mas precisa conter, em escala natural, todos os comandos ou dispositivos que interferirem na ergonomia da mesma. Recomenda-se que o *mock-up* contenha septos reproduzindo, um corte lateral, um corte em planta e cortes frontais. Os septos frontais, normalmente, são feitos em estações na região de acomodação dos tripulantes. Em fase

posterior do projeto, o *mock-up* será utilizado também para verificação dos mecanismos dos comandos.

### Modelagem da fuselagem

Para a obtenção da forma geométrica tridimensional completa da fuselagem, Barros (2001) apresenta uma metodologia detalhada, combinando modelos físicos tridimensionais em escala reduzida e um tratamento computacional através de ferramentas de *CAD*.

### Retrabalho dos esboços da configuração externa

Realizadas todas as atividades anteriores, é necessário verificar a coerência das estimativas feitas. No caso de se detectar alguma inconsistência, é necessário voltar aos itens correspondentes, refazendo-se as estimativas quantas vezes forem necessárias, até que a consistência seja plena.

Posteriormente, durante a fase de *Projeto Detalhado*, ao se efetuarem cálculos de desempenho, estruturais, de estabilidade e controle etc., novas alterações poderão ser necessárias.

## **ITENS DA ETAPA PROJETO**

Concluído o *Anteprojeto* inicia-se o *Projeto Detalhado* que consiste em realizar todos os cálculos necessários, detalhamentos de componentes, desenhos em escala apropriada para fabricação, elaboração do relatório final do projeto e da programação de ensaios no solo.

### Cálculos Aerodinâmicos e de Desempenho

Os cálculos aerodinâmicos e de desempenho podem ser resumidos nos seguintes itens: i) determinação da polar de arrasto; ii) determinação das curvas de potências disponível e potência requerida; iii) determinação da curva de razão de subida; iv) determinação das curvas de alcance e de autonomia em função da velocidade e v) determinação dos principais parâmetros de desempenho aerodinâmico (Barros, 2001).

### Cálculos de Estabilidade e Controle

As superfícies aerodinâmicas de controle da aeronave devem ser adequadamente defletidas para equilibrar a aeronave durante o voo (anular o momento resultante em torno dos seus eixos). Assim, é importante obter os valores de deflexão e força nos comandos (manche e pedais) necessários para pilotar a aeronave.

As deflexões de comando, por sua vez, são limitadas pelas correspondentes deflexões das superfícies aerodinâmicas. Para deflexões muito acentuadas, as superfícies aerodinâmicas de controle deixariam de proporcionar o efeito esperado. Normalmente, as deflexões

máximas não devem ultrapassar  $30^\circ$  (o valor exato vai depender do perfil adotado).

Também, é necessário evitar que o piloto faça forças exageradas durante o voo. Para isso as normas estabelecem dois limites: i) o limite de força contínua, que deve ser respeitado nas situações de voo prolongado (voo de cruzeiro, por exemplo) e ii) o limite de força temporária, que deve ser obedecido durante algumas manobras ou situações de curta duração (Barros, 2001).

### Estabilidade e controle direcionais

Para avaliar a estabilidade direcional e as deflexões do leme e forças nos pedais necessárias para manter glissada ou enfrentar ventos de través, pode-se utilizar o procedimento descrito em Morelli (1976).

### Verificação de recuperação em parafuso

Uma aeronave em operação normal, principalmente em curvas de média e grande inclinação a baixas velocidades, corre o risco de entrar, involuntariamente, em parafuso. Caso não se tenha condições de restabelecer a atitude da aeronave, o acidente será inevitável. Portanto, no projeto de uma aeronave, é fundamental verificar se é possível restabelecer a atitude de uma aeronave em parafuso. Para verificar esta capacidade, Raymer (1989) recomenda calcular o parâmetro *TDPF* (*Tail Damping Power Factor*) definido em Bowman (1971).

### Verificação do controle de rolamento

Recomenda-se avaliar a máxima velocidade de rolamento da aeronave, a qual pode ser obtida conforme Morelli (1976). O valor calculado deve ser compatível com os de aeronaves similares.

