

CARLOS ANTONIO VILELA DE SOUZA FILHO

**DESENVOLVIMENTO E VALIDAÇÃO DE SOFTWARE INTERATIVO PARA
PROJETOS CONCEITUAIS DE AERONAVES**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA

FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2018

CARLOS ANTONIO VILELA DE SOUZA FILHO

**DESENVOLVIMENTO E VALIDAÇÃO DE SOFTWARE INTERATIVO PARA
PROJETOS CONCEITUAIS DE AERONAVES**

Projeto de Conclusão de Curso
apresentado ao Curso de Graduação em
Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal
de Uberlândia, como parte dos requisitos para a
obtenção do título de **BACHAREL em**
ENGENHARIA AERONÁUTICA.

Área de concentração: Projetos Aeronáuticos.

Orientador: Prof. Msc. Giuliano Gardolinski
Venson

UBERLÂNDIA - MG

2018

**DESENVOLVIMENTO E VALIDAÇÃO DE SOFTWARE INTERATIVO PARA
PROJETOS CONCEITUAIS DE AERONAVES**

Projeto de conclusão de curso
APROVADO pelo Colegiado do Curso de
Graduação em Engenharia Aeronáutica da
Faculdade de Engenharia Mecânica da
Universidade Federal de Uberlândia.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Msc. Giuliano Gardolinski Venson – Orientador

Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Daniel Dall'Onder dos Santos

Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Odenir de Almeida

Universidade Federal de Uberlândia

UBERLÂNDIA - MG

2018

*Dedico este trabalho aos meus avós
Lourival (in memoriam), Maria
Aparecida, Gercílio e Adélia e aos
meus pais Rita e Carlos.*

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus por me guiar e com muita sabedoria me permitir chegar até aqui.

Agradeço a meus pais e à minha irmã, que além de sempre me incentivarem com os estudos, me preenchem de sentimentos bons em todos os momentos da minha vida e compreendem a ausência durante todos estes anos de estudo.

Agradeço aos inúmeros amigos que conheci durante o curso que levarei para a vida toda, sintam-se representados neste trabalho, três em particular: André, Bruno e Jefferson. Sem a imensa ajuda e companhia de vocês durante estes anos, nada seria possível.

Agradeço aos amigos de intercâmbio que em um momento muito difícil, surgiram e permaneceram como uma família: Diego, Guilherme, Lucas, Nicollas e Thales. Aos amigos de república que, durante todos estes anos, foram as companhias diárias: Breno, Leandro, Lucas, Marcelo, Mário, Matheus e Vinicius.

Agradeço aos orientadores pelas oportunidades que me foram oferecidas e por terem tido a paciência em me transmitir um pouco de seu conhecimento durante as atividades extracurriculares desenvolvidas na Universidade: Profa. Dra. Laís Bássame, Prof. Dr. Ricardo Fortes, Prof. Dr. Odenir de Almeida, Prof. Dr. Aldemir Cavallini e Prof. Dr. Giuliano Venson.

Agradeço aos engenheiros orientadores de estágio da Embraer que foram muito importantes profissionalmente na minha caminhada, inclusive por me incentivarem a estudar o tema deste trabalho aqui apresentado como também por compartilharem de suas experiências profissionais e de vida, tendo a certeza que foram importantes agregadores de opiniões para mim: Eng. Micael do Carmo, Eng. Thiago Zmijevski, Eng^a. Patrícia Greff e Eng. Severiano Neto.

Agradeço ao suporte da Coordenação do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia, especialmente à Leandra Paulista.

Agradeço a todos os servidores da Universidade pelos anos de formação de uma pessoa que definitivamente entrou na Universidade de uma forma e está saindo agora um cidadão melhor preparado para viver e enfrentar os desafios da vida.

“O sucesso nasce do querer, da determinação e persistência em se chegar a um objetivo. Mesmo não atingindo o alvo, quem busca e vence obstáculos, no mínimo fará coisas admiráveis.”

Jose de Alencar.

SOUZA FILHO, Carlos Antonio Vilela de. **Desenvolvimento e Validação de Software Interativo para Projetos Conceituais de Aeronaves**. 2018. 94 f. Projeto de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2018.

RESUMO

Desde o ano de 2013, um novo termo chamado Indústria 4.0 vem sendo repetido de forma exaustiva nas empresas que pretendem modernizar seus meios de produção como forma a exigir menos mão de obra e obter um resultado mais eficiente, permitindo a tomada de decisões em tempo real, que é um dos pilares da implantação da Indústria 4.0. O presente trabalho se alia a este conceito por meio do fato de, ao desenvolver um software integrado a uma interface de usuário, onde o próprio usuário pode tomar suas decisões e de acordo com a necessidade, mudar seus parâmetros e ter um resultado instantâneo e visual, se obtém maior agilidade no processo de concepção de um projeto conceitual de aeronaves se comparado à execução de um código sem interface, criado com a finalidade apenas de resolução matemática das equações pertinentes a um projeto desta complexidade. O presente trabalho foi desenvolvido através da plataforma GUIDE do software comercial MATLAB®, criando um arquivo executável através do paradigma da programação orientada a eventos, com o objetivo de dar autonomia ao usuário quanto a seu projeto.

PALAVRAS CHAVE: *programação orientada a eventos, projetos conceituais de aeronaves, aeronaves a jato, aeronaves a hélice, interface de usuário.*

SOUZA FILHO, Carlos Antonio Vilela de. **Development and Evaluation of an Interactive Software for Conceptual Aircraft Designs**. 2018. 94p. Graduation Project (Undergraduate Aeronautical Engineering Program) – Federal University of Uberlândia, Uberlândia, 2018.

ABSTRACT

Since 2013, a new term called Industry 4.0 has been repeated exhaustively in companies that intend to modernize their means of production as a way to demand less labor and to obtain a more efficient result, allowing decisions made in real time, which is one of the pillars of the implementation of Industry 4.0. The present work is allied to this concept through the fact that, when developing a software integrated with a user interface, where the user can make their decisions and, according to the need, change their parameters and have an instantaneous and visual result, obtains greater agility in the design process of a conceptual design of aircraft if compared to the execution of a code without interface, created basically with the purpose of mathematical resolution of the equations pertinent to a project of this complexity. The present work was developed through the GUIDE platform at commercial software MATLAB®, creating an executable through the paradigm of event-driven programming, with the main objective of granting autonomy to the user regarding his project.

KEY WORDS: *event-driven programming, conceptual aircraft designs, jet aircrafts, propeller aircrafts, users guide.*

Lista de Figuras

Figura 1 – Mudança de linhas de código para interface de usuário	1
Figura 2 – Fluxograma de projetos de aeronaves	3
Figura 3 – Fluxograma de eventos em POE.....	6
Figura 4 – Pontos chave na confecção de uma UI.....	7
Figura 5 – Ambiente App Designer do software comercial MATLAB®	8
Figura 6 – Ambiente GUIDE do software comercial MATLAB®	9
Figura 7 – Linhas de código geradas pelo software comercial MATLAB®	9
Figura 8 – Fluxograma das etapas de um projeto conceitual de aeronave	10
Figura 9 – Eficiência aerodinâmica em função do alongamento e afilamento.....	13
Figura 10 – Esquema de missão típica de voo de aeronaves comerciais de passageiros.....	16
Figura 11 – Fluxograma para estimativa de peso de aeronave a jato	21
Figura 12 – Fluxograma para estimativa de peso de aeronave a hélice.	21
Figura 13 – Fluxograma para segunda estimativa de peso de aeronaves a jato	24
Figura 14 – Processo iterativo multivariáveis para obtenção da terceira estimativa de peso ...	26
Figura 15 – Estimativa de coeficiente de sustentação máximo de asas de aeronaves.....	27
Figura 16 – Diagrama payload-range de uma aeronave	41
Figura 17 – Captura da tela de abertura do software desenvolvido.....	49
Figura 18 – Primeiro painel do software desenvolvido.....	50
Figura 19 – Segundo painel do software desenvolvido	52
Figura 20 – Terceiro painel do software desenvolvido	54
Figura 21 – Embraer E190	55
Figura 22 – Estimativa da eficiência aerodinâmica do Embraer E190.	56
Figura 23 – Valor de tendência de enflechamento obtido para o Embraer E190.....	57
Figura 24 – Estimativa do coeficiente de sustentação máxima do Embraer E190	58
Figura 25 – EMB-121 Xingu	59
Figura 26 – Estimativa da eficiência aerodinâmica do EMB-121 Xingu	60
Figura 27 – Valor de tendência de enflechamento obtido para o EMB-121 Xingu.....	61
Figura 28 – Estimativa do coeficiente de sustentação máximo do EMB-121 Xingu	61
Figura 29 – Análise do Embraer E190: Resultados (1)	64
Figura 30 – Análise do Embraer E190: Resultados (2)	65
Figura 31 – Análise do Embraer E190: Resultados (3)	66
Figura 32 – Análise do EMB-121 Xingu: Resultados (1)	69
Figura 33 – Análise do EMB-121 Xingu: Resultados (2)	70
Figura 34 – Análise do EMB-121 Xingu: Resultados (3)	71

Lista de Tabelas

Tabela 1 – Estimativa da razão de área molhada de diferentes tipos de aeronaves.....	11
Tabela 2 – Tendência histórica para o coeficiente de fricção de superfície equivalente	12
Tabela 3 – Tendência histórica do alongamento e afilamento para asas de aeronaves	13
Tabela 4 – Estimativa das constantes da equação empírica para fração de peso vazio.....	15
Tabela 5 – Estimativa das frações de peso na missão típica de aeronaves	17
Tabela 6 – Estimativa de consumo específico de combustível de motores a jato.....	18
Tabela 7 – Estimativa de consumo específico de combustível de motores a hélice/eixo	19
Tabela 8 – Tendência histórica da carga alar de decolagem para diferentes aeronaves	25
Tabela 9 – Constantes empíricas da carga alar de decolagem para diferentes aeronaves	25
Tabela 10 – Tendência histórica para razão empuxo-peso de aeronaves a jato	28
Tabela 11 – Constantes empíricas para razão empuxo-peso de aeronaves a jato	29
Tabela 12 – Tendência para razão potência-peso de aeronaves a hélice.....	31
Tabela 13 – Constantes empíricas para razão potência-peso de aeronaves a hélice.....	31
Tabela 14 – Estimativa da razão empuxo-potência para motores de aeronaves a hélice.....	33
Tabela 15 – Estimativa de razão empuxo-área propulsiva para motores aeronáuticos.....	34
Tabela 16 – Tendência histórica para razão empuxo-peso de aeronaves a hélice.....	35
Tabela 17 – Constantes empíricas para distância de decolagem para aeronaves a hélice	36
Tabela 18 – Constantes empíricas para distância de decolagem para aeronaves a jato.....	37
Tabela 19 – Constantes empíricas para distância de aterrissagem de aeronaves.....	39
Tabela 20 – Estimativa das constantes da equação para comprimento de fuselagem	42
Tabela 21 – Estimativa de coeficientes de volume de cauda de empenagens.....	44
Tabela 22 – Estimativa das proporções geométricas para superfícies de controle.....	46
Tabela 23 – Dados de projeto da aeronave Embraer E190.....	55
Tabela 24 – Dados da reserve técnica regulamentar do E190.....	55
Tabela 25 – E190: Dados de entrada obtidos através do software	58
Tabela 26 – Dados de projeto da aeronave EMB-121 Xingu.....	59
Tabela 27 – Reserva técnica regulamentar do EMB-121 Xingu	59
Tabela 28 – Xingu: dados de entrada obtidos através do software.....	62
Tabela 29 – E190: Diferença entre parâmetros de desempenho do modelo em relação ao fabricante	67
Tabela 30 – E190: Diferença entre parâmetros geométricos do modelo em relação ao fabricante	67
Tabela 31 – Xingu: Diferença entre parâmetros de desempenho do modelo em relação ao fabricante	72
Tabela 32 – Xingu: Diferença entre parâmetros geométricos do modelo em relação ao fabricante	73

Lista de Abreviações

ISA	Internacional Standard Atmosphere (Atmosfera Padrão Internacional)
MFW	Maximum Fuel Weight (Peso Máximo de Combustível)
MLW	Maximum Landing Weight (Peso Máximo de Aterrissagem)
MPLW	Maximum Payload Weight (Peso Máximo de Carga Paga)
MTOW	Maximum Takeoff Weight (Peso Máximo de Decolagem)
OEW	Operational Empty Weight (Peso Vazio Operacional)
PLW	Payload Weight (Peso de Carga Paga)
POE	Programação Orientada a Eventos
RBAC	Regulamentos Brasileiros de Aviação Civil
SFC	Consumo específico de combustível [kg/W.s]
SL	Sea Level (Nível do mar)
TFW	Total Fuel Weight (Peso Total de Combustível)
TOP	Takeoff parameter para aeronaves a jato ou hélice
TOW	Takeoff Weight (Peso de Decolagem)
TSFC	Consumo específico de combustível de empuxo [kg/N.s]
UI	User Interface (Interface de usuário)

Lista de Símbolos

g	Aceleração da gravidade	[m/s ²]
b_w	Envergadura da asa	[m]
b_{HT}	Envergadura da empenagem horizontal	[m]
b_{VT}	Envergadura da empenagem vertical	[m]
S_w	Área de referência da asa	[m ²]
S_{HT}	Área de referência da empenagem horizontal	[m ²]
S_{VT}	Área de referência da empenagem vertical	[m ²]
AR_w	Alongamento da asa	[-]
AR_{HT}	Alongamento da empenagem horizontal	[-]
AR_{VT}	Alongamento da empenagem vertical	[-]
λ_w	Afilamento da asa	[-]
λ_{HT}	Afilamento da empenagem horizontal	[-]
λ_{VT}	Afilamento da empenagem vertical	[-]
mac_w	Corda média aerodinâmica da asa	[m]
mac_{HT}	Corda média aerodinâmica da empenagem horizontal	[m]
mac_{VT}	Corda média aerodinâmica da empenagem vertical	[m]
c_{tipW}	Corda na ponta da asa	[m]
c_{rootW}	Corda na raiz da asa	[m]
c_{tipHT}	Corda na ponta da empenagem horizontal	[m]
c_{rootHT}	Corda na raiz da empenagem horizontal	[m]
c_{tipVT}	Corda na ponta da empenagem vertical	[m]

c_{rootVT}	Corda na raiz da empenagem vertical	[m]
Λ_w	Enflechamento da asa	[rad] ou [graus]
Λ_{HT}	Enflechamento da empenagem horizontal	[rad] ou [graus]
Λ_{VT}	Enflechamento da empenagem vertical	[rad] ou [graus]
C_L	Coefficiente de sustentação	[-]
C_D	Coefficiente de arrasto	[-]
C_{D0}	Coefficiente de arrasto parasita	[-]
C_{Di}	Coefficiente de arrasto induzido	[-]
C_{fe}	Coefficiente de fricção de superfície equivalente	[-]
S_{wet}	Área molhada total da aeronave	[m ²]
S_{REF}	Área de referência da asa	[m ²]
k_2	Constante do coeficiente de arrasto induzido	[-]
e_w	Fator de eficiência aerodinâmica da asa	[-]
W_0	Peso bruto de decolagem ou TOW	[N]
$W_{payload}$	Peso da carga paga ou PLW	[N]
W_{fuel}	Peso total de combustível ou TFW	[N]
W_{empty}	Peso vazio operacional ou OEW	[N]
W_1 a W_5	Pesos da aeronave no diagrama de missão típica	[N]
W_6	Peso da aeronave ao final da missão típica	[N]
W_{empty}/W_0	Fração de peso vazio da aeronave	[-]
W_{fuel}/W_0	Fração de peso de combustível da aeronave	[-]
W_6/W_0	Fração de peso bruto ao final da missão da aeronave	[-]
R	Alcance da aeronave ou distância de voo desejada	[m]

E	Autonomia da aeronave ou tempo de voo desejado	[m]
V_0	Velocidade verdadeira de voo	[m/s]
L/D	Eficiência aerodinâmica da aeronave	[-]
η_H	Eficiência aerodinâmica da hélice	[-]
n_{eng}	Número de motores na aeronave	[-]
sep	Potência de eixo total dos motores	[W] ou [shp]
sep_{eng}	Potência de eixo total por motor	[W] ou [shp]
sep/W	Razão potência-peso	[W/N] ou [shp/kg]
T_{eng}	Força propulsiva da hélice por motor	[N]
T/W	Razão empuxo-peso da aeronave	[-]
T/sep	Razão empuxo-potência por motor	[N/W] ou [N/shp]
T/S_0	Razão empuxo-área propulsiva por motor	[N/m ²]
S_0	Área propulsiva da hélice	[m ²]
D_0	Diâmetro da hélice	[m]
W/S	Carga alar da aeronave	[N/m ²]
ρ_0	Massa específica (densidade) do ar	[kg/m ³]
σ	Razão entre a densidade do ar ambiente e a densidade padrão	[-]
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentação máximo	[-]
$C_{Ltakeoff}$	Coeficiente de sustentação de decolagem	[-]
R_T	Distância total de decolagem	[m]
R_L	Distância total de aterrissagem	[m]
l_{HT}	Braço aerodinâmico da empenagem horizontal	[m]
l_{VT}	Braço aerodinâmico da empenagem vertical	[m]

V_{HT}	Coeficiente de volume de cauda da empenagem horizontal	[m]
V_{VT}	Coeficiente de volume de cauda da empenagem vertical	[m]
y_C	Largura característica da fuselagem (maior dimensão transversal)	[m]
x_L	Comprimento da fuselagem (comprimento total da aeronave)	[m]
x_N	Comprimento do “nariz” da aeronave (parte frontal)	[m]
x_T	Comprimento da “cauda” da aeronave (parte traseira)	[m]
x_C	Comprimento da cabine de passageiros ou compartimento de carga	[m]
x_L/y_C	Razão entre o comprimento da aeronave e a largura da fuselagem	[-]
x_N/x_L	Razão entre o comprimento frontal e o comprimento da aeronave	[-]
x_T/x_L	Razão entre o comprimento traseiro e o comprimento da aeronave	[-]
x_C/x_L	Razão entre o comprimento da cabine e o comprimento da aeronave	[-]
d	Diâmetro característico da fuselagem (maior circunferência)	[m]
x_L/d	Razão entre o comprimento da aeronave e o diâmetro da fuselagem	[-]
x_N/d	Razão entre o comprimento frontal e o diâmetro da fuselagem	[-]
x_T/d	Razão entre o comprimento traseiro e o diâmetro da fuselagem	[-]

Sumário

1 INTRODUÇÃO	1
2 REVISÃO DE LITERATURA	5
2.1 Programação orientada a eventos.....	5
2.2 Interfaces de Usuários	6
2.3 Desenvolvimento de aplicativos através do Software MATLAB®	7
2.4 Projetos Conceituais de Aeronaves	9
2.4.1 Estimativa de Polar de Arrasto de Aeronaves	11
2.4.2 Estimativa dos Pesos de Aeronaves	14
2.4.2.1 Primeira Estimativa dos Pesos de Aeronaves.....	14
2.4.2.2 Segunda Estimativa dos Pesos de Aeronaves.....	22
2.4.2.3 Terceira Estimativa dos Pesos de Aeronaves	24
2.4.3 Relações de Desempenho	26
2.4.3.1 Velocidade de Estol.....	27
2.4.3.2 Razão Empuxo-Peso de Aeronaves a Jato	28
2.4.3.3 Razão Potência-Peso de Aeronaves a Hélice	30
2.4.3.4 Correlação entre Razão Potência-Peso e Razão Empuxo-Peso.....	32
2.4.3.5 Distância de Decolagem e Aterrissagem.....	35
2.4.3.6 Estimativa de Alcance e Desempenho de Cruzeiro.....	40
2.4.3.7 Diagrama Payload-Range.....	40
2.4.4 Dimensionamento Inicial de Aeronaves.....	42
2.4.4.1 Dimensionamento Inicial da Fuselagem	42
2.4.4.2 Dimensionamento Inicial das Empenagens.....	43
2.4.4.3 Estimativa das Superfícies Primárias de Controle de Voo.....	45
3 METODOLOGIA	48
3.1 Desenvolvimento do Software e Detalhamento de Suas Funções.....	48
3.2 Modelagem de Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato	54
3.3 Modelagem de Aeronave Geral e Utilitária Multimotora Turbo-hélice.....	59
4 RESULTADOS	63
4.1 Resultados para Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato	63
4.2 Resultados para Aeronave Geral e Utilitária Multimotora Turbo-hélice	68
5 CONCLUSÕES.....	74
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	76
APÊNDICE A – Rotina Desenvolvida Para Seleção de Categoria de Aeronave.....	78
APÊNDICE B – Rotina Desenvolvida Para Cálculo dos Pesos Principais da Aeronave.....	87

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

Quando olhamos para um código computacional finalizado, normalmente a questão que vem em mente é: “por onde devo começar?”. Sensações assim são normais já que a escrita de um código computacional é, por muitas vezes, feita de forma pessoal. Cada pessoa tem sua forma de programar e nem sempre é fácil entender os códigos gerados por outras pessoas, por melhor estruturado que o código esteja.

Pensando na problemática que é ter uma ferramenta computacional em que o usuário necessita primeiramente entender linhas de códigos e posteriormente gravar alguns comandos para executá-los através do próprio teclado, foram criadas as interfaces gráficas de usuários, que nada mais são do que ambientes onde são aceitos entradas através de sistemas como o mouse ou o próprio monitor (*touchscreen*), fornecendo saídas gráficas no monitor. A Figura 1 exemplifica como um código com interface pode ser mais familiar a um usuário.

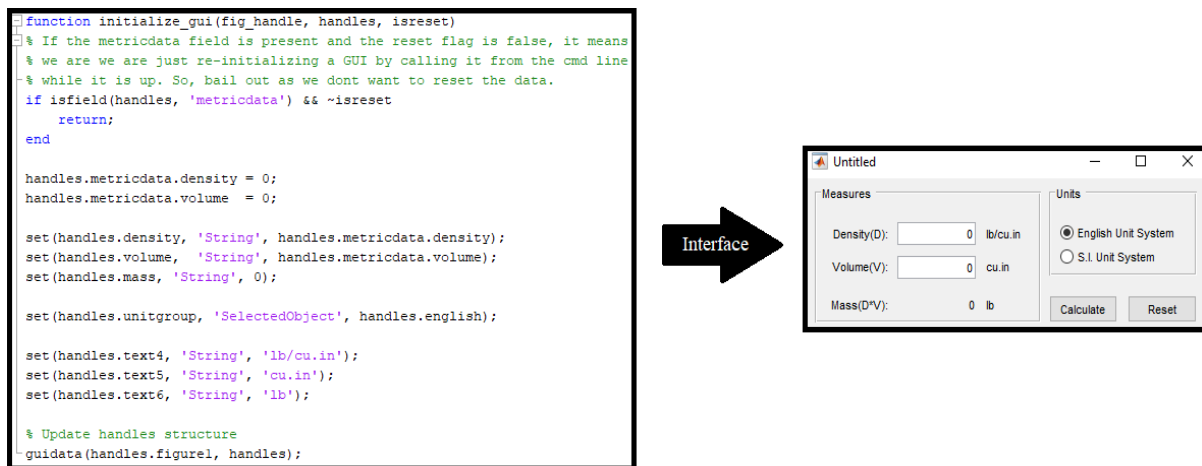


Figura 1 – Mudança de linhas de código para interface de usuário. Fonte: Própria, 2018.

Na engenharia, é muito comum observar a prática da programação de forma a criar ferramentas que solucionam problemas de forma mais eficaz, pensando no tempo computacional utilizado, porém nem sempre são encontradas interfaces gráficas destas ferramentas para auxiliar o tempo humano utilizado, inclusive quando o tema abordado

é projeto de aeronaves. Por vezes o usuário necessita entrar nas linhas de código, entender linha a linha para apenas então começar seu projeto.

Se tratando de projetos de aeronaves, segundo (Raymer, 1999), inicia-se pelo projeto conceitual, onde são definidas as características básicas da aeronave. Para (Barros, 2000), esta etapa se divide em duas, onde na primeira são definidas as especificações e requisitos para a aeronave enquanto que na segunda etapa são realizados os estudos preliminares com a finalidade de delimitar o protótipo da aeronave. Para (Venson, 2013), a etapa de projeto conceitual é a que tem maior influência no resultado final do projeto como um todo, apontando para o sucesso ou fracasso comercial da aeronave.

Surge então a ideia de criar uma ferramenta computacional que alie projetos de aeronaves com uma interface gráfica de usuário, criando uma ferramenta computacional que seja responsável pelos cálculos existentes na fase de projeto conceitual de aeronaves, mas que também mantenha o usuário conectado à ferramenta por meio da interface.

(Corke, 2003) desenvolveu um fluxograma mostrando onde cada etapa de um projeto se encontra, cronologicamente. Neste presente trabalho, as etapas de Requisitos de Missão e Projeto Conceitual serão abordadas.

A fase chamada Projeto Conceitual desenvolve o primeiro tamanho geral e configuração para uma nova aeronave. Envolve as estimativas dos pesos e a escolha de características aerodinâmicas que serão mais adequadas aos requisitos de missão estabelecidos na proposta do projeto. O projeto fará estimativas do arrasto total e do tamanho dos componentes da aeronave. Ele determinará a melhor estrutura para acomodar a carga paga e o posicionamento das asas e do motor. O projeto conceitual localizará os principais grupos de pesos da aeronave para atender aos requisitos de estabilidade estática e dimensionará as superfícies de controle para atingirem um grau desejado de manobrabilidade.

Em alguns casos, os requisitos de missão podem não ser atingidos, sendo necessário que haja um relaxamento destes requisitos, que é representado pelo loop mostrado no fluxograma da Figura 2. Quando os requisitos forem atingidos, pode-se passar para a etapa seguinte, chamada Projeto Preliminar.

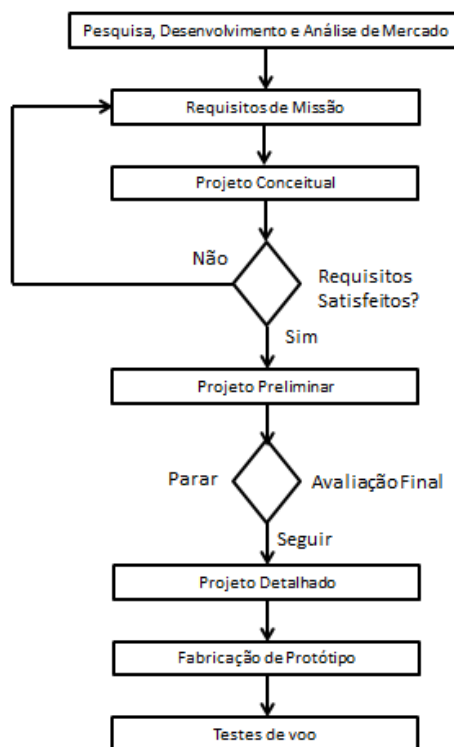


Figura 2 – Fluxograma de projetos de aeronaves. Fonte: Corke, 2013.

Para a etapa de especificações e requisitos, é definida a finalidade da aeronave, qual é o desempenho almejado pela mesma, sua missão típica a ser realizada e suas características desejadas, a fim de elaborar uma lista de requisitos que serve de base para a realização dos estudos preliminares, que culminarão com a delimitação de um esboço inicial de projeto (Barros, 1989). Para a delimitação deste esboço, utilizam-se métodos comparativos entre as diversas aeronaves existentes para identificar características essenciais e desejáveis para a aeronave a se projetar.

O trabalho foi dividido em duas etapas, sendo a primeira a criação do código desenvolvido no software comercial MATLAB® e a segunda etapa o teste do software criado, utilizando duas aeronaves já existentes de forma a obter resultados que garantam um nível seguro de confiabilidade para a ferramenta em desenvolvimento.

No Capítulo 2, Revisão de Literatura, será feita uma breve revisão bibliográfica apontando os principais temas envolvidos neste trabalho, apontando temas como interface de usuários, programação orientada a eventos, desenvolvimento de aplicativos utilizando o software comercial MATLAB® e etapa conceitual de projetos de aeronaves.

No Capítulo 3, Metodologia, será feita uma explicação de como o software foi desenhado, de forma que o usuário tenha conhecimento de todas as ferramentas disponíveis no software. Posteriormente, será feita a modelagem para dois tipos diferentes de aeronaves com o intuito de apontar a forma de se utilizar a interface criada bem como demonstrando através dos exemplos o nível de confiabilidade que o software atingiu.

No Capítulo 4, Resultados, será aplicada a metodologia presente no Capítulo 3 e a consequente análise dos resultados obtidos através do software.

No Capítulo 5, Conclusões, será apresentada uma revisão geral sobre as conclusões e melhorias obtidas com o uso do software bem como a apresentação de ideias para implementações futuras.

O objetivo deste projeto de conclusão de curso é desenvolver um software para o uso em atividades referentes a projetos conceituais de aeronaves, utilizando a plataforma de desenvolvimento do software comercial MATLAB® através do paradigma de programação orientada a eventos, criando uma interface de usuário onde o mesmo pode entrar com os seus dados e de forma quase que imediata, imprimir seus resultados na própria tela do software, otimizando todo o processo de cálculo na fase conceitual de um projeto de aeronave.

CAPÍTULO 2

REVISÃO DE LITERATURA

Neste capítulo será abordada uma breve revisão sobre os principais conceitos utilizados para o desenvolvimento do trabalho. Primeiramente, será falado a respeito do paradigma de programação utilizado para o desenvolvimento de interface de usuários, chamado de programação orientada a eventos. Posteriormente, um breve resumo sobre a importância da interface de usuários nos códigos computacionais e a forma de reter o usuário a esta forma de uso de softwares. Em seguida, uma explicação sobre as maneiras de se desenvolver aplicativos interfaceados utilizando o software comercial MATLAB®. Para finalizar a revisão, será feito um estudo da revisão de projetos conceituais de aeronaves, destacando suas principais abordagens bem como as equações matemáticas utilizadas em meio ao código produzido.

