

Desenvolvimento e Validação de Software Interativo Para Projetos Conceituais de Aeronaves

Carlos Antonio Vilela de Souza Filho*

*Laboratório de Projetos de Aeronaves e Métodos Numéricos, carlos.avsfilho@gmail.com

Palavras-chave

Interface de usuário, MDO, parâmetros geométricos e de desempenho, projetos conceituais de aeronaves

1. INTRODUÇÃO

O presente trabalho nasceu da demanda por uma ferramenta que fosse de fácil acesso e que pudesse proporcionar resultados rápidos e que o usuário tivesse autonomia para modificar os parâmetros a fim de gerar outros resultados. Alguns softwares seguem esta filosofia, porém, além de serem poucos os disponíveis, a maioria são plataformas pagas. Este trabalho surge com o objetivo de criar uma ferramenta que inicialmente, através de métodos estatísticos, dê ao usuário os parâmetros iniciais de projetos, como dados aerodinâmicos, de desempenho e da geometria da aeronave a ser desenvolvida, tudo de uma forma interativa, através de uma interface de usuário desenvolvida no software MATLAB®.

2. METODOLOGIA

2.1. Programação orientada a eventos

O software foi desenvolvido através da plataforma de desenvolvimento de aplicativos do software comercial MATLAB®, chamada GUIDE, que é um ambiente *drag-and-drop* para layout de interface de usuários. O usuário codifica o comportamento interativo de seu aplicativo separadamente, no editor do MATLAB®. Os aplicativos criados usando o GUIDE podem exibir qualquer tipo de gráfico do MATLAB®. O GUIDE também fornece vários componentes interativos, como menus, barras de ferramentas e tabelas. É possível também codificar o layout e o comportamento do seu aplicativo utilizando totalmente as funções do MATLAB®.

2.2. Projetos multidisciplinares conceituais de aeronaves

O software necessita trabalhar com múltiplos cálculos, iniciando-se pelo cálculo preliminar do peso da aeronave, que é feito basicamente como mostrado na Figura 1. Através de dados como o alongamento da asa (AR_w), o coeficiente de fricção de superfície equivalente (C_{fe}), o alcance da aeronave (R), dentre outros parâmetros, é possível obter uma estimativa inicial para o peso da aeronave. Após essa primeira estimativa, utilizando dados estatísticos obtidos através de dados históricos dos projetos já existentes que podem ser encontrados em vários trabalhos (Raymer, 1999; Roskam, 2000-2003), e utilizando as devidas equações, é possível obter o peso bruto da aeronave de uma forma mais refinada.

