

**JOÃO PAULO RIBEIRO LOUSADA**

**ANÁLISE DE SENSIBILIDADE DO MODELO MATEMÁTICO UTILIZADO EM  
PROJETOS CONCEITUAIS DE AERONAVES**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**2018**

**JOÃO PAULO RIBEIRO LOUSADA**

**ANÁLISE DE SENSIBILIDADE DO MODELO MATEMÁTICO UTILIZADO EM  
PROJETOS CONCEITUAIS DE AERONAVES**

Projeto de Conclusão de Curso  
apresentado ao Programa 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: Projeto de Aeronaves

Orientador: Prof. Msc. Giuliano Gardolinski  
Venson

**UBERLÂNDIA – MG**

**2018**

**JOÃO PAULO RIBEIRO LOUSADA**

**ANÁLISE DE SENSIBILIDADE DO MODELO MATEMÁTICO UTILIZADO EM  
PROJETOS CONCEITUAIS DE AERONAVES**

Projeto de Conclusão de Curso  
APROVADO pelo Programa de Graduação  
em Engenharia Aeronáutica da Universidade  
Federal de Uberlândia

Área de concentração: Projeto de Aeronaves

Banca Examinadora:

---

Prof. Msc. Giuliano Gardolinski Venson

---

Prof. Dr. Odenir de Almeida

---

Prof. Dr. Francisco José de Souza

**UBERLÂNDIA – MG**

**2018**

## RESUMO

Este trabalho apresenta uma análise de sensibilidade quanto ao modelo matemático empregado no Projeto Conceitual de Aeronaves. Esta técnica utiliza, com base em requisitos iniciais de projeto definidos pelo projetista responsável, processos iterativos e tabelas de tendências históricas, bem como equações empíricas para alimentar o processo de cálculos com as variáveis necessárias. Implementada computacionalmente através da linguagem de programação Python (versão 3.6.5), a análise de sensibilidade é realizada através da combinação de três parâmetros de entrada: alongamento da asa e as constantes das equações empíricas para a fração de peso vazio e para a carga alar de decolagem. Como resultado desse trabalho é apresentada a influência de tais combinações de variáveis de entrada nos pesos finais da aeronave, bem como outras características. Além disto, são evidenciados dois estudos de caso: aeronave de transporte de passageiros a jato com capacidade de transporte entre 96 e 114 passageiros e aeronave executiva da categoria Very Light Jet, onde ambas são comparadas com aeronaves reais.

## ABSTRACT

This work presents a sensibility analysis regarding the mathematical model used in the Conceptual Aircraft Design. This technique uses, based on initial design requirements defined by the designer, iterative processes and tables of historical trends, as well as empirical equations to feed the calculation process with the necessary variables. Computationally implemented through the Python programming language (version 3.6.5), sensitivity analysis is performed by combining three input parameters: wing aspect ratio and constants of the empirical equations for the empty weight fraction and for the takeoff wing loading. As a result of this work, the influence of such combinations of input variables on the aircraft final weights is shown, as well as other characteristics. In addition, two case studies are presented: Passenger Jet Aircraft with 96-114 passenger capacity and Executive Very Light Jet, where both will be compared with real aircraft.

---

Keywords: Conceptual Aircraft Design, Sensibility Analysis, Wing Aspect Ratio, Passenger Jet Aircraft, Very Light Jet.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - "Design Wheel". Fonte: Raymer [7].	16
Figura 2 - Fluxograma do projeto conceitual de aeronaves. Fonte: Venson [1].	18
Figura 3 - Componentes internos da asa. Fonte: Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA) [11].	20
Figura 4 - Componentes principais de uma aeronave. Fonte: Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA) [11].	21
Figura 5 - Envergadura e corda da asa (Adaptada). Fonte: Venson [2].	22
Figura 6 - Representação geométrica de enflechamento positivo. Fonte: Venson [2].	22
Figura 7 - Configurações de diedro/anedro. Fonte: Blog Aviation Class [14].	23
Figura 8 - Efeito do alongamento no coeficiente de sustentação. Fonte: Raymer [1].	24
Figura 9 - Razão de planeio (Adaptada). Fonte: Rodrigues [12].	24
Figura 10 - Representação geométrica das cordas da ponta e da raiz da asa. Fonte: Blog Aviation Class [14].	25
Figura 11 - Corda média aerodinâmica e seu posicionamento. Fonte: Venson [2].	25
Figura 12 - Fator de eficiência aerodinâmica da asa em função do alongamento e afilamento. Fonte: Venson [3].	27
Figura 13 - Divisão do peso bruto de decolagem. Fonte: Venson [4].	28
Figura 14 - Perfil típico da missão de uma aeronave. Fonte: Venson [4].	29
Figura 15 - Esquematização da ferramenta computacional.	39
Figura 16 - Roteiro da primeira estimativa de peso. Fonte: Venson [4].	41
Figura 17 - Roteiro da segunda estimativa de peso. Fonte: Venson [4].	42
Figura 18 - Roteiro da terceira estimativa de peso. Fonte: Venson [5].	43
Figura 19 - Motores da aeronave de transporte de passageiros a jato. Fonte: [9].	44
Figura 20 - Motores da aeronave executiva VLJ. Fonte: [9].	45
Figura 21 - Parâmetros de entrada – Aeronave de transporte de passageiros a jato.	46
Figura 22 - Parâmetros de entrada – Aeronave executiva VLJ.	46
Figura 23 - Análise Isolada: Alongamento da asa vs Pesos estimados.	54
Figura 24 – Análise Isolada: Constante “a” da fração de peso vazio vs Pesos estimados.	55

Figura 25 – Análise Isolada: Constante “a” da carga alar de decolagem vs Pesos estimados.....	56
Figura 26 – Aeronave de Transporte de Passageiros a jato: Comportamento dos pesos com base nas combinações de entrada. ....	58
Figura 27 - Aeronave de Transporte de Passageiros a jato: Comportamento da carga alar de decolagem e da área de referência da asa com base nas combinações de entrada. ....	59
Figura 28 - Aeronave de Transporte de Passageiros a jato: Comportamento do empuxo T por motor com base nas combinações de entrada. ....	60
Figura 29 - Aeronave de Transporte de Passageiros a jato: Comportamento das velocidades de estol com base nas combinações de entrada.....	61
Figura 30 - Aeronave de Transporte de Passageiros a jato: Comportamento do número de iterações com base nas combinações de entrada. ....	62
Figura 31 - Aeronave VLJ: Comportamento dos pesos com base nas combinações de entrada. ....	63
Figura 32 - Aeronave VLJ: Comportamento da carga alar de decolagem e da área de referência da asa com base nas combinações de entrada.....	64
Figura 33 - Aeronave VLJ: Comportamento do empuxo T por motor com base nas combinações de entrada.....	65
Figura 34 - Aeronave VLJ: Comportamento das velocidades de estol com base nas combinações de entrada.....	65
Figura 35 - Aeronave VLJ: Comportamento do número de iterações com base nas combinações de entrada.....	66

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Requisitos de Projeto – Aeronave de Transporte de Passageiros a jato.	38
Tabela 2 - Requisitos de Projeto – Aeronave Executiva Very Light Jet.	39
Tabela 3 - Resumo da 1ª Estimativa de Pesos.	40
Tabela 4 - Resumo da 2ª Estimativa de Pesos.	41
Tabela 5 - Resumo da 3ª Estimativa de Pesos.	42
Tabela 6 – Combinações – Aeronave de transporte de passageiros a jato.	46
Tabela 7 – Combinações – Aeronave Executiva VLJ.	47
Tabela 8 – Demais Variáveis – Aeronave de transporte de passageiros a jato.	48
Tabela 9 – Demais Variáveis – Aeronave Executiva VLJ.	50
Tabela 10 – Variação isolada do alongamento.	53
Tabela 11 – Variação isolada da constante “a” da fração de peso vazio.	55
Tabela 12 – Variação isolada da constante “a” da carga alar de decolagem.	56
Tabela 13 – Aeronave de Transporte de Passageiros a jato: Análise dos pesos calculados.	58
Tabela 14 – Aeronave de Transporte de Passageiros a jato: Análise do número de iterações.	61
Tabela 15 – Aeronave VLJ: Análise dos pesos calculados.	63
Tabela 16 – Aeronave VLJ: Análise do número de iterações.	66
Tabela 17 – Categoria de aeronaves escolhidas e projetos reais.	67
Tabela 18 – Aeronave de Transporte de Passageiros a jato: Combinações com melhores resultados.	67
Tabela 19 – Aeronave de Transporte de Passageiros a jato: Comparação de resultados.	68
Tabela 20 – Aeronave VLJ: Combinações com melhores resultados.	69
Tabela 21 – Aeronave VLJ: Comparação de resultados.	69

## LISTA DE ABREVIATURAS E SÍMBOLOS

$a_{fracao\ peso\ vazio}$	Constante de equação empírica para a fração de peso vazio
$a_{carga\ alar\ decol.}$	Constante de equação empírica para a carga alar de decolagem
$b_W$	Envergadura da asa
$b_{HT}$	Envergadura da empenagem horizontal
$b_{VT}$	Envergadura da empenagem vertical
$C_{fracao\ peso\ vazio}$	Constante de equação empírica para a fração de peso vazio
$C_{carga\ alar\ decol.}$	Constante de equação empírica para a carga alar de decolagem
$C_D$	Coefficiente de arrasto total
$C_{D0}$	Coefficiente de arrasto parasita
$C_{Di}$	Coefficiente de arrasto induzido
$C_{fe}$	Coefficiente de fricção de superfície equivalente
$C_{Lcruise}$	Coefficiente de sustentação na fase de cruzeiro
$C_{Lmax}$	Coefficiente de sustentação máximo
$C_{Ltakeoff}$	Coefficiente de sustentação de decolagem
$c_{rootW}$	Corde na raiz da asa
$c_{rootHT}$	Corde na raiz da empenagem horizontal
$c_{rootVT}$	Corde na raiz da empenagem vertical
$c_{tipW}$	Corde na ponta da asa
$c_{tipHT}$	Corde na ponta da empenagem horizontal
$c_{tipVT}$	Corde na ponta da empenagem vertical
$E$	Autonomia de voo durante a fase de espera
$e_W$	Fator de eficiência aerodinâmica da asa
$g$	Aceleração da gravidade
$K_{fracao\ peso\ vazio}$	Constante de equação empírica para a fração de peso vazio
$k_2$	Constante de arrasto induzido
$l_{HT}$	Braços de momento da empenagem horizontal
$l_{VT}$	Braços de momento da empenagem vertical
$M_{0max}$	Número de Mach operacional máximo
$R$	Alcance de cruzeiro

$R_T$	Distância de decolagem
$R_L$	Distância de aterrisagem
$S_{W_{ref}}$	Área de referência da asa
$S_{HT_{ref}}$	Área de referência da empenagem horizontal
$S_{VT_{ref}}$	Área de referência da empenagem vertical
$S_{WET}$	Área molhada da asa
$T$	Empuxo
$V_0$	Velocidade de cruzeiro
$V_{estol}$	Velocidade de estol
$V_{HT}$	Coefficiente de volume de cauda da empenagem horizontal
$V_{VT}$	Coefficiente de volume de cauda da empenagem vertical
$W_0$	Peso bruto de decolagem
$W_{empty}$	Peso operacional vazio
$W_{fuel}$	Peso de combustível
$W_{cruise}$	Peso médio de cruzeiro
$W_{payload}$	Carga paga
$x_L$	Comprimento da fuselagem
$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}$	Eficiência aerodinâmica em voo de cruzeiro
$\left(\frac{L}{D}\right)_{loiter}$	Eficiência aerodinâmica em voo de espera
$\frac{W_0}{S_{W_{ref}}}$	Carga alar de decolagem
$\frac{W_1}{W_0}$	Fração de peso na fase de taxiamento e decolagem
$\frac{W_2}{W_1}$	Fração de peso na fase de subida para o nível de cruzeiro
$\frac{W_3}{W_2}$	Fração de peso na fase de cruzeiro
$\frac{W_4}{W_3}$	Fração de peso na fase de descida
$\frac{W_5}{W_4}$	Fração de peso na fase de espera/loiter

$\frac{W_6}{W_5}$	Fração de peso na fase de aterrisagem e taxiamento
$Y$	Posição de $mac_W$ ao longo da envergadura da asa
$AR_W$	Alongamento da asa
$AR_{HT}$	Alongamento da empenagem horizontal
$AR_{VT}$	Alongamento da empenagem vertical
$mac_W$	Corda média aerodinâmica da asa
$mac_{HT}$	Corda média aerodinâmica da empenagem horizontal
$mac_{VT}$	Corda média aerodinâmica da empenagem vertical
$TSC_{cruise}$	Consumo específico de combustível em cruzeiro
$TSC_{loiter}$	Consumo específico de combustível em loiter
$\Lambda_W$	Enflechamento da asa
$\Lambda_{HT}$	Enflechamento da empenagem horizontal
$\Lambda_{VT}$	Enflechamento da empenagem vertical
$\Gamma_W$	Ângulo de diedro/anedro da asa
$\Gamma_{HT}$	Ângulo de diedro/anedro da empenagem horizontal
$\Gamma_{VT}$	Ângulo de diedro/anedro da empenagem vertical
$\lambda_W$	Afilamento da asa
$\lambda_{HT}$	Afilamento da empenagem horizontal
$\lambda_{VT}$	Afilamento da empenagem vertical
$\sigma$	Razão entre a densidade do ar ambiente e a densidade padrão
$\rho_{cruise}$	Densidade do ar em nível de cruzeiro
$\rho_{sea\ level}$	Densidade do ar ao nível do mar

## SUMÁRIO

INTRODUÇÃO .....	14
OBJETIVOS .....	15
REVISÃO DE LITERATURA .....	16
2.1. O PROCESSO DE DESENVOLVIMENTO DE AERONAVES .....	16
2.1.1. Estudos De Viabilidade Técnica, Econômica E Comercial.....	17
2.1.2. Projeto Conceitual.....	17
2.1.3. Projeto Preliminar .....	19
2.1.4. Projeto Detalhado .....	19
2.2. PROJETO CONCEITUAL EM DETALHES.....	20
2.2.1 Layout Geral De Aeronaves.....	20
2.2.2. Propriedades Geométricas Das Superfícies Aerodinâmicas.....	20
2.2.3. Polar De Arrasto E Seus Coeficientes.....	26
2.2.4. Pesos Característicos Das Aeronaves .....	28
2.2.5 Perfil Típico Da Missão De Uma Aeronave .....	28
2.2.6. Procedimento De Cálculo Dos Pesos.....	29
2.3. RELAÇÕES DE DESEMPENHO APLICADAS AO PROJETO .....	32
2.3.1 Carga Alar.....	32
2.3.2 Velocidade de Estol.....	33
2.3.3. Relação Empuxo-Peso .....	33
2.3.4. Distância de Decolagem.....	34
2.3.5. Distância de Aterrisagem.....	35
2.4. DIMENSIONAMENTO FÍSICO DA AERONAVE.....	35
METODOLOGIA.....	37
3.1. CATEGORIAS DE AERONAVES EM ESTUDO .....	37
3.2. REQUISITOS DE PROJETO.....	37
3.3. MODELAGEM MATEMÁTICA E FERRAMENTA COMPUTACIONAL .....	37
3.4. PARÂMETROS PARA ANÁLISE DE SENSIBILIDADE .....	45
RESULTADOS .....	53
4.1. ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARA O ALONGAMENTO DA ASA.....	53
4.2. ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARA A CONSTANTE “A” DA FRAÇÃO DE PESO VAZIO 54	
4.3. ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARA A CONSTANTE “A” DA CARGA ALAR DE DECOLAGEM.....	56
4.4. AERONAVE DA CATEGORIA: TRANSPORTE DE PASSAGEIROS A JATO.....	57

