

Estudo de Projeto Conceitual de Aeronaves Híbridas Utilizando um Otimizador Multidisciplinar

Higor Luis Silva*, Leonardo Sanches, Thiago Augusto Machado Guimarães

*Laboratório de Métodos Numéricos e Projetos de Aeronaves – UFU, higorluis93@gmail.com

Palavras-chave

Projeto aeronáutico, Aeronaves híbridas, Otimização multidisciplinar

1. INTRODUÇÃO

O estudo de aeronaves total ou parcialmente elétricas tem sido matéria de discussão entre pesquisadores e engenheiros nas universidades e indústria aeronáutica nos últimos anos. A necessidade de desenvolver aeronaves cada vez mais eficientes e “verdes” leva à motivação de expandir tecnologias e seguir em direção a conceitos anteriormente impraticáveis.

Atualmente, a maioria das aeronaves em geral utilizam motores de combustão interna (ICE) como uma fonte de potência. Esses motores queimam combustíveis fósseis com altas densidades de energia, fazendo esse tipo de material muito vantajoso para a aviação. Entretanto, eles são altamente poluentes, uma vez que suas queimas produzem dióxido de carbono (CO₂), o principal gás responsável pelo aquecimento global. O *Air Transport Action Group* (ATAG) destaca que 2% das emissões de dióxido de carbono de origem humana vem da aviação, e esse número só tende a aumentar com o aumento das aeronaves em operação (Ponnet, 2015). A partir dessas circunstâncias, muitas metas foram definidas na Vision 2020 e AGAPE 2020 para os próximos anos (Muller, 2010).

Dessa forma, é importante considerar e repensar formas alternativas de fornecimento de energia. Assim, a introdução de sistemas de propulsão elétrica tem sido uma ótima opção. Em primeiro lugar, as baterias podem ser usadas como fonte de energia em vez de combustíveis convencionais. No entanto, o próprio uso de baterias traz desafios como o peso embarcado e sua energia específica.

Além disso, os motores a combustão têm menores eficiência e relação potência-peso quando comparados aos motores elétricos (Friedrich e Robertson, 2014). Assim, sistemas híbridos-elétricos são propostos para promover uma sinergia entre as vantagens de ambos os sistemas: motor a combustão e motor elétrico. Tais sistemas têm vantagens em potencial, incluindo baixos consumos de combustível, menores níveis vibrações e redução de ruído.

Entretanto, não é uma tarefa fácil equilibrar todos esses interesses e desenvolver um sistema de propulsão total ou parcialmente elétrico, mas é muito importante e necessário continuar o estudo e a melhoria das limitações físicas, cumprindo os requisitos e diretrizes para o futuro.

Neste contexto, este trabalho busca apresentar o projeto conceitual de aeronaves híbridas utilizando tabelas de tendências históricas como estimativas iniciais e, em seguida, um otimizador multidisciplinar que transforme a aeronave em uma aeronave híbrida, cumprindo os requisitos de projeto.

2. PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES EM GERAL

No algoritmo utilizado para o projeto conceitual de aeronaves em geral, várias tabelas de tendências históricas são utilizadas para se obter algumas estimativas iniciais. Na maioria dos casos, as características geométricas das aeronaves são representadas por funções que dependem diretamente da categoria da aeronave e do peso relativo, definidas como:

$$f(a, W_0, c) = aW_0^c \quad (1)$$

onde $f(a, W_0, c)$ representa a característica a ser calculada (área molhada, por exemplo), e a e c são constantes que dependem do tipo de aeronave em análise, sendo obtidas diretamente da literatura (Raymer, 1992), e W_0 é a estimativa de peso bruto da aeronave, que é iterada durante todo o projeto.

Esse processo de iteração e atualização do peso da aeronave é realizado considerando-se a variação de peso e desempenho durante as fases de voo que o consumo de combustível é maior: *cruzeiro* e *loiter*. Raymer (1992) apresenta as relações de peso por fase de voo, estabelecendo uma correlação entre elas durante a missão da aeronave. O esquema simplificado do fluxo de iteração é apresentado na Figura 1.a (primeira iteração) e na Figura 1.b (outras iterações).