2.1 Programação orientada a eventos

A programação orientada a eventos é um dos paradigmas de programação existentes. Outros paradigmas existentes são o paradigma da programação orientada a objetos e o da programação funcional, por exemplo.

Diferente de programas tradicionais que seguem um fluxo de controle padronizado, no paradigma orientado a eventos os programas são pequenos trechos de código que executam ações em resposta a determinados eventos, produzindo respostas e realizando uma tarefa em resposta a este evento. Estas respostas são chamadas *handles* (Cristian da Silva, 2014).

O controle de fluxo de programas orientados a eventos são guiados por indicações externas, chamado eventos. Este tipo de aplicação é amplamente utilizado no desenvolvimento de sistemas com interface de usuários (como formulários, botões, caixas de texto). A Figura 3 exemplifica o fluxo de informações desenvolvido.

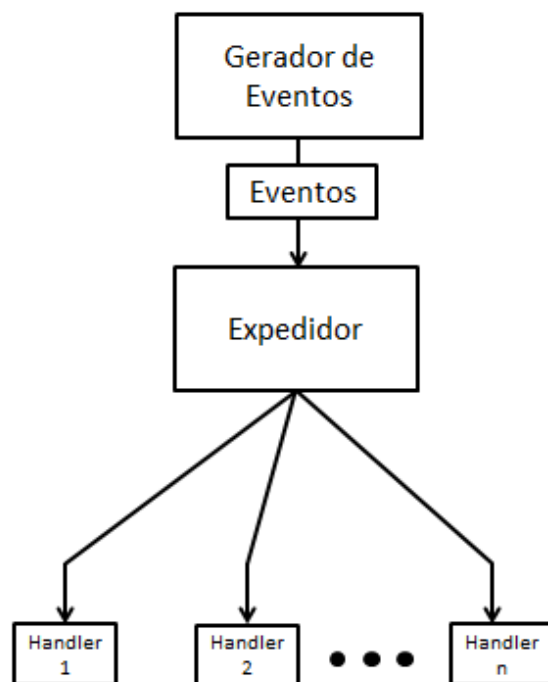


Figura 3 – Fluxograma de eventos em POE. Fonte: Ferg, 2006.

2.2 Interfaces de Usuários

De acordo com Cardoso (2006), a interface de usuário pode ser definida como a ligação entre o sistema e o usuário, o meio que permite o acesso ao sistema. Podem-se ter interfaces simples, baseadas em textos mais utilizados em sistemas antigos, ou interfaces gráficas que permitem a interação com o sistema não somente através do teclado, mas também do mouse ou de outro dispositivo.

Ao se definir uma interface, há a necessidade de demonstrar através de ícones e menus todo o conteúdo do software, todas as suas funcionalidades, devendo assim otimizar todos os recursos disponíveis no sistema.

É necessário que ao criar a interface, o usuário seja atraído pela mesma, uma vez que qualquer dificuldade que o usuário encontre pode fazer com que o mesmo desista de utilizá-la, ou mesmo tenha que se submeter a um tempo maior de treinamentos. Portanto, aconselha-se que a interface atenda aos três principais pontos de boas experiências: desejabilidade, usabilidade e utilidade, como mostrado na Figura 4.

Segundo Sommerville (2003), para se criar uma interface de usuários, devem-se atender alguns princípios gerais que visam orientar o projetista na criação de um sistema que faça com que o usuário tenha total aproveitamento de todas as funções, são elas:

familiaridade com o usuário, consistência, mínimo de surpresas, facilidade de recuperação e orientação do usuário.



Figura 4 – Pontos chave na confecção de uma UI. Fonte: Albuquerque, 2015.

-Familiaridade com o usuário: deve-se conhecer qual o público alvo para que se faça uso de formas de expressão em que o público venha a se familiarizar.

-Consistência: deve-se manter um padrão para diferentes funções, como por exemplo, utilizar botões idênticos para funções que sejam idênticas.

-Mínimo de surpresa: o projetista deve tentar evitar chamar a atenção do usuário, de forma que o usuário não se assuste, seja até mesmo com mensagens de pouca relevância após a conclusão de algum evento no software.

-Facilidade de recuperação: Caso o usuário cometa algum erro, a interface deve possibilitar a recuperação de suas atividades sem que o mesmo tenha que reiniciar seu trabalho do zero, como por exemplo, através de funções de desfazer.

-Orientação ao usuário: Caso o usuário cometa algum erro, é necessário que se informe além do tipo de erro ocorrido, um caminho para se resolver este problema, bem como orientações para evitar erros futuros.

2.3 Desenvolvimento de aplicativos através do Software MATLAB®

Um aplicativo é um programa independente que fornece uma interface simples onde o usuário executará comandos apenas clicando na interface de seu código. Os aplicativos contêm controles interativos, como menus, botões e controles deslizantes, que executam instruções específicas quando os usuários interagem com eles. Os aplicativos também podem conter gráficos para visualização de dados ou exploração interativa de dados. Além disso, pelo MATLAB® é possível compartilhar os aplicativos

com outros usuários ou distribuí-los de forma independentes usando o compilador MATLAB Compiler™. Existem três diferentes maneiras de se construir um aplicativo através do software comercial mencionado, utilizando a plataforma App Designer, o ambiente GUIDE e através das linhas de código.

O App Designer, mostrado na Figura 5, é um ambiente avançado de função *drag-and-drop* introduzido na versão R2016a do MATLAB®. Este ambiente inclui uma versão totalmente integrada do editor do MATLAB®. O layout e as visualizações de código são fortemente vinculados, de modo que as alterações feitas em uma visualização afetam imediatamente o código. Um conjunto maior de controles interativos está disponível, incluindo medidores, botões e interruptores. A maioria dos gráficos 2D e 3D também são suportados. Essa abordagem suporta a maioria dos aplicativos que não exigem plotagens polares, subplots ou interações gráficas. (MathWorks, 2018).

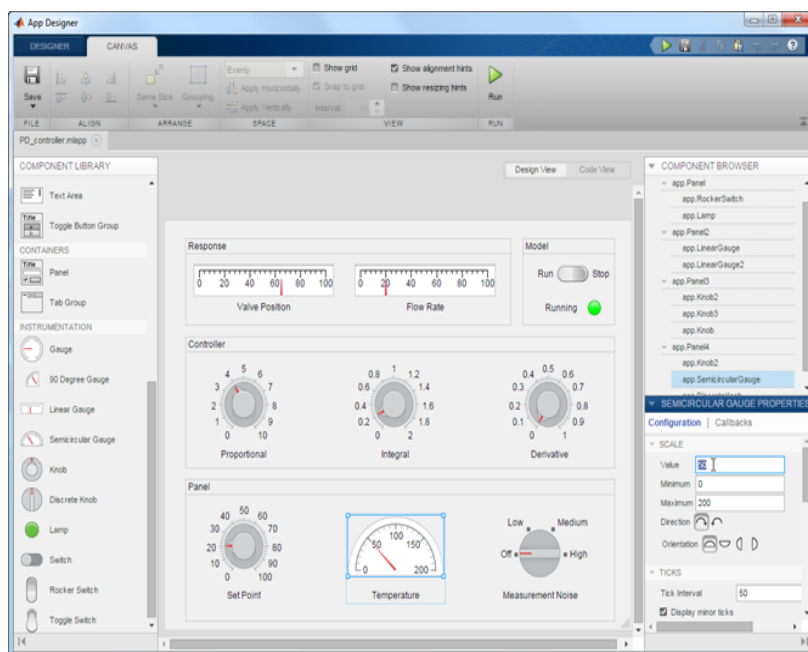


Figura 5 – Ambiente App Designer do software comercial MATLAB®. Fonte: MathWorks, 2018.

Já o ambiente do MATLAB® chamado GUIDE, mostrado na Figura 6, também é um ambiente *drag-and-drop* para layout de interfaces de usuários (UIs). 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, incluindo menus, barras de ferramentas e tabelas. Esta abordagem é muito utilizada para criar aplicativos simples que possam exibir qualquer tipo de plotagem (MathWorks, 2018).

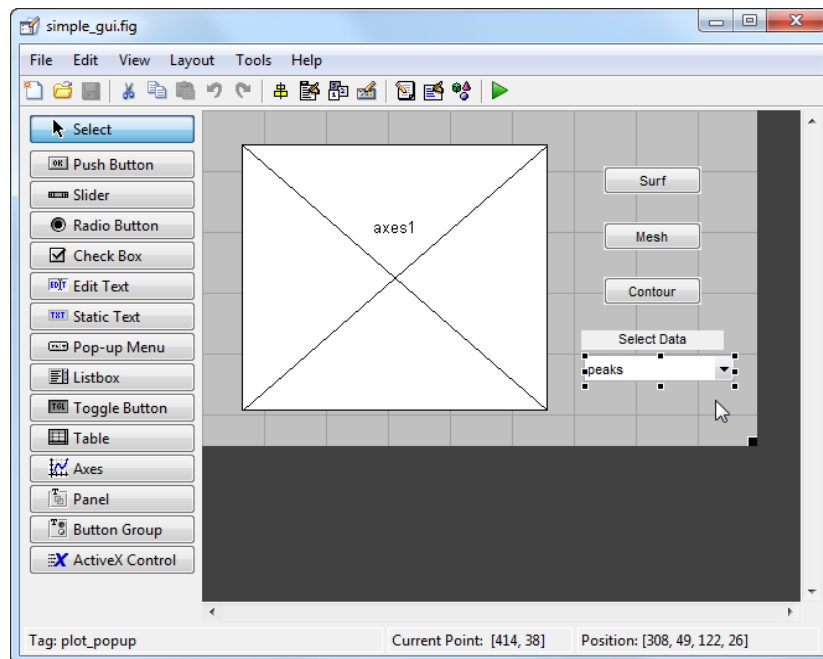


Figura 6 – Ambiente GUIDE do software comercial MATLAB®. Fonte: MathWorks, 2018.

É possível também codificar o layout e o comportamento do seu aplicativo utilizando totalmente as funções do MATLAB®. Nesta abordagem, mostrada na Figura 7, o usuário cria uma figura tradicional como a mostrada na Figura 6 e coloca componentes interativos nessa figura através das linhas de código. (MathWorks, 2018).

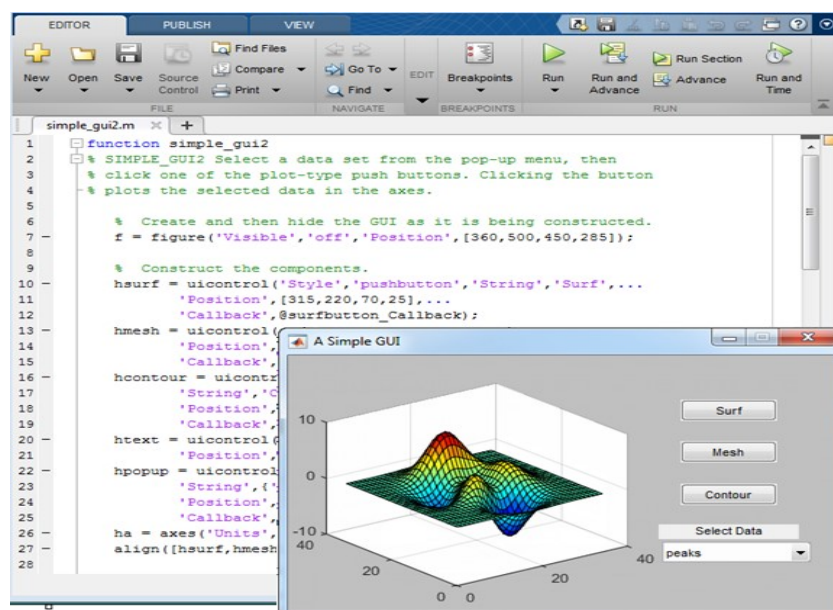


Figura 7 – Linhas de código geradas pelo software comercial MATLAB®. Fonte: MathWorks, 2018.

2.4 Projetos Conceituais de Aeronaves

(Venson, 2013) define que no projeto conceitual, questões básicas sobre o arranjo da configuração, dimensionamento, pesos e desempenho da aeronave deverão ser respondidas, como por exemplo, o cálculo do peso máximo de decolagem ou se a

empenagem a ser utilizada será em T ou canard. Sendo assim, as próximas seções serão apresentadas de forma a responder as questões pertinentes a esta fase do projeto.

A Figura 8 mostra as etapas que se sucedem durante a fase do projeto conceitual. Apesar de os parâmetros geométricos e de performances serem estimados, eles seguem uma fluxo lógico de cálculo.

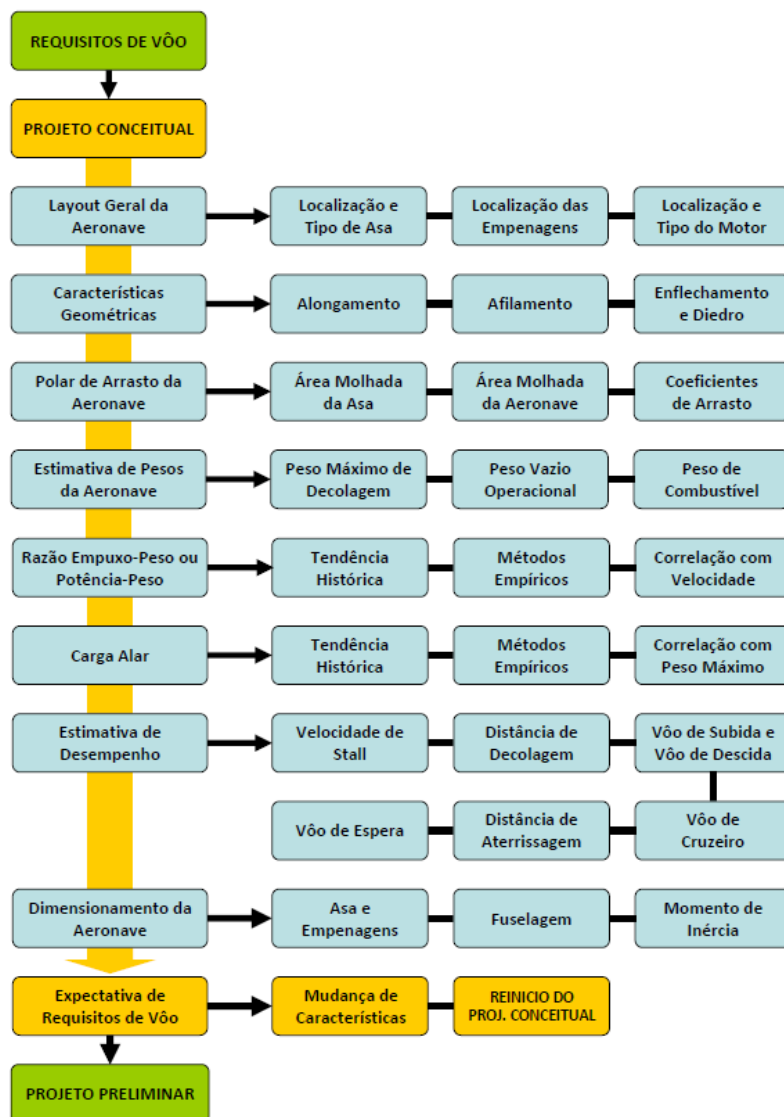


Figura 8 – Fluxograma das etapas de um projeto conceitual de aeronave. Fonte: Venson, 2013.

As fases de cálculo mostradas na Figura 8, desde o layout geral da aeronave até o dimensionamento inicial da aeronave, serão mostradas nas próximas seções deste trabalho.

2.4.1 Estimativa de Polar de Arrasto de Aeronaves

A polar de arrasto é dada pela Equação (1)

$$C_D = C_{D0} + k_2 C_L^2 \quad \text{Eq. (1)}$$

Onde é necessário se obter os parâmetros C_{D0} e k_2 .

O coeficiente de arrasto parasita, C_{D0} , é obtido a partir da Equação (2):

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{REF}} \quad \text{Eq. (2)}$$

Já o coeficiente de fricção de superfície equivalente, C_{fe} , e razão de área molhada, $\frac{S_{wet}}{S_{REF}}$, são obtidos através de tabelas de tendência histórica, mostradas nas Tabelas 1 e 2:

Para o parâmetro $\frac{S_{wet}}{S_{REF}}$ tem-se a Tabela 1:

Tabela 1 – Estimativa da razão de área molhada de diferentes tipos de aeronaves. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de Aeronave	$\frac{S_{wet}}{S_{REF}}$	Desvio Padrão
Aeronave Geral e Utilitária Monomotora a Pistão	4.5	± 1.0
Aeronave Geral e Utilitária Monomotora Turbo-hélice	5.5	± 1.5
Aeronave Geral e Utilitária Multimotora a Pistão	4.0	± 0.5
Aeronave Geral e Utilitária Multimotora a Turbo-hélice	5.5	± 1.0
Aeronave Cargueiro ou Bombardeiro Militar a Hélice	5.0	± 1.0
Aeronave Cargueiro ou Bombardeiro Militar a Jato	5.5	± 1.0
Aeronave de Transporte de Passageiros a Hélice	5.5	± 1.0
Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato	6.0	± 1.0
Aeronave Executiva a Jato	5.5	± 1.0

Já para C_{fe} tem-se a Tabela 2:

Tabela 2 – Tendência histórica para o coeficiente de fricção de superfície equivalente. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de Aeronave	C_{fe}
Aeronave leve com estrutura corrugada e trem fixo	0.0150
Aeronave leve com revestimento de tela, asa com montante e trem fixo	0.0100
Aeronave leve com revestimento de alumínio, asa com montante e trem fixo	0.0080
Aeronave leve com revestimento de alumínio, asa sem montante e trem fixo	0.0070
Aeronave leve com revestimento de alumínio, asa sem montante e trem retrátil	0.0055
Aeronave anfíbia mono ou multimotora a hélice	0.0065
Aeronave militar de treinamento a jato	0.0040
Aeronave militar de combate a jato	0.0035
Aeronave bombardeiro e aeronave civil cargueira a hélice	0.0045
Aeronave bombardeiro e aeronave civil cargueira a jato	0.0040
Aeronave civil de transporte a hélice	0.0035
Aeronave civil de transporte a jato	0.0030
Aeronave supersônica de combate aéreo e de transporte	0.0015

Deve-se atentar que de acordo com a Tabela 2, aeronaves leves são aeronaves com o MTOW até 3500 kg.

Portanto, com as Tabelas 1 e 2, é possível calcular o valor de C_{D0} .

Já para a constante do coeficiente de arrasto induzido, k_2 , pode-se utilizar a relação para o ângulo de ataque induzido na asa, em função do alongamento da asa e do fator de eficiência aerodinâmica, dada pela Equação (3):

$$k_2 = \frac{1}{\pi A R_w e_w} \quad \text{Eq. (3)}$$

O alongamento da asa, AR_w , pode ser obtido de duas formas. A primeira é através da Equação (4):

$$AR_w = \frac{b^2}{S_w} \quad \text{Eq. (4)}$$

A segunda forma é utilizando uma tabela de tendência histórica para alongamentos e afilamentos de asas, mostrada na Tabela 3.

Tabela 3 – Tendência histórica do alongamento e afilamento para asas de aeronaves. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de Aeronave	AR_w	λ
Aeronave Geral e Utilitária Monomotora a Pistão	7.2 ± 1.2	0.5 a 1.0
Aeronave Geral e Utilitária Monomotora Turbo-hélice	8.4 ± 2.1	0.5 a 1.0
Aeronave Geral e Utilitária Multimotora a Pistão	7.8 ± 0.7	0.5 a 1.0
Aeronave Geral e Utilitária Multimotora a Turbo-hélice	9.1 ± 1.4	0.5 a 1.0
Aeronave Cargueiro ou Bombardeiro Militar a Hélice	9.6 ± 1.5	0.5 a 0.8
Aeronave Cargueiro ou Bombardeiro Militar a Jato	7.3 ± 1.6	0.3 a 0.5
Aeronave de Transporte de Passageiros a Hélice	10.1 ± 1.5	0.5 a 0.8
Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato	8.3 ± 1.0	0.3 a 0.5
Aeronave Executiva a Jato	8.0 ± 1.3	0.3 a 0.5

Definido o alongamento da asa, é necessário definir o fator de eficiência aerodinâmica (e), que depende apenas das características geométricas da asa. Para determinar este fator, pode-se utilizar a correlação entre eficiência aerodinâmica, afilamento (λ) e alongamento da asa, como mostrado na Figura 9:

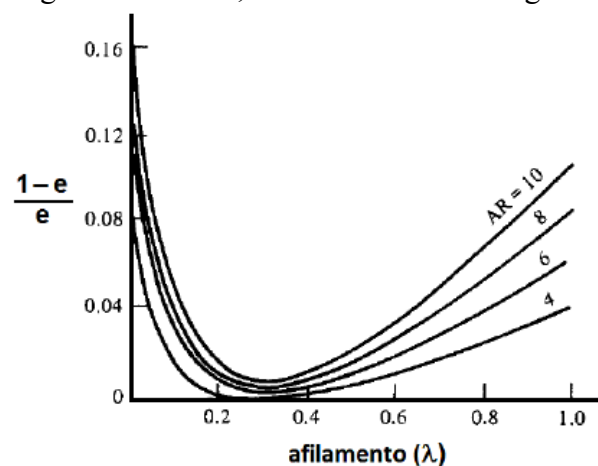


Figura 9 – Eficiência aerodinâmica em função do alongamento e afilamento. Fonte: Venson, 2013.

Outra forma de se obter o afilamento da asa é através da razão entre a corda geométrica na ponta da asa e a corda na raiz da asa, como na Equação (5):

$$\lambda = \frac{c_{tip}}{c_{root}} \quad \text{Eq. (5)}$$

A partir do alongamento e do afilamento, estima-se o fator inverso do fator de eficiência aerodinâmica, tendo desta forma, todos os dados para a obtenção de k_2 .

2.4.2 Estimativa dos Pesos de Aeronaves

Existem três diferentes maneiras de se estimar os pesos de uma aeronave. Os três métodos serão abordados a seguir. Cabe lembrar que a terceira estimativa será a utilizada em projetos por se tratar de uma estimativa mais refinada que as anteriores.

2.4.2.1 Primeira Estimativa dos Pesos de Aeronaves

Para uma aeronave carregada, pronta para o voo, o peso de decolagem da aeronave pode ser definido como o peso bruto de decolagem, denotado por W_0 , expresso em função dos demais pesos da aeronave:

$$W_0 = W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad \text{Eq. (6)}$$

Onde $W_0 = \text{TOW}$ [N]

$W_{payload} = \text{PLW}$ [N]

$W_{fuel} = \text{TFW}$ [N]

$W_{empty} = \text{OEW}$ [N]

Considerando que a carga paga da aeronave seja conhecida, por requisitos de capacidade de passageiros ou requisitos de carga, o peso de combustível e o peso vazio podem ser reescritos em função do peso bruto, como mostrado na Equação (7):

$$W_0 = W_{payload} + \frac{W_{fuel}}{W_0} W_0 + \frac{W_{empty} W_0}{W_0} \quad \text{Eq. (7)}$$

Reagrupando os termos contendo o peso bruto W_0 :

$$W_0 = \frac{W_{payload}}{1 - \frac{W_{empty}}{W_0} - \frac{W_{fuel}}{W_0}} \quad \text{Eq. (8)}$$

Na Equação (8), a razão entre o peso vazio operacional W_{empty} e o peso bruto da aeronave é denominada fração de peso vazio, e a razão entre o peso de combustível e o peso bruto é denominada fração de combustível.

Para estimar o peso bruto de decolagem W_0 da aeronave podem-se utilizar métodos analíticos ou empíricos para determinar a fração de peso vazio e a fração de combustível.

Pela forma empírica, a determinação da fração de peso vazio é baseada na análise de tendência histórica para pesos brutos de aeronaves. Neste método, a fração de peso vazio é estimada por uma equação empírica em função de três constantes a , C e K , onde as constantes a e C podem ser obtidas a partir da Tabela 4:

Tabela 4 – Estimativa das constantes da equação empírica para fração de peso vazio. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de Aeronave	a	C
Aeronave Geral e Utilitária Monomotora a Pistão	$0,892 \pm 0,131$	-0,047
Aeronave Geral e Utilitária Monomotora Turbo-hélice	$0,892 \pm 0,131$	-0,047
Aeronave Geral e Utilitária Multimotora a Pistão	$0,766 \pm 0,175$	-0,020
Aeronave Geral e Utilitária Multimotora a Turbo-hélice	$0,766 \pm 0,175$	-0,020
Aeronave Cargueira ou Bombardeiro Militar a Hélice	$3,013 \pm 1,051$	-0,132
Aeronave Cargueira ou Bombardeiro Militar a Jato	$0,706 \pm 0,439$	-0,034
Aeronave de Transporte de Passageiros a Hélice	$0,713 \pm 0,105$	-0,014
Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato	$1,385 \pm 0,141$	-0,070
Aeronave Executiva a Jato	$0,786 \pm 0,129$	-0,028

Já o valor de K é igual a 1.0 para asas com enfilechamento fixo e 1.04 para asas com enfilechamento variável.

A equação empírica é dada pela Equação (9):

$$\frac{W_{empty}}{W_0} = a \cdot W_0^C \cdot K \quad \text{Eq. (9)}$$

Para estimar a fração de combustível da aeronave, ou fração de peso de combustível, no peso bruto de decolagem, considera-se a missão típica de uma aeronave comercial de transporte de passageiros, apresentada através do diagrama mostrado na Figura 10, baseada nas seguintes etapas:

- Taxi e Decolagem: etapa 0 a 1;
- Voo em subida: etapa 1 a 2;
- Voo em cruzeiro: etapa 2 a 3, incluindo o voo de cruzeiro da missão principal e da reserva técnica;
- Voo em descida: etapa 3 a 4;
- Voo em espera e aproximação: etapa 4 e 5;
- Aterrissagem e Taxi: etapa 5 a 6.

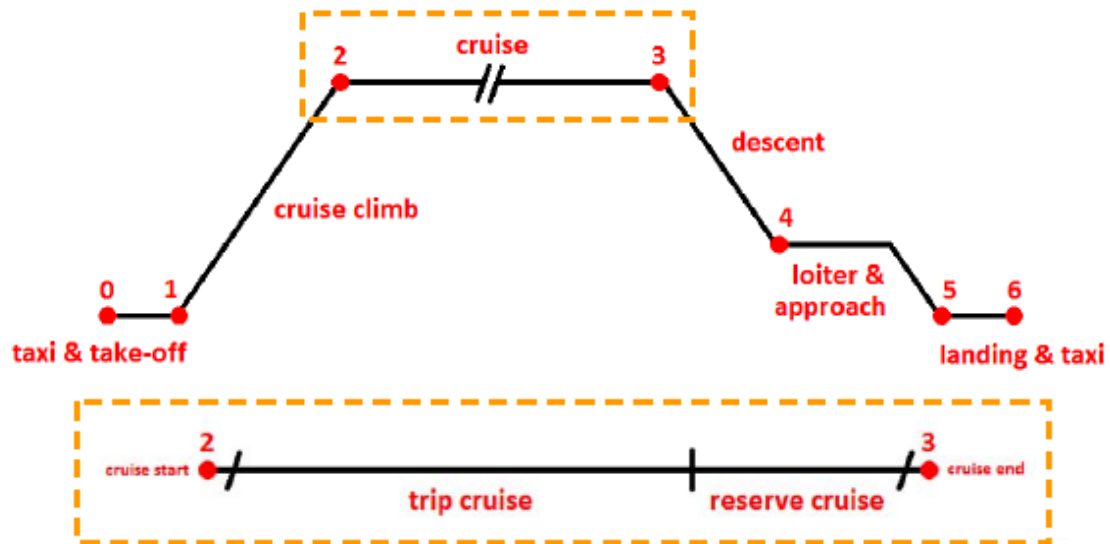


Figura 10 – Esquema de missão típica de voo de aeronaves comerciais de passageiros. Fonte: Venson, 2013.

O peso total de combustível carregado pela aeronave pode ser aproximado pela diferença de peso entre o peso bruto de decolagem W_0 e o peso da aeronave ao final da missão típica W_6 .

$$W_{fuel} = W_0 - W_6 \quad \text{Eq. (10)}$$

Manipulando algebricamente a Equação (10) para introduzir a fração de peso de combustível, chega-se na Equação (11):

$$\frac{W_{fuel}}{W_0} = \frac{W_0 - W_6}{W_0} = 1 - \frac{W_6}{W_0} \quad \text{Eq. (11)}$$

Matematicamente, a razão entre o peso da aeronave no final da missão e o peso bruto de decolagem é denominada fração de peso da missão, sendo expressa em função das frações de peso da aeronave em cada etapa, como na Equação (12):

$$\frac{W_6}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \quad \text{Eq. (12)}$$

Introduzindo a razão do peso final com o peso bruto de decolagem, tem-se a Equação (13):

$$\frac{W_{fuel}}{W_0} = \frac{W_0 - W_6}{W_0} = 1 - \frac{W_6}{W_0} = 1 - \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \quad \text{Eq. (13)}$$

Algumas destas frações podem ser estimadas com base em referências históricas para aeronaves conforme a Tabela 5.

