# Projeto de aeronave movida a propulsão humana

### Gustavo Eidji Camarinha Fujiwara

Universidade de São Paulo - Escola Politécnica gustavofujiwara@gmail.com

Resumo. O presente trabalho é o projeto de uma aeronave monoposto, movida à propulsão humana, com principal enfoque nas áreas de aerodinâmica, mecânica de vôo e otimização multidisciplinar, sem a intenção de construção da mesma. O projeto se dá através de uma revisão bibliográfica de projetos de HPA (human powered aircraft) anteriores, e da programação de códigos computacionais capazes de avaliar as características aerodinâmica tridimensionais de uma aeronave subsônica arbitrária, predizer suas características de estabilidade, estimar seu peso vazio e calcular seus parâmetros de desempenho para incorporarem um modelo de síntese paramétrica de aeronaves, que permitirá analisar o espaço de possíveis aeronaves de forma comparativa e, posteriormente, otimizar a população de forma multidisciplinar, por meio de um algoritmo genético. Por fim, o avião escolhido é testado em um simulador de voo em tempo real pra avaliação das qualidades de voo.

Palavras chave: Aeronaves (Projeto), Aerodinâmica, Mecânica de vôo (Simulação), Otimização Global, Simulador de Voo

### LISTA DE SÍMBOLOS

- S Área
- b Envergadura
- AR Alongamento
- λ Afilamento
- Enflechamento Λ
- ddr Diedro
- r1 Distância do início do vórtice preso ao ponto P
- Distância do fim do vórtice preso ao ponto P  $\mathbf{r}_2$
- u∞ Velocidade do escoamento no infinito
- Г Circulação/intensidade do vórtice
- CD Coef. de Força de Arrasto Coef. de Força Lateral CY
- CL Coef. de Força de Sustentação
- Coef. de Momento de Rolamento CR
- CM Coef. de Momento de Arfagem
- CN Coef. de Momento de Guinada
- ē Corda média aerodinâmica
- Ângulo de trajetória γ ė
- Ângulo de atitude
- 3 Ângulo de Downwash

Ângulo de ataque α

- Ângulo de derrapagem β
- $CL_{\boldsymbol{\alpha}}$ Derivada de CL com  $\alpha$
- Derivada de CM com  $\alpha$ CM<sub>a</sub>
- $CN_{\beta}$ Derivada de CN com  $\beta$
- $CR_{\beta}$ Derivada de CR com β
- CG Referente ao centro de gravidade
- Referente à asa w
- Referente ao estab. Horizontal HT
- VT Referente ao estab. vertical

# 1. Introdução

A notável evolução da aviação no último século contempla desde o primeiro vôo de um veículo mais pesado que o ar até a concepção de aeronaves capazes de quebrar a barreira do som e cobrir distâncias intercontinentais em curto espaço de tempo. Um particular ramo da engenharia aeronáutica se dedica ao estudo de aeronaves tão energeticamente eficientes, que a potência gerada por um ser humano é capaz de colocá-lo em vôo sustentado, sem auxílio de energia externa ou armazenada. Estes veículos são conhecidos como HPA (human powered aricraft) e o presente trabalho é o projeto de um HPA, com foco nos campos de aerodinâmica, mecânica de vôo e otimização multidisciplinar.

# 2. Revisão Bibliográfica

O primeiro voo de uma aeronave inteiramente movida a propulsão humana da qual se dispõe de registros é clamado ter sido realizado em 1936, pelos engenheiros italianos Enea Bossi e Vittorio Bonomi, a bordo da aeronave "Pedaliante". Segundo Mitrovich, o problema de peso excessivo permitia à aeronave voar apenas por curtas distâncias, havendo a necessidade de catapultá-la para iniciar vôo. Outras tentativas por volta da mesma época na Alemanha, por Helmut Haessler e Frank Villinger acabaram conseguindo cobrir distâncias de quase 700m, também utilizando decolagem assistida.

Motivado pelo tema, em 1959, o industrialista britânico Henry Kremer criou o Prêmio Kremer, que oferecia 50 mil libras ao primeiro grupo que concebesse uma aeronave movida à propulsão humana capaz de percorrer um trajeto em formato do dígito "oito", por uma distância de 1 milha (1,6 km). Dois anos mais tarde, o primeiro voo a oficialmente decolar apenas com a potência humana foi realizado por Derek Piggott, a bordo do Southampton University's Man Powered Aircraft (SUMPAC). E em 1977, o engenheiro aeronáutico Dr. Paul MacCready tornou-se o primeiro ganhador do Prêmio Kremer, em Shafter, Califórnia com a aeronave Gossamer Condor, um canard de longarinas de alumínio e muitas partes plásticas, Fig. (1).