4.4.1.	<i>Análise de Sensibilidade dos Parâmetros Combinados</i> .....	57
4.5.	AERONAVE DA CATEGORIA: VERY LIGHT JET .....	62
4.5.1.	<i>Análise de Sensibilidade dos Parâmetros Combinados</i> .....	62
4.6.	ESTUDOS DE CASO .....	66
4.6.1.	<i>Aeronave De Transporte De Passageiros A Jato</i> .....	67
4.6.2.	<i>Aeronave Executiva Very Light Jet</i> .....	69
	CONCLUSÃO .....	71
	ANEXO .....	73
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	82

## CAPÍTULO 1

### INTRODUÇÃO

O processo de desenvolvimento de uma aeronave envolve diversas áreas do conhecimento e possui alto nível de complexidade, pois visa conceber um produto com alta qualidade e desempenho. Alguns dos objetivos são: baixo peso operacional vazio, grande autonomia e alcance, grande operacionalidade (confiabilidade, manutenibilidade e disponibilidade), conforto, baixo consumo de combustível e, portanto, baixo custo operacional. Entretanto, estes requisitos são muitas vezes concorrentes, não sendo possível obter os melhores resultados em todos estes parâmetros. Portanto, cabe aos envolvidos ponderar as variáveis de projeto e encontrar um ponto de equilíbrio para o produto final.

Pode-se dividir o processo de criação de um veículo aéreo em diversas fases: *Estudos de viabilidade técnica/econômica/comercial, Projeto Conceitual, Projeto Preliminar, Projeto Detalhado, Entrada em serviço e produção em série, Operação e término operacional.*

O presente trabalho se encontra na fase de projeto conceitual de aeronaves. Esta etapa costuma ter grande influência no produto final, pois proporciona aos engenheiros uma ideia geral sobre:

- Aspecto da aeronave: tipo de asa e empenagens, tipo de enflechamento e configurações de diedro/anedro;
- Dimensões: comprimento de fuselagem, envergadura e áreas da asa e das empenagens, razões de aspecto e afilamentos;
- Posicionamentos: dos componentes importantes da aeronave e, com isso, do centro de gravidade da mesma.

Além disto, pode-se estimar os pesos da aeronave, bem como o seu desempenho. Todas essas características são importantes, pois iram conduzir o produto final ao sucesso ou ao fracasso comercial.

Este trabalho de conclusão de curso representa uma análise sobre o modelo apresentado na disciplina de Projetos de Aeronaves I, responsável por efetuar os cálculos e dimensionamentos utilizados na fase de projeto conceitual. Neste estudo,

algumas variáveis de entrada foram variadas e combinadas, visando conhecer e entender os resultados apresentados.

Por fim, este projeto é composto por cinco capítulos e um anexo. Os mesmos são especificados a seguir:

- **Capítulo 1:** apresentação de uma introdução quanto a relevância da pesquisa, como o trabalho será organizada e objetivos;
- **Capítulo 2:** revisão de literatura quanto ao processo de desenvolvimento de aeronaves;
- **Capítulo 3:** metodologia de implementação computacional do modelo teórico;
- **Capítulo 4:** disposição dos resultados encontrados e suas respectivas análises, bem como apresentação de dois estudos de caso;
- **Capítulo 5:** conclusões e sugestões para pesquisas futuras;
- **Anexo:** código computacional implementado na linguagem de programação Python (versão 3.6.5).

## OBJETIVOS

O principal objetivo deste trabalho é efetuar uma análise quanto a sensibilidade da técnica utilizada no projeto conceitual de aeronaves. Implementada computacionalmente, esta modelagem irá variar e combinar (observando os limites estabelecidos pela literatura) três variáveis de entrada para obter diferentes saídas. Desta maneira, pode-se averiguar sua confiabilidade como metodologia de projeto conceitual de aeronaves.

Como objetivo secundário, será apresentada a melhor configuração obtida com base na técnica implementada para os seguintes estudos de caso:

- Aeronave de transporte de passageiros a jato com capacidade entre 96 e 114 passageiros;
- Aeronave executiva da categoria *Very Light Jet (VLJ)*.

## CAPÍTULO 2

### REVISÃO DE LITERATURA

#### 2.1. O PROCESSO DE DESENVOLVIMENTO DE AERONAVES

Conforme apresentado por Raymer [7], existem diferentes pontos de partida para um projeto, cada um com base na visão de quem o está desenvolvendo. Do ponto de vista do *designer*, o projeto deve iniciar com uma ideia inteiramente nova. Quanto ao especialista em dimensionamento, o mesmo não deve começar do zero, mas sim com uma estimativa inicial de peso. Entretanto, na visão dos clientes, são os requisitos que devem nortear o início do projeto de uma aeronave.

Todos estes posicionamentos estão corretos e devem ser ponderados durante a fase inicial de projeto. Conforme mostrado na figura abaixo, requisitos são estabelecidos com base em estudos de tendência feitos anteriormente. Conceitos são criados para cumprir requisitos. Ademais, o estudo de um *design* que se encontra cumprindo certos requisitos pode levar a novos conceitos e tecnologias.

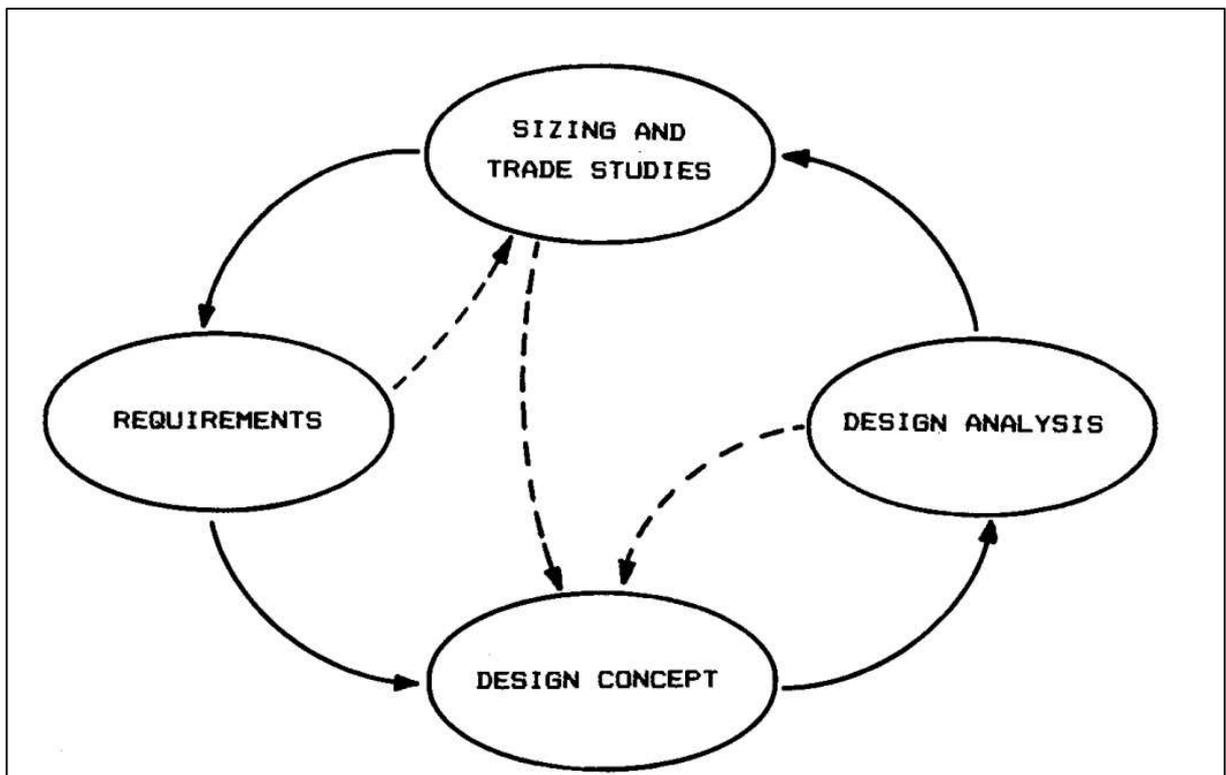


Figura 1 - "Design Wheel". Fonte: Raymer [7].

De acordo com Venson [1], pode-se dividir o processo de desenvolvimento de aeronaves em quatro fases:

- Estudo de viabilidade técnica, econômica e comercial;
- Projeto conceitual;
- Projeto preliminar;
- Projeto detalhado.

### **2.1.1. Estudos de Viabilidade Técnica, Econômica e Comercial**

A partir da análise de tendências históricas e atuais do mercado da aviação e, com enfoque nas necessidades dos clientes, tem-se o estabelecimento de requisitos técnicos para uma nova aeronave. Estas características devem ser amplamente estudadas antes que a empresa progrida para a próxima fase de projeto. Deve ser levado em conta:

- Este novo projeto, com suas novas tecnologias e inovações, irá satisfazer a necessidade dos clientes e, portanto, ter maiores chances de vendas?
- A empresa possui tecnologia, conhecimento e recursos (físicos e pessoal) suficientes para implementar as novidades desta aeronave?
- Existem recursos financeiros suficientes para custear o processo de desenvolvimento?

Caso o projeto seja aprovado nos estudos de viabilidade, o mesmo será levado para a próxima fase.

### **2.1.2. Projeto Conceitual**

Esta fase consiste na determinação das características gerais da aeronave, como os diversos tipos de pesos (peso operacional vazio, peso de combustível, peso de carga paga, peso médio de cruzeiro, entre outros), o aspecto geral e as dimensões das partes constituintes da aeronave, bem como suas informações de desempenho: distância de decolagem e aterrissagem, velocidade de estol, entre outros.

De acordo com Raymer [7], o projeto conceitual é um processo muito dinâmico, onde as variáveis de projeto são constantemente atualizadas. A cada vez que um novo *design* é concebido (visando o cumprimento de certos requisitos), o mesmo deve

ser analisado e dimensionado para gerar novos resultados. Pode-se então dizer que esta etapa representa um processo iterativo e, visando facilitar o procedimento de cálculos, sua implementação computacional é bem-vinda.

Além dos requerimentos de projeto, a metodologia aplicada no presente estudo utiliza como variáveis de entrada gráficos e tabelas estatísticas contendo tendências históricas do setor aeronáutico para diferentes tipos de aeronaves. O fluxograma abaixo fornece uma visão ampla das características de projeto e do processo iterativo pertencentes a este trabalho.

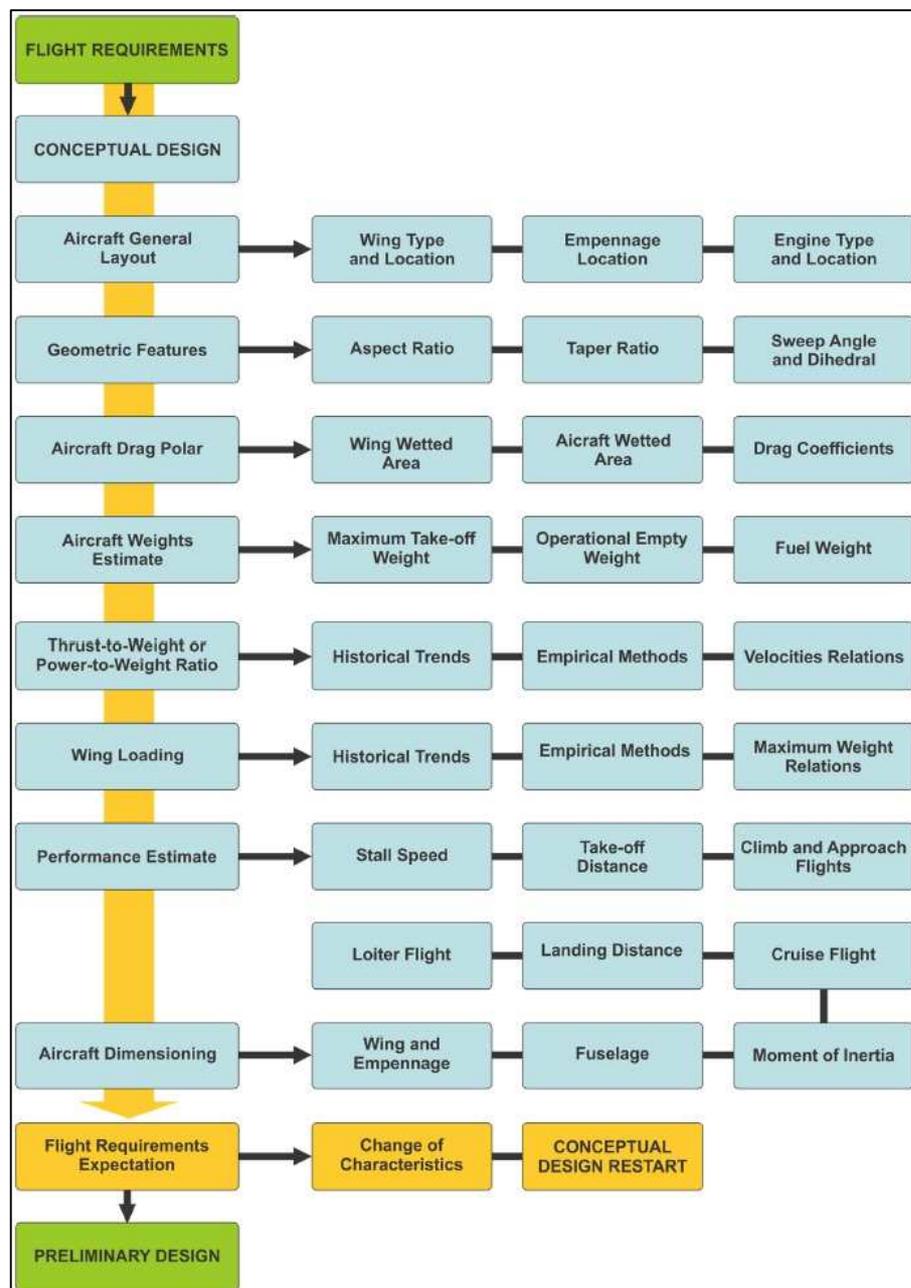


Figura 2 - Fluxograma do projeto conceitual de aeronaves. Fonte: Venson [1].