Tabela 5 – Estimativa das frações de peso na missão típica de aeronaves. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de Aeronave	$\frac{W_1}{W_0}$	$\frac{W_2}{W_1}$	$\frac{W_4}{W_3}$	$\frac{W_6}{W_5}$
Aeronave Geral e Utilitária Monomotor a Pistão	0.990	0.992	0.993	0.993
Aeronave Geral e Utilitária Monomotor Turbo-hélice	0.990	0.992	0.993	0.993
Aeronave Geral e Utilitária Multimotor a Pistão	0.984	0.990	0.992	0.992
Aeronave Geral e Utilitária Multimotor a Turbo-hélice	0.981	0.985	0.985	0.995
Aeronave Cargueira ou Bombardeiro Militar a Hélice	0.975	0.980	0.990	0.992
Aeronave Cargueira ou Bombardeiro Militar a Jato	0.975	0.980	0.990	0.992
Aeronave de Transporte de Passageiros a Hélice	0.970	0.985	0.985	0.995
Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato	0.970	0.985	0.985	0.995
Aeronave Executiva a Jato	0.970	0.985	0.990	0.995

Entretanto, para as etapas de voo de cruzeiro e voo de espera, as frações de peso dependem do tipo de aeronave, podendo ser estimadas através do consumo específico de combustível e/ou alcance/autonomia desejado para a aeronave.

O consumo específico de combustível depende do tipo de motor utilizado pela aeronave e do regime de voo da aeronave, cujos valores são apresentados em tabelas de tendência como as Tabelas 6 e 7.

Para aeronaves com motores a jato, tem-se a Tabela 6:

Tabela 6 – Estimativa de consumo específico de combustível de motores a jato. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de motor	Bypass	Máximo contínuo [decolagem]	Voo de espera [Mach 0.2 até 0.5]	Voo de cruzeiro [Mach 0.5 até 0.9]
		TSFC (kg/kN.h)	TSFC (kg/kN.h)	TSFC (kg/kN.h)
Turbojato	N/A	105.0	123.8	134.9
Turbofan de baixo bypass	0.1 a 1.0	78.2	97.0	108.1
	1.1 a 2.0	55.2	74.0	85.1
Turbofan de médio bypass	2.1 a 3.0	46.9	65.7	76.9
	3.1 a 4.0	42.2	61.0	72.1
	4.1 a 5.0	39.0	57.7	68.9
Turbofan de alto bypass	5.1 a 6.0	36.6	55.3	66.5
	6.1 a 7.0	34.7	53.4	64.6
	7.1 a 8.0	33.1	51.9	63.1
	8.1 a 9.0	31.8	50.6	61.8
	9.1 a 10.0	30.7	49.5	60.7
	10.1 +	29.8	48.5	59.7

Para aeronaves a jato, na etapa de voo de cruzeiro com alcance pré-definido por requisitos comerciais, a fração de peso pode ser estimada pela Equação de Breguet para alcance de aeronaves a jato, dada pela Equação (14):

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{\frac{-g.R.TSFC_{cruise}}{V_0 \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}}} \quad \text{Eq. (14)}$$

Onde:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = \frac{3}{4\sqrt{3k_2 \cdot CD_0}} \quad \text{Eq. (15)}$$

Para aeronaves com motores a hélice/eixo, tem-se a Tabela 7:

Tabela 7 – Estimativa de consumo específico de combustível de motores a hélice/eixo. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de motor	Máximo contínuo [decolagem]		Voo de espera [Mach 0.1 até 0.2]		Voo de cruzeiro [Mach 0.2 até 0.8]	
	SFC (kg/shp.h)	η_H	SFC (kg/shp.h)	η_H	SFC (kg/shp.h)	η_H
Pistão naturalmente aspirado – passo da hélice fixo	0.16	70%	0.17	70%	0.18	70%
Pistão naturalmente aspirado – passo da hélice variável	0.16	80%	0.17	80%	0.18	80%
Pistão com sobrealimentação – passo da hélice variável	0.17	80%	0.18	80%	0.19	80%
Pistão radial com sobrealimentação – múltiplas velocidades	0.18	80%	0.20	80%	0.22	80%
Turbo-hélice de eixo único	0.21	80%	0.23	80%	0.25	80%
Turbo-hélice com eixo de turbina livre	0.20	80%	0.22	80%	0.24	80%
Turboeixo com turbina livre	0.25	-	0.27	-	0.29	-
Propfan com turbina livre	0.20	85%	0.22	85%	0.24	85%

Enquanto que para aeronaves a hélice, na etapa de voo em cruzeiro com alcance pré-definido por requisitos comerciais, a fração de peso pode ser estimada da seguinte forma pela Equação de Breguet para alcance de aeronaves a hélice, Equação (16):

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{\frac{-g.R.SFC_{cruise}}{\eta_H \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}}} \quad \text{Eq. (16)}$$

Onde:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = \frac{1}{2\sqrt{k_2 \cdot CD_0}} \quad \text{Eq. (17)}$$

Para aeronaves a jato, na etapa de voo de espera com tempo de espera pré-definido por requisitos regulamentares, a fração de peso pode ser estimada da seguinte forma:

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{\frac{-g.E.TSFC_{loiter}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{loiter}}} \quad \text{Eq. (18)}$$

Onde:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{loiter} = \frac{1}{2\sqrt{k_2 \cdot CD_0}} \quad \text{Eq. (19)}$$

Enquanto que para aeronaves a hélice, na etapa de voo de espera com tempo de espera pré-definido por requisitos regulamentares, a fração de peso pode ser estimada da seguinte forma:

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{\frac{-g.E.V_0.SFC_{loiter}}{\eta_H \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{loiter}}} \quad \text{Eq. (20)}$$

Onde:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{loiter} = \frac{3}{4\sqrt{3 \cdot k_2 \cdot CD_0}} \quad \text{Eq. (21)}$$

O MTOW pode ser obtido de forma iterativa a partir da relação desenvolvida para o peso bruto em função das frações de peso vazio e de peso de combustível, para uma dada carga paga conhecida de requisitos comerciais ou requisitos de carga. Primeiramente, estima-se um valor inicial para o peso de decolagem da aeronave, calculando com esse primeiro peso estimado a fração de peso vazio da aeronave (OEW). Com base nos requisitos comerciais de alcance calcula-se a fração de peso de cruzeiro e com base nos requisitos regulamentares calcula-se a fração de peso de espera, determinando assim a fração de peso de combustível. Com base nas frações de peso

impossibilidade de aterrissagem no destino original e a necessidade da aeronave em voar até um destino alternativo.

Apesar do cálculo da reserva técnica ser complexo para o planejamento de voo, uma boa aproximação a ser utilizada no projeto conceitual é considerar a reserva técnica como um acréscimo no alcance nominal da aeronave. Para o projeto conceitual, uma vez conhecido o alcance nominal pode-se estimar, através dos requisitos regulamentares, o alcance equivalente da aeronave, que corresponde à soma do alcance nominal mais o acréscimo de alcance devido às reservas técnicas.

Com relação à reserva técnica de alguns tipos de aeronaves comerciais:

- Em aeronaves a hélice de voos domésticos: a reserva técnica deve incluir combustível para voar até um destino alternativo, mais combustível para voar em altitude de espera por 45 minutos (Fonte: RBAC 121.643a).
- Em aeronaves a hélice de voos internacionais: a reserva técnica deve incluir combustível para voar até um destino alternativo, mais combustível para voar em altitude de espera por 90 minutos (Fonte: RBAC 121.643b).
- Em aeronaves a jato de voos domésticos ou internacionais: a reserva técnica deve incluir combustível para voar até o destino alternativo mais distante do plano de voo, mais combustível para voar um acréscimo de 10% do tempo até o destino original, mais combustível para voar a 1500ft acima do aeroporto alternativo durante 45 minutos (Fonte: RBAC 121.645).

2.4.2.2 Segunda Estimativa dos Pesos de Aeronaves

No cálculo da fração de peso de combustível um dos parâmetros dominantes é fração de peso de cruzeiro W_3/W_2 , a qual é estimada através da razão L/D ou eficiência aerodinâmica.

Como apresentado anteriormente, a eficiência aerodinâmica em voo de cruzeiro para aeronaves a jato e a hélice pode ser estimada através de equações para a condição de alcance máximo. Entretanto, o coeficiente de sustentação – consequentemente a eficiência aerodinâmica – está associado à velocidade de voo da aeronave. Isso significa que para uma dada velocidade de voo, pressuposta para a estimativa de peso, existe um valor único de L/D que pode ou não ser o valor de eficiência aerodinâmica para a condição de alcance máximo (na condição de alcance máximo haverá uma dada

velocidade de voo). A eficiência aerodinâmica de cruzeiro em função do coeficiente de sustentação e do coeficiente de arrasto é expressa por:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = \frac{CL_{cruise}}{CD_{cruise}} = \frac{CL_{cruise}}{CD_0 + k_2 \cdot CL_{cruise}^2} = \frac{1}{\frac{CD_0}{CL_{cruise}} + k_2 \cdot CL_{cruise}} \quad \text{Eq. (22)}$$

O coeficiente de sustentação de cruzeiro em função da velocidade de voo e do peso médio em cruzeiro é dado por:

$$CL_{cruise} = \frac{2W_{cruise}}{\rho_0 \cdot S \cdot V_0^2} \quad \text{Eq. (23)}$$

Para as estimativas de peso dentro do projeto conceitual o peso médio em cruzeiro W_{cruise} pode ser obtido considerando o peso médio da aeronave durante a missão típica, ou seja, o valor médio entre o peso de decolagem W_0 e o peso de aterrissagem W_6 .

$$W_{cruise} = \frac{W_0 + W_6}{2} = \frac{W_0 + (W_0 - W_{fuel})}{2} = \frac{2W_0 - W_{fuel}}{2} \quad \text{Eq. (24)}$$

Reiterando que o peso médio em cruzeiro na verdade corresponde ao peso médio da aeronave entre o início do voo de cruzeiro W_2 e o final do cruzeiro W_3 . Considerando as demais etapas pequenas em relação ao cruzeiro, a Equação (24) pode ser empregada com boa precisão.

Do ponto de vista de projeto conceitual, para determinar o coeficiente de sustentação da aeronave para uma dada velocidade de voo de cruzeiro desejada é necessário conhecer o peso médio da aeronave em voo de cruzeiro. Em uma primeira estimativa de peso, considera-se o valor de L/D obtido através da equação baseada na polar de arrasto, independentemente da velocidade, visto que não se conhece o peso da aeronave. Uma forma de melhorar a qualidade do processo de estimativa de peso é recalcular de forma iterativa os valores de L/D de cruzeiro em função da velocidade de cruzeiro para cada novo peso estimado.

Em termos práticos de cálculo, com algumas poucas iterações chega-se na convergência do valor estimado com o novo valor calculado. A Figura 13 mostra o procedimento a ser adotado para aeronaves a jato. Ele é válido para aeronaves a hélice também, substituindo TSFC por SFC.

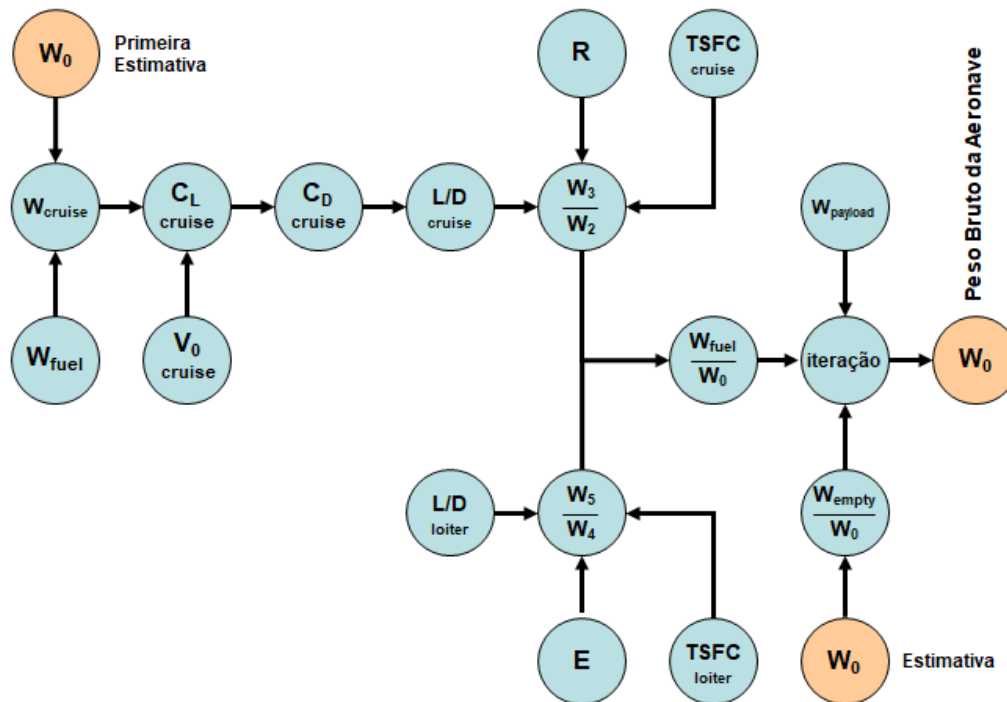


Figura 13 – Fluxograma para segunda estimativa de peso de aeronaves a jato. Fonte: Venson, 2013.

2.4.2.3 Terceira Estimativa dos Pesos de Aeronaves

Como apresentado anteriormente, durante o processo de estimativa de peso de aeronaves é necessário recalcular a eficiência aerodinâmica da aeronave a cada passo de iteração. Além de outros parâmetros que afetam a eficiência aerodinâmica, a área da asa tem influência direta no processo de estimativa do peso. Entretanto, na primeira estimativa de peso não se considera a área da asa visto que essa não é conhecida.

Após cada estimativa de peso, considerando o peso bruto de decolagem calculado, calcula-se a carga alar e a área da asa utilizando, por exemplo, equações empíricas de tendência. Cada novo valor de peso bruto estimado para aeronave irá refletir em uma nova carga alar, e assim uma nova área de asa. Antes disso, porém, é necessário apresentar o conceito de carga alar.

A razão entre o peso e a área de referência da asa em aeronaves é definida como carga alar e é um dos parâmetros que afetam diretamente no desempenho. A carga alar afeta diretamente a velocidade de estol, a distância de decolagem e aterrissagem, a razão de subida e a manobrabilidade da aeronave.

Uma aeronave com carga alar menor terá velocidade de estol menor, irá acelerar mais rápido durante a decolagem, irá desacelerar mais rápido durante a aterrissagem, reduzindo distância de decolagem e aterrissagem. Em subida, quanto menor a carga alar maior será a razão de subida da aeronave, ou seja, maior o ganho de altitude por unidade

de tempo. Em voo nivelado, quanto menor a carga alar maior será a manobrabilidade da aeronave, por exemplo, atingindo maiores velocidades angulares de rolamento.

Do ponto de vista do peso, a redução implica na redução da carga paga ou da quantidade de combustível carregada pela aeronave, os quais ambos terão impacto em aspectos operacionais da aeronave. Do ponto de vista da área da asa, o aumento da área da asa implica no aumento da área molhada da aeronave, que aumenta o arrasto total da aeronave, que irá requerer o uso de motores mais potentes que consomem mais combustível. Do ponto de vista prático, a mudança na carga alar da aeronave é realizada somente alterando o peso da aeronave e não a área da asa. Para uma estimativa inicial de projeto, pode-se utilizar valores de carga alar de decolagem obtidos através de uma tabela de tendência histórica, como a Tabela 8.

Tabela 8 – Tendência histórica da carga alar de decolagem para diferentes aeronaves. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	W/S (N/m²)	W/S (kg/m²)
Aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	760 ±230	78 ±23
Aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	1720 ±490	175 ±50
Aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	1260 ±260	128 ±27
Aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	2100 ±470	215 ±48
Aeronave cargueira ou bombardeiro militar a hélice	3430 ±1220	350 ±125
Aeronave cargueira ou bombardeiro militar a jato	5940 ±1530	605 ±157
Aeronave de transporte de passageiros a hélice	2600 ±760	265 ±78
Aeronave de transporte de passageiros a jato	5600 ±1290	570 ±131
Aeronave executiva a jato	3470 ±900	354 ±92

Outra forma de estimar valores de carga alar é através de uma equação empírica apresentada em função do peso bruto de decolagem e de constantes conforme mostrados na Tabela 9.

Tabela 9 – Constantes empíricas da carga alar de decolagem para diferentes aeronaves. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	a	C
Aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	0.408 ± 0.14	0.804
Aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	0.408 ± 0.14	0.804
Aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	1.512 ± 0.48	0.664

Aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	1.512 ± 0.48	0.664
Aeronave cargueira ou bombardeira militar a hélice	53.2 ± 12.2	0.324
Aeronave cargueira ou bombardeira militar a jato	91.5 ± 25.2	0.288
Aeronave de transporte de passageiros a hélice	59.6 ± 16.2	0.313
Aeronave de transporte de passageiros a jato	329.6 ± 62.6	0.206
Aeronave executiva a jato	142.3 ± 46.9	0.268

A relação de tendência é dada por:

$$\frac{W}{S} = aW_0^c \quad \text{Eq. (25)}$$

Assim, pode-se concluir que para todos os tipos de aeronaves, o valor da carga alar tende a aumentar com o aumento do peso de decolagem, mas de forma não-linear.

A Figura 14 mostra o processo a se seguir a obtenção do novo peso levando-se em consideração a carga alar. É importante observar que com a obtenção do valor de W_0 , pode-se agora recalculer a área molhada da aeronave S_{wet} , obtendo desta forma um novo valor para os coeficientes da polar de arrasto.

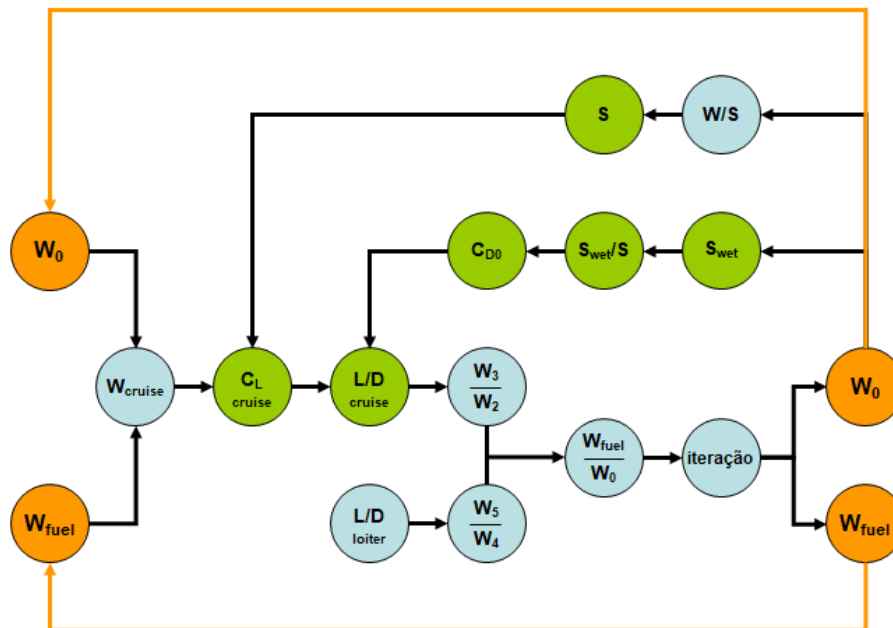


Figura 14 – Processo iterativo multivariáveis para obtenção da terceira estimativa de peso. Fonte: Venson, 2013.

2.4.3 Relações de Desempenho

A primeira relação de desempenho que merece destaque é a carga alar, que foi citada na seção anterior. Dando continuidade, a próxima seção abordará a velocidade de estol e as estimativas de decolagem e aterrissagem, razão empuxo-peso de aeronaves a jato e razão potência-peso de aeronaves a hélice.

2.4.3.1 Velocidade de Estol

Para uma aeronave em voo, sempre existirá uma velocidade aerodinâmica mínima que gera uma sustentação igual ao peso da aeronave. Nesta velocidade aerodinâmica mínima, o perfil aerodinâmico da asa estará sujeito a um coeficiente de sustentação máximo. Essa velocidade na qual o coeficiente é máximo é chamada de velocidade de estol.

$$V_s = \sqrt{\frac{2L}{\rho_0 \cdot S \cdot CL_{max}}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 \cdot S \cdot CL_{max}}} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \cdot CL_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad \text{Eq. (26)}$$

Na Equação (26), em termos da carga alar da aeronave, quanto menor a carga alar menor a velocidade de estol da aeronave.

A velocidade de estol da aeronave depende do coeficiente de sustentação máximo da asa da aeronave, o qual depende de características geométricas: como o alongamento, enflechamento e arqueamento, e de características aerodinâmicas do perfil aerodinâmico: como o número de Reynolds.

O arqueamento da asa pode ser alterado com o uso de dispositivos de hipersustentação como *flaps* e *slats*, os quais alteram a curvatura do bordo de fuga e ataque da asa, respectivamente. Mais ainda, diferentes tipos de *flaps* e *slats* alteram de forma totalmente diferente o arqueamento da asa.

Pode-se estimar o coeficiente de sustentação máximo de asas com alongamentos entre 4 e 10 através da correlação com o enflechamento da asa a $\frac{1}{4}$ da corda da asa, conforme a Figura 15.

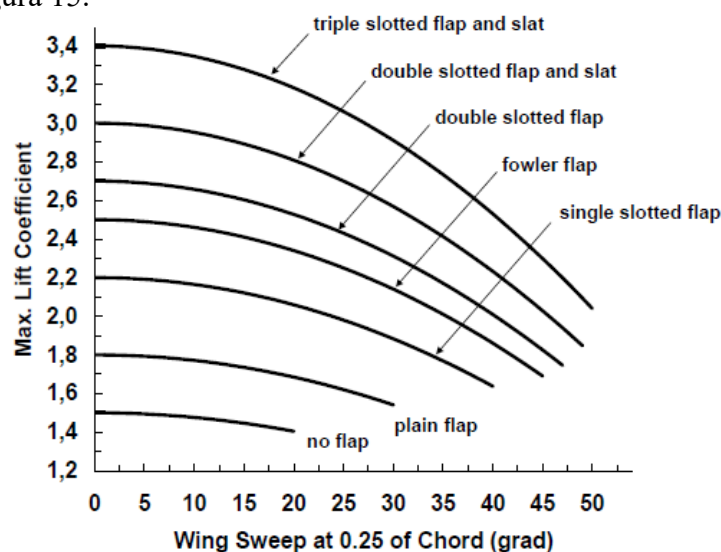


Figura 15 – Estimativa de coeficiente de sustentação máximo de asas de aeronaves. Fonte: Venson, 2013.

2.4.3.2 Razão Empuxo-Peso de Aeronaves a Jato

A razão entre o empuxo dos motores e o peso da aeronave em aeronaves a jato é dada pela Razão Empuxo-Peso T/W e afeta diretamente no desempenho da aeronave. Por exemplo, uma aeronave com grande razão T/W irá acelerar mais rápido durante a decolagem, conseguirá efetuar voo em subida mais rápido e irá atingir uma velocidade máxima maior.

Entretanto, para se atingir uma grande razão T/W os motores devem gerar um grande empuxo, o que implica em utilizar motores mais potentes que consomem mais combustível, o que implica em aumentar o peso de combustível carregado, consequentemente, aumentar o peso da aeronave. Sendo assim, conclui-se que existe uma relação direta entre empuxo dos motores e peso no desempenho da aeronave.

Em termos práticos, o valor de T/W geralmente refere-se à condição de decolagem, quando tanto o empuxo dos motores quanto o peso da aeronave são máximos. Desta forma, entende-se que o valor de T/W não é constante durante o voo, visto que o peso da aeronave varia na medida em que o combustível é consumido e o empuxo dos motores sofre alteração em função da altitude de voo.

Para análise de desempenho, deve-se sempre utilizar a mesma comparação para T/W , ou seja, qualquer valor calculado de T/W durante a missão deve ser corrigido para a condição de decolagem.

Os métodos para correlacionar os valores de T/W durante as etapas da missão com a condição de decolagem serão apresentados a seguir.

Para uma estimativa inicial de desempenho pode-se utilizar valores de T/W de decolagem obtidos através de uma tabela de tendência histórica, como na Tabela 10.

Tabela 10 – Tendência histórica para razão empuxo-peso de aeronaves a jato. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	T/W
Avião cargueiro ou bombardeiro militar bimotor a jato	0.30 ± 0.03
Avião cargueiro ou bombardeiro militar tri/quadrímotor a jato	0.27 ± 0.04
Avião cargueiro ou bombardeiro militar hexa/octamotor a jato	0.23 ± 0.04
Aeronave de transporte de passageiros bimotora a jato	0.31 ± 0.03
Aeronave de transporte de passageiros trimotora a jato	0.29 ± 0.04
Aeronave de transporte de passageiros quadrimotora a jato	0.25 ± 0.02

Aeronave executiva bimotora a jato	0.35 ± 0.04
Aeronave executiva trimotora a jato	0.29 ± 0.02

Pode-se também, de uma forma alternativa, estimar os valores de T/W de decolagem para diferentes tipos de aeronaves a jato através de uma equação empírica apresentada em função do número de Mach operacional máximo (M_{0max}) e das constantes, conforme a Tabela 11:

Tabela 11 – Constantes empíricas para razão empuxo-peso de aeronaves a jato. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	a	C
Avião cargueiro ou bombardeiro militar bimotor a jato	0.259	-0.283
Avião cargueiro ou bombardeiro militar tri/quadrimotor a jato		
Avião cargueiro ou bombardeiro militar hexa/octamotor a jato		
Aeronave de transporte de passageiros bimotora a jato	0.266	-0.788
Aeronave de transporte de passageiros trimotora a jato	0.207	-2.455
Aeronave de transporte de passageiros quadrimotora a jato	0.243	-0.257
Aeronave executiva bimotora a jato	0.348	0.020
Aeronave executiva trimotora a jato		

A equação empírica é dada por:

$$\frac{T}{W} = aM_{0max}^C \quad \text{Eq. (27)}$$

Se tratando do projeto conceitual, a análise da razão empuxo-peso de decolagem é importante, pois fornece um parâmetro importante para a seleção do grupo motopropulsor da aeronave: o empuxo total dos motores, T .

A partir da estimativa de peso e dos valores representativos da razão empuxo-peso é possível estimar o empuxo total dos motores bem como o empuxo de cada motor.

Uma forma de estimar o empuxo total dos motores, para a condição de decolagem é dada pela Equação (28):

$$T = \left(\frac{T}{W} \right) W_0 \quad \text{Eq. (28)}$$

Onde a razão T/W utilizada pode ser obtida da Tabela 11. Já o empuxo de cada motor é dado por:

$$T_{eng} = \frac{T}{n_{eng}} \quad \text{Eq. (29)}$$

Em termos de desempenho, uma vez escolhido o motor, de maior ou menor empuxo do que o pretendido inicialmente deve-se recalcular a razão empuxo-peso da aeronave para fins de análise de desempenho.

Um detalhe importante é que muitas vezes a escolha de mais ou menos números de motores pode inviabilizar a escolha de um modelo de motor.

2.4.3.3 Razão Potência-Peso de Aeronaves a Hélice

Em aeronaves propulsionadas por motores a hélice, a referência de desempenho não é a força propulsiva (T), mas sim a potência de eixo do motor, denotada por *sep*. Isso porque em motores a hélice, para uma mesma potência de eixo, a força propulsiva da hélice poderá sofrer variações significativas em função do tipo de hélice, como por exemplo: diâmetro, passo, número de pás, etc.

Por exemplo, um motor a pistão com potência de eixo de 200hp acionando uma hélice de 2 pás e 74in de diâmetro gera uma força propulsiva de 2700N enquanto um motor de mesma potência com hélice de 3 pás e 76in gera 4400N. Dessa forma, algumas relações de desempenho aplicadas a aeronaves com motores a hélice são baseadas na potência de eixo do motor (*sep*).

A razão entre a potência de eixo e o peso da aeronave em aeronaves a hélice é definida por Razão Potência-Peso sep/W , expressa em unidade W/N ou shp/kg e também é um dos parâmetros que afetam diretamente o desempenho da aeronave. Uma aeronave com grande sep/W irá acelerar mais rápido durante a decolagem, conseguirá efetuar um voo em subida mais rápido e irá atingir uma velocidade máxima maior.

Entretanto, de forma análoga às aeronaves a jato, para se conseguir uma razão sep/W maior, devem-se utilizar motores mais potentes, que consomem mais combustível, o que implica em aumentar o peso de combustível e o peso da aeronave

configurando uma relação direta entre a potência de eixo dos motores e o peso da aeronave no desempenho da aeronave.

Em aeronáutica comumente utiliza-se a definição inversa da razão potência-peso, definida como razão peso-potência W/sep , visto que a razão potência-peso é sempre inferior à unidade. Sendo assim, uma aeronave com pequena razão W/sep irá acelerar mais rápido durante a decolagem, conseguirá efetuar voo em subida mais rápido e irá atingir uma velocidade máxima maior.

A razão W/sep não é constante durante o voo, visto que o peso da aeronave varia na medida em que o combustível é consumido e potência dos motores sofre alteração em função da altitude de voo. Em termos práticos, o valor de W/sep comumente refere-se à condição de decolagem.

Para uma estimativa inicial de desempenho, pode-se utilizar valores de sep/W de decolagem obtidos através de uma tabela de tendência histórica, como na Tabela 12.

Tabela 12 – Tendência para razão potência-peso de aeronaves a hélice. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	sep/W (shp/kg)	W/sep (kg/shp)
Aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	0.167 ± 0.03	6.0 ± 1.0
Aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	0.264 ± 0.07	4.0 ± 1.0
Aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	0.206 ± 0.02	5.0 ± 0.5
Aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	0.303 ± 0.05	3.5 ± 0.5
Aeronave cargueira ou bombardeiro militar a pistão	0.203 ± 0.05	5.0 ± 1.0
Aeronave cargueira ou bombardeiro militar turbo-hélice	0.296 ± 0.06	3.5 ± 1.0
Aeronave de transporte de passageiros a pistão	0.200 ± 0.03	5.0 ± 1.0
Aeronave de transporte de passageiros turbo-hélice	0.267 ± 0.04	4.0 ± 0.5

Uma forma alternativa é obter a razão potência-peso, em unidade shp/kg, através de uma equação empírica apresentada em função da velocidade máxima da aeronave (V_{0max}), em unidade km/h e a partir das constantes da Tabela 13.