1

Figura 1. Gossamer Condor

Entusiasmado com a conquista do prêmio, Kremer lançou um novo desafio que imaginava levar outros 22 anos até a sua conquista. Surpreendentemente, dois anos mais tarde da conquista do primeiro prêmio, o grupo de MacCready viria a conquistar novamente o Prêmio Kremer, ao realizar o provável vôo mais famoso de um HPA: a travessia do Canal da Mancha na Inglaterra, em 1979, a bordo do Gossamer Albatross, percorrendo cerca de 35,8 km. A uma altura média de 1,5m do solo, o vôo teve duração de 2h49min, atingindo uma velocidade máxima de 29km/h, e requerendo uma potência ao piloto entre 250 e 300W. A estrutura de fibra de carbono com nervuras de poliestireno expandido e revestimento de filme plástico (PET) fazia com que o Albatross, Fig. (2), tivesse uma massa vazia de apenas 32kg, somando uma massa total de aproximadamente 100kg com o piloto Bryan Allen.



No início dos anos 80, os alunos de graduação e pós-graduação do MIT (Massachusetts Institute of Technology) juntaram-se ao grupo de designers de HPA, sob comando do professor Dr. Mark Drela. Em 1983, a aeronave Monarch B ganhou um Prêmio Kremer de 20 mil libras por manter uma velocidade de vôo superior a 30km/h por mais de 1,5km de distância em um trajeto triangular sendo este, até hoje, o recorde atual de velocidade de um HPA.

Focando no recorde de distância, deu-se início a outro projeto, o Light Eagle, de 43kg e que viria a ser substituído pela versão de testes da aeronave, o Daedalus 87, avião convencional de 31kg testado em 1988. Ainda em 1988, no dia 23 de Abril, o Daedalus 88, Fig. (3), recebeu o reconhecimento da FAI (Fédération Aéronautique Internationale), responsável por todos os recordes mundiais em esportes aéreos, aeronáutica e astronáutica, pelo vôo mais longo (3h54min) e mais distante (115,11km) de um HPA, ao percorrer o trajeto de Iraklion, na ilha de Creta (Grécia) para a ilha de Santotini, vôo feito por Daedalus (na mitologia grega) e pilotado pelo ciclista olímpico Kanellos Kanellopoulos. O vôo terminou a 7m da praia de Perissa em Santorini, após problemas na estrutura do tailboom da cauda devido ao forte vento. Com a perda de controle, o avião arfou levantando o nariz, e uma nova rajada causou a falha estrutural da longarina principal da asa. O ciclista nadou até a praia.



Figura 3. MIT Daedalus 88

Diversos projetos de HPA têm sido desenvolvidos, incluindo até mesmo mecanismos de batimento de asas.

#### 3. Modelo Matemático 3.1 Aerodinâmica

O bloco de aerodinâmica tem como principal função obter o as forças e momentos aerodinâmicos da aeronave, feito através da obtenção de três curvas principais: a curva CL x  $\alpha$ , a curva polar de arrasto (CL x CD), e a curva CM x  $\alpha$  para a aeronave completa por meio de um programa desenvolvido de método dos vórtices discretos, e utilizando o "Component Drag Build-up Method" Raymer (2006) para o arrasto parasita.

#### Método dos Vórtices Discretos

Baseado nas referências de Bertin&Smith (1998), Phillips&Snyder (2000) e Katz&Plotkin (1998), foi implementado um código de análise aerodinâmica 3-D que utiliza o método dos vórtices discretos (VLM) e consiste na distribuição de ferraduras de vórtices ao longo dos painéis das superfícies aerodinâmicas, cujas intensidades são calculadas pela resolução de um sistema linear de equações que pondera a influência de cada um desses vórtices em todos os demais e vice-versa, de modo a satisfazer a condição de contorno de que não haja fluido escoando através dos pontos de controle de cada painel, garantindo a "impermeabilidade" ou não-transpiração das superfícies.

Como o VLM permite o posicionamento dos vórtices ferradura em posições arbitrárias do espaço de modo a acompanhar uma geometria qualquer, ele é capaz de analisar asas com alongamento AR<4, diversos afilamentos  $\lambda$ , enflechamentos  $\Lambda$ , e diedro ddr, e capturar a influência entre múltiplas superfícies, efeito solo, e coeficientes de força (CY) e momentos látero-direcionais (CR,CN) quando em ângulo de derrapagem  $\beta \neq 0$ . As velocidades em X, Y, e Z induzidas por um vórtice ferradura cujos dois vórtices livres (esquerdo e direito) estão alinhados com o vetor velocidade do escoamento no infinito e cujo vórtice preso segue a direção do enflechamento no quarto de corda de cada painel são dadas pela equação (1)

$$[Vx, Vy, Vz] = \frac{\Gamma}{4\pi} \begin{bmatrix} \frac{\overline{u_{\infty}} x \, \overline{r_2}}{r_2(r_2 - \overline{u_{\infty}} \, \overline{r_2})} &+ \frac{(r_1 + r_2)(\overline{r_1} x \, \overline{r_2})}{r_1r_2(r_1r_2 + \overline{r_1} \, \overline{r_2})} - \frac{\overline{u_{\infty}} x \, \overline{r_1}}{r_1(r_1 - \overline{u_{\infty}} \, \overline{r_1})} \\ Right Trailing Vortex & Heft Trailing Vortex \end{bmatrix}$$
(1)