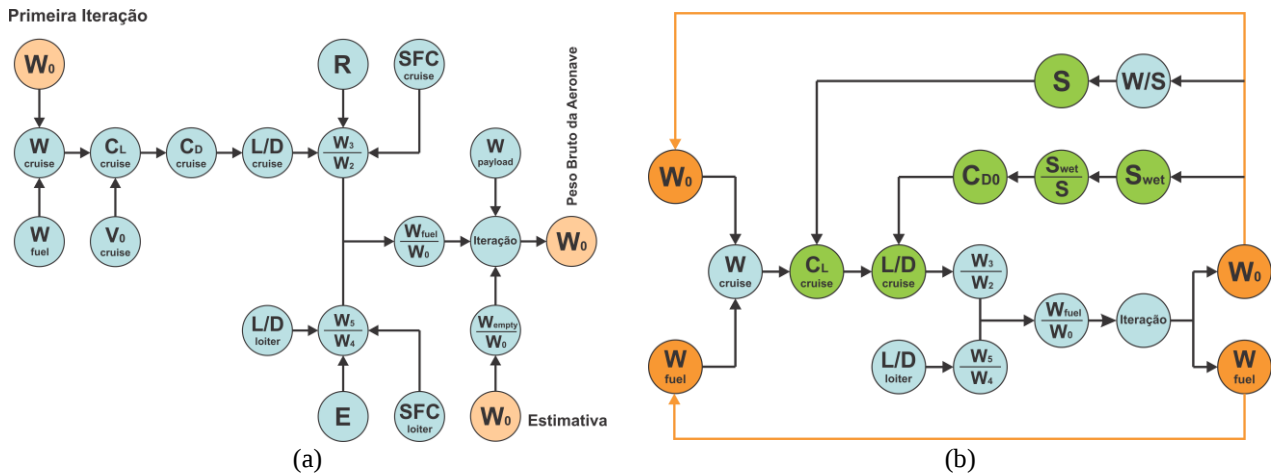


Figura 1: Primeira iteração em (a) e as outras iterações em (b) para estimativa de peso bruto de aeronaves.

3. OTIMIZADOR MULTIDISCIPLINAR PARA AERONAVES HÍBRIDAS

No projeto de aeronaves híbridas, o sistema propulsivo é diferente do convencional, uma vez que conta com parte da energia fornecida sendo proveniente da uma fonte elétrica: baterias. Nesse contexto, para o caso em estudo, será considerada uma arquitetura em série para as aeronaves a serem otimizadas, conforme ilustrado na Figura 2.

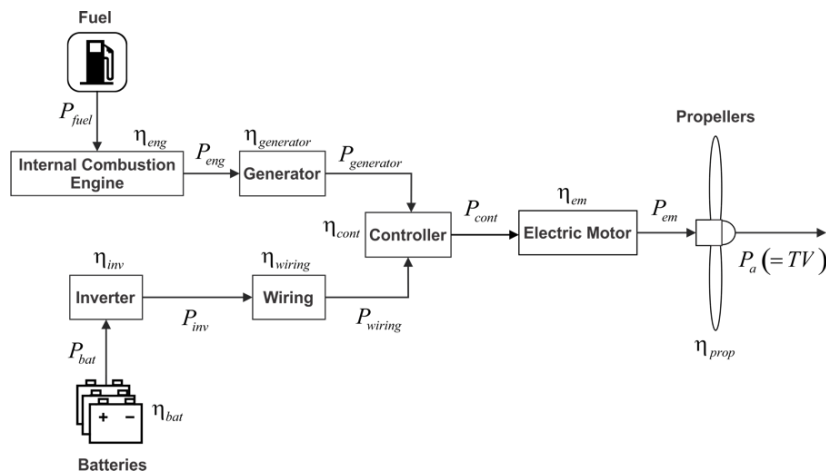


Figura 2: Arquitetura em série do sistema propulsivo das aeronaves híbridas.

Conforme apresentado por Silva (2017), a nova equação para o alcance de aeronaves híbridas é definida como:

$$R = \frac{\eta_{cont} \eta_{em} \eta_{prop}}{g \left(\frac{c_p}{\eta_{generator}} \frac{H_{fuel}}{g} (1-S) + \frac{S}{\eta_{im} \eta_{wiring}} \right)} \frac{C_L}{C_D} \frac{H_{battery} H_{fuel}}{\psi H_{fuel} + (1-\psi) H_{battery}} \ln \left(\frac{(\psi H_{fuel} + (1-\psi) H_{battery}) g E_{start} + W_{empty} + W_{payload}}{H_{battery} H_{fuel} W_{empty} + W_{payload}} \right) \quad (2)$$

No otimizador são utilizadas *boxes* multidisciplinares que integram áreas de estruturas, estabilidade, centro de gravidade, aerodinâmica, mecânica do voo, desempenho e custos, conforme ilustrado na Figura 3. As variáveis de entrada em cada *box* são descritas por Silva (2017). Dessa forma, para cada mudança geométrica e de peso realizada em cada iteração, cada uma das *boxes* gera penalidades de forma a eliminar aeronaves que não cumprem os requisitos de projeto, restando apenas os melhores resultados.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

A partir do resultado do otimizador, gerou-se um modelo 3D da aeronave híbrida em estudo, ilustrada na Figura 4. Os requisitos de projeto definidos no otimizador multidisciplinar foram relativos a aeronaves da categoria de 4 passageiros presentes no mercado mundial. A aeronave obtida apresenta características de desempenho semelhantes às dos seus concorrentes da mesma categoria, justificando sua viabilidade econômica. Não obstante, possui um destaque bem relevante: a sua economia de combustível, promovida pelo sistema propulsivo híbrido. Uma comparação com os seus principais concorrentes é disposta na Tabela 1.