Tabela 13 – Constantes empíricas para razão potência-peso de aeronaves a hélice. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	a	C
Aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	0.0116 ± 0.002	0.4789
Aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	0.0030 ± 0.001	0.7255

Aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	0.0116 ± 0.002	0.4789
Aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	0.0030 ± 0.001	0.7255
Aeronave cargueira ou bombardeira militar a pistão	0.0443 ± 0.004	0.2437
Aeronave cargueira ou bombardeira militar turbo-hélice	0.0385 ± 0.010	0.3105
Aeronave de transporte de passageiros a pistão	0.0443 ± 0.002	0.2437
Aeronave de transporte de passageiros turbo-hélice	0.0385 ± 0.005	0.3105

A equação empírica é dada por:

$$\frac{sep}{W} = aV_{0max}^c \quad \text{Eq. (30)}$$

Dentro do projeto conceitual, é importante conhecer a relação de sep/W por fornecer um parâmetro importante para a seleção do grupo moto-propulsor da aeronave: a potência total dos motores. A partir da estimativa de peso e dos valores obtidos da relação potência-peso, é possível estimar a potência total dos motores e assim a potência de cada motor.

A potência total dos motores na condição de decolagem é dada por

$$sep = \left(\frac{sep}{W} \right) \cdot W_0 \quad \text{Eq. (31)}$$

Onde a razão potência-peso é obtida da Tabela 12.

Já a potência de cada motor é dada por:

$$sep_{eng} = \frac{sep}{n_{eng}} \quad \text{Eq. (32)}$$

Em termos de desempenho, uma vez escolhido o motor, de maior ou menor potência que o pretendido inicialmente, deve-se recalcular a razão potência-peso da aeronave para fins de análise de desempenho.

2.4.3.4 Correlação entre Razão Potência-Peso e Razão Empuxo-Peso

Para comparar o desempenho de aeronaves a hélice com aeronaves a jato deve-se converter a razão potência-peso de aeronaves a hélice para razão empuxo-peso de aeronaves a jato, a partir da correlação propulsiva (tep) de motores a hélice:

$$\frac{T}{W} = \frac{T}{W} \left(\frac{V_0}{V_0} \right) = \frac{tep}{W \cdot V_0} = \frac{\eta_H \cdot sep}{W \cdot V_0} = \frac{\eta_H}{V_0} \frac{sep}{W} \quad \text{Eq. (33)}$$

Esta correlação pode ser aplicada para qualquer condição de voo diferente de velocidade nula, uma vez que, quando a velocidade é nula, a eficiência da hélice também é nula, fazendo com a razão empuxo-peso seja indefinida independentemente do valor da razão potência-peso.

Em condição de decolagem, a força propulsiva T gerada pela hélice não é nula, assim a razão empuxo-peso também não é nula. Em termos de projeto, uma forma de estimar a força propulsiva gerada por um dado tipo de hélice em velocidade nula e o tamanho da hélice é através de dois parâmetros de desempenho de motores a hélice: razão empuxo-potência e a razão empuxo-área propulsiva.

Em motores a hélice, a razão empuxo-potência, T/sep , corresponde à razão entre a força propulsiva da hélice e a potência de eixo do motor. Para estimar T/sep , em unidade N/shp, pode-se utilizar uma equação empírica em função da potência de eixo do motor (sep_{eng}), em unidade shp, e de constantes conforme a Tabela 14:

Tabela 14 – Estimativa da razão empuxo-potência para motores de aeronaves a hélice. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	Tipo de hélice	a	C
Aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	2 ou 3 pás	33.19	-0.122
Aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	2 ou 3 pás	21.58	-0.052
Aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	3 ou 4 pás	23.13	-0.089
Aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	3 ou 4 pás	18.02	-0.048
Aeronave cargueira ou bombardeira militar a pistão	3 ou 4 pás	53.84	-0.136
Aeronave cargueira ou bombardeira militar turbo-hélice	4 ou mais pás	26.44	-0.039
Aeronave de transporte de passageiros a pistão	3 ou 4 pás	25.21	-0.095
Aeronave de transporte de passageiros turbo-hélice	4 ou mais pás	19.07	-0.066

A equação empírica é dada por:

$$\frac{T}{sep} = a \cdot sep_{eng}^C \quad \text{Eq. (34)}$$

Já a razão empuxo-área propulsiva aplicada em hélices, denotada por T/S_0 e expressa em N/m², corresponde a razão entre a força propulsiva gerada pela hélice e a área propulsiva definida pelo diâmetro da hélice. Para uma estimativa inicial de

desempenho, pode-se utilizar valores de T/S_0 para diferentes tipos de hélice obtidos através de uma tabela de tendência, como na Tabela 15.

Tabela 15 – Estimativa de razão empuxo-área propulsiva para motores aeronáuticos. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de motor	Descrição	Pressão média no disco atuador [máximo contínuo na ISA-SL]	
		T/S_0 (kN/m ²)	T/S_0 (kg/m ²)
Pistão	2 pás	1.0	102
Pistão e turbohélice	3 pás	1.5	153
Pistão e turbohélice	4 pás	2.0	204
Turbohélice avançado	5 ou mais pás	2.5	306
Turbojato	Tipo axial a seco	100.0	10200
Turbofan de baixo bypass	Bypass 0.1 a 2.0	85.3	8695
Turbofan de médio bypass	Bypass 2.1 a 3.0	63.1	6432
	Bypass 3.1 a 4.0	56.4	5750
	Bypass 4.1 a 5.0	52.0	5300
Turbofan de alto bypass	Bypass 5.1 a 6.0	48.6	4954
	Bypass 6.1 a 7.0	46.0	4690
	Bypass 7.1 ou maior	43.9	4475

Em termos de projeto conceitual, uma vez conhecida a potência de eixo do motor, estima-se a força propulsiva da hélice considerando cada motor individualmente, determinando assim a área propulsiva e o diâmetro da hélice.

A força propulsiva da hélice é calculada através da seguinte equação:

$$T_{eng,h} = \frac{T}{sep} sep_{eng} \quad \text{Eq. (35)}$$

A área propulsiva é calculada através da seguinte equação:

$$S_0 = \frac{T_{eng,h}}{\frac{T}{\bar{S}_0}} \quad \text{Eq. (36)}$$

Já o diâmetro da hélice é dado por:

$$D_0 = \sqrt{\frac{4S_0}{\pi}} \quad \text{Eq. (37)}$$

Conhecendo-se o peso da aeronave e a potência de eixo total dos motores, determina-se a razão potência-peso da aeronave. A partir da potência de eixo dos motores estima-se a força propulsiva da hélice e assim a razão empuxo-peso da aeronave. Pode-se estimar a razão empuxo-peso para aeronaves a hélice através da tabela de tendência conforme a Tabela 16.

Tabela 16 – Tendência histórica para razão empuxo-peso de aeronaves a hélice. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	Tipo de hélice	<i>T/W</i>
Aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	2 ou 3 pás	0.30 ± 0.04
Aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	2 ou 3 pás	0.40 ± 0.10
Aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	3 ou 4 pás	0.30 ± 0.03
Aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	3 ou 4 pás	0.40 ± 0.07
Aeronave cargueira ou bombardeira militar a pistão	3 ou 4 pás	0.41 ± 0.11
Aeronave cargueira ou bombardeira militar turbo-hélice	4 ou mais pás	0.57 ± 0.13
Aeronave de transporte de passageiros a pistão	3 ou 4 pás	0.25 ± 0.03
Aeronave de transporte de passageiros turbo-hélice	4 ou mais pás	0.32 ± 0.05

Em termos de desempenho, diferentemente de aeronaves a jato, a razão empuxo-peso não tem relação direta com velocidade máxima, uma vez que a correlação entre potência de eixo do motor e força propulsiva depende da eficiência da hélice.

2.4.3.5 Distância de Decolagem e Aterrissagem

Uma das formas mais diretas de se estimar as distâncias de decolagem é através da carga alar e da razão empuxo-peso ou razão potência-peso. Isso significa que para uma dada aeronave poderá existir uma combinação de condições operacionais que impossibilitem a operação da aeronave em uma dada infraestrutura aeroportuária já existente. Em termos práticos diretos, aeronaves de mesmo tipo ou mesma missão típica possuem necessidades de infraestrutura aeroportuária semelhantes.

Além das relações apresentadas, a massa específica do ar na condição de operação da aeronave também influencia na decolagem e aterrissagem. Como o empuxo e a potência dos motores tendem a diminuir com a redução da densidade do ar (aumento

da altitude densidade), isso implica no aumento das distâncias de decolagem e aterrissagem.

Uma forma de considerar o efeito das condições ambientes no desempenho é utilizando o parâmetro razão de densidade denotado por σ , que corresponde à razão entre a densidade do ar na condição atual e a densidade padrão ao nível do mar. Mais ainda, o coeficiente de sustentação de decolagem $C_{L_{takeoff}}$ também tem impacto nas distâncias.

Para estimativas iniciais de projeto, pode-se determinar a distância de decolagem utilizando um parâmetro empírico denominado TOP, onde a distância de decolagem está correlacionada com este parâmetro e através de uma constante empírica conforme a Equação (38):

$$R_T = a \cdot TOP \quad \text{Eq. (38)}$$

Os valores da constante empírica e das condições de decolagem para estimativa da distância de decolagem de diferentes tipos de aeronaves são apresentados nas Tabelas 17 e 18.

A Tabela 17 mostra os parâmetros para aeronaves a hélice.

Tabela 17 – Constantes empíricas para distância de decolagem para aeronaves a hélice. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	Ref.	Condição de decolagem	<i>a</i>
Aeronave geral e utilitária monomotora a hélice	TOP_{PROP}	Decolagem sem obstáculo	8.23 ± 1.23
		Decolagem com obstáculo de 50ft	9.30 ± 1.39
Aeronave geral e utilitária multimotora a hélice	TOP_{PROP}	Decolagem sem obstáculo	9.68 ± 1.45
		Decolagem com obstáculo de 50ft	10.51 ± 1.58
Aeronave cargueira ou bombardeira a hélice	TOP_{PROP}	Decolagem sem obstáculo	6.67 ± 0.67
		Decolagem com obstáculo de 50ft	6.94 ± 0.69
Aeronave de passageiros a hélice bimotor	TOP_{PROP}	Decolagem sem obstáculo	17.57 ± 1.76
		Decolagem com obstáculo de 50ft	11.58 ± 1.16
Aeronave de passageiros a hélice quadrimotor	TOP_{PROP}	Decolagem sem obstáculo	13.82 ± 1.38
		Decolagem com obstáculo de 50ft	11.56 ± 1.16

Para aeronaves com motores a hélice, o parâmetro de decolagem TOP_{PROP} também pode ser calculado em função da carga alar, razão de densidade, do coeficiente

de sustentação de decolagem e da razão potência-peso, e é expresso pela Equação (39), atentando-se para o uso das relações de desempenho com unidades no SI:

$$TOP_{PROP} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{takeoff}}{\sigma C_{Ltakeoff} \left(\frac{sep}{W}\right)_{takeoff}} \quad \text{Eq. (39)}$$

A Tabela 18 mostra os parâmetros para aeronaves a jato.

Tabela 18 – Constantes empíricas para distância de decolagem para aeronaves a jato. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	Ref.	Condição de decolagem	a
Avião cargueiro ou bombardeiro bimotor	TOP_{JET}	Decolagem com obstáculo de 35ft	0.182 ± 0.018
		Decolagem balanceada	0.282 ± 0.028
Avião cargueiro ou bombardeiro tri/quadrímotor	TOP_{JET}	Decolagem com obstáculo de 35ft	0.196 ± 0.020
		Decolagem balanceada	0.238 ± 0.024
Avião cargueiro ou bombardeiro hexa/octamotor	TOP_{JET}	Decolagem com obstáculo de 35ft	0.197 ± 0.020
		Decolagem balanceada	0.220 ± 0.022
Aeronave de passageiros bimotora a jato	TOP_{JET}	Decolagem com obstáculo de 35ft	0.180 ± 0.018
		Decolagem balanceada	0.278 ± 0.028
Aeronave de passageiros trimotora a jato	TOP_{JET}	Decolagem com obstáculo de 35ft	0.198 ± 0.020
		Decolagem balanceada	0.259 ± 0.026
Aeronave de passageiros quadrimotora a jato	TOP_{JET}	Decolagem com obstáculo de 35ft	0.198 ± 0.020
		Decolagem balanceada	0.238 ± 0.024
Aeronave executiva bimotora a jato	TOP_{JET}	Decolagem com obstáculo de 35ft	0.178 ± 0.018
		Decolagem balanceada	0.276 ± 0.028
Aeronave executiva trimotora a jato	TOP_{JET}	Decolagem com obstáculo de 35ft	0.178 ± 0.018
		Decolagem balanceada	0.231 ± 0.023

Outra maneira de determinar o parâmetro TOP para aeronaves a jato é utilizar a sua relação matemática, em função da carga alar, da razão de densidade, do coeficiente de sustentação de decolagem e da razão empuxo-peso, expressa pela seguinte equação:

$$TOP_{JET} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{takeoff}}{\sigma C_{Ltakeoff} \left(\frac{T}{W}\right)_{takeoff}} \quad \text{Eq. (40)}$$

Deve-se atentar para o uso das relações de desempenho com unidades no SI.

Na condição de decolagem, a atitude de voo não será necessariamente a altitude de voo para se obter o coeficiente máximo da asa. Para estimativas iniciais de decolagem pode-se estimar o coeficiente de sustentação na atitude de decolagem através da relação entre a velocidade de estol de decolagem com a velocidade de estol. Por definição regulamentar, a velocidade de estol de decolagem deve ser pelo menos 20% maior do que a velocidade de estol da aeronave.

$$V_{ST} = 1.2V_S = 1.2 \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{Lmax}}} \quad \text{Eq. (41)}$$

Em voo nivelado equilibrado, a sustentação e o peso da aeronave devem ser iguais, desta forma existe uma correlação entre coeficiente de sustentação de decolagem com o coeficiente de sustentação máximo:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C_{Ltakeoff} V_{ST}^2 = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C_{Lmax} V_S^2 \quad \text{Eq. (42)}$$

Substituindo a relação regulamentar entre velocidade de estol de decolagem e a velocidade de estol:

$$\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C_{Ltakeoff} (1,2V_S)^2 = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C_{Lmax} V_S^2 \quad \text{Eq. (43)}$$

Eliminando os termos iguais na Equação (43) e isolando o coeficiente de sustentação na atitude de decolagem em função do coeficiente de sustentação máximo:

$$1,44C_{Ltakeoff} = C_{Lmax} \quad \text{Eq. (44)}$$

Reorganizando:

$$C_{Ltakeoff} = \frac{C_{Lmax}}{1,44} \quad \text{Eq. (45)}$$

É importante lembrar que o coeficiente de sustentação máximo da asa independe das condições ambientes, mas a velocidade de estol depende da massa específica do ar e do peso da aeronave.

Já para a distância de aterrissagem, tanto para aeronaves com motores a jato ou a hélice, a estimativa pode ser feita através de uma equação empírica baseada no coeficiente de sustentação máximo, na densidade do ar, na carga alar de aterrissagem e

em uma constante empírica apresentada na Tabela 19. É importante observar que a carga alar de aterrissagem da aeronave não é necessariamente igual à carga alar de decolagem, pois o peso máximo de aterrissagem pode ser bem inferior ao peso máximo de decolagem de acordo, por exemplo, com a missão típica de cada aeronave em particular. A equação é dada por:

$$R_L = a \cdot \frac{1}{\rho_0 \cdot C_{Lmax}} \left(\frac{W}{S} \right)_{landing} \quad \text{Eq. (46)}$$

A Tabela 19 mostra os valores da constante empírica para uso na Equação (46).

Tabela 19 – Constantes empíricas para distância de aterrissagem de aeronaves. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de Aeronave	Condição de aterrissagem	<i>a</i>
Aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	Aterrissagem com obstáculo de 50ft	1.524 ± 0.023
Aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	Aterrissagem com obstáculo de 50ft	1.524 ± 0.023
Aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	Aterrissagem com obstáculo de 50ft	1.463 ± 0.016
Aeronave geral e utilitária multimotora a turbo-hélice	Aterrissagem com obstáculo de 50ft	1.463 ± 0.016
Aeronave cargueira ou bombardeira militar a hélice	Aterrissagem com obstáculo de 50ft	1.358 ± 0.021
Aeronave cargueira ou bombardeira militar a jato	Aterrissagem com obstáculo de 50ft	0.830 ± 0.006
Aeronave de transporte de passageiros a hélice	Aterrissagem com obstáculo de 50ft	1.437 ± 0.015
Aeronave de transporte de passageiros a jato	Aterrissagem com obstáculo de 50ft	0.860 ± 0.004
Aeronave executiva a jato	Aterrissagem com obstáculo de 50ft	0.946 ± 0.011

2.4.3.6 Estimativa de Alcance e Desempenho de Cruzeiro

Em um projeto conceitual, utiliza-se uma abordagem baseada nas frações de peso da aeronave ao longo da missão típica para avaliar as mudanças de desempenho em função dos parâmetros de voo. A cada novo peso de combustível e/ou carga-paga, estima-se a fração de peso de cruzeiro (W_3/W_2) em função dos pesos característicos no início da missão (W_0) e final da missão (W_6) de acordo com a missão típica. A partir da fração de peso de combustível e dos demais parâmetros de desempenho, estima-se o novo alcance total de voo (com reservas) e o novo alcance nominal de voo (sem reservas).

A partir da formulação para alcance total de voo de aeronaves a jato em função da fração de peso de cruzeiro, têm-se as seguintes relações:

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{-\frac{g \cdot R \cdot TSFC_{cruise}}{V_0 (L/D)_{cruise}}} \quad \text{Eq. (47)}$$

$$R = R_{total} = -\frac{V_0 \ln\left(\frac{W_3}{W_2}\right) \left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}}{g TSFC_{cruise}} \quad \text{Eq. (48)}$$

E para aeronaves a hélice, obtêm-se as seguintes relações:

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{-\frac{g \cdot R \cdot SFC_{cruise}}{\eta_H (L/D)_{cruise}}} \quad \text{Eq. (49)}$$

$$R = R_{total} = -\frac{\eta_H \ln\left(\frac{W_3}{W_2}\right) \left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}}{g SFC_{cruise}} \quad \text{Eq. (50)}$$

A equação de alcance nominal é válido tanto para aeronaves a jato quanto a hélice e é dada por:

$$R_{nominal} = R_{total} - R_{reservas} \quad \text{Eq. (51)}$$

2.4.3.7 Diagrama Payload-Range

Em termos operacionais, diferentes combinações de carga-paga, peso de combustível, peso bruto de decolagem e alcance de voo são apresentadas na literatura através de um gráfico denominado diagrama payload-range. Neste diagrama é possível visualizar a influência dos acréscimos e/ou decréscimos de pesos no acréscimo e/ou

decréscimo de alcance. Um exemplo de diagrama payload-range pode ser visto na Figura 16.

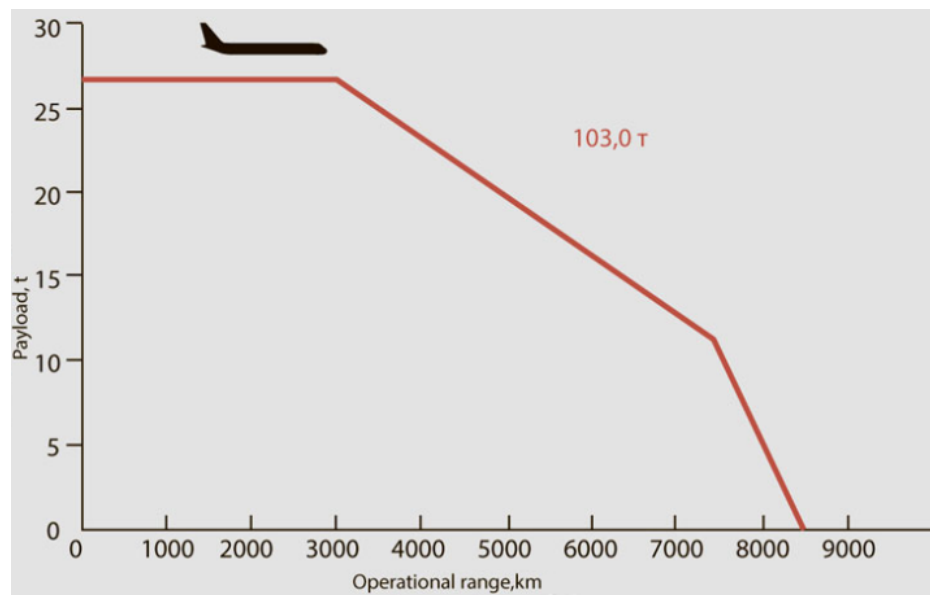


Figura 16 – Diagrama payload-range de uma aeronave. Fonte: Tupolev, 2016.

Analisando o diagrama payload-range no sentido da esquerda para a direita, têm-se as seguintes observações com relação ao alcance de voo.

- Primeiro segmento do diagrama: mantendo-se a carga-paga no limite máximo, o alcance de voo da aeronave aumenta na medida em que se acrescenta combustível até se atingir o peso máximo de decolagem.
- Segundo segmento do diagrama: mantendo-se o peso de decolagem no limite máximo, o alcance de voo da aeronave aumenta na medida em que se acrescenta mais combustível devido à redução da carga-paga.
- Terceiro segmento do diagrama: mantendo-se o peso de combustível no limite máximo, o alcance de voo da aeronave aumenta na medida em que se reduz o peso de decolagem devido à redução da carga-paga.

No projeto conceitual, se obtém o diagrama payload-range através da abordagem da fração de peso de cruzeiro, que por sua vez é baseada na formulação do peso médio de cruzeiro. Uma vez definido o peso vazio operacional (W_{empty}), a carga-paga transportada ($W_{payload}$) e o peso de combustível (W_{fuel}), calcula-se o peso bruto de decolagem (W_0), os pesos característicos da missão (W_i) e a fração de peso de combustível de cruzeiro (W_3/W_2).

Conhecendo-se os pesos, determina-se o alcance total de voo para a combinação velocidade, consumo específico de combustível e eficiência aerodinâmica de cruzeiro. A partir do alcance de voo, obtém-se o diagrama payload-range para a combinação de valores de alcance e carga-paga.

2.4.4 Dimensionamento Inicial de Aeronaves

Durante o desenvolvimento do projeto conceitual, existem inúmeros parâmetros que devem ser estimados para permitir uma análise preliminar de desempenho. Dentre estes parâmetros, um dos principais é o peso da aeronave. O peso influencia também o tamanho da aeronave visto que afeta o tamanho necessário da asa e consequentemente, das empenagens horizontal e vertical. Em outras palavras, o peso da aeronave afeta desde a configuração geométrica até o desempenho de voo da aeronave.

As próximas seções serão dedicadas a apresentar métodos analíticos para estimar o tamanho da fuselagem e o tamanho das empenagens horizontal e vertical, permitindo aperfeiçoar o processo de estimativa de desempenho da aeronave.

2.4.4.1 Dimensionamento Inicial da Fuselagem

Para estimativas iniciais de dimensionamento de fuselagem, pode-se utilizar uma correlação entre o comprimento da fuselagem (X_L) e o peso máximo de decolagem da aeronave, ou peso bruto da aeronave W_0 , através de uma equação empírica baseada na análise de tendência histórica.

$$X_L = a \cdot W_0^C \quad \text{Eq. (52)}$$

As constantes a e C podem ser obtidas a partir de tabelas de tendência, como na Tabela 20.

Tabela 20 – Estimativa das constantes da equação para comprimento de fuselagem. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de Aeronave	a	C
Aeronave Geral e Utilitária Monomotora a Pistão	0.4088	0.3140
Aeronave Geral e Utilitária Monomotora Turbo-hélice		
Aeronave Geral e Utilitária Multimotora a Pistão		
Aeronave Geral e Utilitária Multimotora a Turbo-hélice		

Aeronave Cargueira ou Bombardeira Militar a Hélice	0.0576	0.4678
Aeronave Cargueira ou Bombardeira Militar a Jato		
Aeronave de Transporte de Passageiros a Hélice	0.3155	0.3539
Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato	0.4546	0.3321
Aeronave Executiva a Jato	0.2260	0.3739

2.4.4.2 Dimensionamento Inicial das Empenagens

As empenagens horizontal e vertical tem a finalidade de gerar momento a fim de equilibrar o momento gerado pela sustentação da asa. A capacidade das empenagens em gerar o momento necessário para equilibrar a aeronave depende da força resultante gerada pelas empenagens, a qual depende das áreas das empenagens e do braço de momento dessa força resultante. Pode-se dizer então que de uma forma geral, a área das empenagens depende da área da asa, introduzindo-se dessa forma uma relação direta entre a área e braço de momento das empenagens com a área e o comprimento da asa.

Do ponto de vista de estabilidade, os braços dos momentos das empenagens horizontal (l_{HT}) e vertical (l_{VT}) são distâncias medidas do centro de gravidade da aeronave aos pontos localizados a $\frac{1}{4}$ das respectivas cordas médias aerodinâmicas.

Para estimativas iniciais de projeto, pode-se considerar que os braços de momento estão localizados a $\frac{1}{4}$ da corda média aerodinâmica da asa aos pontos localizados a $\frac{1}{4}$ das respectivas cordas médias aerodinâmicas, uma vez que durante as estimativas de projeto ainda não se conhece a posição do centro de gravidade da aeronave.

Do ponto de vista de projeto, algumas tendências práticas para os braços de momento podem ser adotadas:

- Para aeronaves a hélice com motor frontal, os braços de momento das empenagens são em torno de 50% a 60% do comprimento da fuselagem;
- Para aeronaves a hélice ou a jato com motores nas asas, montados acima ou abaixo das asas, os braços de momento são em torno de 40% a 50% do comprimento da fuselagem;

- Para aeronaves a jato com motores na parte traseira, montados internamente ou externamente à fuselagem, os braços de momento são em torno de 30% a 40% do comprimento da fuselagem;
- Para aeronaves planadores os braços de momento das empenagens são em torno de 60% a 70% do comprimento da fuselagem.

A relação volumétrica entre as empenagens e a asa é chamada de coeficiente de volume de cauda. O volume da cauda da empenagem horizontal é dado por:

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} S_{HT}}{mac_W S_W} \quad \text{Eq. (53)}$$

A corda média aerodinâmica (mac) pode ser calculada através da Equação (54):

$$mac_W = \frac{2}{3} c_{root,W} \left(\frac{1 + \lambda_W + \lambda_W^2}{1 + \lambda_W} \right) \quad \text{Eq. (54)}$$

Onde $c_{root,W}$ é dado por:

$$c_{root,W} = \frac{2S_W}{b_w(1 + \lambda_W)}, b_w = \sqrt{S_W \cdot AR_W} \quad \text{Eq. (55)}$$

Enquanto que para a empenagem vertical, o volume de cauda é dado por:

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} S_{VT}}{b_W S_W} \quad \text{Eq. (56)}$$

Outra forma de se obter os coeficientes de volume de cauda é através das tabelas baseadas em tendência histórica, mostrada na Tabela 21.

Tabela 21 – Estimativa de coeficientes de volume de cauda de empenagens. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	Tipo de cauda	V_{HT}	V_{VT}
Aeronave geral e utilitária monomotora a hélice	Cauda convencional	0.45 ± 0.11	0.030 ± 0.004
	Cauda em T	0.60 ± 0.15	0.030 ± 0.005
Aeronave geral e utilitária multimotora a hélice	Cauda convencional	0.84 ± 0.19	0.050 ± 0.015
	Cauda em T	0.96 ± 0.17	0.071 ± 0.011
Aeronave cargueira ou bombardeira militar bimotora	Cauda convencional	1.23 ± 0.22	0.089 ± 0.015
	Cauda em T	0.96 ± 0.12	0.088 ± 0.022

Aeronave cargueira ou bombardeira militar quadrimotora	Cauda convencional	0.88 ± 0.18	0.058 ± 0.014
	Cauda em T	0.98 ± 0.06	0.064 ± 0.011
Aeronave de passageiros bimotora	Cauda convencional	1.07 ± 0.23	0.077 ± 0.019
	Cauda em T	1.08 ± 0.16	0.093 ± 0.021
Aeronave de passageiros quadrimotora	Cauda convencional	0.87 ± 0.11	0.069 ± 0.011
	Cauda em T	0.97 ± 0.12	0.076 ± 0.012
Aeronave executiva bimotora a jato	Cauda convencional	0.80 ± 0.16	0.070 ± 0.009
	Cauda em T	0.77 ± 0.17	0.064 ± 0.017
Aeronave executiva trimotora	Cauda convencional	0.72 ± 0.03	0.059 ± 0.002

Com os valores da Tabela 21, é possível estimar a área das empenagens para uma dada posição geométrica das empenagens, conforme Equação (57) e Equação (58).

Para a área da empenagem horizontal:

$$S_{HT} = \frac{mac_W S_W}{l_{HT}} V_{HT} \quad \text{Eq. (57)}$$

Já para a empenagem vertical:

$$S_{VT} = \frac{b_W S_W}{l_{VT}} V_{VT} \quad \text{Eq. (58)}$$

2.4.4.3 Estimativa das Superfícies Primárias de Controle de Voo

As superfícies primárias de controle de voo tem impacto no comportamento dinâmico de voo e ocupam espaço físico dentro das superfícies principais (asas e empenagens). Desta forma, a estimativa inicial do tamanho destas superfícies se torna fundamental.

A razão entre a área total dos ailerons $S_{aileron}$ e a área de referência da asa S_W é chamada *aileron wing ratio*, considerando que os ailerons sejam simétricos em cada semi-asa, com áreas equivalentes.