Após calculadas as velocidades induzidas de cada vórtice em todos os outros que compõe o sistema de superfícies aerodinâmicas assumindo uma intensidade de cada vórtice  $\Gamma$ =1, faz-se o produto escalar dessas velocidades com o versor normal de cada painel, de modo a se obter a velocidade total atravessando o painel. A condição de contorno para a resolução do problema é a de impermeabilidade, de que não deve haver fluxo de fluido atravessando os pontos de controle. Dessa aplicação de condição de contorno, o problema de se encontrar as circulações  $\Gamma$  (incógnita) se resume a uma inversão de matriz (solução de um sistema linear de equações), sem necessidade de iterações numéricas.

A linearidade do programa é conseqüência direta da posição escolhida de colocação dos vórtices ferradura no quarto de corda (c/4) de cada painel e dos pontos de controle no três quartos de corda (3c/4) dos mesmos. Por ser um método potencial linear, não é sensível à viscosidade, fenômeno que domina o estol e, portanto, para capturar o CLmax que o corre em uma região não-linear da curva de CL x  $\alpha$ , utiliza-se o método da seção crítica, em que se considera que o ângulo de estol  $\alpha_{estol}$  é aquele em que a primeira seção da asa atinge o Clmax bidimensional. Fora isso, estando em  $\alpha < \alpha_{estol}$ , o VLM é capaz de capturar os 6 coeficientes de força e momento (CD,CY,CL,CR,CM,CN).

A validação do VLM foi feita utilizando os dados experimentais e numéricos encontrados em Katz&Plotkin (1998) e Phillips&Snyder (2000). Na Fig. (4) é apresentada a influência de AR e  $\Lambda$  em CL $\alpha$ , obtidas pelo presente código e pelos dados da literatura.



Figura 4. Validação:CLα x AR x Λ. a) Presente código. b) KATZ-12.16

Já na Fig. (9) é mostrada a influência do ângulo de diedro e proximidade ao solo (h/c) sobre CLa.



Figura 5. Validação: $CL_{\alpha}$  x AR(efeito solo). a) Presente código. b) KATZ-12.20

Por fim, é possível avaliar a interferência de uma superfície aerodinâmica na outra plotando o campo de velocidades induzidas pelos vórtices das superfícies aerodinâmicas usando o VLM, podendo visualizar a perturbação na região da esteira de uma configuração de aeronave (asa, empenagem horizontal e vertical), visto em uma vista oblíqua e outra traseira na Fig. (10). Pode-se observar o as velocidades induzidas para baixo ("downwash"), na região posterior da asa, o que diminui a eficiência da cauda.



Figura 6. Campo de velocidades ao redor de um avião completo, para  $\alpha = 10^{\circ}$ 

# 3.2 Mecânica de Voo

As principais atividades relacionadas à área de mecânica de voo são o dimensionamento dos estabilizadores e respectivas superfícies móveis para garantir níveis aceitáveis de estabilidade estática e dinâmica, seleção dos atuadores mecânicos, verificação dos níveis aceitáveis de força no manche do piloto, e avaliação da resposta da aeronave no tempo através de simuladores de vôo.

A estabilidade da aeronave é subdividida em dois grupos: longitudinal e látero-direcional, pois a hipótese de desacoplamento do movimento da aeronave nesses dois eixos é válida na maioria dos casos. A condição para uma aeronave ser estaticamente estável longitudinalmente é ter derivada negativa do momento de arfagem do avião completo com ângulo de ataque, i.e.,  $CM_{\alpha} = \frac{dCM}{d\alpha} < 0$ , para que o momento resultante com qualquer variação de ângulo de ataque seja sempre restaurador à condição de equilíbrio.

A Fig. (7) apresenta um avião estável, um neutro, e outro instável estaticamente. Observa-se que só o avião cuja derivada da curva de CM x  $\alpha$  é negativa apresenta estabilidade estática longitudinal pois, partindo do ponto de equilíbrio P em que o momento de arfagem é nulo, uma perturbação qualquer que leve a um aumento no ângulo de ataque acarretará um CM < 0 (nariz para baixo), causando a diminuição de  $\alpha$  voltando ao equilíbrio.