### Cálculos de cargas

Baseado nos fatores de carga limites para a aeronave, estabelecidos pelos requisitos (*JAR-VLA*, *FAR Part 23*, etc.), de acordo com a missão típica, deve-se elaborar os diagramas *V-n* (Velocidade  $\times$  fator de carga) de manobra, de rajada e combinado.

Além disso, para o dimensionamento estrutural da aeronave é necessário considerar as várias alternativas de carregamento às quais ela estará sujeita.

Durante a operação ocorrem quatro tipos de cargas: i) cargas aerodinâmicas; ii) pesos; iii) cargas inerciais e iv) cargas de reação com o solo.

1. As cargas aerodinâmicas são provocadas pelo escoamento do ar na superfície externa da

aeronave (são predominantes nas asas e nas empenagens).

2. Os pesos são consequência da atração gravitacional da Terra.
3. As cargas inerciais se devem à reação das massas dos componentes da aeronave às acelerações impostas.
4. As cargas de reação com o solo surgem como decorrência do impacto do trem de pouso com o solo, durante o pouso, a decolagem e o taxiamento.

### Dimensionamento Estrutural

O dimensionamento estrutural representa um dos itens mais trabalhosos do projeto e é fundamental para a segurança do voo. Deve, portanto, ser cuidadosamente executado.

Um ponto comum a todo o dimensionamento estrutural de uma aeronave é a utilização de dois fatores de segurança: o *básico* e o de *qualidade*. Assim, as cargas para dimensionamento ( $Q_d$ ) devem ser obtidas através da expressão:

$$Q_d = Q_l \times (FS) \times (FQ)$$

onde  $Q_l$  denota a carga limite,  $FS$  denota o fator de segurança básico e  $FQ$  o fator de qualidade.

A carga limite ( $Q_l$ ) é a máxima prevista para ocorrer em voo (obtida para cada componente).

O fator de segurança básico (FS) é imposto por norma. Tanto o JAR-VLA quanto o Part 23 estabelecem  $FS=1.5$ .

O fator de qualidade (FQ) varia de acordo com o material estrutural utilizado e com o componente em consideração.

Para o dimensionamento dos elementos estruturais, recomenda-se a seguinte bibliografia básica:

- a) Bruhn (1965), Peery (1950) e Megson (1972) para os cálculos estruturais propriamente ditos.
- b) Silva Jr. (1962) e Albuquerque (1980) para dimensionamento de mecanismos em geral.

No caso específico de longarinas em madeira recomenda-se utilizar também Brotero et alii (1941), enquanto para estruturas em materiais compostos

recomenda-se utilizar também Verein Deutcher Ingenieure (1970) ou Hollmann (1996).

### Retrabalhos do projeto

Todo o processo anterior completa as atividades do projeto de uma aeronave propriamente dito. Entretanto, é muito difícil que a aeronave projetada atenda a todas as características pretendidas. Para isso, é necessário que se retorne a alguns dos itens anteriores, refazendo-se as estimativas, esboços, cálculos, enfim, tudo o que for necessário, quantas vezes necessárias, até se chegar a um resultado satisfatório.

### **APLICAÇÃO A UM CASO PRÁTICO**

O último projeto desenvolvido pelo Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG, uma aeronave voltada para a maximização do índice global de desempenho CAFE *Triaviathon* foi executado segundo o procedimento proposto (Barros et alii, 2000).

### **CONCLUSÃO**

Apresentou-se uma metodologia de projeto de aeronaves leves subsônicas que abrange desde a fase inicial da definição da aeronave até o término de todo o seu detalhamento. Trata-se de uma metodologia que foi se estabelecendo ao longo de décadas de trabalhos no Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG, apresentada de forma detalhada em Barros (2001).

Sendo coerente com as principais metodologias de projeto de aeronaves mundialmente reconhecidas, a presente metodologia possui características próprias que a colocam como, provavelmente, o procedimento da atualidade mais bem adaptado para o projeto de aeronaves leves subsônicas.