A razão entre a área do profundor $S_{elevator}$ e a área da empenagem horizontal S_{HT} é chamada *elevator tail ratio*, considerando que os profundores sejam simétricos.

A razão entre a área do leme S_{rudder} e a área da empenagem vertical S_{VT} é chamada de *rudder tail ratio*.

Para estimativas iniciais de projeto, pode-se levar em consideração os valores obtidos através de uma tabela de tendência histórica, como a Tabela 22.

Tabela 22 – Estimativa das proporções geométricas para superfícies de controle. Fonte: Venson, 2013.

Tipo de aeronave	Aileron wing ratio	Elevator tail ratio	Rudder tail ratio
Aeronave geral e utilitária monomotor a hélice	0.07 ± 0.01	0.41 ± 0.04	0.36 ± 0.04
Aeronave geral e utilitária multimotor a hélice	0.05 ± 0.01	0.44 ± 0.20	0.38 ± 0.06
Aeronave cargueira ou bombardeira militar bimotor a hélice	0.06 ± 0.01	0.31 ± 0.03	0.32 ± 0.03
Aeronave cargueira ou bombardeira militar quadrimotor a hélice		0.37 ± 0.10	0.36 ± 0.07
Aeronave cargueira ou bombardeira militar bimotor a jato	0.04 ± 0.02	0.30 ± 0.04	0.22 ± 0.02
Aeronave cargueira ou bombardeira militar quadrimotor a jato			0.25 ± 0.02
Aeronave de transporte de passageiros bimotor a hélice	0.05 ± 0.02	0.42 ± 0.05	0.42 ± 0.05
Aeronave de transporte de passageiros quadrimotor a hélice		0.37 ± 0.11	0.37 ± 0.11
Aeronave de transporte de passageiros bimotor a jato	0.03 ± 0.01	0.27 ± 0.05	0.31 ± 0.11
Aeronave de transporte de passageiros trimotor a jato			0.22 ± 0.06
Aeronave de transporte de passageiros quadrimotor a jato			0.29 ± 0.03

Aeronave executiva bimotora a jato	0.05 ± 0.02	0.33 ± 0.05	0.32 ± 0.08
Aeronave executiva trimotora a jato		0.26 ± 0.04	0.12 ± 0.02

Com os valores da Tabela 22 é possível então calcular a área do *aileron*, do *profundor* e do *leme*, uma vez que neste ponto a área da asa e a área das empenagens horizontal e vertical são conhecidas.

CAPÍTULO 3

METODOLOGIA

Neste capítulo, na Seção 3.1, será explicada a metodologia utilizada para o desenvolvimento do software bem como as ferramentas incluídas no mesmo. Além disso, serão apresentadas duas modelagens de aeronaves diferentes, com o intuito de aplicar os modelos ao software. Para a modelagem, foi necessária a obtenção de alguns parâmetros de entrada, alvo principal das seções 3.2 e 3.3. Estes parâmetros foram baseados em dados de projetos reais fornecidos pela fabricante, como os valores de alcance sem reserva, altitude de cruzeiro, velocidade de cruzeiro, carga paga máxima, bem como todos os outros parâmetros que necessitaram ser imputados pelo usuário no software.

É importante lembrar que todos os parâmetros usados como de entrada no software, são valores baseados em projetos já existentes, sendo possível, é claro, que o usuário entre com dados de sua escolha para efetuar seu próprio projeto conceitual. No entanto, para os modelos implementados, que tiveram o objetivo de avaliar a confiabilidade do software, todos os parâmetros foram baseados em seus projetos originais.

3.1 Desenvolvimento do Software e Detalhamento de Suas Funções

No Capítulo 2 (Seção 2.3) foram apresentadas as três formas possíveis de se desenvolver um aplicativo utilizando diferentes ambientes do software comercial MATLAB®. Para a concepção deste software, foi escolhida uma forma híbrida entre as segunda e terceira opções citadas. Isto significa que, apesar de o desenvolvimento se dar no ambiente GUIDE, foi identificada a necessidade das linhas de código para programação das funções do software. Esta necessidade se deu principalmente pelo software conter eventos de cálculo e de plots de gráficos utilizando funções não pertencentes originalmente na biblioteca do MATLAB®.

É interessante citar também que a plataforma permite, além do desenvolvimento do aplicativo, gerar um arquivo executável. Esta opção é desejada por permitir o uso do

software desenvolvido sem a necessidade de uma licença do software comercial MATLAB®, que por se tratar de um software com a licença a um custo muito elevado, torna-se pouco acessível à maioria das pessoas.

A seguir, serão explicadas as funções de cada um dos componentes do software. A Figura 17 representa a tela inicial do software. As Figuras 18, 19 e 20 representam, sequencialmente, a tela exibida ao usuário ao abrir o software. Trata-se de apenas uma tela que foi dividida em três figuras apenas para efeitos representativos no relatório. Além disso, em cada uma das três figuras, foram feitas subdivisões para facilitar o entendimento de cada função.

The screenshot displays the main interface of a software tool for aircraft performance analysis. The interface is organized into several panels and sections:

- Top Panel (Então com os parâmetros):** Contains dropdown menus for 'Aeromane parâmetro e unidade monodimensional a p...' and 'Cauda convencional'. Below these are input fields for 'Então com os seguintes dados:', 'Altitude sem reservas [m]', 'Altitude de cruzeiro [ft]', 'Velocidade de cruzeiro [km/h]', 'Alargamento:', 'Alinhamento:', 'Reserva técnica regulamentar', 'Tempo de combustível [%]', 'Rota alternativa [km]', and 'Tempo de espera [min]'. There are also buttons for 'Cauda em T', 'Trem convencional', and 'Asa HT VT Editar'.
- Left Panel (Aeromane leve com estrutura corrigida e item fixo):** Includes input fields for 'Max. Cont. [takeoff]', 'Lote [mass 0.1 to 0.2]', 'Typical Cruise [mass 0.2 to 0.8]', 'obs. leve = MTOW até 3500kg', 'Cte', 'SweetSpot', 'EFT Aerod.', and 'Graphic'. A 'Calculate' button is present.
- Right Panel (Panel):** Contains a 'Calculate and plot' button, a formula $CD = C_{D0} + k^2 \cdot C_{L^2}$, and a 'Relatório de Desempenho da Aeromane' section with 'Enfitecimento' and 'CL_max' input fields. It also includes a 'Condição de decolagem' section with radio buttons for 'Balançada' and 'Com obstáculo de 50 ft', and a 'Condição de aterrissagem' section with radio buttons for 'Sem obstáculos' and 'Com obstáculo de 50ft'.
- Bottom Panel (Panel):** Features a 'Aeromane carregado a hélice' section with a dropdown for 'Asa Baixa' and a 'Calculate' button. It also includes a 'Dimensões [m]' section with input fields for 'Área [m²]', 'Envergadura [m]', 'Corda [m]', 'masc [m]', 'V [m/s]', 'Corda [m]', 'Área [m²]', 'Diâmetro [m]', 'Comp. Fuselagem', 'Comp. Nariz', 'Comp. Cabine', 'Comp. Cauda', and 'Diâmetro Hélice'.

Figura 17 – Captura da tela de abertura do software desenvolvido. Fonte: Própria, 2018.

Na Figura 18, o usuário, ao abrir o software, verá algumas funções habilitadas (com o fundo branco como, por exemplo, em *Alcance sem reservas*) e outras desabilitadas (com o fundo azul claro, como, por exemplo, em *Alongamento Asa*). As funções habilitadas significam que são funções que o usuário terá a possibilidade de inserir algum valor ou fazer alguma escolha. Já as funções desabilitadas, podem significar duas coisas: o usuário poderá entrar com um valor desde que habilite a opção *Editar* correspondente ao dado em questão ou pode se tratar de um valor que o software retornará ao usuário como resultado de algum cálculo, como por exemplo, em *Swet/Sref* na seção 3 da Figura 18.

1

Aeronave geral e utilitária monomotor a p... ▾

Entre com os seguintes dados:

Alcance sem reservas [km]

Altitude de cruzeiro [ft]

Velocidade de cruzeiro [km/h]

MPLW (Carga paga máxima) [kg]

Cauda Convencional
Cauda em T ▾

Trem convencional
Trem triciclo ▾

Asa HT VT Editar

Alongamento: 7.2 3.9 1.5 ☐

Afilamento: 0.5 0.5 0.5 ☐

Reserva técnica regulamentar

Tempo de combustível [%]:

Rota alternativa [km]:

Tempo de espera [min]:

2

Piston naturally aspirated - fixed pitch prop ▾

SFC [kg/shp.h] Nh

Max. Cont. [takeoff]:

Loiter [Mach 0.1 to 0.2]:

Typical Cruise [Mach 0.2 to 0.8]:

3

Aeronave leve com estrutura corrugada e trem fixo ... ▾ Cfe:

obs: leve = MTOW até 3500kg

Editar

Swet/Sref: 4.5 ☐ Eff. Aerod.:

4

Valores obtidos

	Iterações	Wempty [kg]	Wfuel [kg]	W0 [kg]
1ª Estimativa				
2ª Estimativa				
3ª Estimativa				

Valores atualizados

Área da asa [m²]:

Figura 18 – Primeiro painel do software desenvolvido. Fonte: Própria, 2018.

A seção 1 da Figura 18 trata-se basicamente de escolhas iniciais de um projeto conceitual de Aeronaves. Através do menu pop-up, pode-se escolher a categoria que a aeronave em desenvolvimento será. Pela forma com que o código foi escrito, é através desta seleção que a maioria dos dados armazenados é lido para cada categoria de aeronave. Entre os dados, encontram-se todos os apresentados nas Tabelas 1 e Tabelas 3 a 9, por exemplo. Os dados serão utilizados nos diversos cálculos realizados pelo software. O usuário tem a opção de escolher dentre nove categorias de aeronave, desde uma aeronave geral e utilitária monomotor a pistão até a uma aeronave executiva a jato.

Após fazer a escolha da categoria, o usuário pode optar em mudar o estilo da cauda (convencional ou em T) e do trem de pouso (convencional ou triciclo). A opção de mudar fica condicionada com os dados disponíveis, podendo haver a possibilidade de as opções estarem desabilitadas por não conter dados para certas opções ou mesmo por questões práticas, por exemplo, uma aeronave executiva a jato não tem a opção de um trem de pouso triciclo por não ser convencional nos modelos existentes.

Com estas escolhas feitas, o usuário precisará entrar com os dados de projeto nas caixas em branco da seção 1 da Figura 18. Ele também terá a opção de editar os valores de alongamento e afilamento indicados. Os valores atribuídos automaticamente são baseados nas tabelas de tendência histórica descritas no Capítulo 2.

Já a seção 2 da Figura 18, trata-se dos dados de motor a serem selecionados. Dependendo da escolha da categoria de aeronave feita na seção 1, o usuário terá opções de escolher motores a hélice ou motores a jato.

A seção 3 da Figura 18 permite que o usuário escolha entre diversas opções, a que melhor adequa a seu projeto no que diz respeito ao coeficiente de fricção da aeronave, dados que foram apresentados na Tabela 2. Além disso, pelo botão *Graph* é possível abrir uma figura que permitirá ao usuário estimar interativamente a eficiência aerodinâmica de seu projeto.

A seção 4 da Figura 18 traz, após o usuário clicar no botão *Calculate*, as respostas para os três pesos calculados para a aeronave além de mostrar quantas iterações foram necessárias para atingir um erro mínimo no cálculo. Além dos pesos, o valor da área da asa também será exibido.

A seção 5 da Figura 19 é onde o usuário calculará a polar de arrasto de seu projeto. Além da polar de arrasto ser plotada, o usuário também terá acesso aos valores de C_{D0} e k_2 .

5

Calculate and plot

$CD = C_{D0} + k_2 * CL^2$

6

Relações de Desempenho da Aeronave

Enflechamento: Graphic

CL_max: Graphic

Nº de Blades:

Nº de Motores:

Condição de decolagem

☒ Balanceada

☐ Com obstáculo de 50 ft

Condição de aterrissagem

☐ Sem obstáculos

☒ Com obstáculo de 50 ft

7

Calculate

W/S_takeoff [N/m²]:

V_Stall (Carga Alar) [km/h]:

sep_por motor [shp]:

sep_cruise [shp]:

sep_takeoff [shp]:

R_Decolagem [m]:

R_Aterrissagem [m]:

8

Decréscimo de MPLW para aumento de combustível (Wfuel) [%]:

Plot

Figura 19 – Segundo painel do software desenvolvido. Fonte: Própria, 2018.

A seção 6 da Figura 19 representa onde o usuário entrará com os valores de enflechamento e C_{Lmax} . Caso estes valores não sejam conhecidos, em frente à caixa de ambas as opções existem os botões *Graph*, os quais o usuário pode clicar para visualizar os respectivos gráficos com tendências históricas, permitindo obter ambos os valores. Caso na seção 1 da Figura 18 tenha sido selecionado alguma aeronave movida à hélice,

será necessário entrar com o número de pás da hélice bem como a quantidade de motores quando se tratar de uma aeronave multimotor. Caso a categoria selecionada tenha sido alguma aeronave a jato, esta seção também terá um campo extra para que o usuário entre com a quantidade de motores de acordo com sua categoria de aeronave.

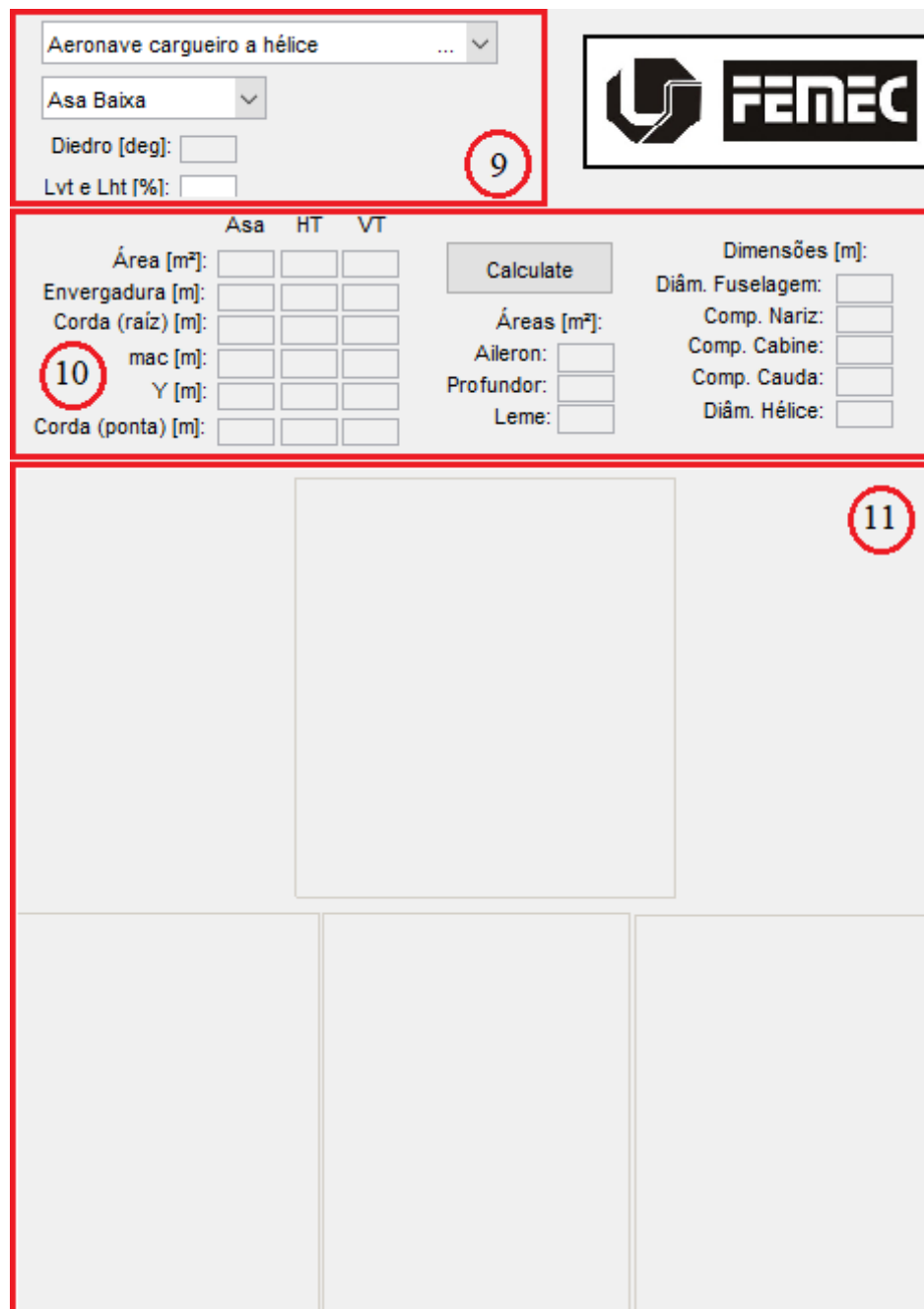
Baseado nos dados coletados até então, a seção 7 da Figura 19 trará alguns resultados de desempenho do projeto. Basta que o usuário clique no botão *Calculate* e dados como velocidade de estol, potência total e potência de cada motor, distância de decolagem e aterrissagem serão exibidos na tela.

A seção 8 da Figura 19 foi utilizada como espaço para o diagrama payload-range. O usuário entrará com a quantidade, em percentual, que ele deseja substituir de carga paga por combustível e consequentemente o diagrama será gerado. O usuário pode mudar o valor quantas vezes achar necessário até criar um diagrama que satisfaça seus requisitos de projeto.

A seção 9 da Figura 20 foi criada para que o usuário entre com dados geométricos do projeto. O primeiro menu pop-up exibido dá ao usuário a possibilidade de escolher características da fuselagem da sua aeronave, com opções desde “aeronave de passageiros a jato: narrow body” até “aeronave executiva a jato: corporate jet”, os dados obtidos pelo software neste menu influenciarão os cálculos das dimensões básicas da aeronave. No menu pop-up seguinte, o usuário precisa entrar com a opção de asa, sendo baixa, média ou alta. A escolha do tipo de asa dará diferentes valores ao diedro da aeronave. Por seguinte, é necessário entrar com o valor dos braços de momento das empenagens horizontal e vertical, comentados na seção 2.4.4.2.

Na seção 10 da Figura 20, os resultados geométricos serão exibidos baseados em todos os dados coletados anteriormente. Neste momento, o usuário, ao clicar no botão *Calculate*, terá acesso aos valores das áreas das superfícies de controle, das dimensões básicas da aeronave bem como as proporções geométricas da asa, empenagem horizontal e vertical.

A seção 11 da Figura 20 foi reservada para a representação geométrica tridimensional do projeto desenvolvido bem como das suas vistas auxiliares.



The screenshot shows the third panel of the software. At the top left, there are dropdown menus for 'Aeronave cargueiro a hélice' and 'Asa Baixa', followed by input fields for 'Diedro [deg]:' and 'Lvt e Lht [%]:'. A red circle with the number '9' is next to the 'Diedro' field. To the right is the FENEC logo. Below this is a section with three columns: 'Asa', 'HT', and 'VT'. Each column has input fields for 'Área [m²]', 'Envergadura [m]', 'Corda (raiz) [m]', 'mac [m]', 'Y [m]', and 'Corda (ponta) [m]'. A red circle with the number '10' is next to the 'mac [m]' field. To the right of these columns is a 'Calculate' button and a section for 'Áreas [m²]' with input fields for 'Aileron:', 'Profundor:', and 'Leme:'. Further right is a 'Dimensões [m]:' section with input fields for 'Diâm. Fuselagem:', 'Comp. Nariz:', 'Comp. Cabine:', 'Comp. Cauda:', and 'Diâm. Hélice:'. Below this section is a large empty rectangular area for a diagram, with a red circle with the number '11' in the top right corner.

Figura 20 – Terceiro painel do software desenvolvido. Fonte: Própria, 2018.

3.2 Modelagem de Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato

A aeronave de transporte de passageiros a jato escolhida para modelagem nesta seção foi o Embraer E190, mostrado na Figura 21.

A Tabela 23 mostra os dados retirados das especificações de projeto do Embraer 190 que foram utilizados como dados de entrada no software.



Figura 21 – Embraer E190. Fonte: Venson, 2013.

Tabela 23 – Dados de projeto da aeronave Embraer E190. Fonte: Própria, 2018.

Dados de entrada - Embraer E190	
Parâmetros de desempenho	
Alcance sem reservas [km]	1850
Altitude de cruzeiro [ft]	37000
Velocidade de cruzeiro [km/h]	840
Carga paga máxima [kg]	12720
Parâmetros geométricos	
Alogamento Asa, HT, VT	8,917; 5,755; 1,831
Afilamento Asa, HT, VT	0,309; 0,247; 0,315
Parâmetros do motor	
GE CF34-10E5	2x Turbofan com bypass médio (BPR: 5:1)

Além dos dados obtidos da Tabela 23, foi necessário obter os dados de reserva técnica regulamentar. Para o modelo em estudo, a norma RBAC 121.645 regulamenta os valores, mostrados na Tabela 24:

Tabela 24 – Dados da reserva técnica regulamentar do E190. Fonte: Própria, 2018.

Reserva técnica regulamentar – Embraer E190	
Tempo de combustível [%]	10
Rota alternativa [km]	185
Tempo de espera [min]	45

Os outros dados necessários como parâmetro de entrada serão obtidos diretamente através do software. Com as ferramentas gráficas disponíveis, o usuário

poderá pesquisar o valor da eficiência aerodinâmica na Figura 22, o valor do enflechamento na Figura 23 e o valor de C_{Lmax} na Figura 24.

Para obter o valor de entrada da eficiência aerodinâmica, são necessários os valores de alongamento e afilamento da asa, obtidos na Tabela 23. Com estes dados em mãos, basta que o usuário clique no botão *Graphic* em frente à caixa de texto nomeada *Eff. Aerod.* e com o cursor ativado selecionar o valor mais próximo de alongamento bem como o valor de afilamento que o mesmo possui, obtendo desta forma o valor da eficiência aerodinâmica, assim como mostrado na Figura 22.

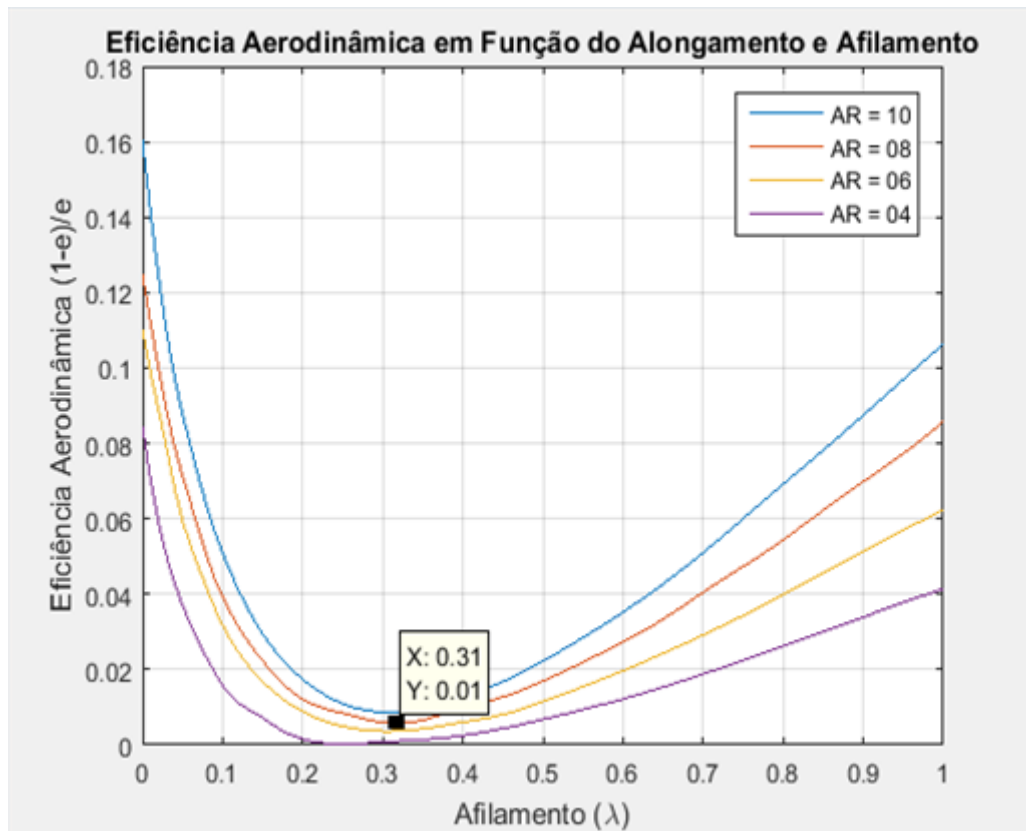


Figura 22 – Estimativa da eficiência aerodinâmica do Embraer E190. Fonte: Própria, 2018.

Para a obtenção do enflechamento do caso em questão, E190, tem-se que a aeronave voa a uma altitude máxima de 37000ft. Nesta altitude, sabe-se, de acordo com a ISA, que a temperatura é de -56.5°C (216.65K). Com este valor, pode-se calcular a velocidade do som, que é dada por:

$$C = C_0 \sqrt{\frac{T}{T_0}} \quad \text{Eq. (59)}$$

Onde: $C_0 = 331.45$ e $T_0 = 273.15\text{K}$

Portanto tem-se que a velocidade do som é de 295.23 m/s (1062 km/h).

Pode-se então calcular o valor de Mach, que é dado por:

$$M = \frac{V}{C} = \frac{840}{1062} = 0.79 \quad \text{Eq. (60)}$$

Com o valor do número de Mach, obtém-se o valor utilizado para o enfilechamento através da Figura 23, que é de 29.11 graus.

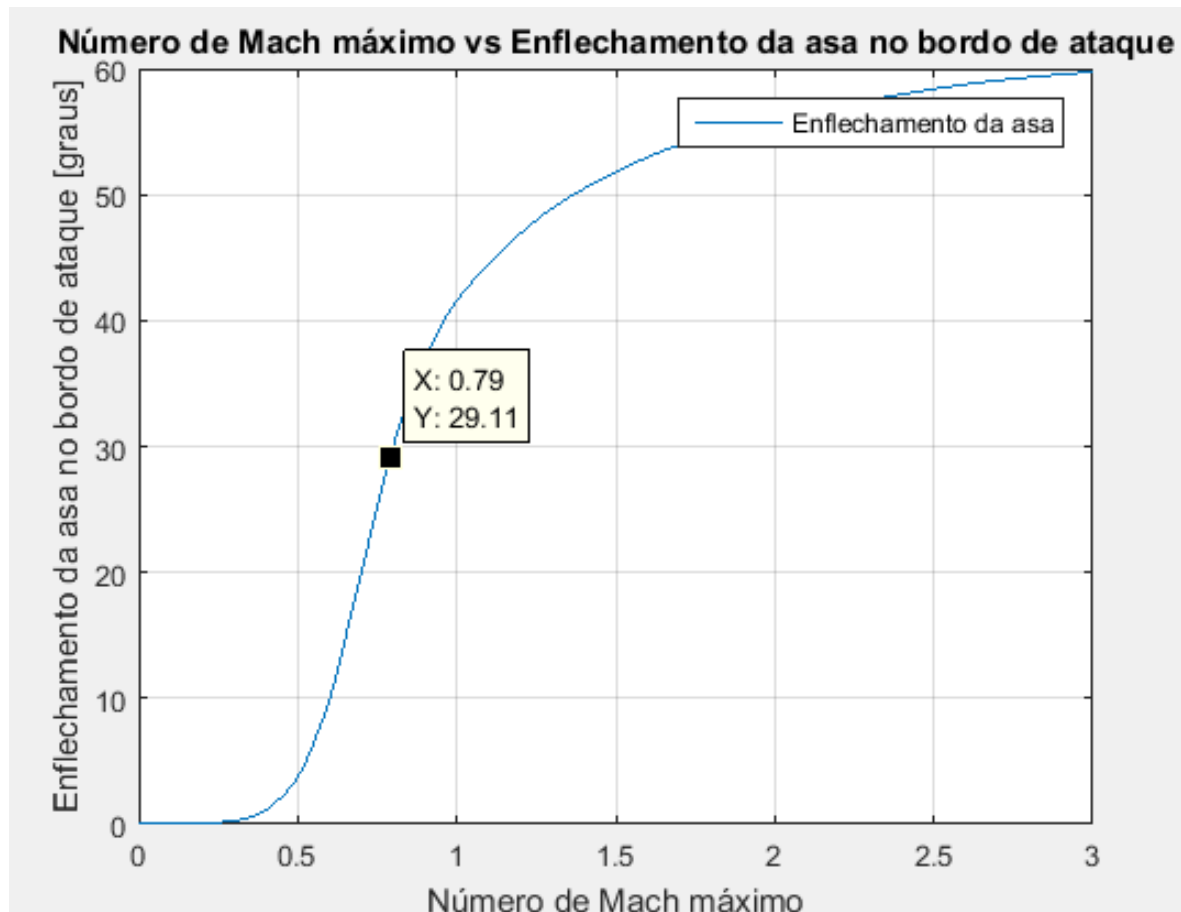


Figura 23 – Valor de tendência de enfilechamento obtido para o Embraer E190. Fonte: Própria, 2018.

Para obter o valor de C_{Lmax} , é necessário o valor obtido anteriormente do enfilechamento. Com isso e sabendo o tipo de flap que a aeronave usa, no caso do E190 trata-se do *double slotted flap*, é possível obter o valor de C_{Lmax} , onde pela Figura 24, tem-se que o valor de C_{Lmax} , para o E190 é de aproximadamente 2.6.

A Tabela 25 mostra um resumo dos dados de entrada necessários que podem ser obtidos através do software.