Figura 7. Estabilidade estática longitudinal: instável, neutro, estável

Para se obter a derivada CM $\alpha$  do avião completo, parte-se do equacionamento de momentos com pólo no centro de gravidade, levando em consideração a contribuição da asa, estabilizador horizontal, fuselagem, e unidade propulsiva, e em seguida adimensionaliza-se a equação dividindo-a pela por  $(1/2 \rho V^2. S. \bar{c})$ , e por fim, deriva-a em  $\alpha$ . Em geral, as contribuições mais significativas são da asa e estabilizador horizontal, apresentados esquematicamente na Fig. (8).



rigura s. Contribuição da asa e estabilizador nonzontal para Civi

A equação (2) é a equação completa de momentos de arfagem com pólo do no C.G. para o esquema da Fig.(8).

$$M_{AC_{w}} + L_{w} \cdot \cos(\alpha_{w} - i_{w}). \qquad (X_{AC_{w}} - X_{CG}) - D_{w} \cdot \cos(\alpha_{w} - i_{w}). \qquad (Z_{CG} - Z_{AC_{w}}) + L_{w} \cdot \sin(\alpha_{w} - i_{w}). \qquad (Z_{CG} - Z_{AC_{w}}) + D_{w} \cdot \sin(\alpha_{w} - i_{w}). \qquad (X_{AC_{w}} - X_{CG}) + M_{AC_{HT}} - L_{HT} \cdot \cos(\alpha_{w} - i_{w} - \varepsilon + i_{HT}) \cdot (X_{CG} - X_{AC_{HT}}) - D_{HT} \cdot \cos(\alpha_{w} - i_{w} - \varepsilon + i_{HT}) \cdot (Z_{CG} - Z_{AC_{HT}}) + L_{HT} \cdot \sin(\alpha_{w} - i_{w} - \varepsilon + i_{HT}) \cdot (Z_{CG} - Z_{AC_{HT}}) - D_{HT} \cdot \sin(\alpha_{w} - i_{w} - \varepsilon + i_{HT}) \cdot (X_{CG} - X_{AC_{HT}}) \qquad (2)$$

Observe que no equacionamento anterior, todas as distâncias  $(X_1-X_2)$  ou  $(Z_1-Z_2)$  foram escritas de modo a serem quantidades positivas. Tomando as aproximações de pequenos ângulos (até 15°) tal que sin(x)  $\approx$  x e cos(x)  $\approx$  1, introduz-se erros inferiores a 4% na aproximação da função cosseno e inferiores a 1% na aproximação da função seno. Além disso, como L >>D, em geral da ordem de 10 e 40 vezes maior para alongamentos observados em HPAs, pode-se considerar as contribuições das componentes horizontais desprezíveis, então reescreve-se

$$M_{CG} = M_{AC_{w}} + L_{w} \cdot (X_{AC_{w}} - X_{CG}) + M_{AC_{HT}} - L_{HT} \cdot (X_{CG} - X_{AC_{HT}})$$
(3)

Adimensionalizando, agora, a equação ao dividir por  $(\frac{1}{2}\rho V^2.S.\bar{c})$  se obtém

$$CM_{CG} = CM_{AC_{w}} + CL_{w} \cdot \left(\frac{x_{AC_{w}} - x_{CG}}{\bar{c}}\right) + CM_{AC_{HT}} - CL_{HT} \cdot \left(\frac{x_{CG} - x_{AC_{HT}}}{\bar{c}}\right) \cdot \left(\frac{S_{HT}}{S_{w}}\right) \cdot \left(\frac{1/2\rho V_{HT}^{2}}{1/2\rho V_{w}^{2}}\right) \quad (4)$$

Em que a razão entre pressões dinâmicas experimentadas pelo estabilizador horizontal e a asa é chamada eficiência da cauda  $\eta = \left(\frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_{W}^2}\right)$ , variando em geral entre 0,8-1,2 dependendo se a cauda está na esteira da fuselagem ou da asa, ou se existe um motor cujo bocal de saída esteja soprando sobre a cauda. Já o produto da distância adimensional do

estabilizador horizontal ao C.G. pela razão de área do estabilizador horizontal e asa é chamado coeficiente de volume de cauda horizontal  $C_{\text{HT}} = \left(\frac{X_{CG} - X_{AC_{HT}}}{\bar{c}}\right) \cdot \left(\frac{S_{HT}}{S_w}\right)$ , e seus valores típicos variam entre 0,40 – 0,70, segundo Raymer(2006) – Tab.6.4.

Finalmente, substituindo  $CL_w = CL_{\alpha_w} \cdot (\alpha_w - i_w) \in CL_{HT} = CL_{\alpha_w} \cdot (\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_{HT})$ , e derivando em  $\alpha$ , lembrando que a definição centro aerodinâmico (AC) de uma superfície aerodinâmica é o ponto em que o momento de arfagem não se altera com ângulo de ataque, vem

$$CM_{CG_{\alpha}} = \frac{dM_{CG}}{d\alpha} = \underbrace{CL_{\alpha_{W}} \cdot \left(\frac{X_{AC_{W}} - X_{CG}}{\bar{c}}\right)}_{Asa} - \underbrace{CL_{\alpha_{HT}} \cdot \left(\frac{X_{CG} - X_{AC_{HT}}}{\bar{c}}\right) \cdot \left(\frac{S_{HT}}{S_{W}}\right) \cdot \left(\frac{1/2\rho V_{HT}^{2}}{1/2\rho V_{W}^{2}}\right) \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}_{Estabilizador Horizontal}$$
(5)