### **2.1.3. Projeto Preliminar**

Após o fim do projeto conceitual, iniciam-se os cálculos estruturais e aerodinâmicos. Além disto, componentes de maior relevância começam a ser projetados. É também nesta fase, chamada de projeto preliminar, que a seção transversal da fuselagem começa a ser projetada, pois a mesma afetará o layout interno da aeronave, o posicionamento de componentes, bem como o conforto dos passageiros.

Conforme apresentado por Raymer [7], após a definição das características gerais na fase anterior, é esperado que o aspecto da aeronave permaneça o mesmo ou possua apenas pequenas revisões. Em certo ponto, até as menores modificações são evitadas, representando o chamado “congelamento” da configuração. Um outro ponto importante: é nesse momento que uma estimativa real de custos de desenvolvimento se torna realidade, podendo ser confrontada com as análises de viabilidade econômica feitas previamente.

### **2.1.4. Projeto Detalhado**

Este é o período do desenvolvimento da aeronave em que os projetistas entram em acordo sobre levar um certo projeto para a fase de desenvolvimento em larga escala. As peças e componentes que realmente serão construídos são finalmente projetadas. Segundo Raymer [7], nas fases de projeto conceitual e preliminar, temos por exemplo o projeto geral da asa da aeronave. Entretanto, é somente na fase detalhada que seus componentes (nervuras, longarinas, skins) serão dimensionados e analisados separadamente. A figura 3 esquematiza os componentes internos de uma asa.

Inicia-se também o período de planejamento da produção, levantamento de ferramental, bem como a construção de simuladores de voo e aeronaves protótipos. Ademais, a campanha de ensaios funcionais e de voo é iniciada, para averiguar parâmetros estruturais e operacionais da aeronave.

De acordo com Venson [1], é nesta fase que são elaborados os manuais de operação e de manutenção da aeronave, seguindo padrões definidos por regulamentação internacional.

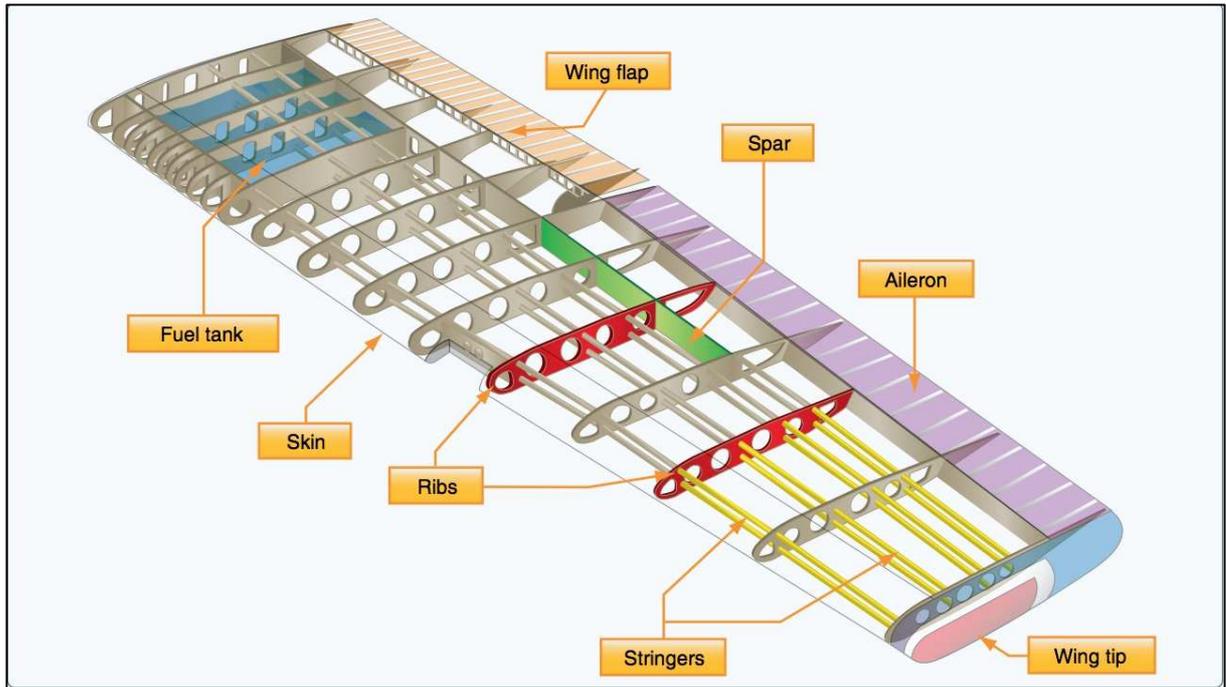


Figura 3 - Componentes internos da asa. Fonte: Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA) [11].

## 2.2. PROJETO CONCEITUAL EM DETALHES

### 2.2.1 Layout Geral De Aeronaves

Para iniciar esta fase de desenvolvimento, é necessário conhecer o layout geral da aeronave, bem como definir os parâmetros associados aos seus componentes principais. A figura 4 apresenta o layout de uma aeronave apontando os seus componentes gerais. A mesma pode ser definida como um avião de asa alta, com empenagem convencional, monomotora movida à hélice e com trem de pouso do tipo triciclo.

### 2.2.2. Propriedades Geométricas Das Superfícies Aerodinâmicas

As superfícies aerodinâmicas (asa e empenagens horizontal/vertical) são caracterizadas em função de sua envergadura (*span*), corda (*chord*), área de referência (*reference area*), enflechamento (*sweep angle*) e ângulo de diedro/anedro (*dihedral/anhedral angle*). As variáveis primárias para asas e empenagens são mostradas nas figuras 5, 6 e 7 e abordadas a seguir em maiores detalhes:

- Envergadura [ $b$ ]: corresponde a distância linear entre as pontas da asa [ $metros$ ];
- Corda [ $c$ ]: distância em linha reta entre os bordos de ataque e de fuga da asa. Dependendo da configuração da asa, pode ser constante ou variável [ $metros$ ];
- Área de referência [ $S_{ref}$ ]: compreende a área planificada da asa, ou seja, contida em seu plano horizontal [ $metros^2$ ];
- Enflechamento ( $\Lambda$ ): ângulo (positivo ou negativo) formado entre o eixo lateral da aeronave e o bordo de ataque de uma superfície aerodinâmica. Para a empenagem horizontal, este ângulo tende a ser entre +5% até +20% maior do que o enflechamento da asa. Quanto a empenagem vertical, na maioria das aeronaves comerciais o enflechamento varia de 30° até 50° [ $graus$ ];
- Ângulo de diedro/anedro ( $\Gamma$ ): ângulo formado entre o plano horizontal da aeronave e o plano de uma superfície aerodinâmica [ $graus$ ];

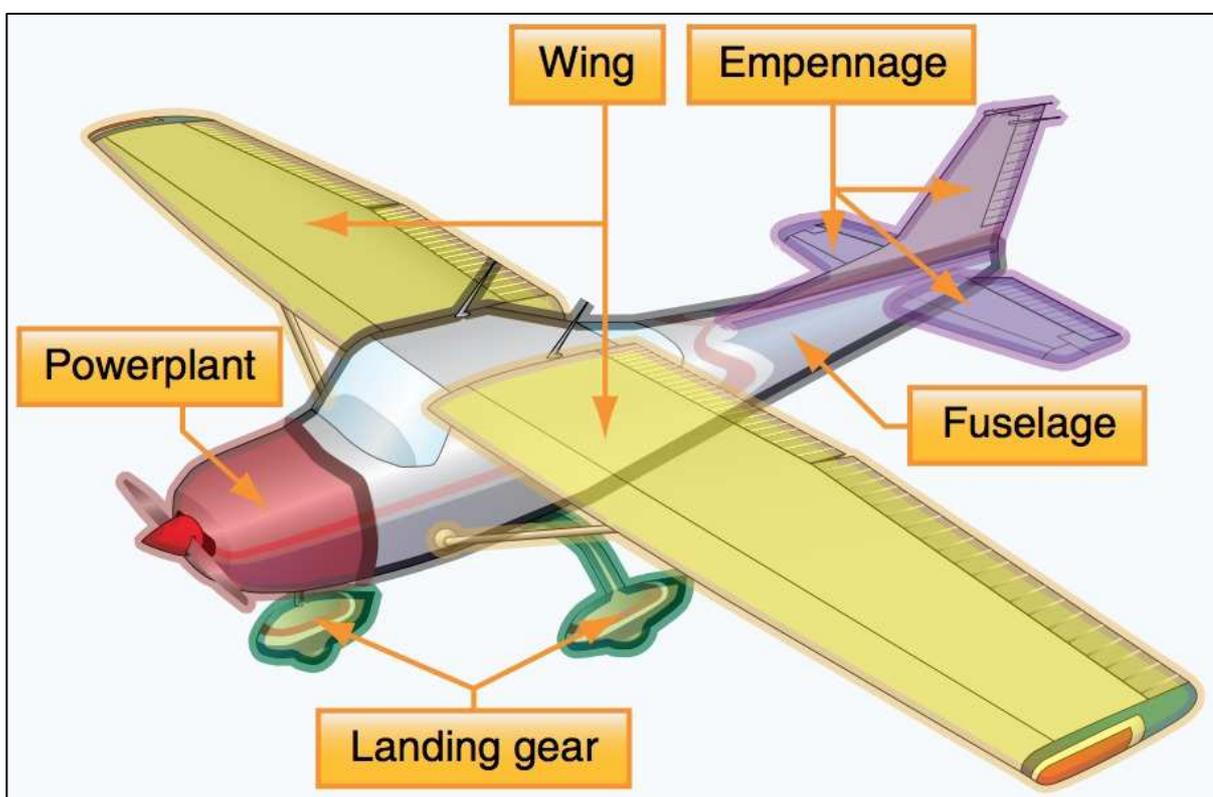


Figura 4 - Componentes principais de uma aeronave. Fonte: Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA) [11].

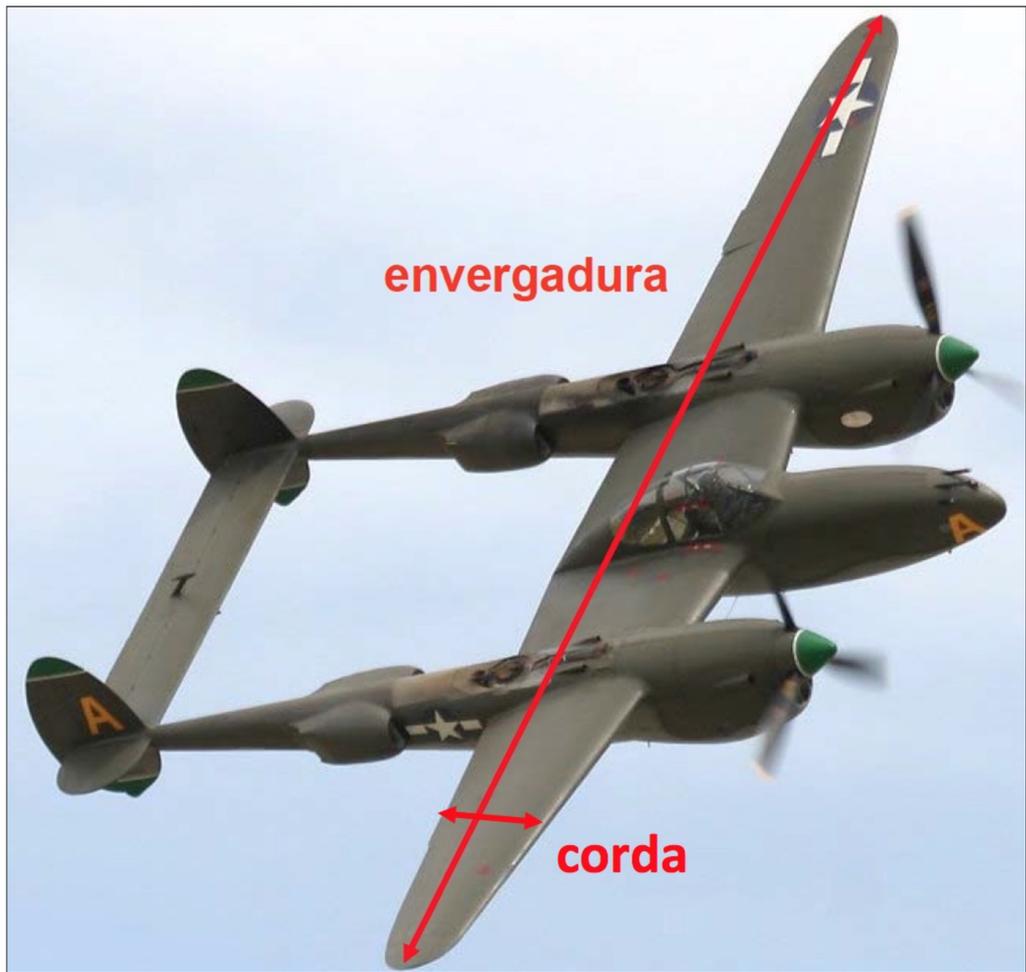


Figura 5 - Envergadura e corda da asa (Adaptada). Fonte: Venson [2].

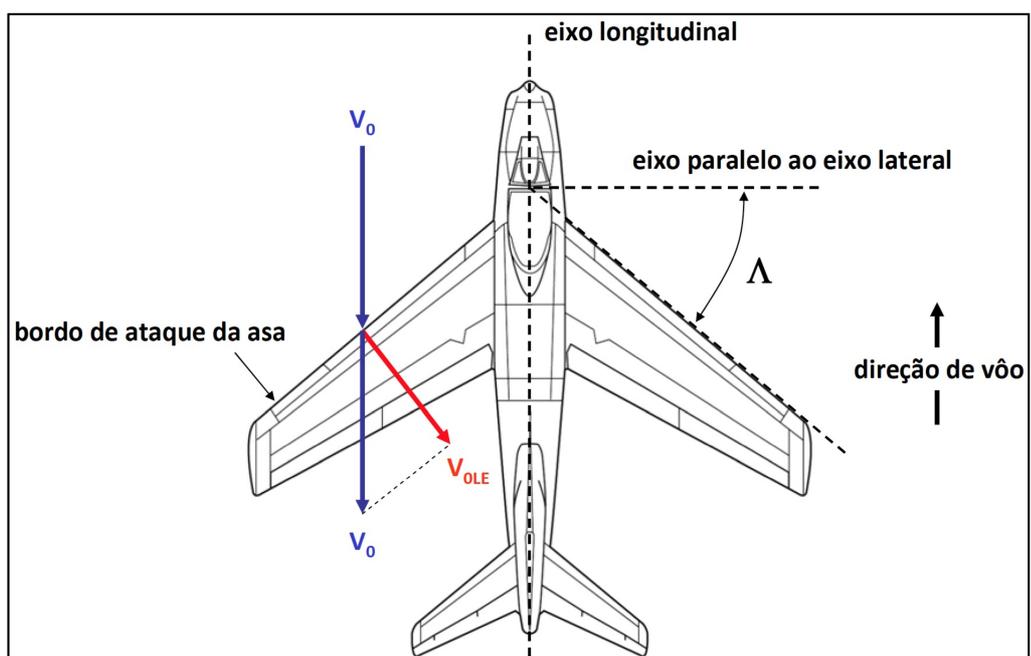


Figura 6 - Representação geométrica de enflechamento positivo. Fonte: Venson [2].