Tabela 25 – E190: Dados de entrada obtidos através do software. Fonte: Própria, 2018.

Dados obtidos através do Software – Embraer E190	
Eficiência Aerodinâmica - e	0.01
Enflechamento da asa - Λ_w	29.11°
Coeficiente de Sustentação Máxima - C_{Lmax}	2.6

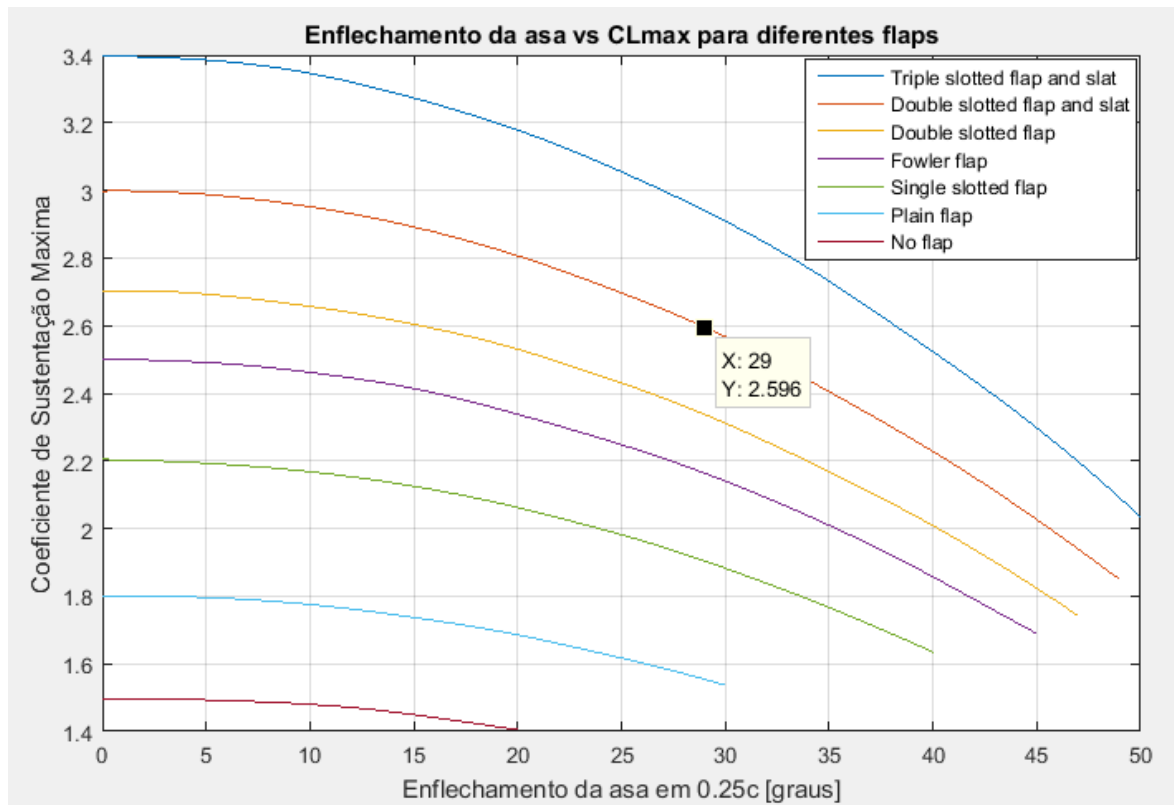


Figura 24 – Estimativa do coeficiente de sustentação máxima do Embraer E190. Fonte: Própria, 2018.

Por fim, é necessário estabelecer alguns dados geométricos para a aeronave. Tratando-se da configuração da fuselagem do E190, tem-se uma configuração do tipo “Aeronave de Passageiros a Jato: narrow body”, com asa baixa e braços de momento em função do comprimento da fuselagem de 40%.

Justificando as escolhas adotadas, foi descrito no Capítulo 2 que é uma tendência prática que, para aeronaves a jato com motores nas asas, montados acima ou abaixo das asas, os braços de momento sejam em torno de 40% a 50% do comprimento da fuselagem (Venson, 2013).

3.3 Modelagem de Aeronave Geral e Utilitária Multimotora Turbo-hélice

O modelo escolhido para modelagem nesta seção foi o EMB-121 Xingu, mostrado na Figura 25.



Figura 25 – EMB-121 Xingu. Fonte: Venson, 2013.

De forma semelhante ao mostrado na seção 3.2, a Tabela 26 mostra os dados obtidos das especificações de projeto do Xingu que foram utilizados como dados de entrada no software.

Tabela 26 – Dados de projeto da aeronave EMB-121 Xingu. Fonte: Própria, 2018.

Dados de entrada - Embraer EMB-121 Xingu	
Parâmetros de desempenho	
Alcance sem reservas [km]	1423
Altitude de cruzeiro [ft]	20000
Velocidade de cruzeiro [km/h]	380
Carga paga máxima [kg]	1160
Parâmetros geométricos	
Alogamento Asa, HT, VT	7,593; 5,388; 1,065
Afilamento Asa, HT, VT	0,609; 0,513; 0,596
Parâmetros do motor	
P&W PT6A-135	2x Turbohélice com turbina livre

Além dos dados obtidos na Tabela 26, é necessário obter os dados de reserva técnica regulamentar. Para o modelo em estudo, a norma RBAC 121.645 regulamenta os valores, mostrados na Tabela 27.

Tabela 27 – Reserva técnica regulamentar do EMB-121 Xingu. Fonte: Própria, 2018.

Reserva técnica regulamentar – EMB-121 Xingu	
Tempo de combustível [%]	10
Rota alternativa [km]	185
Tempo de espera [min]	45

De forma semelhante, os outros dados necessários como parâmetro de entrada serão obtidos diretamente através do software. Com as ferramentas gráficas disponíveis, o usuário poderá pesquisar o valor da eficiência aerodinâmica através da Figura 26, o valor do enflechamento pela Figura 27 e também o valor de C_{Lmax} através da Figura 28.

Para obter o valor de entrada da eficiência aerodinâmica, são necessários os valores de alongamento e afilamento da asa, mostrados na Tabela 26. Com estes dados em mãos, basta que o usuário clique no botão *Graphic* em frente à caixa de texto nomeada *Eff. Aerod*, e com o cursor ativado, posiciona-se o mouse na curva de valor de alongamento mais próximo bem como o valor de afilamento, obtendo desta forma o valor da eficiência aerodinâmica, assim como mostrado na Figura 26.

Para o caso em questão, EMB-121 Xingu, tem-se que a aeronave voa a uma altitude máxima de 20000ft. Nesta altitude, sabe-se que de acordo com a ISA, a temperatura é equivalente a -24.6°C (248.5 K). Com este valor, pode-se calcular a velocidade do som, que é dada pela Equação (59).

Tem-se então que a velocidade do som será de 316.14m/s (1138 km/h).

Pode-se então calcular o valor de Mach, que é dado por:

$$M = \frac{V}{C} = \frac{380}{1138} = 0.33 \quad \text{Eq. (61)}$$

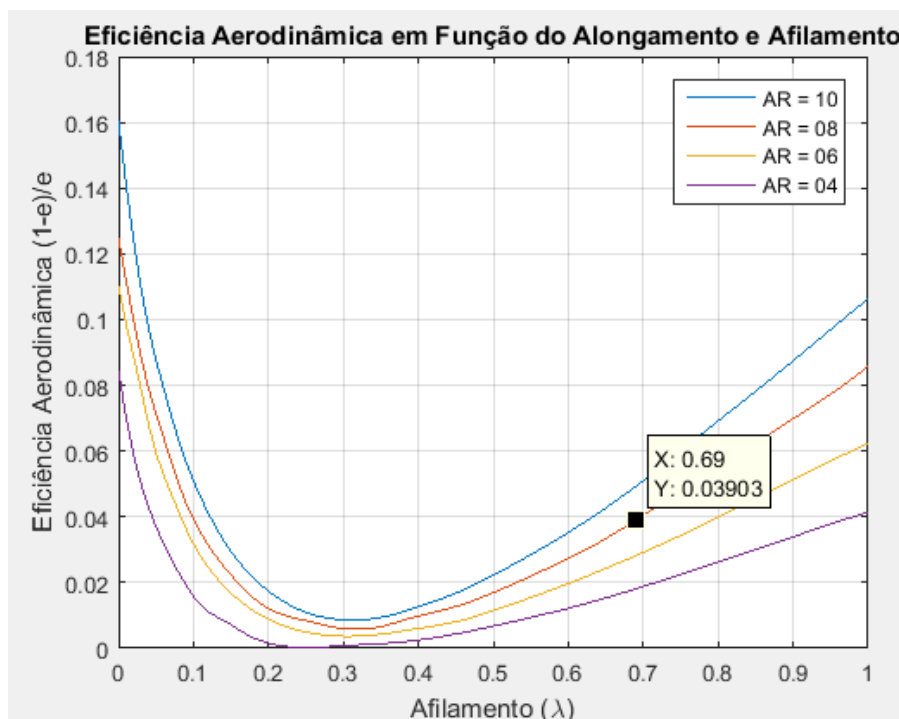


Figura 26 – Estimativa da eficiência aerodinâmica do EMB-121 Xingu. Fonte: Própria, 2018.

Com o valor do número de Mach, obtém-se através da Figura 27 o valor utilizado para o enfilechamento, de aproximadamente 0.4 graus.

Para obter o valor de C_{Lmax} , o usuário necessita o valor do enfilechamento obtido anteriormente e do tipo de flap que sua aeronave possui. No caso do Xingu trata-se de um *single slotted flap*.

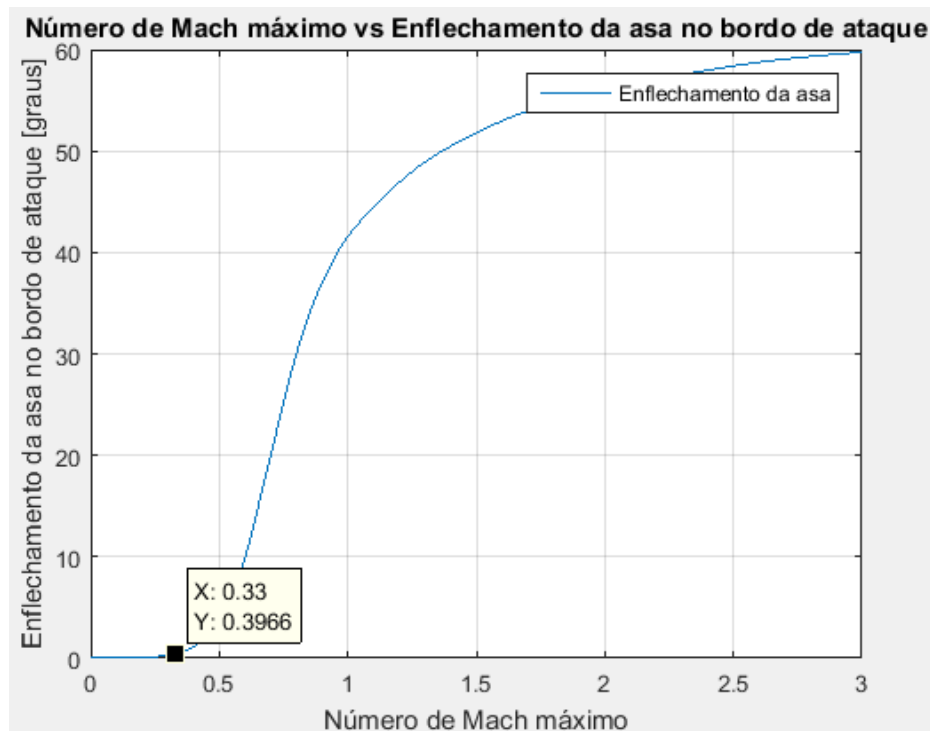


Figura 27 – Valor de tendência de enfilechamento obtido para o EMB-121 Xingu. Fonte: Própria, 2018.

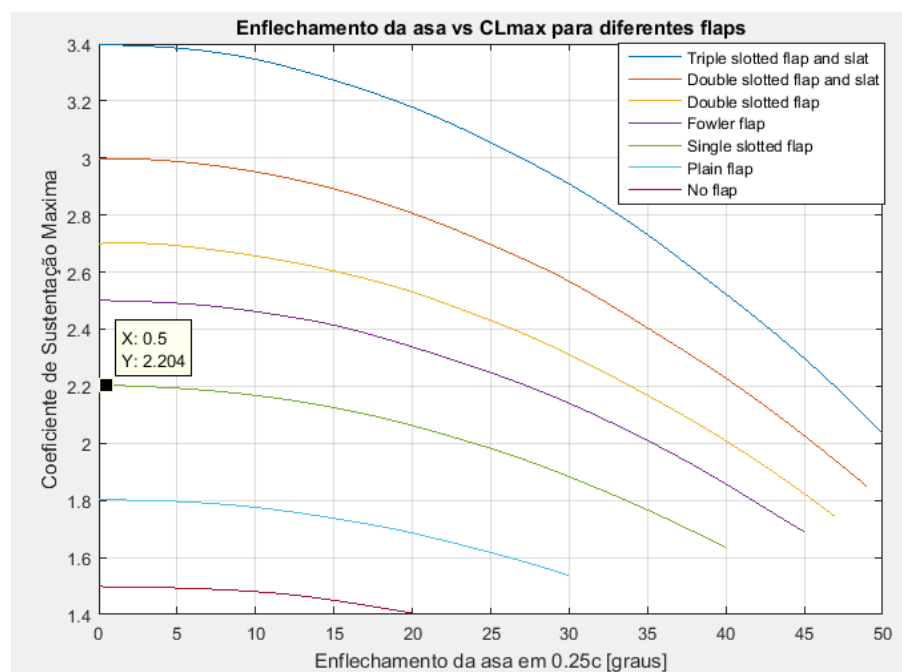


Figura 28 – Estimativa do coeficiente de sustentação máxima do EMB-121 Xingu. Fonte: Própria, 2018.

Pela Figura 28, tem-se que o valor de C_{Lmax} , para o Xingu é de aproximadamente 2.2.

A Tabela 28 faz um resumo dos dados de entrada necessários que podem ser obtidos através do software.

Tabela 28 – Xingu: dados de entrada obtidos através do software. Fonte: Própria, 2018

Dados obtidos através do Software – EMB121 - Xingu	
Eficiência Aerodinâmica - e	0.04
Enflechamento da asa - Λ_w	0.4°
Coeficiente de Sustentação Máxima - C_{Lmax}	2.2

Por fim, é necessário estabelecer alguns dados geométricos para a aeronave. Tratando-se da configuração da fuselagem do EMB-121 Xingu, tem-se uma configuração do tipo “Aeronave de Passageiros Turbo-hélice”, com asa baixa e braços de momento em função do comprimento da fuselagem de 50%.

As justificativas para as escolhas adotadas foram descritas no Capítulo 2, além de ser uma tendência prática que, para aeronaves a hélice com motores na asa, montados acima ou abaixo das asas, os braços de momento sejam em torno de 40% a 50% do comprimento da fuselagem (Venson, 2013).

CAPÍTULO 4

RESULTADOS

Os resultados obtidos no software são produzidos de forma gradual. Existem pontos chave de cálculo para que o usuário não se perca com a quantidade de informações disponíveis. Neste capítulo, será feita uma breve explanação sobre os pontos de cálculo do software bem como os resultados obtidos para cada modelo mencionado no capítulo anterior.

4.1 Resultados para Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato

Para chegar ao primeiro ponto de cálculo do software, no primeiro botão *Calculate*, é necessário que o usuário entre com todos os dados das Tabelas 23 e 24, e também a razão de eficiência aerodinâmica, nomeada *Eff Aerod.* no software.

Após obter os dados mencionados no Capítulo 3 e assim como demonstrado no Capítulo 2, é possível calcular o OEW (W_{empty}), TFW (W_{fuel}) e o MTOW (W_0). Além disso, com o MTOW e com a relação obtida para a carga alar da aeronave através da Eq. (25), é possível também obter um valor para a área da asa da aeronave. Todos estes valores são apresentados na captura de tela do software, apresentado na Figura 29.

Com o alongamento da asa e o fator de eficiência aerodinâmica (e), é possível determinar o coeficiente de arrasto induzido (k_2). Já o coeficiente de arrasto parasita (C_{D0}) pode ser calculado utilizando-se do coeficiente de fricção de superfície equivalente (C_{fe}) e da relação entre a área molhada total da aeronave (S_{wet}) e a área de referência da asa (S_{ref}). Os resultados dos cálculos são mostrados na Figura 30, onde se pôde obter a polar de arrasto da aeronave em questão.

Após o cálculo da polar de arrasto, o software necessita as informações descritas nas caixas de texto nomeadas de *Enflechamento* e CL_{max} .

Com os valores de *Enflechamento* e CL_{max} ., o usuário necessita apenas de selecionar o tipo do seu projeto de acordo com a quantidade de motores que o mesmo

utiliza e selecionar se a decolagem e o pouso serão realizados com ou sem obstáculos e clicar em *Calculate*.

Ao executar este evento, o usuário poderá ver em sua tela, como mostra a Figura 30, os valores calculados para a carga alar na decolagem, a velocidade de estol, o empuxo disponível por motor e o total, além da distância necessária para decolagem e aterrissagem.

The screenshot shows the 'project_estim' software interface. The main window is titled 'Entre com os parâmetros' (Enter parameters). It contains several input fields and dropdown menus for aircraft specifications. The aircraft type is 'Aeronave de transporte de passageiros a...'. The tail type is 'Cauda Convencional'. The wing type is 'Tram convencional'. The engine type is 'Medium Bypass Turbofan (bypass 4.1 to 5.0)'. The fuel tank type is 'Aeronave civil de transporte a jato'. The fuel efficiency is 'Cfe: 0.003'. The aircraft weight is '12720 kg'. The cruise altitude is '37000 ft'. The cruise speed is '840 km/h'. The range is '1850 km'. The TSFC values are 'Max. Cont. [takeoff]: 39.0', 'Loiter [Mach 0.2 to 0.5]: 57.7', and 'Typical Cruise [Mach 0.5 to 0.9]: 68.9'. The wing area is '95.67 m²'. The results section shows three iterations of calculations, with the final values being: '1ª Estimativa: 13 iterations, Wempty [kg]: 26250.1, Wfuel [kg]: 8268.7, W0 [kg]: 47238.9'. The 'Calculate' button is visible at the bottom of the input section.

Entre com os parâmetros

Aeronave de transporte de passageiros a...
Cauda Convencional
Cauda em T
Tram convencional
Trem triciclo

Entre com os seguintes dados:

Alcance sem reservas [km]: 1850
Altitude de cruzeiro [ft]: 37000
Velocidade de cruzeiro [km/h]: 840
MPLW (Carga paga máxima) [kg]: 12720

Alongamento: 8.917 5.755 1.831
Afilamento: 0.309 0.247 0.315

Reserva técnica regulamentar
Tempo de combustível [%]: 10
Rota alternativa [km]: 185
Tempo de espera [min]: 45

Medium Bypass Turbofan (bypass 4.1 to 5.0)

TSFC [kg/kN.h]
Max. Cont. [takeoff]: 39.0
Loiter [Mach 0.2 to 0.5]: 57.7
Typical Cruise [Mach 0.5 to 0.9]: 68.9

Aeronave civil de transporte a jato
Cfe: 0.003

obs: leve = MTOW até 3500kg

Editar
Swet/Sref: 6
Eff. Aerod.: 0.01

Calculate

Valores obtidos

	Iterações	Wempty [kg]	Wfuel [kg]	W0 [kg]
1ª Estimativa	13	26250.1	8268.7	47238.9
2ª Estimativa	13	25958.8	7996.6	46675.4
3ª Estimativa	13	25945.0	7983.7	46648.7

Valores atualizados

Área da asa [m²]: 95.67

Figura 29 – Análise do Embraer E190: Resultados (1). Fonte: Própria, 2018.

Em seguida, para a obtenção do diagrama payload-range, o usuário entrará com um valor, em porcentagem, que indicará a quantidade de peso de carga paga que será retirada da aeronave para acrescentar em seu lugar combustível. Após escolher este

valor, o diagrama payload-range será exibido na tela. Para o exemplo citado, E190, pode-se observar que caso seja necessário voar sem nenhuma carga paga, a aeronave conseguiria voar por até 5000 km.

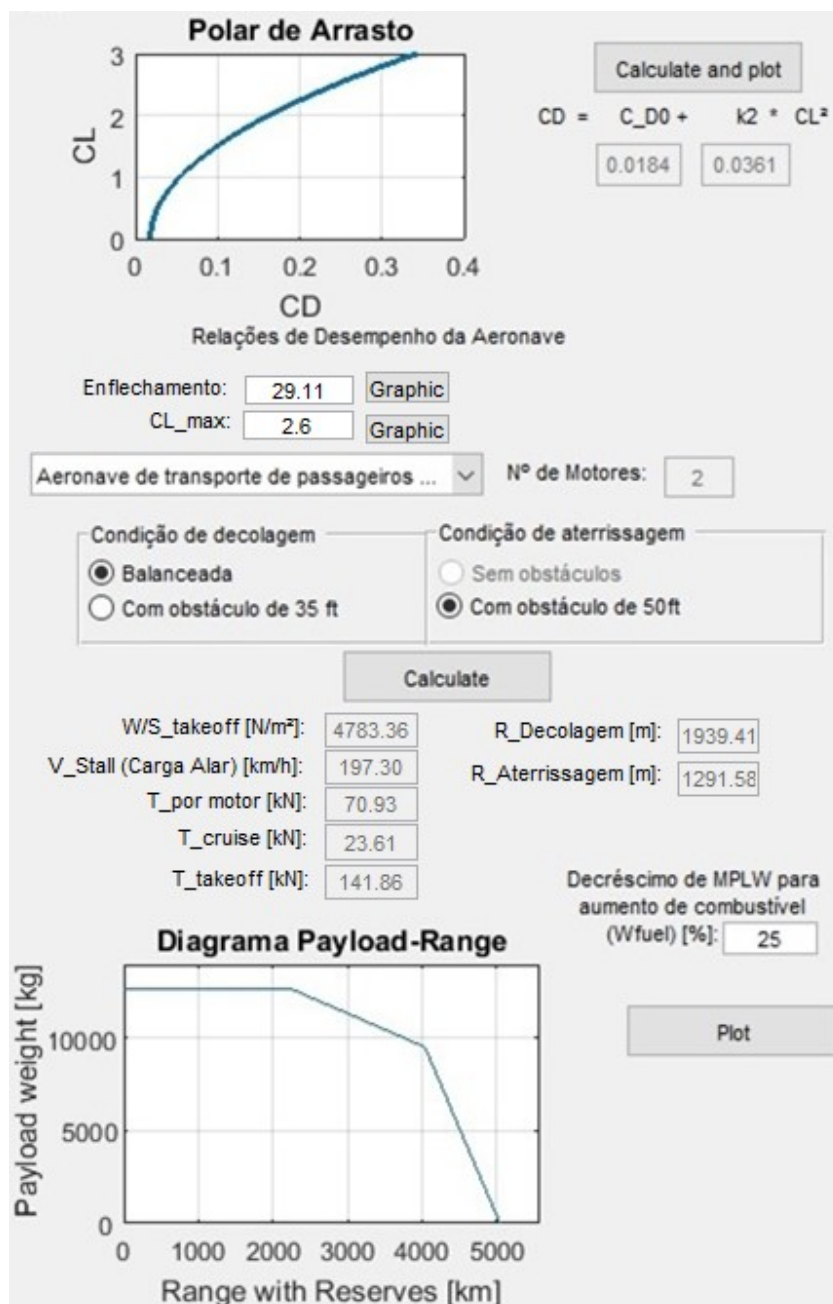


Figura 30 – Análise do Embraer E190: Resultados (2). Fonte: Própria, 2018.

Já no último terço da interface, Figura 31, pode-se observar que o espaço é exclusivamente dedicado para os parâmetros geométricos da aeronave. Inicialmente, o usuário necessita inserir qual o tipo de configuração geométrica sua aeronave terá, a configuração da asa e os braços de momento em função do comprimento da fuselagem, mencionados no Capítulo 3, necessários para o cálculo do volume de cauda da empenagem horizontal e vertical.

Concluídas as entradas, o usuário pode clicar no botão *Calculate* e o software lhe entregará todos os dados geométricos calculados. Neste momento, o usuário terá acesso à área da asa, empenagem horizontal e vertical e suas respectivas envergaduras, além das áreas das superfícies de controle: aileron, profundor e leme. Além disso, as medidas básicas das aeronaves também são fornecidas: diâmetro da fuselagem, comprimento do nariz, comprimento da cabine e comprimento da cauda da aeronave.

Na parte inferior desta etapa o usuário pode ter uma noção visual de como será o posicionamento das superfícies através do esboço gerado pelo software.

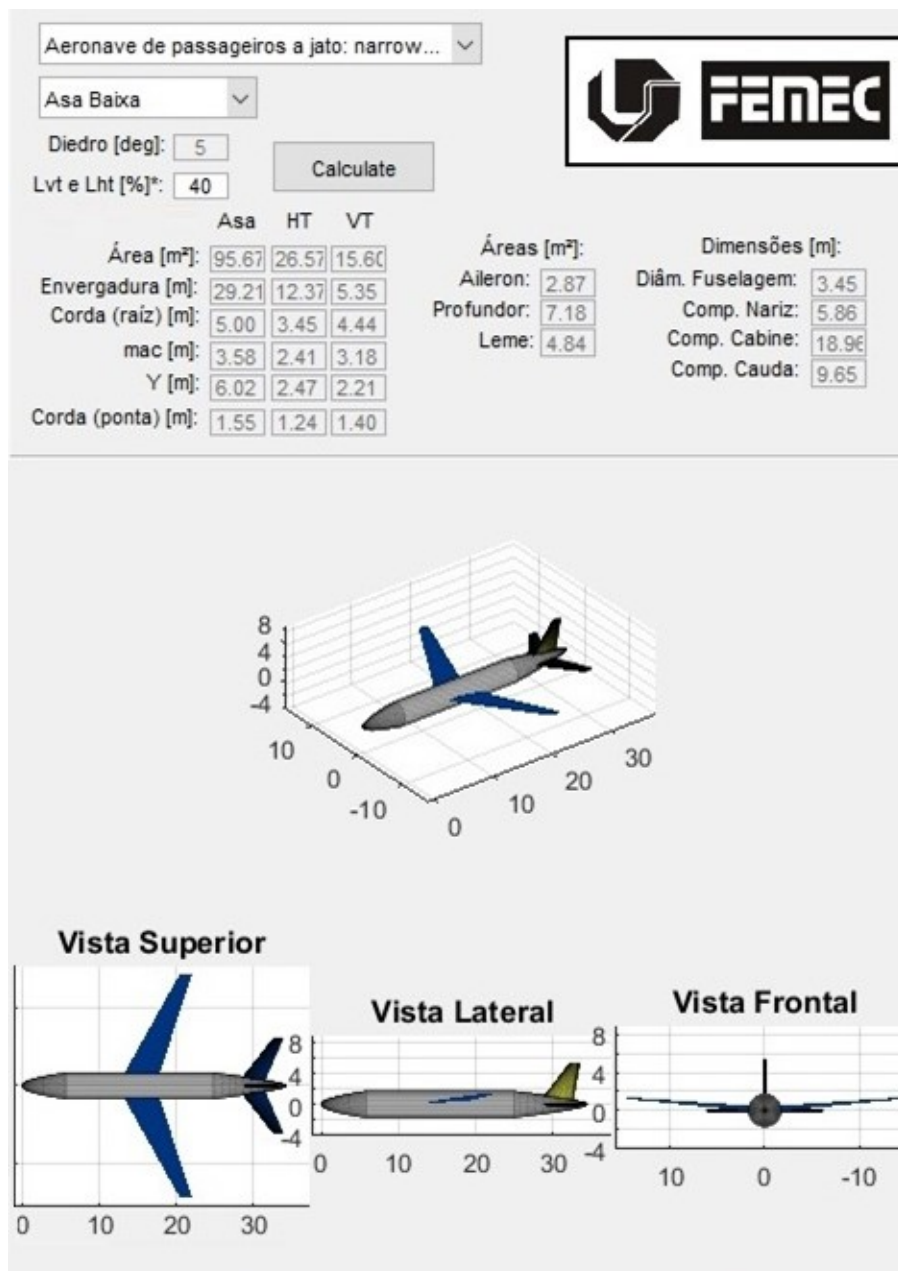


Figura 31 – Análise do Embraer E190: Resultados (3). Fonte: Própria, 2018.

As Tabelas 29 e 30 fazem uma comparação entre os dados obtidos pelo software e os dados fornecidos pela fabricante. Na Tabela 29 pode-se ter uma visão geral sobre os dados de desempenho. Nota-se que o erro é substancialmente baixo, o que credita uma alta confiabilidade ao software em uso. Já a Tabela 30 mostra os parâmetros geométricos obtidos, também com uma diferença pequena entre os resultados do modelo e os dados fornecidos pela fabricante.

Tabela 29 – E190: Diferença entre parâmetros de desempenho do modelo em relação ao fabricante. Fonte: Própria, 2018.

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 30 – E190: Diferença entre parâmetros geométricos do modelo em relação ao fabricante. Fonte: Própria, 2018.

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

4.2 Resultados para Aeronave Geral e Utilitária Multimotora Turbo-hélice

Novamente, para chegar ao primeiro ponto de cálculo do software que se dá através do botão *Calculate*, é necessário que o usuário entre com os dados das Tabelas 26 e 27, e também a razão de eficiência aerodinâmica, nomeada *Eff Aerod*.

Após obter o valor da eficiência aerodinâmica, é possível calcular o OEW (W_{empty}), TFW (W_{fuel}) e MTOW (W_0). Além disso, com o MTOW e com a relação para obtenção da carga alar da aeronave mostrada na Equação (25), é possível também obter um valor inicial para a área da asa da aeronave. Todos os valores são exibidos ao usuário, como se mostra na Figura 32.