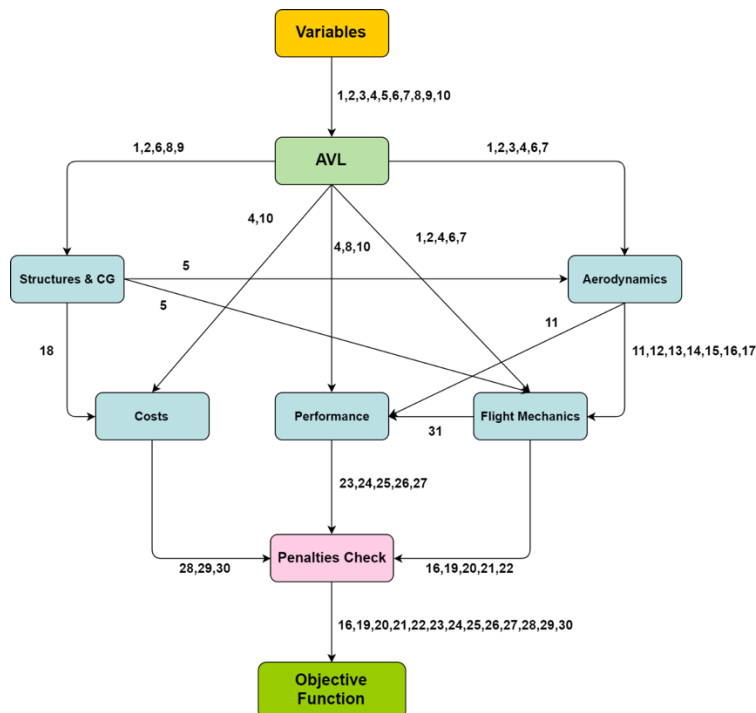


Figura 3: Fluxograma do otimizador multidisciplinar.

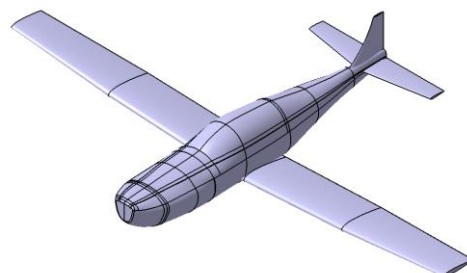


Figura 4: Ilustração 3D da aeronave híbrida obtida pelo otimizador multidisciplinar.

Tabela 1: Comparação das principais características da aeronave obtida e seus concorrentes.

Características	Diamond DA42	Cirrus SR22	Cessna TTx	Aeronave em Estudo
Envergadura [m]	13	11	11	13,38
Comprimento de fuselagem [m]	8.56	8.28	7.68	8.12
Altura [m]	2.49	2.72	2.74	2.96
Alcance [km]	1693	1289	2352	1875
Autonomia [hr]	8.8	4.5	5.25	7.22
Velocidade de cruzeiro [km/h]	326	226	435	343
Distância de decolagem [m]	776	600	390	442
Distância de pouso [m]	620	620	805	442
MTOW [kg]	1999	1111	1633	1855
Passageiros	3	3	3	3
Massa de combustível [kg]	231	220	280	176
Teto operacional [m]	5500	4100	7620	3660
Razão de subida [m/s]	6,79	3,66	7,11	7,92

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o suporte financeiro da CNPq, CAPES e FAPEMIG.

6. REFERÊNCIAS

- Friedrich, C., Robertson, P. A. "Hybrid-electric propulsion for aircraft". Journal of Aircraft, Vol. 52, No. 1, 2014, pp. 176-189.
- Muller, R. "ACARE Goals (AGAPE) progress evaluation". Project Final Report Publishable Summary, Support Action Funding Scheme, Proposal, No. 205768, 2010.
- Pornet, C., Isikveren, A. T. "Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft". Progress in Aerospace Sciences, Vol. 79, 2015, pp. 114-135.
- Raymer, D. P. "Aircraft Design: A Conceptual Approach". AIAA Education series. Washington, DC, 1992.
- Silva, H. L., Gil, A. A. "Hybrid-electric Aircraft: Conceptual Design, Structural and Aeroelastic Analyses". Projeto de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, 2017.

7. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.