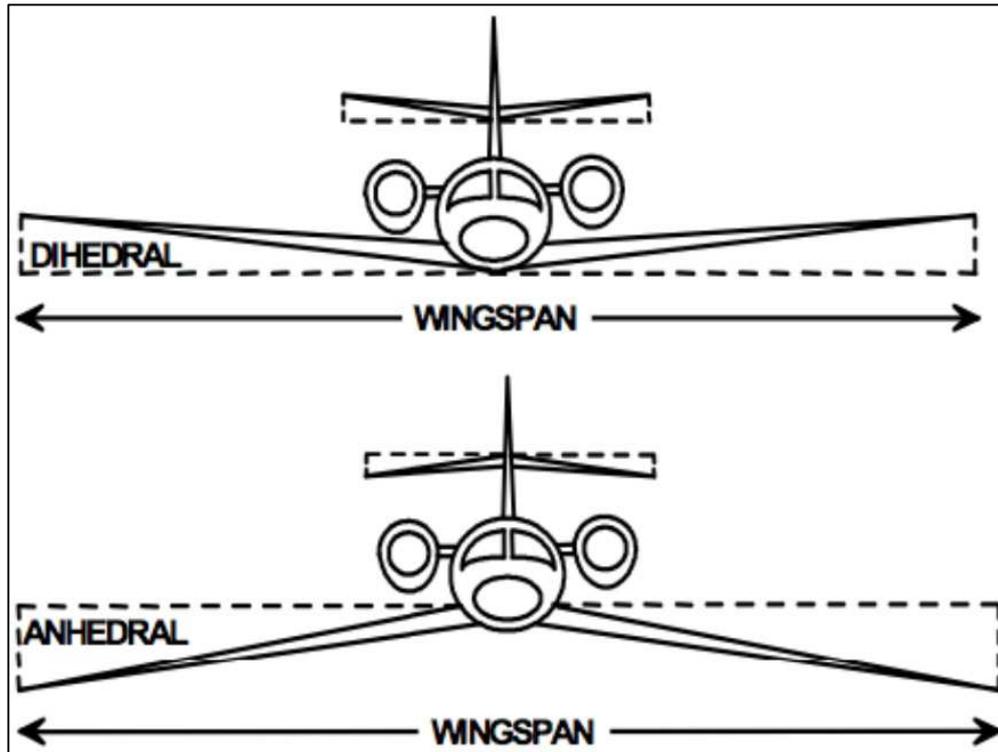


Figura 7 - Configurações de diedro/anedro. Fonte: Blog Aviation Class [14].

Algumas destas informações são associadas para gerar as seguintes variáveis: alongamento (*aspect ratio*), afilamento (*taper ratio*) e corda média aerodinâmica (*mean aerodynamic chord*).

De acordo com Venson [2], o alongamento (Equação 1) é um parâmetro geométrico adimensional importante as superfícies aerodinâmicas, pois afeta diretamente na estabilidade da aeronave, no arrasto total da aeronave e na capacidade de voo planado. Conforme mostrado no gráfico abaixo, quanto maior o alongamento, maior será o coeficiente de sustentação e, conseqüentemente, maior será a força de sustentação. Com isto, maior será a razão de planeio e menor será a velocidade de planeio requerida. Além disto, o arrasto total será menor e aeronave será mais estável.

$$AR = \frac{b^2}{S_{ref}} \quad (1)$$

A figura 8 apresenta o efeito causado pelo alongamento no coeficiente de sustentação da superfície aerodinâmica. Quanto a figura 9, a mesma esquematiza sobre a razão de planeio de uma aeronave.

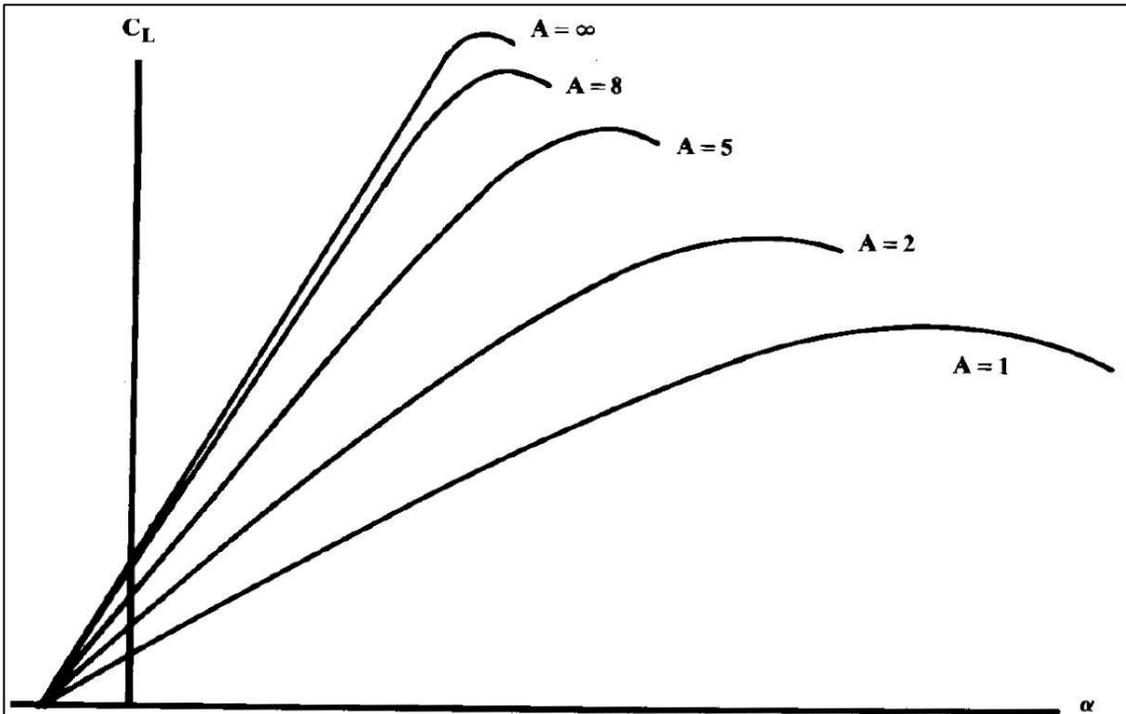


Figura 8 - Efeito do alongamento no coeficiente de sustentação. Fonte: Raymer [1].

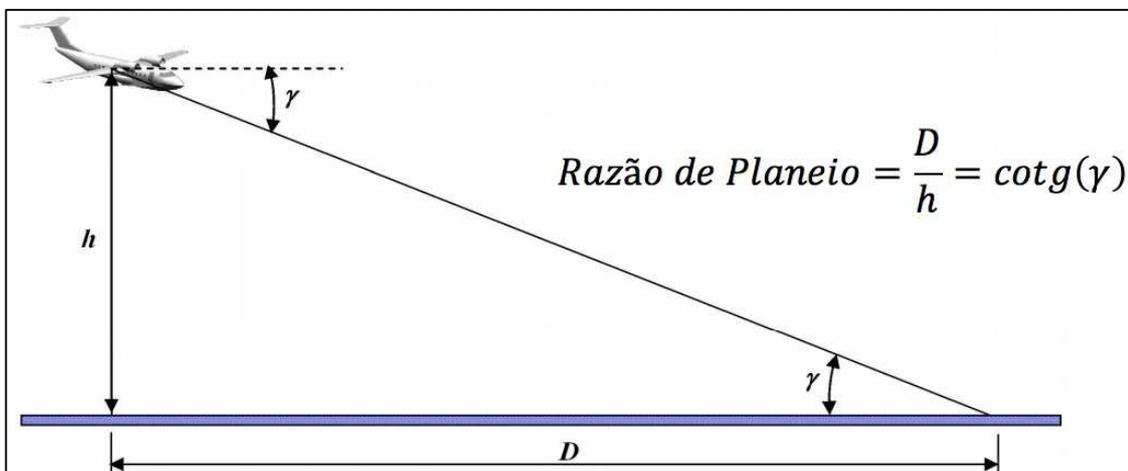


Figura 9 - Razão de planeio (Adaptada). Fonte: Rodrigues [12].

O afilamento é representado pela razão entre corda da ponta da superfície e a corda da raiz da mesma, conforme mostrada na equação 2 e na figura 10. Este parâmetro está relacionado com a distribuição de sustentação gerada ao longo da superfície estudada.

$$\lambda = \frac{c_{tip}}{c_{root}} \quad (2)$$

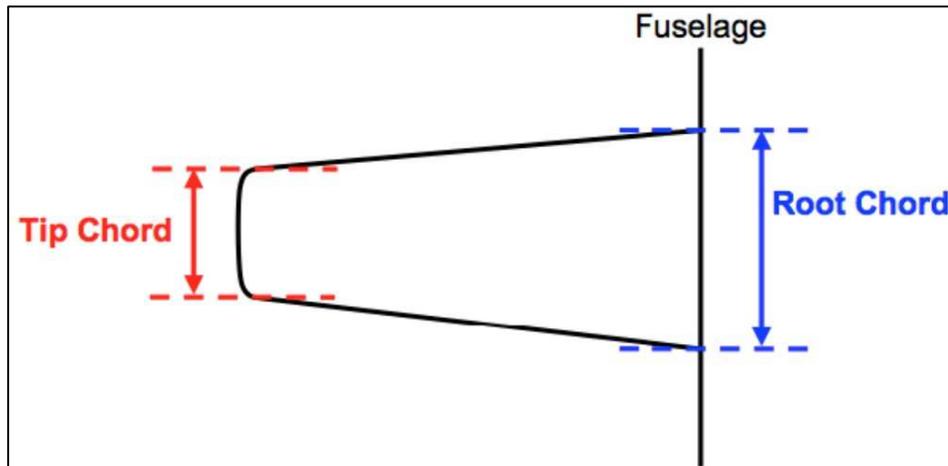


Figura 10 - Representação geométrica das cordas da ponta e da raiz da asa. Fonte: Blog Aviation Class [14].

Segundo Venson [2], no caso de asas ou empenagens com afilamento, existirá uma posição ao longo da envergadura da mesma na qual sua corda representa aerodinamicamente toda a superfície. Esta posição, denotada como  $Y$ , é mostrada abaixo. Além disto, a corda na posição  $Y$  é chamada de corda média aerodinâmica [ $mac$ ]. A mesma é evidenciada na figura 11.

$$mac = \frac{2}{3} * c_{root} * \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (3)$$

$$Y = \frac{b}{6} * \left( \frac{1 + 2 * \lambda}{1 + \lambda} \right) \quad (4)$$

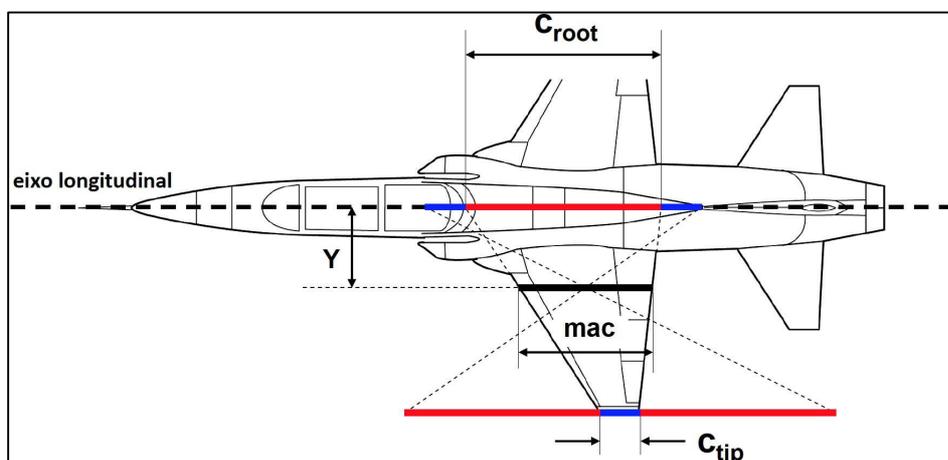


Figura 11 - Corda média aerodinâmica e seu posicionamento. Fonte: Venson [2].

### 2.2.3. Polar De Arrasto E Seus Coeficientes

Os coeficientes que compõem a polar de arrasto (Equação 5) de uma aeronave são: coeficiente de arrasto parasita e coeficiente de arrasto induzido. Estes são valores adimensionais.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (5)$$

O coeficiente de arrasto parasita  $C_{D0}$  é uma constante relacionada a forma geométrica da aeronave, bem como a sua área exposta ao escoamento de ar e a qualidade superficial da superfície da aeronave. Na equação abaixo, nota-se que  $C_{D0}$  depende de  $C_{fe}$ , denominado coeficiente de fricção de superfície equivalente. Quanto a  $S_{WET}$  e  $S_{ref}$ , estas são as áreas molhada e de referência, respectivamente.

$$C_{D0} = C_{fe} * \frac{S_{WET}}{S_{ref}} \quad (6)$$

Em estimativas iniciais, para encontrar o valor de  $S_{WET}$ , a literatura apresenta uma equação empírica baseada na análise de tendência histórica para diferentes tipos de aeronaves. Os valores  $a$  e  $C$  são as constantes dessa equação. Quanto a  $W_0$ , este é o peso bruto de decolagem da aeronave.

$$S_{WET} = a * W_0^C \quad (7)$$

O coeficiente de arrasto induzido  $C_{Di}$  se relaciona com a constante de arrasto induzido  $k_2$ . O mesmo depende da intensidade da força aerodinâmica resultante na asa ao redirecionar o escoamento sobre ela. O termo  $C_L$  corresponde ao coeficiente de sustentação.

$$C_{Di} = k_2 * C_L^2 \quad (8)$$

$$k_2 = \frac{1}{\pi * AR_W * e_W} \quad (9)$$

$$C_L = \frac{2 * W}{\rho * S_{ref} * V^2} \quad (10)$$

Onde:

- $S_{ref}$ : área de referência da superfície aerodinâmica [ $m^2$ ];
- $\rho$ : densidade do ar [ $\frac{kg}{m^3}$ ];
- $V$ : velocidade de voo [ $\frac{m}{s}$ ];
- $W$ : peso [ $N$ ];

Quanto ao termo  $e_w$ , este representa o fator de eficiência aerodinâmica da asa. Venson [3] afirma que o mesmo depende basicamente da forma em planta da asa, onde por definição asas elípticas tem fator igual a unidade e asas retangulares e trapezoidais tem fatores menores que a unidade. A figura 12 apresenta a relação deste fator com o alongamento e afilamento da asa.