Direcionada para o projeto de aeronaves leves, evita a descrição de etapas desnecessárias para esta categoria, detalhando, por outro lado, aquelas de fundamental importância para este tipo de projeto.

Entre os principais aspectos inovadores da metodologia proposta, merecem ser mencionados:

i) a apresentação de um elenco de técnicas de comparação mais abrangente que as anteriores, incluindo-se a introdução da comparação das aeronaves através de suas vistas em planta na mesma escala. Estes métodos comparativos possuem um papel ativo no projeto, não se restringindo a posicionar a aeronave em relação às demais, mas também a indicar as direções mais promissoras.

ii) a descrição de uma forma jamais apresentada na literatura, de algumas etapas do projeto de fundamental importância para a sua execução. Por exemplo, o

modelamento tridimensional da fuselagem, os critérios para escolha da perfilagem, as tabelas de comparação das proporções gerais e a apresentação das vantagens e desvantagens de diversas opções de configuração externa e interna.

iii) a inclusão de modernos índices globais de desempenho (CAFE) entre os parâmetros de comparação.

Estruturada em etapas dispostas de um modo lógico e seqüencial, a metodologia proposta apresenta-se como um valioso instrumento para a condução ordenada e sistemática de todas as atividades de geração de novas aeronaves.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Albuquerque, O.A.L.P., 1980, "Elementos de Máquinas". Rio de Janeiro; Editora Guanabara II.
- Barros, C.P., 1975, "Cálculos do Planador CB-2 "Minuano"". Belo Horizonte; CEA - EEUFMG.
- Barros, C.P., 1985, "Cálculos da Aeronave CB-7 "Vesper"". Belo Horizonte; CEA - EEUFMG.
- Barros, C.P., 1992, "Cálculos da Aeronave CB-9 "Curumim"". Belo Horizonte; CEA - EEUFMG.
- Brotero, F.A.; Vieira, A.; Alvarenga, E.M., 1941, "Boletim nº 29". São Paulo; IPT - São Paulo.
- Bruhn, E.F., 1965, "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures". Ohio; Tri-Stste Offset Co.
- Galvão, F.L., 1970, "Nota Técnica Sobre Corpos Fuselados". São José dos Campos; Revista ITA Engenharia; vol. 1; nº 4.
- Hollmann, M., 1996, "Composite Aircraft Design". Monterey, Aircraft Design, Inc.
- Hollmann, M., 1996, "Modern Aircraft Design, Volume 1". Monterey, Aircraft Design, Inc.
- Hollmann, M., 1996, "Modern Aircraft Design, Volume 2". Monterey, Aircraft Design, Inc.
- Kovacs, J., 1986, "Filosofia do Projeto". São José dos Campos.
- Megson, T.H.G., 1972, "Aircraft Structure for Engineering Students". London; Edward Arnold Ltd.
- Pazmany, L., 1963, "Light Airplane Design". San Diego; Pazmany Aircraft Corporation.
- Pullin, D.C., 1976, "Apostila de "Aerodinâmica do Avião ; Desempenho". Belo Horizonte; CEA-EEUFMG.
- Pullin, et alli, 1976, "Apostila de "Estabilidade e Controle dos Aviões". Belo Horizonte; CEA-EEUFMG.
- Raymer, D.P., 1989, "Aircraft Design: A Conceptual Approach". Washington; AIAA Education Series.
- Roskan, J., 1985, "Airplane Design". Ottawa; Roskan Aviation and Engineering Corporation.
- Seeley, B.A., 1993, "A tale of Two Trophies". Oshkosh; Sport Aviation; Experimental Aircraft Association; vol. 42; nº 10.
- Silva Jr., J.F., 1962, "Resistência dos Materiais". Rio de Janeiro; Ao Livro Técnico.

- Stender, W., 1969, "Sailplane Weight Estimation". Organisation Scientifique et Technique Internationale de Vol a Voile.
- Torenbeck, E., 1981, "Synthesis of Subsonic Airplane Design". Delft; Delft University Press.
- Vandaele, J., 1962, "Apostila de Projeto de Aeronaves". São José dos Campos; ITA/CTA.