Até então, o cálculo se deu da mesma forma que no exemplo da seção 4.1. As diferenças que o usuário encontra neste exemplo se devem apenas na seleção do tipo de motor, uma vez que na seção 4.1 se tratava de aeronaves a jato e neste caso, por se tratar de motores a hélice, os dados de TSFC foram substituídos pelos valores de SFC e da respectiva eficiência aerodinâmica da hélice para cada fase de voo.

Com o alongamento da asa e o fator de eficiência aerodinâmica (e), é possível determinar o coeficiente de arrasto induzido (k_2). Já o coeficiente de arrasto parasita (C_{D0}) pode ser calculado utilizando-se do coeficiente de fricção de superfície equivalente (C_{fe}) e da relação entre área molhada total da aeronave (S_{wet}) e a área de referência da asa (S_{ref}). Os resultados dos cálculos são mostrados na Figura 33, onde se pôde obter a polar de arrasto da aeronave em questão.

project_estim

Entre com os parâmetros

Aeronave geral e utilitária multimotora turb... Cauda Convencional
Cauda em T

Entre com os seguintes dados:

Alcance sem reservas [km]

Altitude de cruzeiro [ft]

Velocidade de cruzeiro [km/h]

MPLW (Carga paga máxima) [kg]

Alongamento: ☒

Afilamento: ☒

Reserva técnica regulamentar

Tempo de combustível [%]:

Rota alternativa [km]:

Tempo de espera [min]:

Turboprop - free turbine

SFC [kg/shp.h] Nh

Max. Cont. [takeoff]:

Loiter [Mach 0.1 to 0.2]:

Typical Cruise [Mach 0.2 to 0.8]:

Aeronave civil de transporte a hélice Cfe:

obs: leve = MTOW até 3500kg

Editar

Swet/Sref: ☐ Eff. Aerod.:

Valores obtidos

	Iterações	Wempty [kg]	Wfuel [kg]	W0 [kg]
1ª Estimativa	9	3323.3	909.5	5392.8
2ª Estimativa	9	3318.8	906.5	5385.3
3ª Estimativa	9	3324.1	910.0	5394.1

Valores atualizados

Área da asa [m²]:

Figura 32 – Análise do EMB-121 Xingu: Resultados (1). Fonte: Própria, 2018.

Após o cálculo da polar de arrasto, o software necessita das informações descritas nas caixas de texto nomeadas de *Enflechamento* e *CL_{max}*. Para o exemplo em estudo, os dados são obtidos através da Tabela 28.

Nesta etapa do projeto, nota-se mais uma diferença com o exemplo da seção 4.1. O usuário necessita agora selecionar a quantidade de motores bem como a quantidade de pás que a hélice do seu motor utilizará, além de selecionar se a decolagem e o pouso

serão realizados com ou sem obstáculos e apenas após este procedimento clicar em *Calculate*.

Ao executar o botão, o usuário poderá ver em sua tela, como mostrado na Figura 33, os valores para a carga alar na decolagem, a velocidade de estol e a quantidade de potência disponível para cada etapa de voo, além da distância de pouso e aterrissagem.

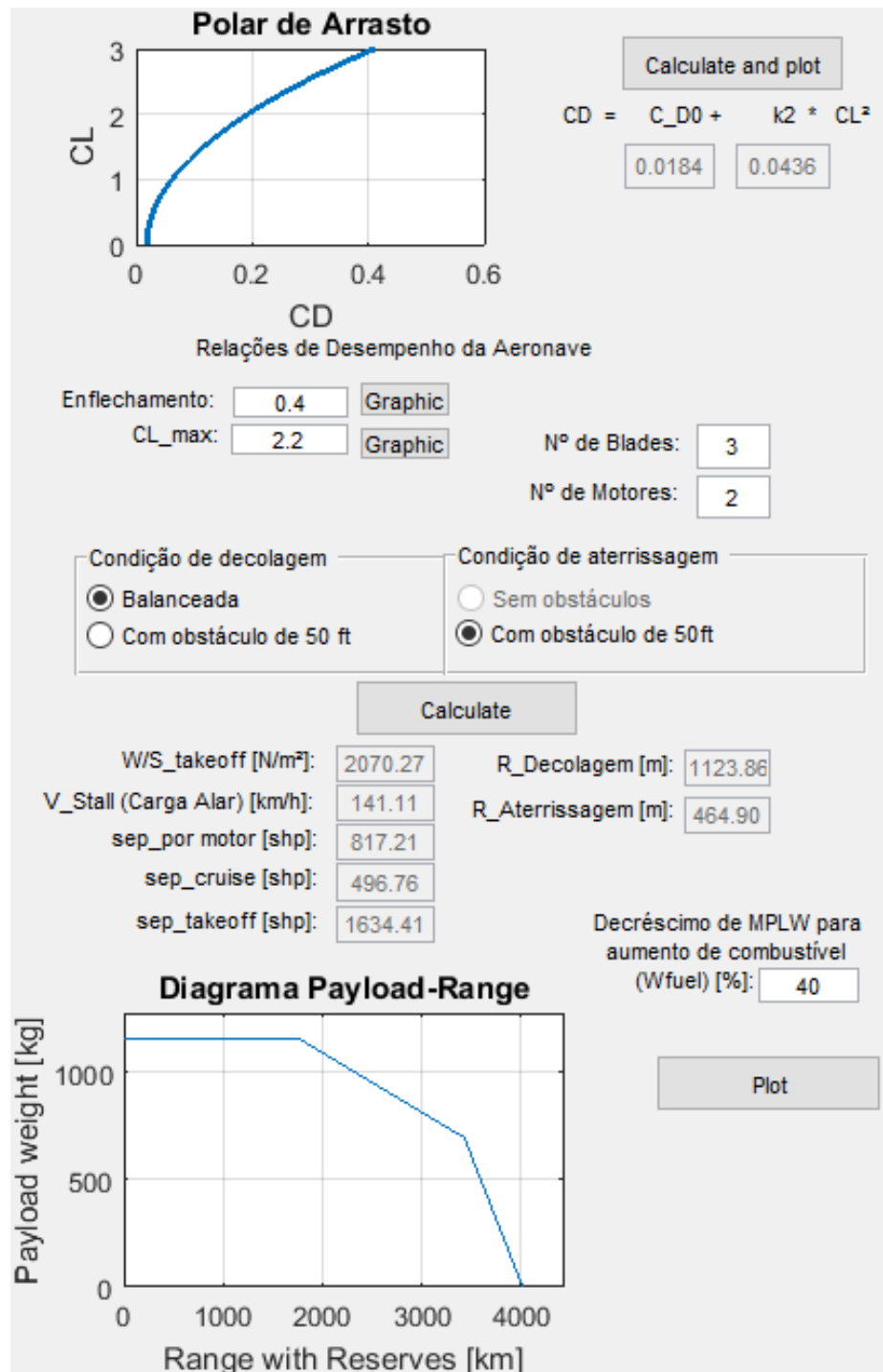


Figura 33 – Análise do EMB-121 Xingu: Resultados (2). Fonte: Própria, 2018.

Em seguida, para a obtenção do diagrama payload-range e analogamente à seção 4.1, o usuário entrará com um valor, em porcentagem, que indicará a quantidade de peso de carga paga que deixará de ser transportada pela aeronave para acrescentar combustível. Após escolher este valor, o diagrama payload-range será exibido na tela. Para o Xingu, pode-se observar que caso seja necessário uma missão com zero carga paga, a aeronave conseguiria voar por até 4000 km.

Já no último terço da interface, Figura 34, pode-se observar que o espaço é exclusivamente dedicado para os parâmetros geométricos da aeronave.

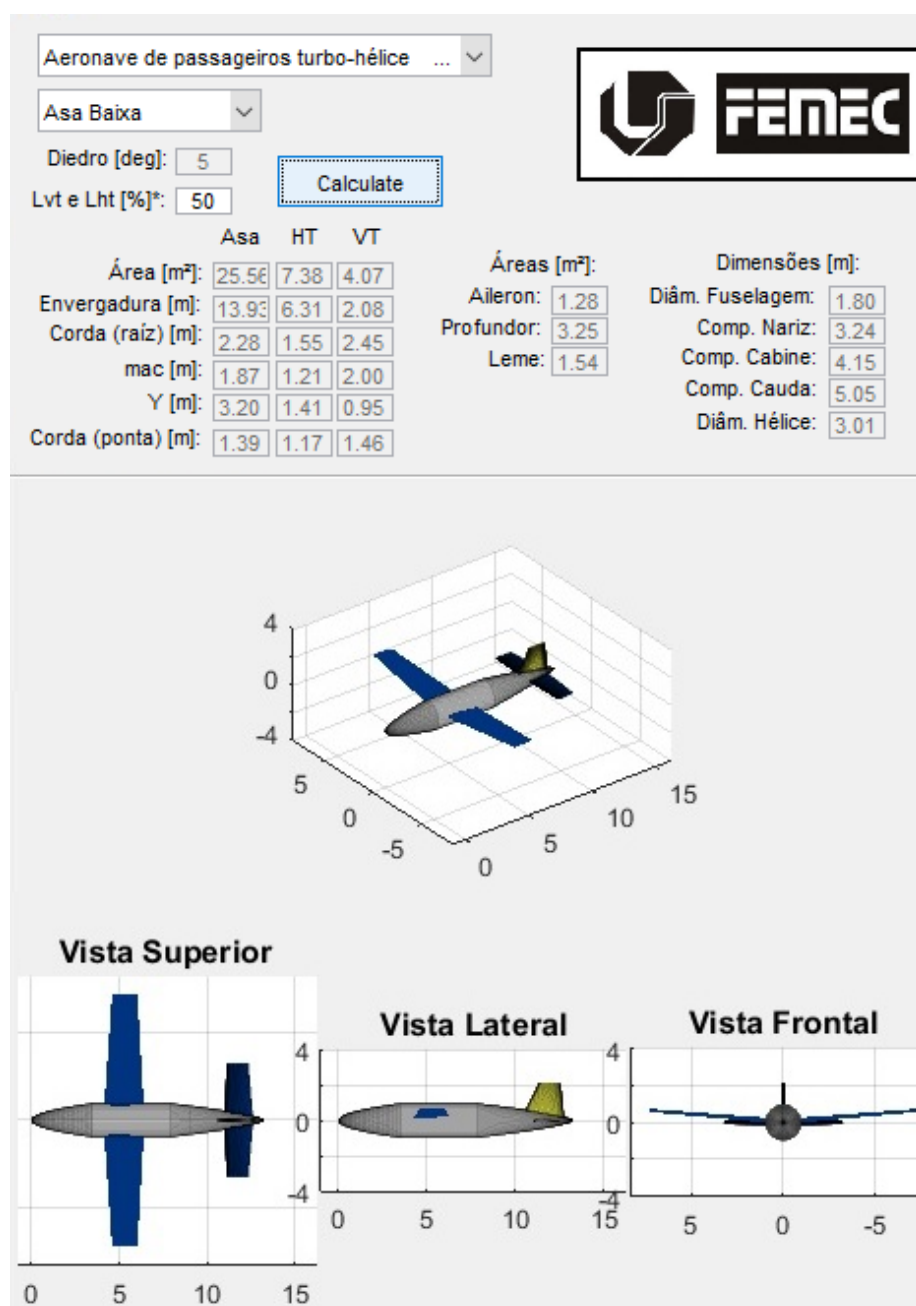


Figura 34 – Análise do EMB-121 Xingu: Resultados (3). Fonte: Própria, 2018.

De forma análoga ao caso anterior, o usuário necessita inserir qual o tipo de configuração geométrica sua aeronave terá, a configuração da asa e os braços de momento em função do comprimento da fuselagem, descritas no Capítulo 3, necessários para o cálculo do volume de cauda da empenagem horizontal e vertical.

Concluídas as entradas, o usuário pode clicar no botão *Calculate* e o software lhe entregará todos os dados geométricos calculados. Neste momento, o usuário terá acesso à área da asa, empenagem horizontal e vertical e suas respectivas envergaduras, além das áreas das superfícies de controle: aileron, profundor e leme. Além disso, as medidas básicas da aeronave também são fornecidas: diâmetro da fuselagem, comprimento do nariz, comprimento da cabine e comprimento da cauda da aeronave e, diferentemente do caso anterior, o diâmetro da hélice.

Por fim, é possível analisar o modelo geométrico através de uma representação tridimensional e suas vistas auxiliares, analisando o posicionamento das superfícies através do esboço gerado pelo software.

As Tabelas 31 e 32 fazem uma comparação entre os dados obtidos pelo software e os dados fornecidos pela fabricante. Na Tabela 31 pode-se ter uma visão geral sobre os dados de desempenho. Nota-se que a diferença entre os valores, apesar de não ser percentualmente tão baixa quanto o caso analisado na seção anterior, ainda está em uma faixa considerável para a grande parte dos parâmetros. Já a Tabela 32 mostra os parâmetros geométricos obtidos, também com uma diferença pequena na maior parte dos resultados.

Tabela 31 – Xingu: Diferença entre parâmetros de desempenho do modelo em relação ao fabricante. Fonte: Própria, 2018

Parâmetros de Desempenho – Embraer Xingu				
Parâmetro	Símbolo	Modelo	Fabricante	Diferença [%]
Peso máximo de decolagem	W_0	5394.1 kg	5670 kg	-4.87
Peso vazio operacional	W_{empty}	3324.1 kg	3500 kg	-5.03
Peso de combustível	W_{fuel}	910.0 kg	1010 kg	-9.9
Distância de decolagem	$R_{takeoff}$	1123 m	1000 m	+12.3
Distância de aterrissagem	$R_{landing}$	464.9 m	610 m	-23.8

Tabela 32 – Xingu: Diferença entre parâmetros geométricos do modelo em relação ao fabricante. Fonte: Própria, 2018.

Parâmetros Geométricos - Embraer Xingu				
Geometria da Aeronave	Símbolo	Modelo	Fabricante	Diferença [%]
Comprimento da aeronave	X_L	12.44 m	12.25 m	+1.55
Envergadura da asa	b_w	13.93 m	14.45 m	-3.69
Área de referência da asa	S_w	25.56 m ²	27.50 m ²	-7.05
Corda na raiz da asa	$c_{root,w}$	2.28 m	2.48 m	-8.06
Corda média aerodinâmica da asa	mac_w	1.87 m	2.034 m	-8.06
Envergadura da empenagem horizontal	b_{HT}	6.31 m	5.76 m	+9.55
Área de referência da empenagem horizontal	S_{HT}	7.38 m ²	6.20 m ²	+19.03
Corda na raiz da empenagem horizontal	$c_{root,HT}$	1.55 m	1.15 m	+34.78
Corda média aerodinâmica da emp. horizontal	mac_{HT}	1.21 m	0.901 m	+34.30
Envergadura da empenagem vertical	b_{VT}	2.08 m	2.12 m	-1.89
Área de referência da empenagem vertical	S_{VT}	4.07 m ²	4.20 m ²	-3.10
Corda na raiz da empenagem vertical	$c_{root,VT}$	2.45 m	2.50 m	-2.00
Corda média aerodinâmica da emp. vertical	mac_{VT}	2.00 m	2.038 m	-1.86

CAPÍTULO 5

CONCLUSÕES

O trabalho apresentado teve o objetivo de produzir um software com interface de usuário desenvolvido para o uso em projetos conceituais de aeronaves através do software comercial MATLAB®. O objetivo principal foi atendido, que era o de criar um software com uma interface de usuário que permitisse o uso rápido e eficiente, de forma que a concepção de um projeto preliminar de uma aeronave não fosse responsável por tomar um tempo considerável do usuário.

Com os resultados obtidos no Capítulo 4 foi possível concluir que o software apresenta bons resultados, com taxas de erro baixas na grande parte dos cálculos e, portanto boa confiabilidade. Para os parâmetros de desempenho do modelo E190, teve-se uma média de diferença de 7.1%, enquanto os parâmetros geométricos tiveram uma média de diferença na casa dos 2.6%. Já para o modelo Xingu, teve-se uma média de diferença de 11.2% para os parâmetros de desempenho e 10.3% para os parâmetros geométricos. Analisando os dados, é necessário que em um futuro breve o código sofra revisões nos cálculos dos parâmetros geométricos da empenagem horizontal para aeronaves a hélice, uma vez que os mesmos apresentaram valores muito acima da média da diferença calculada. A média sem estes valores cai de 10.3% para 4.1%.

Para o futuro, com o objetivo de aumentar a consistência e confiabilidade do software, algumas implementações são necessárias. A um curto prazo, é necessário implementar restrições no código que impeçam o usuário de entrar com valores negativos ou entrar com letras ao invés de valores numéricos. Levando em consideração que o software é feito para usuários com algum conhecimento na área, leva-se em conta que este tipo de erro pode ser evitado apenas pelo bom senso, porém é necessário que qualquer erro de digitação, por exemplo, seja evitado. Além disso, é necessário a correção de bugs existentes no software que são descobertos conforme o aumento de uso do software. Para esta fase, é necessário um feedback dos usuários sobre o comportamento do software perante o uso individual de cada um. Em médio prazo,

considera-se a implementação de outras plataformas de cálculo no software para obter estimativas de cálculos estruturais, de desempenho, de aerodinâmica, de mecânica do voo e de estabilidade da aeronave em desenvolvimento.

Outro objetivo obtido foi o de deixar um legado para o Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia. Com a criação desta ferramenta, por mais simples que ela seja neste primeiro momento, encerra-se uma etapa inicial de desenvolvimento de uma ferramenta computacional para uso inicialmente exclusivo de fins didáticos. Sendo assim, com um trabalho inicial concluído, as etapas que se seguirem podem usar este trabalho como referência para uma possível modificação buscando uma melhoria para a ferramenta.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Anderson, J.D., **Aircraft Performance and Design**. New York: McGraw-Hill. 1999

Barros, C.P., **Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves**. Departamento de Engenharia Mecânica – UFMG. 1989

Barros, C.P., **Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas** – Tese de doutorado – Departamento de Engenharia Mecânica – UFMG. 2001

Corke, T.C., **Design of Aircraft**. New Jersey: Pearson Education Inc, Prentice Hall. 2003.

Raymer, D.P., **Aircraft Design: A Conceptual Approach**, AIAA Education Series. 1999

Sommerville, I., **Engenharia de Software** São Paulo: Addison Wesley, 2003.

Venson, G G. **Processo de Desenvolvimento de Aeronaves** - slides no PowerPoint. Coletânea Pessoal para Projetos de Aeronaves. Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica – Faculdade de Engenharia Mecânica – UFU. Uberlândia, 2013.

Venson, G G. **Layout Geral de Aeronaves** - slides no PowerPoint. Coletânea Pessoal para Projetos de Aeronaves. Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica – Faculdade de Engenharia Mecânica – UFU. Uberlândia, 2013.

Venson, G G. **Estimativa da Polar de Arrasto de Aeronaves** - slides no PowerPoint. Coletânea Pessoal para Projetos de Aeronaves. Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica – Faculdade de Engenharia Mecânica – UFU. Uberlândia, 2013.

Venson, G G. **Estimativa de Pesos de Aeronaves** - slides no PowerPoint. Coletânea Pessoal para Projetos de Aeronaves. Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica – Faculdade de Engenharia Mecânica – UFU. Uberlândia, 2013.

Venson, G G. **Relações de Desempenho de Aeronaves** - slides no PowerPoint. Coletânea Pessoal para Projetos de Aeronaves. Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica – Faculdade de Engenharia Mecânica – UFU. Uberlândia, 2013.

Venson, G G. **Dimensionamento Inicial de Aeronaves** - slides no PowerPoint. Coletânea Pessoal para Projetos de Aeronaves. Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica – Faculdade de Engenharia Mecânica – UFU. Uberlândia, 2013.

Albuquerque, P. (2015). **Em que consiste uma boa experiência de usuário**. Retirado de <<http://catarinadesign.com.br/em-que-consiste-uma-boa-experiencia-do-usuario/>> Acessado em 09 de julho de 2018.

ANAC. (2010). **RBAC 121 - Requisitos operacionais: operações domésticas, de bandeira e suplementares**. Retirado de: <<http://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/2014/27/anexo-i-2013-rbac-121-emd-03>>. Acessado em 06 de julho de 2018.

Cardoso, R.C; (2006). **Necessidades para o desenvolvimento de uma interface adequada para resultados de ensino-aprendizado bem sucedidos**. Retirado de: <<http://www.abed.org.br/seminario2006/pdf/tc047.pdf>>. Acessado em 03 de julho de 2018

da Silva, C. (2014). **Eventos: Programação Orientada a Eventos**. Retirado de <<http://www.ideiasprogramadas.com.br/evento-programacao/>> Acessado em 03 de julho de 2018.

Ferg, S. (2006). **Event-Driven Programming: Introduction, Tutorial, History**. Retirado de: < http://Tutorial_EventDrivenProgramming.sourceforge.net >. Acessado em 09 de julho de 2018.

Mathworks (2018). **Ways to Build Apps**. Retirado de: <https://www.mathworks.com/help/matlab/creating_guis/ways-to-build-matlab-guis.html>. Acessado em 02 de julho de 2018.

Tupolev (2016). **Tu-204-120CE**. Retirado de: <http://www.tupolev.ru/en/civil_aviation/tu-204-120se>. Acessado em 09 de julho de 2018.

APÊNDICES

Nesta seção, serão apresentados dois apêndices para exemplificar o procedimento adotado para a criação do código computacional que gerou o aplicativo tema deste trabalho. No Apêndice A, é mostrado a rotina desenvolvida para a seleção de categoria de aeronave, feita através de um *popup menu*. Já no Apêndice B, é mostrado o procedimento para cálculo dos pesos principais da aeronave.

APÊNDICE A – Rotina Desenvolvida Para Seleção de Categoria de Aeronave

```
% --- Executes on selection change in airplane_category.
function airplane_category_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject      handle to airplane_category (see GCBO)
% eventdata    reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles      structure with handles and user data (see GUIDATA)
% Hints: contents = cellstr(get(hObject,'String')) returns
airplane_category contents as cell array
%      contents{get(hObject,'Value')} returns selected item from
airplane_category

%Wing
set(handles.checkbox_aspect_ratio,'Value',0)
set(handles.aspect_ratio_answer,'enable','off')
set(handles.checkbox_lambda,'Value',0)
set(handles.lambda_answer,'enable','off')

handles.selected_category = get(handles.airplane_category,'Value');

%Horizontal Tail
set(handles.aspect_ratio_HT_answer,'enable','off')
set(handles.lambda_HT_answer,'enable','off')

%Vertical Tail
set(handles.aspect_ratio_VT_answer,'enable','off')
set(handles.lambda_VT_answer,'enable','off')

%Polar de arrasto
set(handles.checkbox_swet_sref,'Value',0)
set(handles.swet_sref_answer,'enable','off')

if handles.selected_category == 1 %Geral e Utilitária Monomotora a
Pistão
    handles.AR = 7.2;    handles.lambda = 0.5;

    handles.Swet_Sref = 4.5; handles.a_wet = 0.6762; handles.C_wet =
0.4884;

    handles.a_weight_est = 0.892; handles.C_weight_est = -0.047;
    handles.W1_W0 = 0.990; handles.W2_W1 = 0.992; handles.W4_W3 =
0.993; handles.W6_W5 = 0.993;
```

```

handles.a_wingload = 0.408; handles.C_wingload = 0.804;
handles.W_S = 760;

handles.sep_W = 0.167;
handles.a_PW = 0.0116; handles.C_PW = 0.4789;

handles.a_Tsep = 33.19; handles.C_Tsep = -0.122;

set(handles.qtd_motores_answer, 'enable', 'off', 'String', '1')

handles.a_TOPprop_balanceada = 8.23; handles.a_TOPprop_50ft =
9.30;

handles.a_landing_50ft = 1.524;
set(handles.aterris_sem, 'Value', 0, 'enable', 'off')
set(handles.aterris_com_obst_50ft, 'Value', 1, 'enable', 'on')

handles.a_fuselagem = 0.4088; handles.C_fuselagem = 0.3140;

handles.rAW = 0.07; handles.rProf = 0.41; handles.rLeme = 0.36;

handles.Yeng_in = 0;

handles.Rx = 0.25; handles.Ry = 0.38; handles.Rz = 0.39;

elseif handles.selected_category == 2 %Geral e Utilitária Monotora
turbo-hélice
    handles.AR = 8.4;    handles.lambda = 0.5;

    handles.Swet_Sref = 5.5; handles.a_wet = 0.6762; handles.C_wet =
0.4884;

    handles.a_weight_est = 0.892; handles.C_weight_est = -0.047;
    handles.W1_W0 = 0.990; handles.W2_W1 = 0.992; handles.W4_W3 =
0.993; handles.W6_W5 = 0.993;

    handles.a_wingload = 0.408; handles.C_wingload = 0.804;
    handles.W_S = 1720;

    handles.sep_W = 0.264;
    handles.a_PW = 0.0030; handles.C_PW = 0.7255;

    handles.a_Tsep = 21.58; handles.C_Tsep = -0.052;

    set(handles.qtd_motores_answer, 'enable', 'off', 'String', '1')

    handles.a_TOPprop_balanceada = 8.23; handles.a_TOPprop_50ft =
9.30;

    handles.a_landing_50ft = 1.524;
    set(handles.aterris_sem, 'Value', 0, 'enable', 'off')
    set(handles.aterris_com_obst_50ft, 'Value', 1, 'enable', 'on')

    handles.a_fuselagem = 0.4088; handles.C_fuselagem = 0.3140;

    handles.rAW = 0.07; handles.rProf = 0.41; handles.rLeme = 0.36;

```

```

handles.Yeng_in = 0;

handles.Rx = 0.25; handles.Ry = 0.38; handles.Rz = 0.39;

elseif handles.selected_category == 3 %Geral e Utilitária Multimotora
a pistão
    handles.AR = 7.8;    handles.lambda = 0.5;

    handles.Swet_Sref = 4.0; handles.a_wet = 0.2933; handles.C_wet =
0.5632;

    handles.a_weight_est = 0.766; handles.C_weight_est = -0.020;
    handles.W1_W0 = 0.984; handles.W2_W1 = 0.990; handles.W4_W3 =
0.992; handles.W6_W5 = 0.992;

    handles.a_wingload = 1.512; handles.C_wingload = 0.664;
    handles.W_S = 1260;

    set(handles.qtd_motores_answer, 'enable', 'on', 'String', '')

    handles.sep_W = 0.206;
    handles.a_PW = 0.0116; handles.C_PW = 0.4789;

    handles.a_Tsep = 23.13; handles.C_Tsep = -0.089;

    handles.a_TOPprop_balanceada = 9.68; handles.a_TOPprop_50ft =
10.51;

    handles.a_landing_50ft = 1.463;
    set(handles.aterris_sem, 'Value', 0, 'enable', 'off')
    set(handles.aterris_com_obst_50ft, 'Value', 1, 'enable', 'on')

    handles.a_fuselagem = 0.4088; handles.C_fuselagem = 0.3140;

    handles.rAW = 0.05; handles.rProf = 0.44; handles.rLeme = 0.38;

    handles.Yeng_in = 0.30;

    handles.Rx = 0.34; handles.Ry = 0.29; handles.Rz = 0.44;

elseif handles.selected_category == 4 %Geral e Utilitária Multimotor a
turbo-hélice
    handles.AR = 9.1;    handles.lambda = 0.5;

    handles.Swet_Sref = 5.5; handles.a_wet = 0.2933; handles.C_wet =
0.5632;

    handles.a_weight_est = 0.766; handles.C_weight_est = -0.020;
    handles.W1_W0 = 0.981; handles.W2_W1 = 0.985; handles.W4_W3 =
0.985; handles.W6_W5 = 0.995;

    handles.a_wingload = 1.512; handles.C_wingload = 0.664;
    handles.W_S = 2100;

    handles.sep_W = 0.303;
    handles.a_PW = 0.0030; handles.C_PW = 0.7255;

```

```

handles.a_Tsep = 18.02; handles.C_Tsep = -0.048;

set(handles.qtd_motores_answer, 'enable', 'on', 'String', '')

handles.a_TOPprop_balanceada = 9.68; handles.a_TOPprop_50ft =
10.51;

handles.a_landing_50ft = 1.463;
set(handles.aterris_sem, 'Value', 0, 'enable', 'off')
set(handles.aterris_com_obst_50ft, 'Value', 1, 'enable', 'on')

handles.a_fuselagem = 0.4088; handles.C_fuselagem = 0.3140;

handles.rTP = 0.52; handles.rTS = 0.17;

handles.rAW = 0.05; handles.rProf = 0.44; handles.rLeme = 0.38;

handles.Yeng_in = 0.34;

handles.Rx = 0.34; handles.Ry = 0.29; handles.Rz = 0.44;

elseif handles.selected_category == 5 %Cargueiro ou bombardeiro
militar a hélice
    handles.AR = 9.6;    handles.lambda = 0.5;

    handles.Swet_Sref = 5.0; handles.a_wet = 0.0455; handles.C_wet =
0.7316;

    handles.a_weight_est = 3.013; handles.C_weight_est = -0.132;
    handles.W1_W0 = 0.975; handles.W2_W1 = 0.980; handles.W4_W3 =
0.990; handles.W6_W5 = 0.992;

    handles.a_wingload = 53.2; handles.C_wingload = 0.324;
    handles.W_S = 3430;

    handles.sep_W = 0.2495; %Valor medio entre pistão e turbo-hélice
    handles.a_PW = 0.0414; handles.C_PW = 0.2771; %Valor médio entre
pistão e turbo-hélice

    handles.a_Tsep = 40.14; handles.C_Tsep = -0.0875; %Valor médio
entre pistão e turbo-hélice

    set(handles.qtd_motores_answer, 'enable', 'on', 'String', '')

    handles.a_TOPprop_balanceada = 6.67; handles.a_TOPprop_50ft =
6.94;

    handles.a_landing_50ft = 1.358;
    set(handles.aterris_sem, 'Value', 0, 'enable', 'off')
    set(handles.aterris_com_obst_50ft, 'Value', 1, 'enable', 'on')

    handles.a_fuselagem = 0.0576; handles.C_fuselagem = 0.4678;

    handles.rAW = 0.06; handles.rProf = 0.34; handles.rLeme = 0.34;
    %Valores médios entre bi e quadri motores a helice