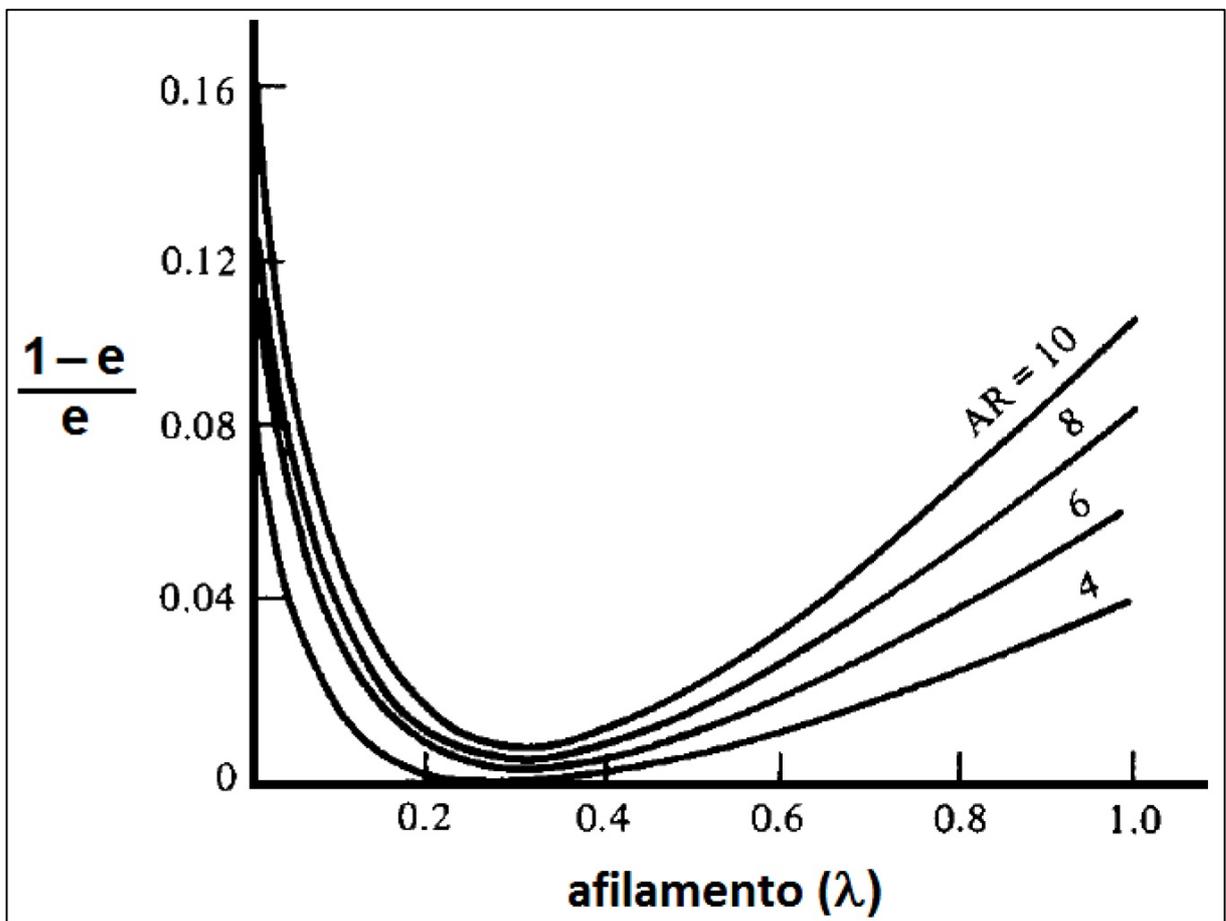


Figura 12 - Fator de eficiência aerodinâmica da asa em função do alongamento e afilamento. Fonte: Venson [3].

#### 2.2.4. Pesos Característicos Das Aeronaves

O peso de uma aeronave pode ser subdividido em várias categorias. Para o presente trabalho, considera-se a soma dos pesos de combustível (*TFW*), de carga paga (*PLW*) e da própria aeronave (*OEW*) como sendo o peso bruto de decolagem (*TOW*). Quando o *TOW* atinge o seu valor máximo, o mesmo é chamado de *MTOW*.

O peso de combustível é corresponde ao necessário para realizar o voo/missão, acrescido de uma reserva. Em relação ao peso de carga paga, entende-se como a união do peso dos passageiros e suas bagagens mais o peso de cargas sendo transportadas. A figura 13 resume a divisão de pesos apresentada.

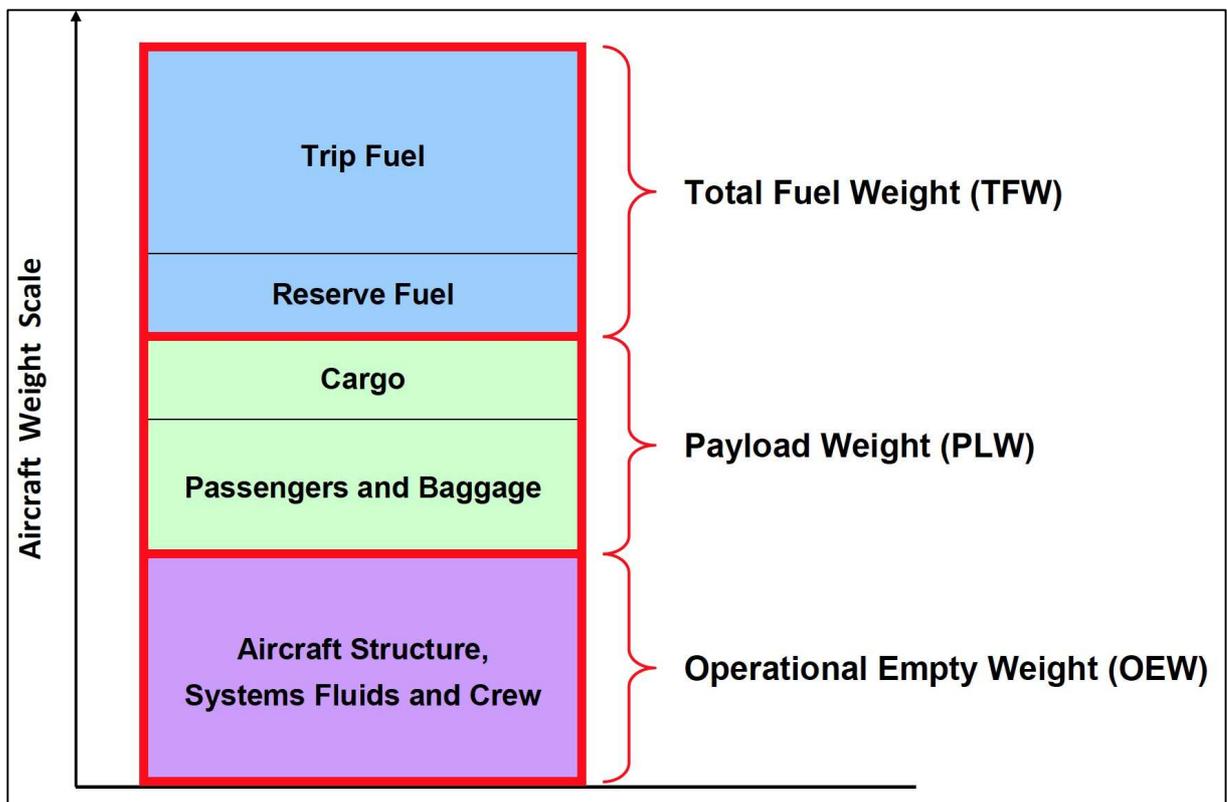


Figura 13 - Divisão do peso bruto de decolagem. Fonte: Venson [4].

#### 2.2.5 Perfil Típico Da Missão De Uma Aeronave

A operação de uma aeronave é dividida em várias etapas, conforme mostrado na figura 14. Inicialmente, a mesma se encontra em solo realizando o taxiamento e, posteriormente, realiza o procedimento de decolagem. Tem-se então a ascensão até

a altitude de cruzeiro, onde a aeronave irá manter sua velocidade constante e passará a maior parte do voo. Em seguida, a aeronave realiza sua descida até alcançar a fase de voo de espera e aproximação (*loiter and approach*) para, depois, aterrissar e realizar novamente o taxiamento.

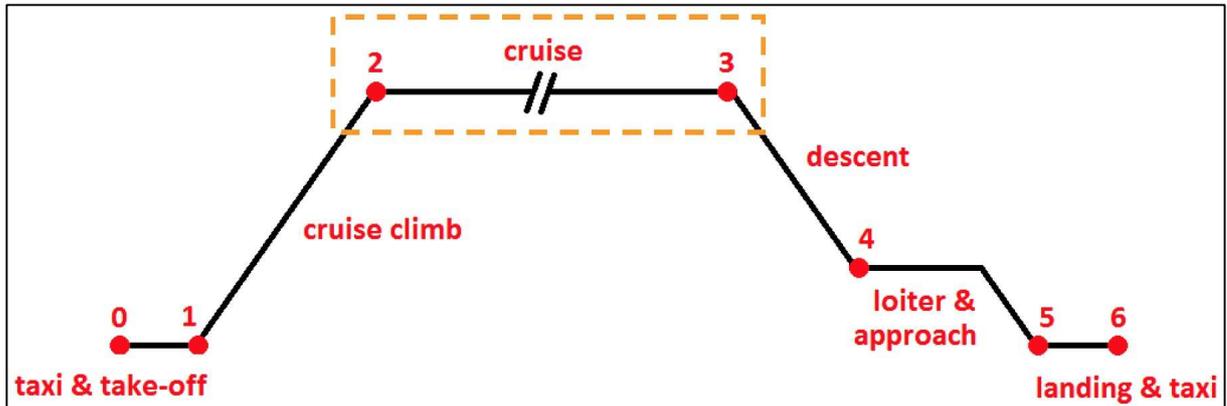


Figura 14 - Perfil típico da missão de uma aeronave. Fonte: Venson [4].

### 2.2.6. Procedimento De Cálculo Dos Pesos

O procedimento de cálculo dos pesos da aeronave leva em conta cada fase da missão, na forma de frações de peso. Conforme apresentado por Raymer [7], a relação entre o peso de combustível e o peso bruto de decolagem é:

$$\frac{W_{fuel}}{W_0} = 1 - \frac{W_1}{W_0} * \frac{W_2}{W_1} * \frac{W_3}{W_2} * \frac{W_4}{W_3} * \frac{W_5}{W_4} * \frac{W_6}{W_5} \quad (11)$$

Em relação as frações  $\frac{W_1}{W_0}$ ,  $\frac{W_2}{W_1}$ ,  $\frac{W_4}{W_3}$  e  $\frac{W_6}{W_5}$ , as mesmas podem ser encontradas em tabelas de tendência para diversos tipos de aeronaves. Entretanto, as frações correspondentes as fases de cruzeiro e voo de espera devem ser calculadas, uma vez que dependem do tipo de aeronave, do tipo de motor utilizado, da missão desejada e de regulamentações. Desta maneira, temos a Equação de Breguet (12) para calcular a fração de pesos na fase de cruzeiro para aeronaves a jato, em função de um valor de alcance já estabelecido:

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{-\frac{g * R * TSFC_{cruise}}{V_0 * \left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}}} \quad (12)$$

Onde:

- $R$ : alcance/distância de cruzeiro [m];
- $TSFC_{cruise}$ : consumo específico de combustível em cruzeiro  $\left[\frac{Kg}{N*s}\right]$ ;
- $V_0$ : velocidade de voo de cruzeiro  $\left[\frac{m}{s}\right]$ ;
- $\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}$ : eficiência aerodinâmica em voo de cruzeiro.

A Equação de Breguet (13) também é utilizada para calcular a fração de pesos da fase de voo de espera para aeronaves a jato com relação a um valor de autonomia (tempo de espera) definido:

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{-\frac{g * E * TSFC_{loiter}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{loiter}}} \quad (13)$$

Onde:

- $E$ : autonomia desejada durante a fase de espera [s];
- $TSFC_{loiter}$ : consumo específico de combustível em espera  $\left[\frac{Kg}{N*s}\right]$ ;
- $g$ : aceleração da gravidade  $\left[\frac{m}{s^2}\right]$ ;
- $\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}$ : eficiência aerodinâmica em voo de espera.

Existem tabelas de tendência com valores de consumo específico de combustível (TSFC) para motores a jato e a hélice, nas fases de cruzeiro, loiter e decolagem. Durante as estimativas iniciais de peso, essas tabelas são utilizadas.

Os valores de eficiência aerodinâmica para aeronaves a jato podem ser calculados para a condição de alcance máximo através dos coeficientes da polar de arrasto.

$$\frac{L}{D_{cruise}} = \frac{3}{4 * \sqrt{3} * k_2 * C_{D0}} \quad (14)$$

$$\frac{L}{D_{loiter}} = \frac{1}{2 * \sqrt{k_2 * C_{D0}}} \quad (15)$$

Entretanto, o coeficiente de sustentação e, conseqüentemente, a força de sustentação estão associados a velocidade de voo da aeronave. Portanto, a eficiência aerodinâmica também dependerá da velocidade de cruzeiro. Desta maneira, uma segunda possibilidade de se calcular  $\frac{L}{D_{cruise}}$  é:

$$\frac{L}{D_{cruise}} = \frac{1}{\frac{C_{D0}}{C_{Lcruise}} + k_2 * C_{Lcruise}} \quad (16)$$

$$C_{Lcruise} = \frac{2 * W_{cruise}}{\rho_{cruise} * S_{Wref} * V_0^2} \quad (17)$$

$$W_{cruise} = \frac{2 * W_0 - W_{fuel}}{2} \quad (18)$$

Onde:

- $W_{cruise}$ : peso médio em cruzeiro [N];
- $W_{fuel}$ : peso de combustível [N];
- $W_0$ : peso bruto de decolagem [N];
- $\rho_{cruise}$ : densidade do ar em nível de cruzeiro  $\left[\frac{Kg}{m^3}\right]$ ;
- $S_{Wref}$ : área de referência da asa [ $m^2$ ];
- $V_0$ : velocidade de voo de cruzeiro  $\left[\frac{m}{s^2}\right]$ .