Em que o termo  $\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$  é o gradiente de downwash, ou seja, o quanto esteira do escoamento da asa diminui o ângulo efetivo enxergado pela cauda. Valores típicos para este parâmetro giram em torno de 0,20 - 0,30 em voo, e diminuem significativamente quando sob efeito solo. Uma análise preliminar é feita para se entender o efeito de um C.G. mais dianteiro ou mais traseiro sobre a estabilidade. Todos os termos da equação (5) são positivos, com exceção das distâncias dos centros aerodinâmicos da asa e estabilizador horizontal ao centro de gravidade. Como demonstrado anteriormente, para uma aeronave ser estaticamente estável longitudinalmente, deve-se satisfazer  $CM_{CGa} < 0$ . Como o eixo X é orientado positivamente no sentido do nariz da aeronave, mantendo fixas as posições da asa e estabilizador horizontal, quanto mais dianteiro o centro de gravidade, mais negativas serão as contribuições da asa  $\left(\frac{X_{AC_W}-X_{CG}}{c}\right)$  e do estabilizador horizontal  $-(\frac{x_{CG}-x_{ACHT}}{\bar{c}})$  para a CM<sub>CGa</sub> e, portanto, mais estável será o avião. Analogamente, quanto mais traseiro o centro de gravidade, menos estável será a aeronave.

Para se ter uma aeronave estaticamente estável direcionalmente, deve-se satisfazer a condição da derivada do momento de guinada CN com o ângulo de derrapagem  $\beta$  seja positiva para que o momento de guinada resultante ao surgimento de qualquer ângulo de derrapagem  $\beta \neq 0$  seja restaurador, ou seja,  $CN_{\beta} > 0$ , como observado na Fig. (9).



Para se ter uma aeronave estaticamente estável lateralmente, deve-se satisfazer a condição de derivada do momento de rolamento CR com o ângulo de derrapagem  $\beta$  seja negativa para que o momento de rolamento resultante ao surgimento de qualquer ângulo de derrapagem  $\beta \neq 0$  seja restaurador, ou seja, CR<sub> $\beta$ </sub> < 0, como observado na Fig.(10).



Figura 10. Estabilidade estática lateral

### 3.3 Peso

A rotina de peso tem por objetivo estimar o peso vazio da aeronave, necessário para o posterior cálculo dos parâmetros de desempenho do avião, e atua como função penalizante a asas muito longas, ou de áreas muito elevadas, muito enflechadas, ou com diedros excessivos, evitando a que o programa convirja para aviões excessivamente grandes simplesmente por apresentarem boas características puramente aerodinâmicas.

Considera-se que a massa da aeronave é composta pela soma das massas de seus componentes, a listar: asa, estabilizador horizontal, estabilizador vertical, hélice, fuselagem/estrutura, tubo de cauda (tailboom), e demais componentes (links/cabos/aviônica/etc), utilizando como base dados históricos das massas de outros HPAs.

$$M_{vazia} = M_{asa} + M_{est.hor.} + M_{est.vert.} + M_{h\acute{e}lice} + M_{fuselagem} + M_{tailboom} + M_{micelânea}$$
(6)  
estrutura

# 3.4 Desempenho

Os cálculos de desempenho são, em geral, segmentados por trecho da missão, Fig. (11). Para o presente projeto, os trechos de maior importância são a decolagem, subida e cruzeiro, que terão seus cálculos detalhados a seguir, nos parâmetros de maior interesse para o projeto do HPA em questão.



Figura 11. Trechos da missão

### Decolagem

Três parâmetros principais são calculados: velocidades de estol, de decolagem, e comprimento de pista para decolar. A velocidade de estol é a mínima velocidade em que a sustentação equilibra o peso W, pois na  $V_{estol}$ ,  $CL = CL_{máx}$ .

$$U = \frac{1}{2}\rho V_{estol}^{2} \cdot S \cdot CL_{max} \longrightarrow V_{estol} = \sqrt{\frac{2.W}{\rho \cdot S \cdot CL_{max}}}$$
(7)

Já a velocidade de decolagem segue a norma FAR- Part 23-seção 51 da FAA, em que para um avião monomotor

$$V_{decolagem} = 1,2.V_{estol}$$
(8)

E a equação diferencial que rege a corrida em pista está descrita na equação (9), feita com base na Fig. (12).

Arrasto Arrasto Arrasto Peso W Figura 12 – Diagrama de forças na decolagem

$$M \frac{dV(i)}{dt} = T - F_{at} - D$$

$$L = W \longrightarrow \frac{dV(i)}{dt} = \frac{1}{M} \left[ \left( T(i) - \mu . M. g \right) + \left( \mu . CL_{solo} - CD_{solo} \right) . \left( \frac{1}{2} . \rho . V(i)^2 . S \right) \right]$$
(9)

# Subida

Os parâmetros de desempenho da fase de subida são o ângulo de trajetória ou de subida  $\gamma$ , a taxa ou razão de subida ("rate of climb") RC, e a velocidade de subida V<sub>v</sub>. Considera-se a hipótese de subida equilibrada. A Fig.(13) explicita a relação entre o ângulo de ataque  $\alpha$  (formado com o vetor velocidade), o ângulo de trajetória  $\gamma$  (formado entre o vetor velocidade e a horizontal), e o ângulo de atitude  $\theta$  (formado entre o nariz do avião e a horizontal).