```

```

handles.rTP = 0.58; handles.rTS = 0.10;

handles.Rx = 0.34; handles.Ry = 0.30; handles.Rz = 0.46; %VALORES
ÚNICOS PARA BI E QUADRIMOTOR!

elseif handles.selected_category == 6 %Cargueiro ou bombardeiro
militar a jato
    handles.AR = 7.3;    handles.lambda = 0.3;

    handles.Swet_Sref = 5.5; handles.a_wet = 0.0455; handles.C_wet =
0.7316;

    handles.a_weight_est = 0.706; handles.C_weight_est = -0.034;
    handles.W1_W0 = 0.975; handles.W2_W1 = 0.980; handles.W4_W3 =
0.990; handles.W6_W5 = 0.992;

    handles.a_wingload = 91.5; handles.C_wingload = 0.288;
    handles.W_S = 5940;

    handles.a_landing_50ft = 0.830;
    set(handles.aterris_sem, 'Value', 0, 'enable', 'off')
    set(handles.aterris_com_obst_50ft, 'Value', 1, 'enable', 'on')

    handles.a_fuselagem = 0.0576; handles.C_fuselagem = 0.4678;

    handles.rTP = 0.49; handles.rTS = 0.10;

    handles.Rx = 0.34; handles.Ry = 0.30; handles.Rz = 0.46; %VALORES
ÚNICOS PARA BI E QUADRIMOTOR!

elseif handles.selected_category == 7 %Transporte de passageiros a
hélice
    handles.AR = 10.1;    handles.lambda = 0.5;

    handles.Swet_Sref = 5.5; handles.a_wet = 0.0924; handles.C_wet =
0.6826;

    handles.a_weight_est = 0.713; handles.C_weight_est = -0.014;
    handles.W1_W0 = 0.970; handles.W2_W1 = 0.985; handles.W4_W3 =
0.985; handles.W6_W5 = 0.995;

    handles.a_wingload = 59.6; handles.C_wingload = 0.313;
    handles.W_S = 2600;

    handles.sep_W = 0.2335; %Valor medio entre pistão e turbo-hélice
    handles.a_PW = 0.0414; handles.C_PW = 0.2771; %Valor médio entre
pistão e turbo-hélice

    handles.a_Tsep = 22.14; handles.C_Tsep = -0.0805; %Valor médio
entre pistão e turbo-hélice

    set(handles.qtd_motores_answer, 'enable', 'on', 'String', '')

    handles.a_landing_50ft = 1.437;
    set(handles.aterris_sem, 'Value', 0, 'enable', 'off')
    set(handles.aterris_com_obst_50ft, 'Value', 1, 'enable', 'on')

    handles.a_fuselagem = 0.3115; handles.C_fuselagem = 0.3539;

```

```

handles.rTP = 0.52; handles.rTS = 0.11;

handles.rAW = 0.05; handles.rProf = 0.40; handles.rLeme = 0.40;
%Valor medio entre bi e quadri motor

handles.Rx = 0.22; handles.Ry = 0.34; handles.Rz = 0.38;

elseif handles.selected_category == 8 %Transporte de passageiros a
jato
    handles.AR = 8.3;    handles.lambda = 0.3;

    handles.Swet_Sref = 6.0; handles.a_wet = 0.0317; handles.C_wet =
0.7530;

    handles.a_weight_est = 1.385; handles.C_weight_est = -0.070;
    handles.W1_W0 = 0.970; handles.W2_W1 = 0.985; handles.W4_W3 =
0.985; handles.W6_W5 = 0.995;

    handles.a_wingload = 329.6; handles.C_wingload = 0.206;
    handles.W_S = 5600;

    handles.a_landing_50ft = 0.860;
    set(handles.aterris_sem, 'Value', 0, 'enable', 'off')
    set(handles.aterris_com_obst_50ft, 'Value', 1, 'enable', 'on')

    handles.a_fuselagem = 0.4546; handles.C_fuselagem = 0.3321;

    handles.rTP = 0.52; handles.rTS = 0.11;

elseif handles.selected_category == 9 %Executiva a jato
    handles.AR = 8.0;    handles.lambda = 0.3;

    handles.Swet_Sref = 5.5; handles.a_wet = 0.0553; handles.C_wet =
0.6977;

    handles.a_weight_est = 0.786; handles.C_weight_est = -0.028;
    handles.W1_W0 = 0.980; handles.W2_W1 = 0.985; handles.W4_W3 =
0.990; handles.W6_W5 = 0.995;

    handles.a_wingload = 142.3; handles.C_wingload = 0.268;
    handles.W_S = 3470;

    handles.a_landing_50ft = 0.946;
    set(handles.aterris_sem, 'Value', 0, 'enable', 'off')
    set(handles.aterris_com_obst_50ft, 'Value', 1, 'enable', 'on')

    handles.a_fuselagem = 0.2260; handles.C_fuselagem = 0.3739;

    handles.rTP = 0.49; handles.rTS = 0.12;

    handles.Rx = 0.30; handles.Ry = 0.30; handles.Rz = 0.43;

end

set(handles.tail_type_listbox, 'enable', 'on')

```

```

if handles.selected_category == 5 || handles.selected_category == 6
||...
    handles.selected_category == 8 || handles.selected_category ==
9
    set(handles.landing_gear_type1,'enable','off','Value',1)
else
    set(handles.landing_gear_type1,'enable','on')
end

if handles.selected_category == 7 %Transp. Passageiros a Hélice
    set(handles.landing_gear_type1,'Visible','off')
    set(handles.landing_gear_type2,'Visible','on')
else
    set(handles.landing_gear_type1,'Visible','on')
    set(handles.landing_gear_type2,'Visible','off')
end

%Condição para prop, 'else' para jet
if handles.selected_category == 1 || handles.selected_category == 2
|| handles.selected_category == 3 ...
    || handles.selected_category == 4 || handles.selected_category ==
5 || handles.selected_category == 7

    set(handles.engine_category_prop,'Visible','on')
    set(handles.engine_category,'Visible','off')

    set(handles.loiter_prop,'Visible','on')
    set(handles.cruise_prop,'Visible','on')
    set(handles.loiter,'Visible','off')
    set(handles.cruise,'Visible','off')

    set(handles.TSFC,'Visible','off')
    set(handles.TSFC_takeoff,'Visible','off')
    set(handles.TSFC_loiter,'Visible','off')
    set(handles.TSFC_cruise,'Visible','off')
    set(handles.SFC,'Visible','on')
    set(handles.SFC_takeoff,'Visible','on')
    set(handles.SFC_loiter,'Visible','on')
    set(handles.SFC_cruise,'Visible','on')
    set(handles.neta_h,'Visible','on')
    set(handles.neta_takeoff,'Visible','on')
    set(handles.neta_loiter,'Visible','on')
    set(handles.neta_cruise,'Visible','on')

    set(handles.qtd_blades,'Visible','on')
    set(handles.qtd_blades_answer,'enable','on','Visible','on')

    set(handles.empuxo_peso_popup,'Visible','off')
    if handles.selected_category == 7
        set(handles.prop_bi_quadri,'Visible','on')
    else
        set(handles.prop_bi_quadri,'Visible','off')
    end

    set(handles.dec_com_obst_35ft,'String','Com obstáculo de 50 ft')

    set(handles.T_por_engine,'Visible','off')
    set(handles.T_cruise,'Visible','off')

```

```

set(handles.T_takeoff,'Visible','off')

set(handles.sep_por_engine,'Visible','on')
set(handles.sep_cruise,'Visible','on')
set(handles.sep_takeoff,'Visible','on')

set(handles.diametro_helice,'Visible','on')
set(handles.diam_helice_answer,'Visible','on')

else %jets
set(handles.engine_category_prop,'Visible','off')
set(handles.engine_category,'Visible','on')

set(handles.loiter_prop,'Visible','off')
set(handles.cruise_prop,'Visible','off')
set(handles.loiter,'Visible','on')
set(handles.cruise,'Visible','on')

set(handles.TSFC,'Visible','on')
set(handles.TSFC_takeoff,'Visible','on')
set(handles.TSFC_loiter,'Visible','on')
set(handles.TSFC_cruise,'Visible','on')

set(handles.SFC,'Visible','off')
set(handles.SFC_takeoff,'Visible','off')
set(handles.SFC_loiter,'Visible','off')
set(handles.SFC_cruise,'Visible','off')

set(handles.neta_h,'Visible','off')
set(handles.neta_takeoff,'Visible','off')
set(handles.neta_loiter,'Visible','off')
set(handles.neta_cruise,'Visible','off')

set(handles.qtd_blades,'Visible','off')

set(handles.qtd_blades_answer,'enable','off','Visible','off','String',[])

set(handles.dec_com_obst_35ft,'String','Com obstáculo de 35 ft')

set(handles.empuxo_peso_popup,'Visible','on')
set(handles.prop_bi_quadri,'Visible','off')

set(handles.T_por_engine,'Visible','on')
set(handles.T_cruise,'Visible','on')
set(handles.T_takeoff,'Visible','on')

set(handles.sep_por_engine,'Visible','off')
set(handles.sep_cruise,'Visible','off')
set(handles.sep_takeoff,'Visible','off')

set(handles.diametro_helice,'Visible','off')
set(handles.diam_helice_answer,'Visible','off')

end

set(handles.envergadura_answer,'String',[])

```

```

set(handles.c_root_answer, 'String', [])
set(handles.c_tip_answer, 'String', [])
set(handles.mac_answer, 'String', [])
set(handles.posicao_mac_answer, 'String', [])

set(handles.HT_area_answer, 'String', [])
set(handles.envergadura_HT_answer, 'String', [])
set(handles.c_root_HT_answer, 'String', [])
set(handles.c_tip_HT_answer, 'String', [])
set(handles.mac_HT_answer, 'String', [])
set(handles.posicao_mac_HT_answer, 'String', [])

set(handles.VT_area_answer, 'String', [])
set(handles.envergadura_VT_answer, 'String', [])
set(handles.c_root_VT_answer, 'String', [])
set(handles.c_tip_VT_answer, 'String', [])
set(handles.mac_VT_answer, 'String', [])
set(handles.posicao_mac_VT_answer, 'String', [])

aspect_ratio_answer_Callback(hObject, eventdata, handles)
lambda_answer_Callback(hObject, eventdata, handles)

tail_type_listbox_Callback(hObject, eventdata, handles)

swet_sref_answer_Callback(hObject, eventdata, handles)
guidata(hObject, handles);

```

APÊNDICE B – Rotina Desenvolvida Para Cálculo dos Pesos Principais da Aeronave

```
% --- Executes on button press in calculate_weight.
function calculate_weight_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject      handle to calculate_weight (see GCBO)
% eventdata    reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles      structure with handles and user data (see GUIDATA)

%Calculos da polar de arrasto
handles.cfe_atualizado = str2double(get(handles.cfe_answer, 'String'));
handles.swet_sref_atualizado =
str2double(get(handles.swet_sref_answer, 'String'));

handles.CD0 = handles.cfe_atualizado*handles.swet_sref_atualizado;
% set(handles.C_D0_answer, 'String', handles.CD0)

handles.eficiencia =
1/(1+str2double(get(handles.eficiencia_answer, 'String')));

% handles.AR_atualizado =
str2num(get(handles.aspect_ratio_answer, 'String'));
handles.AR_atualizado =
str2double(get(handles.aspect_ratio_answer, 'String'));

handles.k2 = 1/(pi*handles.AR_atualizado*handles.eficiencia);
% set(handles.k2_answer, 'String', sprintf('%.4f', handles.k2))

%%%CÁLCULO DE ALCANCE EQUIVALENTE%%%

%Passo 1: Estimar o acréscimo de alcance devido ao requisito de 10% do
%tempo de voo, ponderando o alcande pelo tempo médio de voo:

handles.Range_nominal =
str2double(get(handles.range_sem_reserva_answer, 'String'));
handles.V_cruzeiro =
str2double(get(handles.velocidade_cruzeiro_answer, 'String'));
handles.t_comb_reserva =
str2double(get(handles.tempo_comb_answer, 'String'));

handles.t_flight = handles.Range_nominal/handles.V_cruzeiro; %[hr]

handles.t_extra = (handles.t_comb_reserva/100)*handles.t_flight; %[hr]

handles.Range_extra = handles.t_extra*handles.V_cruzeiro; %[km]

%Passo 2: calcular o alcance equivalente para fins de projeto
conceitual
%com base nos acréscimos de alcance conforme requisitos
regulamentares.
K = 1; %Aeronave com enflechamento fixo
handles.Range_alternativo =
str2double(get(handles.alternativa_answer, 'String'));

handles.Range_equivalente = handles.Range_nominal +
handles.Range_extra + handles.Range_alternativo;
```

```

%%CÁLCULO DE PESO DE DECOLAGEM DE AERONAVE A JATO
%1° PASSO: determinar a equação da fração de peso vazio operacional:

Wempty_W0 = handles.a_weight_est*(W0^handles.C_weight_est)*K;

%2° PASSO: determinar as frações de peso em voo de cruzeiro e em voo
%de espera a partir do alcance desejado e da autonomia em espera
regulamentar:

handles.Range_equivalente_meters = handles.Range_equivalente*1000;
[m]

handles.tempo_espera =
str2double(get(handles.tempo_espera_answer, 'String'));

handles.autonomia_espera = (handles.tempo_espera/60)*3600; %Autonomia
em segundos

%3° PASSO: estimar a fração de peso de combustível com base nas
frações
%de peso de combustível nas etapas de voo de cruzeiro e de voo de
espera:
handles.value_airplane_cat = get(handles.airplane_category, 'Value');

if handles.value_airplane_cat == 6 || handles.value_airplane_cat == 8
|| handles.value_airplane_cat == 9 %Jet airplanes
    handles.L_D_cruise = 3/(4*sqrt(3*handles.k2*handles.CD0));
    handles.TSFC_cruise_Ns =
handles.TSFC_cruise_estimated/(1000*3600);

    handles.L_D_loiter = 1/(2*sqrt(handles.k2*handles.CD0));
    handles.TSFC_loiter_Ns =
handles.TSFC_loiter_estimated/(1000*3600);

    handles.V_cruzeiro_ms = handles.V_cruzeiro/3.6;

    handles.W3W2 = exp((-handles.g*handles.Range_equivalente_meters*
...
handles.TSFC_cruise_Ns)/(handles.V_cruzeiro_ms*handles.L_D_cruise));

    handles.W5W4 = exp((-handles.g*handles.autonomia_espera* ...
handles.TSFC_loiter_Ns)/(handles.L_D_loiter));

    handles.Wfuel_W0 = 1-handles.W1_W0*handles.W2_W1*handles.W3W2* ...
handles.W4_W3*handles.W5W4*handles.W6_W5;
else %Piston/Helice airplanes
    handles.L_D_cruise = 1/(2*sqrt(handles.k2*handles.CD0));
    handles.SFC_cruise_Ws = handles.SFC_cruise_estimated/(745.7*3600);

    handles.L_D_loiter = 3/(4*sqrt(3*handles.k2*handles.CD0));
    handles.SFC_loiter_Ws = handles.SFC_loiter_estimated/(745.7*3600);
%kg/W.s

handles.V_cruzeiro_ms = handles.V_cruzeiro/3.6;

```

```

        handles.W3W2 = exp((-handles.g*handles.Range_equivalente_meters*
...

handles.SFC_cruise_Ws)/((handles.neta_cruise_estimated/100)*handles.L_
D_cruise));

        handles.W5W4 = exp((-
handles.g*handles.autonomia_espera*handles.V_cruzeiro_ms* ...

handles.SFC_loiter_Ws)/((handles.neta_loiter_estimated/100)*handles.L_
D_loiter));

        handles.Wfuel_W0 = 1-handles.W1_W0*handles.W2_W1*handles.W3W2* ...
        handles.W4_W3*handles.W5W4*handles.W6_W5;
end

%%-----PRIMEIRA ESTIMATIVA DE PESO-----%%
handles.Wpayload =
9.81*str2double(get(handles.carga_paga_answer, 'String'));

tol = 1e-3;
int1 = 0;
erro = 1;
W0_in = handles.Wpayload; %VALOR CHUTE;%52130*handles.g;
% Peso total da aeronave estimado inicialmente com o peso estrutural
do E-190
%+ Carga paga do nosso projeto + 12000 kg de combustível(+/- 2*Wfuel
do E-190)
i = 1;
while erro >= tol
    int1 = int1+1;
    W0_iterativo_armazenado(i) = W0_in;

    handles.Wempty_W0 =
handles.a_weight_est*W0_in^handles.C_weight_est*K; % Relação
experimental de Wempty/Wo

    W0 = handles.Wpayload/(1-handles.Wempty_W0-handles.Wfuel_W0);
    erro = abs(W0-W0_in);

    W0_in = W0;

    %Armazenando os valores
    handles.W0_estimado_armazenado(i) = W0;
    handles.Wempty_W0_armazenado(i) = handles.Wempty_W0;
    handles.erro_armazenado(i) = erro;

    i = i+1;
end

handles.W0_1_estimativa = W0/handles.g; %[MTOW]

handles.Wempty = handles.Wempty_W0*handles.W0_1_estimativa;

handles.Wfuel = handles.Wfuel_W0*handles.W0_1_estimativa;

%Setando os parâmetros
set(handles.W0_1_est_answer, 'String', sprintf('%.1f', handles.W0_1_estim
ativa));

```

```

set(handles.Wempty_1_est_answer, 'String', sprintf('%1f', handles.Wempty));
set(handles.Wfuel_1_est_answer, 'String', sprintf('%1f', handles.Wfuel));
;

set(handles.iteracoes_1_est_answer, 'String', i)

%%%COMEÇANDO O CÁLCULO DA CARGA ALAR E AREA ALAR

handles.W0_1_est_N = handles.W0_1_estimativa*handles.g;

handles.W_S_1_est_emp =
handles.a_wingload*(handles.W0_1_est_N)^handles.C_wingload;

handles.wing_area_emp = handles.W0_1_est_N/handles.W_S_1_est_emp;

%2° PASSO: recalculando a área molhada da aeronave e apresentar o novo
valor do
%coeficiente de arrasto parasita.

handles.S_wet_emp = handles.a_wet*(handles.W0_1_est_N)^handles.C_wet;

handles.new_CD0 =
handles.cfe_atualizado*(handles.S_wet_emp/handles.wing_area_emp);

%3° PASSO: determinar o peso médio em cruzeiro da aeronave e
recalculando a
%eficiência aerodinâmica L/D de cruzeiro:
handles.new_W_cruise_kg = (2*handles.W0_1_estimativa -
handles.Wfuel)/2;
handles.new_W_cruise_N = handles.new_W_cruise_kg*handles.g;

Flight_altitude_meters =
convlength(str2double(get(handles.cond_cruzeiro_answer, 'String')), 'ft'
, 'm');
[~,~,~,rho_flight_level] = atmosisa(Flight_altitude_meters);

% rho_flight_level = 0.355;

handles.new_CL_cruise =
2*handles.new_W_cruise_N/(rho_flight_level*handles.wing_area_emp*handl
es.V_cruzeiro_ms^2);

handles.new_L_D_cruise =
1/((handles.new_CD0/handles.new_CL_cruise)+handles.k2*handles.new_CL_c
ruise);

%4° PASSO: estimar a fração de peso de combustível com base nas
frações de
%peso de combustível nas etapas de vôo de cruzeiro e de vôo de espera:
if handles.value_airplane_cat == 6 || handles.value_airplane_cat == 8
|| handles.value_airplane_cat == 9 %Jet airplanes
handles.TSFC_cruise_estimated_Ns =
handles.TSFC_cruise_estimated/(1000*3600);

handles.new_L_D_loiter = 1/(2*sqrt(handles.k2*handles.new_CD0));
% handles.Range_nominal_m = handles.Range_nominal*1000;

```

```

% MUDEI DE handles.Range_nominal_m PARA
handles.Range_equivalente_meters;
handles.TSFC_loiter_estimated_Ns =
handles.TSFC_loiter_estimated/(1000*3600);

handles.new_W3W2 = exp((-
handles.g*handles.Range_equivalente_meters*handles.TSFC_cruise_estimat
ed_Ns)/...
(handles.V_cruzeiro_ms*handles.new_L_D_cruise));

handles.new_W5W4 = exp((-
handles.g*handles.autonomia_espera*handles.TSFC_loiter_estimated_Ns)/(
handles.new_L_D_loiter));

handles.new_Wfuel_W0 = 1 -
handles.W1_W0*handles.W2_W1*handles.new_W3W2*handles.W4_W3*handles.new
_W5W4*handles.W6_W5;
else %Helice / Turbo prop planes
handles.SFC_cruise_estimated_Ws =
handles.SFC_cruise_estimated/(745.7*3600);

handles.new_L_D_loiter = 3/(4*sqrt(3*handles.k2*handles.new_CD0));
% handles.Range_nominal_m = handles.Range_nominal*1000;
% handles.Range_equivalente_meters =
handles.Range_equivalente*1000;
handles.SFC_loiter_estimated_Ws =
handles.SFC_loiter_estimated/(745.7*3600); %kg/W.s

handles.V_cruzeiro_ms = handles.V_cruzeiro/3.6;

handles.new_W3W2 = exp((-
handles.g*handles.Range_equivalente_meters*handles.SFC_cruise_estimat
ed_Ws)/...
((handles.neta_cruise_estimated/100)*handles.new_L_D_cruise));

handles.new_W5W4 = exp((-
handles.g*handles.autonomia_espera*handles.V_cruzeiro_ms*handles.SFC_l
oiter_estimated_Ws)/...
((handles.neta_loiter_estimated/100)*handles.new_L_D_loiter));

handles.new_Wfuel_W0 = 1 -
handles.W1_W0*handles.W2_W1*handles.new_W3W2*handles.W4_W3*handles.new
_W5W4*handles.W6_W5;
end

%5° PASSO: ITERAÇÕES

handles.Wpayload_3_est =
9.81*str2double(get(handles.carga_paga_answer, 'String'));

tol = 1e-3;
int1 = 0;
erro = 1;
W0_in_3_est = handles.Wpayload_3_est; %VALOR CHUTE; %52130*handles.g;
% Peso total da aeronave estimado inicialmente com o peso estrutural
do E-190
%+ Carga paga do nosso projeto + 12000 kg de combustível (+/- 2*Wfuel
do E-190)
i_3 = 1;

```

```

while erro >= tol
    int1 = int1+1;
    W0_iterativo_armazenado_2_est(i_3) = W0_in_3_est;

    handles.Wempty_W0_3_est =
        handles.a_weight_est*W0_in_3_est^handles.C_weight_est*K; % Relação
        experimental de Wempty/Wo

    W0_3_est = handles.Wpayload_3_est/(1-handles.Wempty_W0_3_est-
        handles.new_Wfuel_W0);
    erro = abs(W0_3_est-W0_in_3_est);

    W0_in_3_est = W0_3_est;

    %Armazenando os valores
    handles.W0_estimado_armazenado_3_est(i_3) = W0_3_est;
    handles.Wempty_W0_armazenado_3_est(i_3) = handles.Wempty_W0_3_est;
    handles.erro_armazenado_3_est(i_3) = erro;

    i_3 = i_3+1;
end

handles.W0_3_estimativa = W0_3_est/handles.g; %[MTOW]

handles.Wempty_3_est = handles.Wempty_W0_3_est*W0_3_est;
handles.Wempty_3_est_kg = handles.Wempty_3_est/9.81;

handles.Wfuel_3_est = handles.new_Wfuel_W0*W0_3_est;
handles.Wfuel_3_est_kg = handles.Wfuel_3_est/9.81;

set(handles.W0_3_est_answer, 'String', sprintf('%.1f', handles.W0_3_estimativa));
set(handles.Wempty_3_est_answer, 'String', sprintf('%.1f', handles.Wempty_3_est_kg));
set(handles.Wfuel_3_est_answer, 'String', sprintf('%.1f', handles.Wfuel_3_est_kg));

set(handles.iteracoes_3_est_answer, 'String', i_3)

set(handles.wing_area_emp_answer, 'String', sprintf('%.2f', handles.wing_area_emp));

%%-----TERCEIRA ESTIMATIVA DE PESO-----%%
%%SLIDE 87 AULA 05

Flight_altitude_meters =
    convlength(str2double(get(handles.cond_cruzeiro_answer, 'String')), 'ft'
    , 'm');
handles.W0_1_estimativa = handles.W0_3_estimativa; %!!!!!!!!!!!!!!
handles.W_cruise_kg = (2*handles.W0_1_estimativa - handles.Wfuel)/2;
handles.W_cruise_N = handles.W_cruise_kg*9.81;

[~,~,~,rho_flight_level] = atmosisa(Flight_altitude_meters);

% handles.rho_flight_level = 0.355;
handles.rho_flight_level = rho_flight_level;

```

```

% handles.wing_area =
str2double(get(handles.wing_area_answer, 'String'));

handles.wing_area_emp =
str2double(get(handles.wing_area_emp_answer, 'String'));

% handles.CL_cruise_2_est =
2*handles.W_cruise_N/(rho_flight_level*handles.wing_area_emp*handles.V
_cruzeiro_ms^2);
handles.CL_cruise_2_est = handles.new_CL_cruise;

% handles.L_D_cruise_2_est =
1/((handles.CD0/handles.CL_cruise_2_est)+handles.k2*handles.CL_cruise
_2_est);
handles.L_D_cruise_2_est = handles.new_L_D_cruise;

%2°/3° PASSO: estimar a fração de peso de combustível com base nas
frações de peso de combustível nas etapas
%de vôo de cruzeiro e de vôo de espera:
if handles.value_airplane_cat == 6 || handles.value_airplane_cat == 8
|| handles.value_airplane_cat == 9 %Jet airplanes
    handles.W3W2_2_est = exp((-
handles.g*handles.Range_equivalente_meters* ...

handles.TSFC_cruise_Ns)/(handles.V_cruzeiro_ms*handles.L_D_cruise_2_es
t));

    handles.W5W4_2_est = exp((-handles.g*handles.autonomia_espera* ...
handles.TSFC_loiter_Ns)/(handles.L_D_loiter));

    handles.Wfuel_W0_2_est = 1-
handles.W1_W0*handles.W2_W1*handles.W3W2_2_est* ...
handles.W4_W3*handles.W5W4_2_est*handles.W6_W5;
else

    handles.W3W2_2_est = exp((-
handles.g*handles.Range_equivalente_meters* ...

handles.SFC_cruise_Ws)/((handles.neta_cruise_estimated/100)*handles.L_
D_cruise_2_est));

    handles.W5W4_2_est = exp((-
handles.g*handles.autonomia_espera*handles.V_cruzeiro_ms* ...

handles.SFC_loiter_Ws)/((handles.neta_loiter_estimated/100)*handles.L_
D_loiter));

    handles.Wfuel_W0_2_est = 1-
handles.W1_W0*handles.W2_W1*handles.W3W2_2_est* ...
handles.W4_W3*handles.W5W4_2_est*handles.W6_W5;
end
%ITERAÇÃO:
handles.Wpayload_2_est =
9.81*str2double(get(handles.carga_paga_answer, 'String'));

tol = 1e-3;
int1 = 0;
erro = 1;

```

```

W0_in_2_est = handles.Wpayload_2_est; %VALOR CHUTE; %52130*handles.g;
% Peso total da
%aeronave estimado inicialmente com o peso estrutural do E-190 + Carga
paga do nosso projeto
%+ 12000 kg de combustivel(+/- 2*Wfuel do E-190)
i_2 = 1;
while erro >= tol
    int1 = int1+1;
    W0_iterativo_armazenado_2_est(i_2) = W0_in_2_est;

    handles.Wempty_W0_2_est =
handles.a_weight_est*W0_in_2_est^handles.C_weight_est*K; % Relação
experimental de Wempty/Wo

    W0_2_est = handles.Wpayload_2_est/(1-handles.Wempty_W0_2_est-
handles.Wfuel_W0_2_est);
    erro = abs(W0_2_est-W0_in_2_est);

    W0_in_2_est = W0_2_est;

    %Armazenando os valores
    handles.W0_estimado_armazenado_2_est(i_2) = W0_2_est;
    handles.Wempty_W0_armazenado_2_est(i_2) = handles.Wempty_W0_2_est;
    handles.erro_armazenado_2_est(i_2) = erro;

    i_2 = i_2+1;
end

handles.W0_2_estimativa = W0_2_est/handles.g; %[MTOW]

handles.Wempty_2_est = handles.Wempty_W0_2_est*W0_2_est;
handles.Wempty_2_est_kg = handles.Wempty_2_est/9.81;

handles.Wfuel_2_est = handles.Wfuel_W0_2_est*W0_2_est;
handles.Wfuel_2_est_kg = handles.Wfuel_2_est/9.81;
%%FIM DA TERCEIRA ESTIMATIVA

set(handles.W0_2_est_answer,'String',sprintf('%.1f',handles.W0_2_estim
ativa));
set(handles.Wempty_2_est_answer,'String',sprintf('%.1f',handles.Wempty
_2_est_kg));
set(handles.Wfuel_2_est_answer,'String',sprintf('%.1f',handles.Wfuel_2
_est_kg));

set(handles.iteracoes_2_est_answer,'String',i_2)

% tail_type_listbox_Callback(@tail_type_listbox_Callback, eventdata,
handles)
guidata(hObject,handles);

```