Por fim, após efetuar o cálculo para as variáveis citadas acima e conhecendo os valores para todas as frações de peso, pode-se calcular o valor do peso bruto de decolagem, segundo a equação abaixo:

$$W_0 = \frac{W_{payload}}{1 - \frac{W_{empty}}{W_0} - \frac{W_{fuel}}{W_0}} \quad (19)$$

Percebe-se que  $W_0$  se encontra em ambos os lados da equação e, conseqüentemente, deve-se trabalhar com a mesma iterativamente. A relação  $\frac{W_{empty}}{W_0}$  pode ser encontrada através da seguinte equação empírica:

$$\frac{W_{empty}}{W_0} = a * W_0^c * K \quad (20)$$

Onde:

- $a$ ,  $C$  e  $K$ : constantes da equação empírica de peso vazio. O valor de  $K$  é igual a 1,0 para asa com enflechamento fixo e 1,04 para asas com enflechamento variável.

## 2.3. RELAÇÕES DE DESEMPENHO APLICADAS AO PROJETO

### 2.3.1 Carga Alar

A carga alar corresponde a relação entre o peso da aeronave e a área de referência de sua asa. Vale ressaltar que o peso pode ser considerado como sendo o valor bruto de decolagem. O motivo para isto é que, ao longo do voo, o combustível da aeronave vai sendo consumido e o peso da mesma diminui, mas a área da asa mantém-se constante. Logo, sua carga alar muda durante o voo. Portanto, para as estimativas iniciais de peso, corrige-se a carga alar utilizando o peso bruto de decolagem para todas as condições do voo (conforme a equação 21)

Existem tabelas de tendências históricas para a carga alar. Entretanto, pode-se também utilizar uma equação empírica para a mesma:

$$\frac{W_0}{S_{W_{ref}}} = a * W_0^c \quad (21)$$

Onde:

- $a$  e  $C$ : constantes da equação empírica para cálculo da carga alar.

A carga alar afeta diretamente a velocidade de estol, a distância de decolagem e aterrissagem, bem como a razão de subida e sua manobrabilidade. Em resumo, a diminuição da carga alar é benéfica para o desempenho geral da aeronave. Em teoria, pode-se alterar o seu valor mudando o peso da aeronave ou sua área de asa. Entretanto, na prática, somente o peso da aeronave é alterado para obter diferentes valores de carga alar.

### 2.3.2 Velocidade de Estol

Compreende a velocidade mínima em que a sustentação gerada pelas superfícies aerodinâmicas equivale ao peso da aeronave. Raymer [7] afirma que a velocidade de estol está diretamente ligada com a segurança em voo e que diversos acidentes fatais são conectados a falha em manter a velocidade da aeronave igual ou acima a esta velocidade mínima.

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2}{\rho_{sea\ level} * C_{L_{max}}} * \left(\frac{W_0}{S_{W_{ref}}}\right)} \quad (22)$$

Onde:

- $\rho_{sea\ level}$ : densidade do ar ao nível do mar  $\left[\frac{Kg}{m^3}\right]$ ;
- $C_{L_{max}}$ : coeficiente de sustentação máximo;
- $\frac{W_0}{S_{W_{ref}}}$ : carga alar de decolagem.

### 2.3.3. Relação Empuxo-Peso

Esta relação corresponde ao empuxo dos motores dividido pelo o peso da aeronave. Vale ressaltar que, semelhante a carga alar, a relação empuxo-peso varia durante o voo e pode ser corrigida para a condição de decolagem (Equação 23) para todas as fases de voo. Também semelhante a carga alar, existem tabelas de tendências históricas para a relação empuxo-peso. Entretanto, pode-se também utilizar uma equação empírica para a mesma:

$$\frac{T}{W_0} = a * M_{0_{max}}^c \quad (23)$$

Onde:

- $a$  e  $C$ : constantes da equação empírica para relação empuxo-peso;
- $M_{0_{max}}$ : número de Mach operacional máximo.

#### 2.3.4. Distância de Decolagem

Existem diferentes concepções para distância de decolagem. Uma delas é a chamada “ground roll distance”, que corresponde a distância real percorrida antes que as rodas deixem o solo.

A distância de decolagem com obstáculos (“obstacle clearance distance”) representa a distância necessária para liberar os freios em que a aeronave tenha atingido certa altitude. Para aeronaves comerciais essa distância é de 35 pés e, para aeronaves militares e pequenos aviões de uso civil, a mesma é de 50 pés.

Quanto decolagem balanceada, sua distância corresponde ao comprimento necessário de pista para garantir a segurança em situações de falha de motor.

Tanto a carga alar quanto a relação empuxo-peso afetam a distância de decolagem.

$$R_T = a * TOP \quad (24)$$

$$TOP_{JET} = \frac{\frac{W_0}{S_{W_{ref}}}}{\sigma * C_{L_{takeoff}} * \frac{T}{W_0}} \quad (25)$$

Onde:

- $a$ : constante da equação empírica para distância de decolagem;
- $\sigma$ : razão entre a densidade do ar ambiente e a densidade padrão;
- $C_{L_{takeoff}}$ : coeficiente de sustentação de decolagem.

### 2.3.5. Distância de Aterrisagem

Existem diferentes concepções para distância de aterrisagem. Uma delas é a chamada “ground roll distance”, que corresponde a distância real percorrida do momento em que as rodas tocam o solo até o momento em que a mesma se encontra totalmente parada.

Adicionalmente, também existe o tipo aterrisagem cuja distância é chamada de "FAR 23 landing field length", onde o obstáculo compreende a 50 pés. A distância de aterrisagem é majoritariamente afetada pela carga alar de aterrisagem.

$$R_L = a * \frac{1}{\rho_{sea\ level} * C_{L_{max}}} * \left( \frac{W}{S_{W_{ref}} \right)_{landing} \quad (26)$$

Onde:

- $\left( \frac{W}{S_{W_{ref}}} \right)_{landing}$  : carga alar de aterrisagem;
- $a$ : constante da equação empírica para distância de aterrisagem;
- $\rho_{sea\ level}$ : densidade do ar ao nível do mar  $\left[ \frac{Kg}{m^3} \right]$ ;
- $C_{L_{max}}$ : coeficiente de sustentação máximo.

## 2.4. DIMENSIONAMENTO FÍSICO DA AERONAVE

O comprimento da fuselagem pode ser calculado com base na equação empírica 27, que utiliza o peso bruto de decolagem estimado.

$$x_L = a * W_0^C \quad (27)$$

Onde:

- $a$  e  $C$ : constantes da equação empírica para o comprimento da fuselagem.

Para calcular a área das empenagens horizontal e vertical, utiliza-se as equações abaixo:

$$S_{HT} = \frac{mac_W * S_{W_{ref}}}{l_{HT}} * V_{HT} \quad (28)$$

$$S_{VT} = \frac{b_W * S_{W_{ref}}}{l_{VT}} * V_{VT} \quad (29)$$

Onde  $l_{HT}$  e  $l_{VT}$  são, respectivamente, os braços de momento das empenagens horizontal e vertical,  $mac_W$  é a corda média aerodinâmica da asa,  $b_W$  é a envergadura da asa e  $S_{W_{ref}}$  é a área de referência da asa.

Além disto,  $V_{HT}$  e  $V_{VT}$  são os coeficientes de volume de cauda, expressos por:

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} * S_{HT}}{mac_W * S_{W_{ref}}} \quad (30)$$

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} * S_{VT}}{b_W * S_{W_{ref}}} \quad (31)$$

## **CAPÍTULO 3**

### **METODOLOGIA**

#### **3.1. CATEGORIAS DE AERONAVES EM ESTUDO**

Com o objetivo de analisar a sensibilidade da metodologia de desenvolvimento de aeronaves, tomou-se como base o projeto de duas aeronaves de categorias diferentes:

- Aeronave de transporte de passageiros a jato com capacidade de transporte entre 96 e 114 passageiros;
- Aeronave executiva da categoria *Very Light Jet*.

Além disto, os melhores resultados obtidos para estas duas aeronaves serão comparados com projetos reais já construídos: Embraer E190-E1 e Embraer Phenom 100.

#### **3.2. REQUISITOS DE PROJETO**

O presente trabalho parte do pressuposto que, para iniciar as atividades do projeto conceitual de aeronaves, é necessário conhecer previamente certos requisitos de projeto, bem como ter uma visão da configuração geral da aeronave. As tabelas 1 e 2 apresentam os requisitos de projeto definidos.

#### **3.3. MODELAGEM MATEMÁTICA E FERRAMENTA COMPUTACIONAL**

Para implementar a metodologia de Projeto Conceitual de Aeronaves, foram utilizadas as equações de número 1 até 31.

A linguagem de programação Python (Versão 3.6.5) foi utilizada na rotina de cálculos deste trabalho, visando estimar iterativamente as principais propriedades da aeronave em estudo e como elas se comportam com a variação dos três parâmetros escolhidos. A figura 15 esquematiza a construção e funcionamento do código implementado. A ferramenta computacional foi construída em sete módulos, listados abaixo:

- Programa principal: responsável por receber o comando do usuário, coletar as variáveis necessárias para o projeto no banco de dados (com base na categoria de aeronave escolhida), estabelecer conexão com os cinco módulos de dimensionamento, coletar os resultados e retorná-los ao usuário;
- Banco de dados: espaço com a função de alocar as variáveis (e seus valores) necessárias;
- Módulos de dimensionamento: *scripts* construídos para realizar as três primeiras estimativas de pesos e outros parâmetros, bem como efetuar o cálculo das relações de desempenho e estimar as dimensões físicas da aeronave.

Tabela 1 - Requisitos de Projeto – Aeronave de Transporte de Passageiros a jato.

<b>Parâmetros de desempenho assumidos</b>	
Velocidade de cruzeiro	840 $\left[\frac{Km}{h}\right]$
Alcance em cruzeiro sem reservas	3.426,2 [Km]
Reserva técnica regulamentar	+10% do tempo de combustível
	+342,6 Km de alternativa
	+45 minutos de espera
Alcance em cruzeiro com reservas	4.111 [Km]
Condição de cruzeiro	FL370 ( $\rho_{cruise} = 0,355 \left[\frac{Kg}{m^3}\right]$ )
Carga paga máxima	13.080 [Kg]
<b>Configuração da aeronave assumida</b>	
Aeronave	Transporte de passageiros a jato com capacidade entre 96 e 114 passageiros.
Fuselagem	Narrow-body
Asa	Baixa / Enflechada
Cauda	Convencional
Flaps	Double slotted
$\Lambda_{asa}$ (Enflechamento)	$\Lambda_c = \Lambda_{LE} = 26,6 \text{ graus}$

Tabela 2 - Requisitos de Projeto – Aeronave Executiva Very Light Jet.

Parâmetros de desempenho assumidos	
Velocidade de cruzeiro	750 $\left[\frac{Km}{h}\right]$
Alcance em cruzeiro sem reservas	1800 [Km]
Reserva técnica regulamentar	+10% do tempo de combustível
	+180 Km de alternativa
	+45 minutos de espera
Alcance em cruzeiro com reservas	2.160 [Km]
Condição de cruzeiro	FL330 ( $\rho_{cruise} = 0,4097 \left[\frac{Kg}{m^3}\right]$ )
Carga paga máxima	755 [Kg]
Configuração da aeronave assumida	
Aeronave	Executiva Very Light Jet
Asa	Baixa / Enflechada
Cauda	Formato T
Flaps	Fowler flap
$\Lambda_{asa}$ (Enflechamento)	$\Lambda_c = \Lambda_{LE} = 20 \text{ graus}$

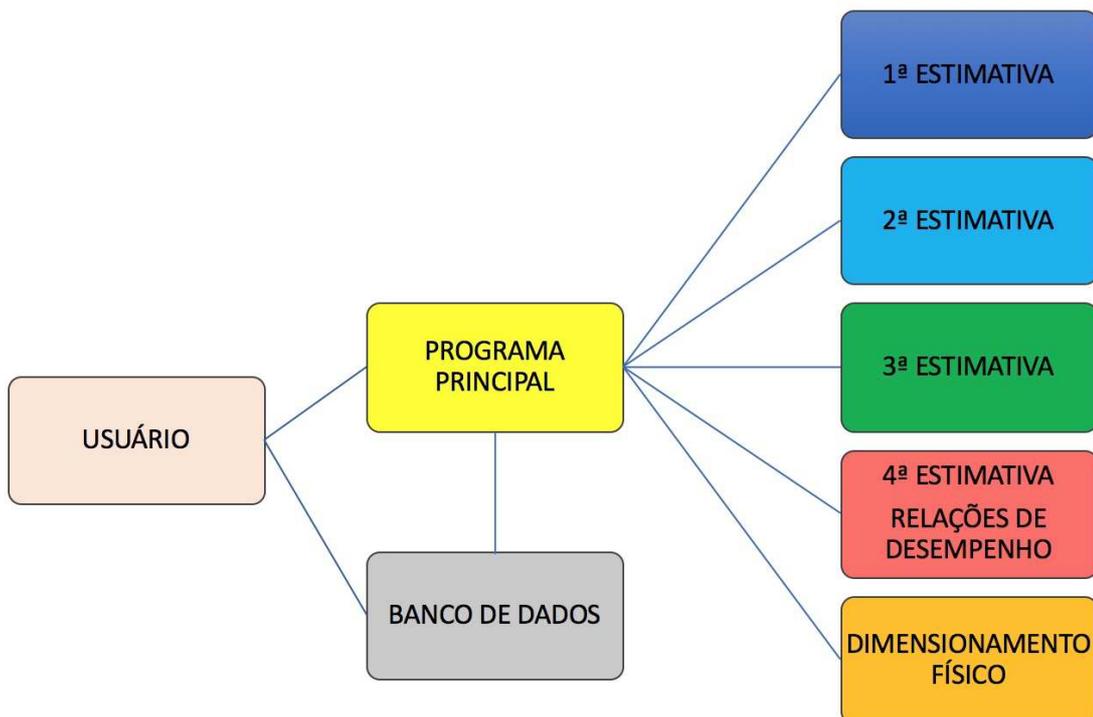


Figura 15 - Esquemática da ferramenta computacional.

A metodologia de projeto conceitual aplicada na disciplina de *Projetos de Aeronaves 1* utiliza gráficos e tabelas de tendências históricas contendo intervalos de valores para algumas das variáveis e constantes utilizadas neste trabalho.