# Figura 13 - Diagrama de forças na subida

#### Cruzeiro

Na fase de cruzeiro, considera-se a hipótese de voo nivelado (equilibrado) e não- acelerado, Fig. (14). O parâmetro de maior interesse é a potência requerida para manter o voo equilibrado, obtida pelas relações de equilíbrio



Substituindo T e V na equação de P vem a potência requerida para se manter o voo equilibrado e não-acelerado na equação (14) e seus pares Velocidade-CL associados, equação (15)

$$P_{req} = \frac{W}{CL/CD} \cdot \sqrt{\frac{2.W}{\rho.S.CL}}$$
(14)  
$$V(CL) = \sqrt{\frac{2.W}{\rho.S.CL}}$$
(15)

# 4. Modelo de Síntese

O modelo de síntese paramétrica é um algoritmo de concepção de aeronaves viáveis de acordo com as restrições pré-estabelecidas ao projeto, através de sucessivas rotinas de cálculos a partir da sua geometria. Primeiro, gera-se uma aeronave aleatória representada por um vetor de parâmetros geométricos, a entrada do modelo de síntese. A aeronave passa então por uma rotina de cálculo dos seus parâmetros aerodinâmicos, e de estabilidade e controle. Se a aeronave é estável, ela tem sua massa estimada pela rotina de peso, e então, seus cálculos finais de desempenho são realizados. Se a aeronave gerada passa por todos as rotinas, ela é então chamada de solução e armazenada para formar uma população crítica inicial, que será posteriormente otimizada. Caso a aeronave viole a condição de algum filtro, ela é descartada e outra aeronave é gerada, de forma iterativa. O fluxograma do modelo está disposto na Fig. (15).



Figura 15 - Fluxograma do modelo de síntese paramétrica

### 5. Algoritmo de Otimização

O ser humano possui, em uma única molécula de DNA, 23 pares de longas seqüências do DNA chamados cromossomos. Cada cromossomo possui inúmeros genes formados por seqüências específicas de ácidos nucléicos, responsáveis por determinar uma série de características físicas. Uma analogia pode ser feita entre as características de um avião e o DNA de um ser vivo, ao imaginar que o avião sob projeto pode ter seu DNA dividido em 5 cromossomos: geometria, aerodinâmica, estabilidade, peso, e desempenho, tendo cada um desses cromossomos diversos genes que determinam as características do avião completo, por exemplo, os genes da envergadura e área no cromossomo da geometria, ou os genes do CLmax e CD0 no cromossomo da aerodinâmica, como exemplificado pela Fig. (16).

As características transmitidas à geração seguinte (seja por meio de reprodução sexuada ou mutação) são apenas em relação ao cromossomo geometria, de modo que todos os demais cromossomos (aerodinâmica, estabilidade, peso, desempenho) são conseqüência direta dela, não sendo transmitidos diretamente da geração parental à filial. Em outras palavras, só as características geométricas são transmitidas, e as demais são calculadas a partir da última. A seleção dos indivíduos que transmitirão suas características aos descendentes deve ser feita por meio de classificações entre os elementos de uma população, segundo uma ou mais funções objetivo escolhidas para guiar a direção da otimização.



#### Algoritmo Genético

Segundo Goldberg (1989), existem 3 mecanismos inerentes à evolução: reprodução sexuada dos mais adaptados via divisões meióticas, recombinação (*crossing-over*) de genes, e mutação. O conceito da seleção natural entra no fato de apenas uma porcentagem das melhores aeronaves pais (por ex: os 30% melhores) transmitirem suas características às aeronaves filhas (da próxima geração da população). Considera-se que na reprodução sexuada, metade das características é proveniente da mãe e os demais 50%, do pai. Além da hereditariedade, é inclusa a taxa de recombinação de genes, que ocorre na natureza durante o emparelhamento das cromátides irmãs, em que pedaços de genes (das características geométricas apenas) são trocados entre si. Por fim, introduz-se uma taxa de mutação para garantir a variabilidade da próxima população gerada, garantindo que a solução convirja para um máximo global e não local. Esse processo de evolução da população é feito iterativamente, até que se observe a estabilização dos parâmetros da função de mérito no tempo (número de gerações), o que indica a convergência para a fronteira de Pareto.

# **Killer Queen**

O Killer Queen difere do algoritmo genético por não existir divisões meióticas, apenas mitóticas. O algoritmo é baseado na reprodução de formigas, em que população da geração seguinte é gerada a partir de mutações do melhor indivíduo da geração parental. Ou seja, após classificados os indivíduos da população inicial, a próxima geração será obtida através de mutações das características do melhor indivíduo (formiga rainha).