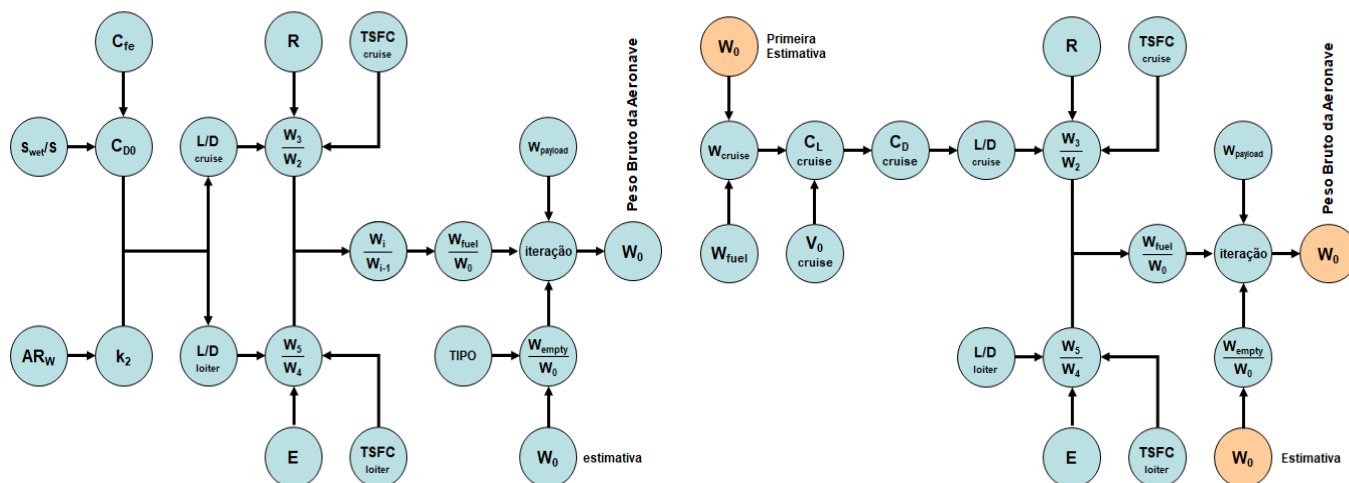


Figura 1 – Fluxograma para a obtenção do peso bruto de decolagem de um projeto de aeronave conceitual

Após a obtenção dos pesos principais da aeronave, é possível obter vários outros parâmetros de desempenho da aeronave, entre eles a velocidade de estol, a razão de empuxo-peso de aeronaves a jato ou razão potência-peso de aeronaves a hélice, a distância de aterrissagem e decolagem e a estimativa de alcance e desempenho em cruzeiro, como mostrado no fluxograma da Figura 2.

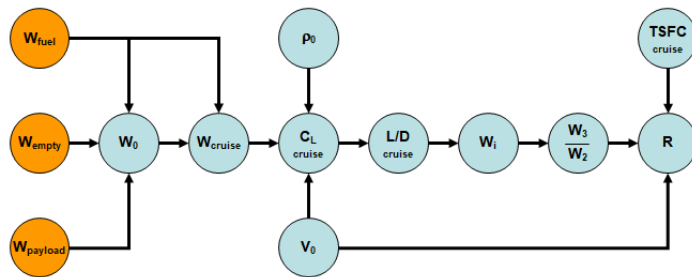


Figura 2 – Estimativa de alcance de aeronaves a jato para missões de voo

É possível também calcular o diagrama payload-range, que, em termos operacionais, consiste em um diagrama que apresenta diferentes combinações de carga-paga, peso de combustível, peso bruto de decolagem e alcance de voo.

Com os dados de desempenho já calculados, é possível então obter os parâmetros iniciais da geometria da aeronave, como mostrados no fluxograma da Figura 3.