A estimativa de pesos é considerada o objetivo principal deste estudo, pois os mesmos afetam diretamente o desempenho e dimensionamento da aeronave em questão. Visando alcançar resultados próximos a realidade, foram realizadas quatro estimativas de pesos, mostradas nas tabelas 3 a 5 (para as duas categorias de aeronaves em estudo) e nas figuras 16 a 18.

A quarta estimativa consiste em, com base no peso bruto de decolagem encontrado previamente, calcular a razão empuxo-peso e em seguida o empuxo necessário por motor. Com isto, é possível realizar uma pesquisa por motores reais que mais se adequam ao projeto em questão e, portanto, obter o  $TSFC_{cruise}$  e  $TSFC_{loiter}$  real de cada um. Por fim, tendo em mão essas informações, é possível recalculá-lo  $W_0$ . Os motores escolhidos para este trabalho são mostrados nas figuras 19 e 20 (para as duas categorias de aeronaves em estudo).

Tabela 3 - Resumo da 1ª Estimativa de Pesos.

1ª Estimativa de Pesos		
Objetivos Principais	Transporte de Passageiros	Very Light Jet
		$W_0, W_{fuel}, W_{empty}$ e $W_{cruise}$ .
Objetivos Secundários	Número de iterações.	
Ponto Chave	$\frac{L}{D_{cruise}}$ : calculado somente com $k_2$ e $C_{D0}$ .	
Entradas	$W_0$ inicial: 1.000.000 [N] (Valor arbitrado).	
	$\frac{S_{WET}}{S_{ref}}, C_{fe}, TSFC_{cruise}$ e $TSFC_{loiter}$ : tabelas de tendência.	
	$AR_W$ : tabelas de tendência. <b>VARIÁVEL.</b>	
	$R c/reservas$ : 4.111 [Km]	$R c/reservas$ : 2.160 [Km]
	$E$ : 45 minutos	$E$ : 45 minutos
$W_{payload}$ : 13.080 [Kg]	$W_{payload}$ : 755 [Kg]	
	$\frac{W_{empty}}{W_0}$ : calculada com sua equação empírica. <b>VARIÁVEL.</b>	

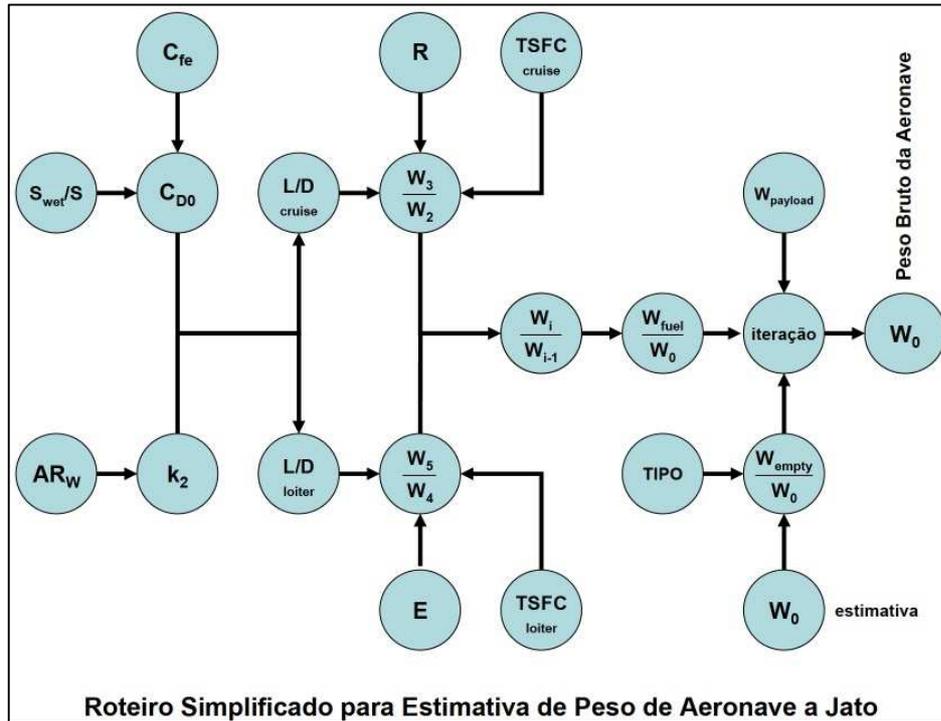


Figura 16 - Roteiro da primeira estimativa de peso. Fonte: Venson [4].

Tabela 4 - Resumo da 2ª Estimativa de Pesos.

2ª Estimativa de Pesos		
Objetivos Principais	Transporte de Passageiros	Very Light Jet
	$W_0, W_{fuel}, W_{empty}$ e $W_{cruise}$ .	
Objetivos Secundários	Número de iterações e $S_{ref}$ (agora conhecido).	
Ponto Chave	$\frac{L}{D_{cruise}}$ : calculado com base em $k_2, C_{D0}$ e $C_{L_{cruise}}$ .	
Entradas	$W_0$ inicial: valor obtido na 1ª iteração.	
	$S_{WET}$ : calculado com sua equação empírica e com base em $W_0$ .	
	$\frac{S_{WET}}{S_{ref}}, C_{fe}, TSFC_{cruise}$ e $TSFC_{loiter}$ : tabelas de tendência.	
	$AR_w$ : tabelas de tendência. <b>VARIÁVEL</b> .	
	$R$ c/ reservas: 4.111 [Km]	$R$ c/ reservas: 2.160 [Km]
	$E$ : 45 minutos	$E$ : 45 minutos
	$W_{payload}$ : 13.080 [Kg]	$W_{payload}$ : 755 [Kg]
$\frac{W_{empty}}{W_0}$ : calculada com sua equação empírica. <b>VARIÁVEL</b> .		

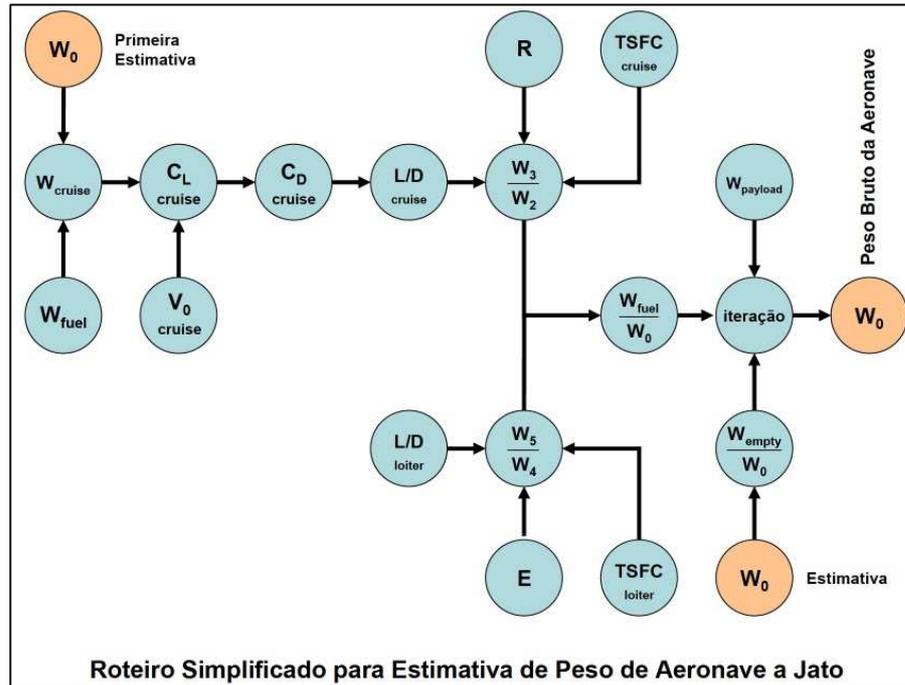


Figura 17 - Roteiro da segunda estimativa de peso. Fonte: Venson [4].

Tabela 5 - Resumo da 3ª Estimativa de Pesos.

<b>3ª Estimativa de Pesos</b>		
Objetivos Principais	Transporte de Passageiros	Very Light Jet
	$W_0, W_{fuel}, W_{empty}$ e $W_{cruise}$ .	
Objetivos Secundários	Número de iterações, $S_{ref}$ (conhecido desde a 2ª estimativa) e carga alar.	
Ponto Chave	Uso da carga alar (equação empírica). <b>VARIÁVEL.</b>	
Entradas	$W_0$ inicial: valor obtido na 2ª iteração.	
	$S_{WET}$ : calculado com sua equação empírica e com base em $W_0$ .	
	$C_{D0}$ : recalculado a cada iteração. $TSFC_{cruise}$ e $TSFC_{loiter}$ : tabelas de tendência.	
	$AR_W$ : tabelas de tendência. <b>VARIÁVEL.</b>	
	$R$ c/reservas: 4.111 [Km] $E$ : 45 minutos	$R$ c/reservas: 2.160 [Km] $E$ : 45 minutos
	$W_{payload}$ : 13.080 [Kg]	$W_{payload}$ : 755 [Kg]
	$\frac{W_{empty}}{W_0}$ : calculada com sua equação empírica. <b>VARIÁVEL.</b>	

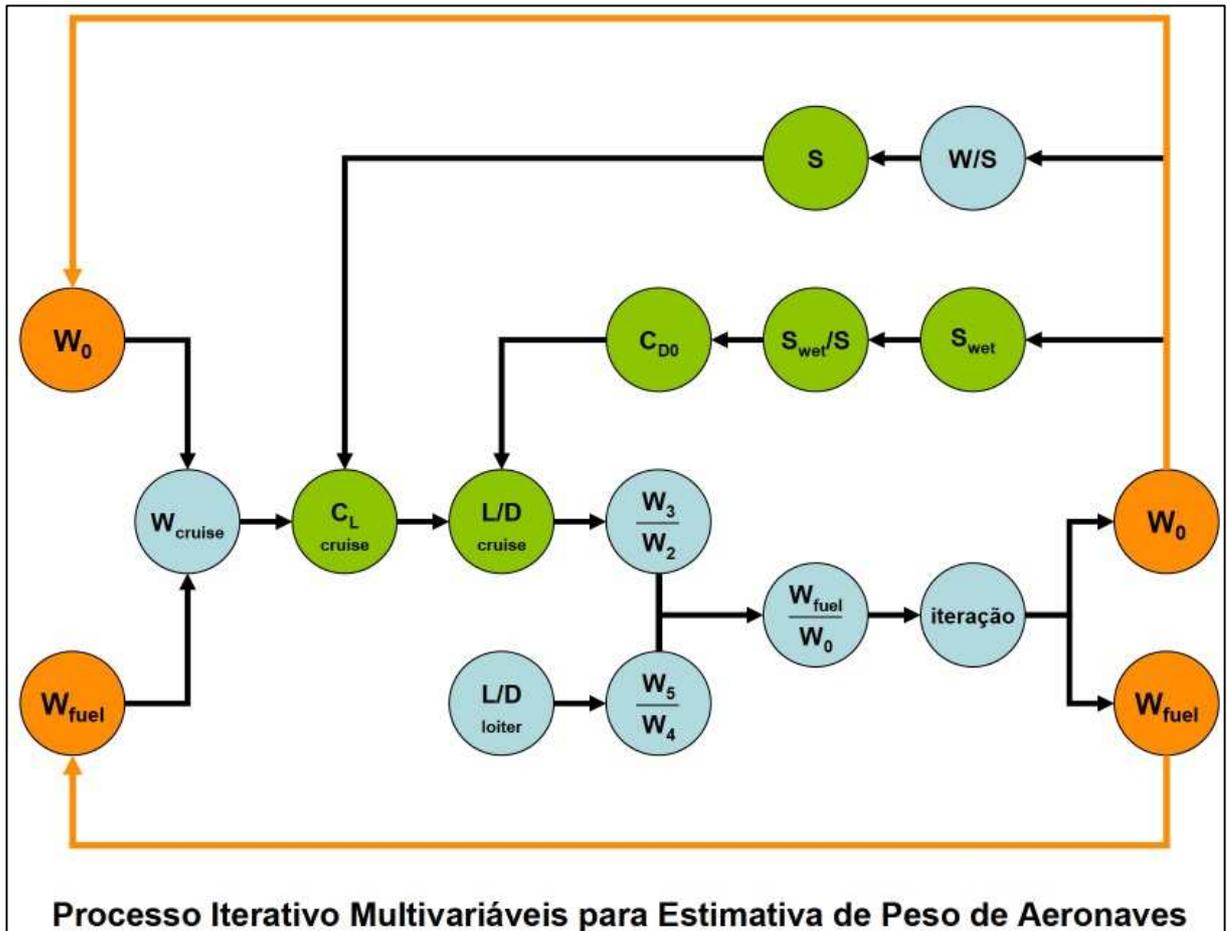


Figura 18 - Roteiro da terceira estimativa de peso. Fonte: Venson [5].

Certos parâmetros de desempenho como velocidade de estol e velocidade de estol de decolagem, distância de decolagem (balanceada e com obstáculo) e distância de aterrisagem (com obstáculo) são calculados, bem como as medidas físicas das aeronaves:

- Comprimento da fuselagem;
- Envergadura da asa;
- Envergadura da empenagem horizontal;
- Envergadura da empenagem vertical;
- Área da asa (já calculada) e das empenagens;
- Coeficientes de volume de cauda;
- Corda média aerodinâmica da asa e das empenagens;
- Braços de momento das empenagens.