### 6. Resultados

Na etapa conceitual, foi obtida a potência humana disponível, Fig.(17), definida a configuração geral da aeronave, tabela 1, e os limites dos intervalos da para os parâmetros geométricos da rotina de geração de aeronaves aleatórias.



Figura 17. a) Potência humana disponível [W]. b) Potência específica [W/kg] . Fonte: Wilson(2004)/MIT(1986)

Tabela 1. Configuração geral da aeronave	
Subsistema	Configuração
Propulsão	1 Hélice bi-pá/transmissão por correia/pedal
Trem de Pouso	Convencional/Em linha/ 2 rodas
Asa	Alta/9 perfis selecionados
Fuselagem	Carenada/cockpit: piloto deitado/início no fim da asa
Empenagem Horizontal	Convencional ou Canard
Empenagem Vertical	Única/convencional
Tailboom	Tubo de carbono

Definida a configuração da aeronave, pôde-se implementar o programa de busca extensiva de aeronaves pelo modelo de síntese, gerando uma população inicial de 180 indivíduos. A função objetivo escolhida foi de minimização da potência requerida e da velocidade de estol, representando respectivamente, a facilidade de manter a aeronave em voo e o nível de segurança no caso de alguma falha em voo. O adensamento da população na fronteira de Pareto é visto na Fig. (18).



Figura 18. Evolução da população com a rotina de otimização

O avião final escolhido é então mostrado na Fig. (19), que é a tela da interface gráfica do programa de análise dos aviões gerados. Nela é possível reorganizar toda a população de aeronaves segundo 2 critérios quaisquer no gráfico do canto à esquerda, sejam eles geométricos, aerodinâmicos, de estabilidade, peso ou desempenho, visualizando a evolução das gerações de população em diversos aspectos. Ainda é possível visualizar todos os dados e parâmetros calculados do avião selecionado do gráfico na lista do canto inferior, e plotar sua geometria 3-D no gráfico à direita. Os dados principais do avião escolhido estão dispostos na Fig. (20).



Figura 19 - Saída da interface gráfica com o avião escolhido, e perfis da asa, empenagens, fuselagem e hélice



Figura 20 - Dados do avião escolhido

### 7. Simulador de Voo

Escolhido a aeronave, a última etapa do trabalho é a programação de um simulador de voo. Para a programação do simulador, foi utilizado o ambiente Simulink do Matlab, que permite razoável facilidade em se conectar um controle via USB ao computador pessoal, para pilotar o mesmo. No presente caso, foi utilizado um controle de 4 canais de aeromodelo, com saída USB para o computador, como disposto na Fig. (21).



Figura 21. Hardware utilizado para o simulador: computador pessoal e controle USB de 4 canais

O simulador foi feito de modo a resolver as equações do movimento com as contribuições da força peso e das forças e momentos aerodinâmicos obtidos por meio de interpolações de um banco de dados aerodinâmico e de derivadas de estabilidade, gerados com o método dos vórtices discretos (VLM) desenvolvido. O banco de dados gerado é carregado no simulador antes de o mesmo, pois rodar a rotina do VLM impediria que o simulador fosse em tempo real.

Para a confecção do ambiente do mundo de simulação, foi utilizado o editor de mundos do V-Realm Builder 2.0 -[VRML1] do próprio Simulink. Após gerado os ambientes, é possível utilizar a biblioteca do V-Realm Builder para adicionar objetos (árvores, casas,etc) ao mundo criado. Já para a criação do avião, foi necessário desenhá-lo com o auxílio do software 3DMAX e exportá-lo no formato ".wrl", ou de maneira mais imediata, abrir a figura de plotagem do avião na tela da interface gráfica, e usar o comando "vrml (gca, 'aviao.wrl');" para converter a figura do avião em um objeto importável para o ambiente criado. Duas imagens da saída gráfica do simulador estão dispostas na Fig. (22).



Figura 22 - Duas vistas da tela do simulador de voo em Simulink

Uma resposta da simulação é visualizada na Fig. (23), em que foi dado uma entrada rampa no comando de profundor e observada a resposta longitudinal: velocidades horizontal U e vertical W, taxa de arfagem q, e ângulo de ataque α. Observa-se uma aeronave estável também dinamicamente. Resta agora construir um protótipo do avião projetado para comparação das qualidades de voo com o simulador.