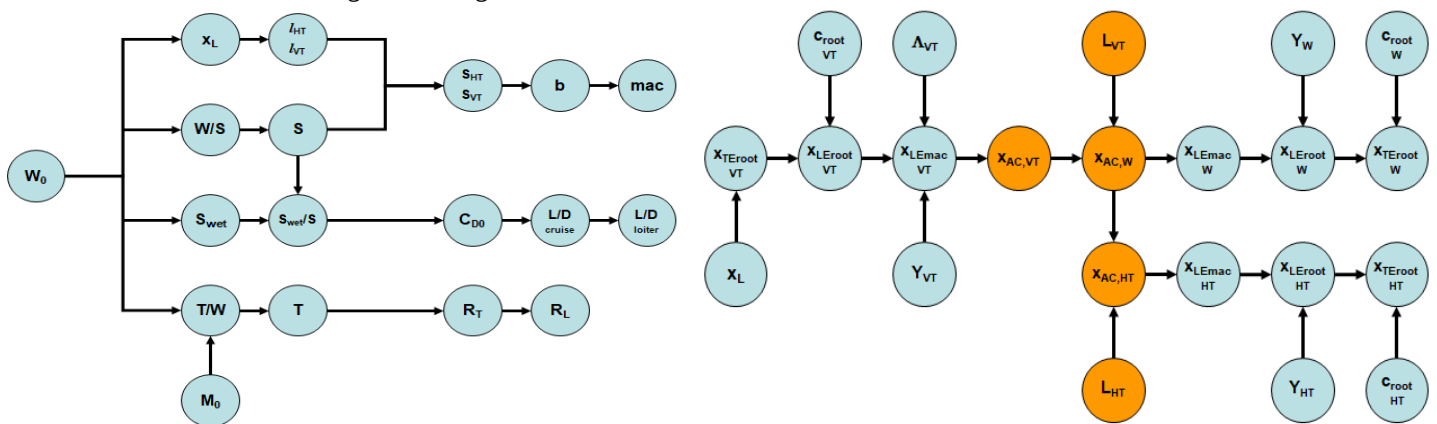


Figura 3 – Fluxogramas para obtenção de parâmetros geométricos em um projeto multidisciplinar conceitual de aeronaves

3. RESULTADO E COMPARAÇÕES

A Figura 4 mostra a tela principal do software desenvolvido com todas as suas funcionalidades. Além disso, para a validação do software, utilizou-se de um modelo de aeronave já existente, Embraer E190, com o intuito de avaliar a confiabilidade dos dados estatísticos utilizados no software. A entrada dos dados foi feita baseada nos dados encontrados no manual da fabricante da aeronave em questão.

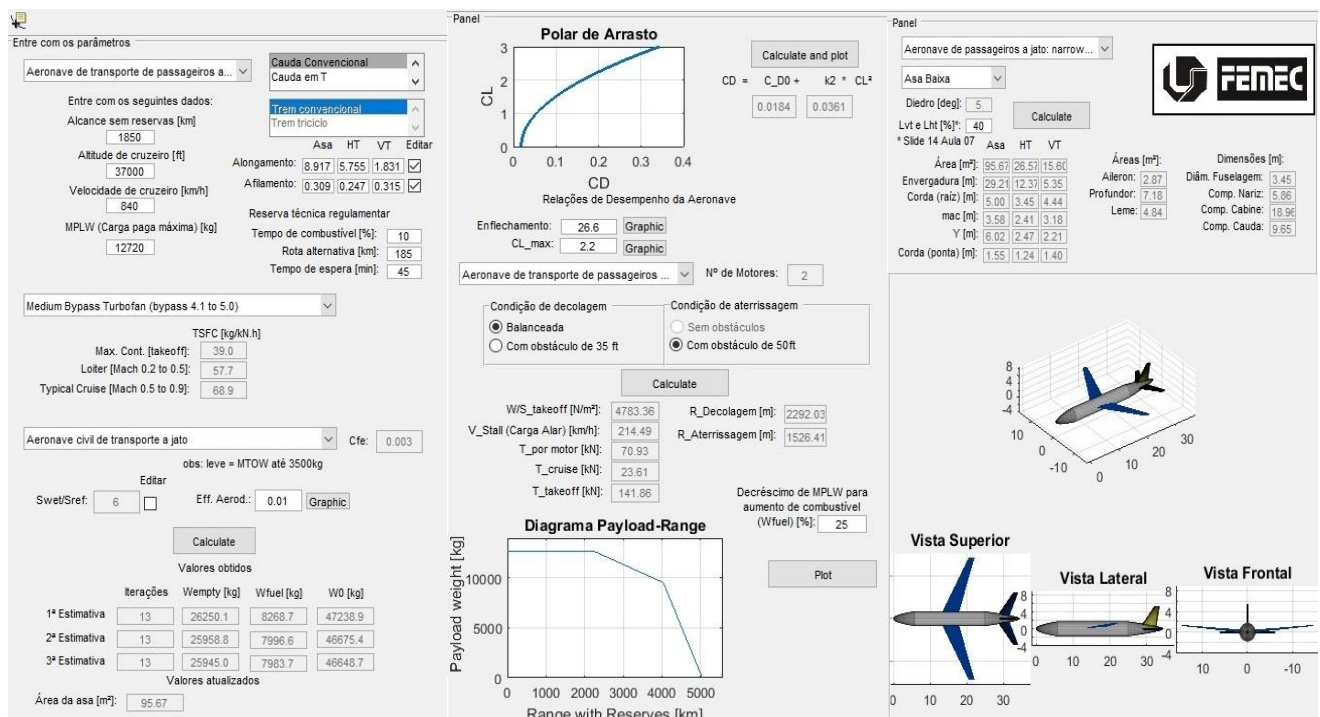


Figura 4 – Visão geral do software e resultados obtidos para a aeronave Embraer E-190