Figura 23 - Resposta longitudinal do simulador para entrada no profundor

# 8. Conclusões

O projeto de design de um avião movido a propulsão humana em questão caracteriza um enorme aprendizado às frentes de aerodinâmica, mecânica de voo, otimização multidisciplinar e projeto de aeronaves, tendo sido estudadas e aprofundadas de maneira vasta, exemplificado pela programação do código aerodinâmico tridimensional de vórtices discretos (VLM) com capacidade de capturar interação entre múltiplas superfícies, com enflechamento, diedro, e efeito solo, pela programação das rotinas de cálculo de estabilidade estática no modelo de síntese, pela programação de um modelo de síntese paramétrica de aeronaves consistente e robusto em sua multidisciplinaridade com outras áreas (aerodinâmica, estabilidade, peso, e desempenho), e extremamente útil para a aplicação dos algoritmos de otimização baseados em teorias evolucionárias, e por fim, pela programação de um simulador de voo em tempo real, feito a partir de um banco de dados aerodinâmicos e de estabilidade. O resultado final do trabalho é uma ferramenta multidisciplinar de projeto de aeronaves, capaz de analisar sensibilidades múltiplas entre parâmetros, e com uma interface gráfica que permite checar visualmente possíveis inconsistências nos modelos físico e matemático do modelo de síntese, e ainda avaliar as qualidades de voo por meio de um simulador.

Dentre as ressalvas do projeto estão o fato de que, como o foco do trabalho não está no cálculo estrutural, é possível que a rotina de estimação de peso da aeronave não estivesse bem representativa, o que faria os resultados da rotina de desempenho, principalmente no tocante ao cálculo da potência requerida (que varia com o peso vazia elevado a 1,5), perder credibilidade. Para sanar este possível problema, as rotinas que estimam o peso vazio da aeronave foram feitas de maneira conservadora e baseando em dados históricos de ouros HPAs, variando cada uma das características geométricas da asa (área, envergadura, enflechamento, diedro, etc). Mesmo possuindo um cálculo conservador para o peso, ainda é necessário conceber uma estrutura igualmente eficiente a dos HPAs nos quais as correlações de estimação de peso foram baseadas, o que por si só, já representa um enorme desafio de engenharia.

Finalmente, o próximo passo deve ser a construção de um protótipo em escala pra se comparar as qualidades de voo observadas no simulador com as do protótipo.

# 9. Referências

Anderson, J. D., Fundamentals of Aerodynamics", 3 ª edição, McGraw-Hill, Inc. p.237 - 260,1984

Bertin, J.J., Smith, M. L., "Aerodynamics for Engineers", 3ªedição, Prentice-hall, NJ, "Incompressible Flow about Wings of Finite Span", p. 353-373, 1998

Dorsey, G., "The Fullness of Wings: The Making Of A New Daedalus". ISBN 0-670-82444-5, 1990.

FAR – Federal Aviation Regulation – Part 23.51.

Goldberg, D. E.. "Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning". EUA: Addison-Wesley, 1989.

Katz, J., Plotkin, "A. Low-Speed Aerodynamics". Cambridge University Press, New York, 2001.

Kuethe, Chow, "Foundations of Aerodynamics", 5 ª edição, John Willey & Sons, Inc. p.169 – 200, 1998

McCormick, B. W., "Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics", John Willey & Sons, Inc., NY, 1979.

MIT – Department of Aeronautics and Astronautics, SMITHSONIAN INSTITUTION – Mational Air and Space Museum, "The Feasibility of A Human-Powered Flight Between Crete and Mainland of Greece", Collected Papers of the Daedalus Project Working Group – Volume II. April, 1986.

Mitrovich, M., "Man-Powered Flight: Achievements to Date with a New Suggestion", Avco Systems Division, Wilmington, Massachusetts, Journal of Aircraft, Vol. 7, no3 – p.246, 6 de Outubro de 1969

Nelson, R. C., "Flight Stability and Automatic Control", McGraw Hiil, 1996

Phillips,W.F.,Snyder,D.O., "Modern Adaptation of Prandtl's ClassicLifting-LineTheory" Journal of Aircraft, Vol.37,2000 Raymer, D. P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach", AIAA Education Series, 4ª Edição, 869 pp., 2006.

Technical Journal of The IHPVA, "Human Power". Edição 32, Vol. 10 no 1, 1992.

Roper, C., "Human Powered Flying". 1973

Wilson, D, G., Papadopoulos, J., "Bicycling Science", 3a edição. The MIT Press. p. 126., 2004

### **DESIGN OF A HUMAN-POWERED AIRCRAFT**

Gustavo Eidji Camarainha Fujiwara

University of Sao Paulo - Polytechnic School - Brazil

gustavofujiwara@gmail.com

Abstract. The present work contemplates the design of a single-seat human-powered aircraft, with focus on the fields of aerodynamics, flight mechanics and multidisciplinary optimization, where there is no purpose of building it. The project goal is achieved through an initial review of references and background on previous HPA (human-powered aircraft) projects, followed by coding computational tools capable of evaluating the tridimensional aerodynamic characteristics of an arbitrary subsonic aircraft, and predicting its stability & control characteristics, its empty weight, and calculating its performance parameters to take part in a aircraft parametric synthesis model, which will allow assessing the space of possible aircraft in a comparative way and, later, optimizing the designed aircraft in a multidisciplinary fashion through a genetic algorithm. At last, the chosen aircraft is piloted in a real-time flight simulator in order to evaluate its flying qualities.

Keywords. Aircraft Design, Aerodynamics, Flight Mechanics (Simulation), Multidisciplinary Optimization, Flight Simulator