Com os dados obtidos pelo software, foi possível a construção das Tabelas 1 e 2, onde se tem a visão geral sobre os dados de desempenho e os dados geométricos respectivamente. Nota-se que a diferença entre os valores encontrados e os do fabricante é substancialmente baixa, o que credita uma alta confiabilidade ao software bem como ao método estatístico utilizado.

Tabela 1 – Diferença entre parâmetros de desempenho do modelo em relação ao fabricante

Parâmetros de Desempenho – E190				
Parâmetro	Símbolo	Modelo	Fabricante	Diferença [%]
Peso máximo de decolagem	W_0	46648.7 kg	47790 kg	-2.39
Peso vazio operacional	W_{empty}	25945.0 kg	28080 kg	-7.60
Peso de combustível	W_{fuel}	7983.7 kg	6990 kg	+14.22
Distância de decolagem	$R_{takeoff}$	1939 m	2100 m	-7.67
Distância de aterrissagem	$R_{landing}$	1291 m	1244 m	+3.78

Tabela 2 – Diferença entre parâmetros geométricos do modelo em relação ao fabricante.

Parâmetros Geométricos - Embraer E190				
Geometria da Aeronave	Símbolo	Modelo	Fabricante	Diferença [%]
Comprimento da aeronave	X_L	34.47 m	36.24 m	-4.88
Envergadura da asa	b_w	29.21 m	28.72 m	+1.71
Área de referência da asa	S_w	95.67 m ²	92.5 m ²	-3.43
Corda na raiz da asa	$c_{root,w}$	5 m	4.92 m	+1.63
Corda média aerodinâmica da asa	mac_w	3.58 m	3.519 m	+1.73
Envergadura da empenagem horizontal	b_{HT}	12.37 m	12.09 m	+2.32
Área de referência da empenagem horizontal	S_{HT}	26.57 m ²	25.40 m ²	+4.61
Corda na raiz da empenagem horizontal	$c_{root,HT}$	3.45 m	3.44 m	+0.29
Corda média aerodinâmica da emp. horizontal	mac_{HT}	2.41 m	2.406 m	+0.17
Envergadura da empenagem vertical	b_{VT}	5.35 m	5.48 m	-2.37
Área de referência da empenagem vertical	S_{VT}	15.60 m ²	16.40 m ²	-4.88
Corda na raiz da empenagem vertical	$c_{root,VT}$	4.44 m	4.57 m	-2.84
Corda média aerodinâmica da emp. vertical	mac_{VT}	3.18 m	3.277 m	-2.96

4. AGRADECIMENTOS

O autor agradece a todos os envolvidos, direta ou indiretamente, na realização deste trabalho bem como no levantamento de dados e ajuda nos testes do software em desenvolvimento.

5. REFERÊNCIAS

- Raymer, D.P., “Aircraft Design: A Conceptual Approach”, AIAA Education Series. 1999, pp. 33-113.
- Roskam, J. “Airplane Design Part I - Preliminary sizing of airplanes”. Lawrence, Kansas: DAR Corporation. 2000-2003, pp. 01-167.
- Roskam, J. “Airplane Design Part III - Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage”. Lawrence, Kansas: DAR Corporation. 2000-2003, pp. 35-40, pp. 163-214, pp. 249-273.
- Roskam, J. “Airplane Design Part V - Component Weight Estimation”. Lawrence, Kansas: DAR Corporation. 2000-2003, pp. 03-12, pp. 17-21, pp. 25-34.

6. DIREITOS AUTORAIS

O autor é o único responsável pelo conteúdo do material impresso incluído no trabalho.