<b>BR710</b>		Year: 1996
Manufacturer: BMW/Rolls-Royce		
Application: Gulfstream V, Global Express, TU334, ARJ 21, SL-200/-300 (not produced)		
Composition: 1 / - / 10 / 2 / - / 2		Nb of shafts = 2
$D_{fan} = 1.344 \text{ m} = 52.9 \text{ in}$	$D = \text{m}$	$L = 2.21 \text{ m}$
$W_{eng} = 1597 \text{ kg} = 3521 \text{ lb}$	$= \text{in}$	$= 87 \text{ in}$
<b>Static Sea Level:</b>		
$T_{stat} = 66034 \text{ N}$	$T_{stat}^{AB} = \text{N}$	<b>Cruise:</b>
$= 14845 \text{ lbf}$	$= \text{lbf}$	
$SFC_{stat} = 1.11 \cdot 10^{-5} \text{ (kg/s)/N}$	$SFC_{stat}^{AB} = \text{(kg/s)/N}$	$T_{cr} = 15480 \text{ N}$
$= 0.39 \text{ (lb/h)/lbf}$	$= \text{(lb/h)/lbf}$	$= 3480 \text{ lbf}$
$\dot{w}_{stat} = 201.8 \text{ kg/s} = 444.9 \text{ lb/s}$		$SFC_{cr} = 1.81 \cdot 10^{-5} \text{ (kg/s)/N}$
$BPR = 4$	$OPR = 25.7$	$= 0.64 \text{ (lb/h)/lbf}$
$FPR =$	$TET = ^\circ\text{K}$	$\dot{w}_{cr} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$
		$OPR_{cr} = 31$
		$M_{cr} = 0.8, h_{cr} = 10668 \text{ m}$



Turbofan and turbojet engines : database handbook		
<b>CF34-10A</b>		
Manufacturer: GE : General Electric		
Application: ARJ21		
Composition: 1 / 3B / 9 / 1 / - / 4		Nb of shafts = 2
$D_{fan} = 1.346 \text{ m} = 53 \text{ in}$	$D = \text{m}$	$L = 2.286 \text{ m}$
$W_{eng} = 1701 \text{ kg} = 3750 \text{ lb}$	$= \text{in}$	$= 90 \text{ in}$
<b>Static Sea Level:</b>		
$T_{stat} = 80068 \text{ N}$	$T_{stat}^{AB} = \text{N}$	<b>Cruise:</b>
$= 18000 \text{ lbf}$	$= \text{lbf}$	
$SFC_{stat} = \text{(kg/s)/N}$	$SFC_{stat}^{AB} = \text{(kg/s)/N}$	$T_{cr} = \text{N}$
$= \text{(lb/h)/lbf}$	$= \text{(lb/h)/lbf}$	$= \text{lbf}$
$\dot{w}_{stat} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$		$SFC_{cr} = \text{(kg/s)/N}$
$BPR = 5$	$OPR =$	$= \text{(lb/h)/lbf}$
$FPR =$	$TET = ^\circ\text{K}$	$\dot{w}_{cr} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$
		$OPR_{cr} =$
		$M_{cr} =, h_{cr} = \text{m}$



18,000 lb thrust class

Turbofan and turbojet engines : database handbook		
<b>CF34-10E5</b>		
Manufacturer: GE : General Electric		
Application: ERJ-190/-190AR, ERJ-195/-195AR		
Composition: 1 / 3B / 9 / 1 / - / 4		Nb of shafts = 2
$D_{fan} = 1.346 \text{ m} = 53 \text{ in}$	$D = 1.448 \text{ m}$	$L = 2.286 \text{ m}$
$W_{eng} = 1724 \text{ kg} = 3801 \text{ lb}$	$= 57 \text{ in}$	$= 90 \text{ in}$
<b>Static Sea Level:</b>		
$T_{stat} = 82292 \text{ N}$	$T_{stat}^{AB} = \text{N}$	<b>Cruise:</b>
$= 18500 \text{ lbf}$	$= \text{lbf}$	
$SFC_{stat} = 1.08 \cdot 10^{-5} \text{ (kg/s)/N}$	$SFC_{stat}^{AB} = \text{(kg/s)/N}$	$T_{cr} = \text{N}$
$= 0.38 \text{ (lb/h)/lbf}$	$= \text{(lb/h)/lbf}$	$= \text{lbf}$
$\dot{w}_{stat} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$		$SFC_{cr} = \text{(kg/s)/N}$
$BPR = 5$	$OPR =$	$= \text{(lb/h)/lbf}$
$FPR =$	$TET = ^\circ\text{K}$	$\dot{w}_{cr} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$
		$OPR_{cr} =$
		$M_{cr} =, h_{cr} = \text{m}$



Turbofan and turbojet engines : database handbook		
<b>CFM56-5A1</b>		
Manufacturer: CFM International : GE + Snecma		
Application: A320-211/-311		
Composition: 1 / 3B / 9 / 1 / - / 4		Nb of shafts = 2
$D_{fan} = 1.735 \text{ m} = 68.3 \text{ in}$	$D = 1.829 \text{ m}$	$L = 2.423 \text{ m}$
$W_{eng} = 2266 \text{ kg} = 4996 \text{ lb}$	$= 72 \text{ in}$	$= 95.4 \text{ in}$
<b>Static Sea Level:</b>		
$T_{stat} = 111205 \text{ N}$	$T_{stat}^{AB} = \text{N}$	<b>Cruise:</b>
$= 25000 \text{ lbf}$	$= \text{lbf}$	
$SFC_{stat} = 0.93 \cdot 10^{-5} \text{ (kg/s)/N}$	$SFC_{stat}^{AB} = \text{(kg/s)/N}$	$T_{cr} = 22241 \text{ N}$
$= 0.33 \text{ (lb/h)/lbf}$	$= \text{(lb/h)/lbf}$	$= 5000 \text{ lbf}$
$\dot{w}_{stat} = 386.5 \text{ kg/s} = 852.1 \text{ lb/s}$		$SFC_{cr} = 1.69 \cdot 10^{-5} \text{ (kg/s)/N}$
$BPR = 6$	$OPR = 26.5$	$= 0.6 \text{ (lb/h)/lbf}$
$FPR = 1.55$	$TET = 1537 ^\circ\text{K}$	$\dot{w}_{cr} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$
		$OPR_{cr} = 31.3$
		$M_{cr} = 0.8, h_{cr} = 10668 \text{ m}$



Figura 19 - Motores da aeronave de transporte de passageiros a jato. Fonte: [9].

**FJ44-1A**

**Manufacturer:** Williams/Rolls-Royce  
**Application:** Citation CJ1, SigmaJet, MagnaJet  
**Composition:** 1 / 1B / 1C / 1 / - / - / 2  
 $D_{fan} = 0.531 \text{ m} = 20.9 \text{ in}$   $D = \text{m}$   
 $W_{eng} = 203 \text{ kg} = 448 \text{ lb}$   $= \text{in}$   
**Static Sea Level:**  
 $T_{ssl} = 8452 \text{ N}$   $T_{ssl}^{AB} = \text{N}$   
 $= 1900 \text{ lbf}$   $= \text{lbf}$   
 $SFC_{ssl} = 1.29 \cdot 10^{-5} \text{ (kg/s)/N}$   $SFC_{ssl}^{AB} = \text{(kg/s)/N}$   
 $= 0.46 \text{ (lb/h)/lbf}$   $= \text{(lb/h)/lbf}$   
 $\dot{w}_{ssl} = 28.6 \text{ kg/s} = 63.1 \text{ lb/s}$   
 $BPR = 3.28$   $OPR = 12.8$   
 $FPR =$   $TET = ^\circ\text{K}$

Nb of shafts = 2  
 $L = 1.064 \text{ m}$   
 $= 41.9 \text{ in}$

**Cruise:**  
 $T_{cr} = \text{N}$   
 $= \text{lbf}$   
 $SFC_{cr} = \text{(kg/s)/N}$   
 $= \text{(lb/h)/lbf}$   
 $\dot{w}_{cr} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$   
 $OPR_{cr} =$   
 $M_{cr} = , h_{cr} = \text{m}$



Élodie Roux - 2007

187

**PW530**

**Manufacturer:** Pratt & Whitney  
**Application:** Cessna Citation Bravo  
**Composition:** / / / / /  
 $D_{fan} = 0.58 \text{ m} = 22.8 \text{ in}$   $D = \text{m}$   
 $W_{eng} = 275 \text{ kg} = 606 \text{ lb}$   $= \text{in}$   
**Static Sea Level:**  
 $T_{ssl} = 13000 \text{ N}$   $T_{ssl}^{AB} = \text{N}$   
 $= 2923 \text{ lbf}$   $= \text{lbf}$   
 $SFC_{ssl} = 1.24 \cdot 10^{-5} \text{ (kg/s)/N}$   $SFC_{ssl}^{AB} = \text{(kg/s)/N}$   
 $= 0.44 \text{ (lb/h)/lbf}$   $= \text{(lb/h)/lbf}$   
 $\dot{w}_{ssl} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$   
 $BPR = 4$   $OPR =$   
 $FPR =$   $TET = ^\circ\text{K}$

Year: 1995

Nb of shafts =  
 $L = 1.622 \text{ m}$   
 $= 63.9 \text{ in}$

**Cruise:**  
 $T_{cr} = 2700 \text{ N}$   
 $= 607 \text{ lbf}$   
 $SFC_{cr} = 2.16 \cdot 10^{-5} \text{ (kg/s)/N}$   
 $= 0.76 \text{ (lb/h)/lbf}$   
 $\dot{w}_{cr} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$   
 $OPR_{cr} =$   
 $M_{cr} = 0.8, h_{cr} = 12200 \text{ m}$



Élodie Roux - 2007

377

**FJ33-1**

**Manufacturer:** Williams  
**Application:** Aerostar, Century Jet, FJ-100, Leopard Six  
**Composition:** ?? / - / ?? / ?? / - / ??  
 $D_{fan} = \text{m} = \text{in}$   $D = 0.483 \text{ m}$   
 $W_{eng} = 136 \text{ kg} = 300 \text{ lb}$   $= 19 \text{ in}$   
**Static Sea Level:**  
 $T_{ssl} = 5338 \text{ N}$   $T_{ssl}^{AB} = \text{N}$   
 $= 1200 \text{ lbf}$   $= \text{lbf}$   
 $SFC_{ssl} = \text{(kg/s)/N}$   $SFC_{ssl}^{AB} = \text{(kg/s)/N}$   
 $= \text{(lb/h)/lbf}$   $= \text{(lb/h)/lbf}$   
 $\dot{w}_{ssl} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$   
 $BPR =$   $OPR =$   
 $FPR =$   $TET = ^\circ\text{K}$

Nb of shafts = 2  
 $L = 1.217 \text{ m}$   
 $= 47.9 \text{ in}$

**Cruise:**  
 $T_{cr} = \text{N}$   
 $= \text{lbf}$   
 $SFC_{cr} = \text{(kg/s)/N}$   
 $= \text{(lb/h)/lbf}$   
 $\dot{w}_{cr} = \text{kg/s} = \text{lb/s}$   
 $OPR_{cr} =$   
 $M_{cr} = , h_{cr} = \text{m}$



Figura 20 - Motores da aeronave executiva VLJ. Fonte: [9].

### 3.4. PARÂMETROS PARA ANÁLISE DE SENSIBILIDADE

Este trabalho se concentrou em obter e analisar o comportamento das características principais (pesos) do projeto com a variação de três fatores, conforme mostrado abaixo e nas figuras 21 e 22.

- Alongamento da asa;
- Constante “a” da equação empírica para fração de peso vazio;

- Constante “a” da equação empírica para carga alar de decolagem.

```
asa_AR = [7.3, 8.3, 9.3]
a_fracao_peso_vazio = [1.244, 1.385, 1.526]
a_carga_alar_decolagem = [267, 329.6, 392.2]
```

Figura 21 - Parâmetros de entrada – Aeronave de transporte de passageiros a jato.

```
asa_AR = [6.7, 8, 9.3]
a_fracao_peso_vazio = [0.657, 0.786, 0.915]
a_carga_alar_decolagem = [95.4, 142.3, 189.2]
```

Figura 22 - Parâmetros de entrada – Aeronave executiva VLJ.

Três vetores foram criados contendo os valores (inferior, médio e superior) apresentados na literatura para os três fatores em estudo. Os mesmos são combinados para gerar 27 diferentes possibilidades de parâmetros de entrada, conforme mostrado nas tabelas 6 e 7.

Tabela 6 – Combinações – Aeronave de transporte de passageiros a jato.

Número da Combinação	asa_AR	a_fracao_peso_vazio	a_carga_alar_decolag
0	7,3	1,244	267
1	7,3	1,244	329,6
2	7,3	1,244	392,2
3	7,3	1,385	267
4	7,3	1,385	329,6
5	7,3	1,385	392,2
6	7,3	1,526	267
7	7,3	1,526	329,6
8	7,3	1,526	392,2
9	8,3	1,244	267
10	8,3	1,244	329,6
11	8,3	1,244	392,2

Número da Combinação	asa_AR	a_fracao_peso_vazio	a_carga_alar_decolag
12	8,3	1,385	267
13	8,3	1,385	329,6
14	8,3	1,385	392,2
15	8,3	1,526	267
16	8,3	1,526	329,6
17	8,3	1,526	392,2
18	9,3	1,244	267
19	9,3	1,244	329,6
20	9,3	1,244	392,2
21	9,3	1,385	267
22	9,3	1,385	329,6
23	9,3	1,385	392,2
24	9,3	1,526	267
25	9,3	1,526	329,6
26	9,3	1,526	392,2

Tabela 7 – Combinações – Aeronave Executiva VLJ.

Número da Combinação	asa_AR	a_fracao_peso_vazio	a_carga_alar_decolag
0	6,7	0,657	95,4
1	6,7	0,657	142,3
2	6,7	0,657	189,2
3	6,7	0,786	95,4
4	6,7	0,786	142,3
5	6,7	0,786	189,2
6	6,7	0,915	95,4
7	6,7	0,915	142,3
8	6,7	0,915	189,2
9	8	0,657	95,4
10	8	0,657	142,3
11	8	0,657	189,2

Número da Combinação	asa_AR	a_fracao_peso_vazio	a_carga_alarg_decolag
12	8	0,786	95,4
13	8	0,786	142,3
14	8	0,786	189,2
15	8	0,915	95,4
16	8	0,915	142,3
17	8	0,915	189,2
18	9,3	0,657	95,4
19	9,3	0,657	142,3
20	9,3	0,657	189,2
21	9,3	0,786	95,4
22	9,3	0,786	142,3
23	9,3	0,786	189,2
24	9,3	0,915	95,4
25	9,3	0,915	142,3
26	9,3	0,915	189,2

As tabelas 8 e 9 apresentam uma relação dos valores assumidos para as demais variáveis de projeto, respeitando os limites estabelecidos pela literatura para cada categoria de aeronave.

Tabela 8 – Demais Variáveis – Aeronave de transporte de passageiros a jato.

Propriedade	Observação	Valor	Unidade
Aceleração da gravidade, g	-	9,81	$\frac{m}{s^2}$
TSFC cruise inicial	-	1,914e-5	$\frac{Kg}{N * s}$
TSFC loiter inicial	-	1,603e-5	$\frac{Kg}{N * s}$
Alongamento	Asa	<b>VARIÁVEL</b>	-
	HT	4,3	-
	VT	1,6	-

Propriedade	Observação	Valor	Unidade
Afilamento	Asa	0,4	-
	HT	0,4	-
	VT	0,4	-
Enflechamento	Asa	26,6	<i>Graus</i>
Coeficiente de fricção de superfície equivalente	-	0,0030	-
Razão de área molhada ( $\frac{S_{WET}}{S_{REF}}$ ) (tabela de tendência)	Asa	6	-
Constantes da equação empírica para área molhada (a)	Asa	0,0317	-
Constantes da equação empírica para área molhada (C)	Asa	0,7530	-
Fator de eficiência aerodinâmica	Asa	0,99	-
Constantes da equação empírica para fração de peso vazio (a)	-	<b>VARIÁVEL</b>	-
Constantes da equação empírica para fração de peso vazio (C)	-	-0.070	-
Constantes da equação empírica para fração de peso vazio (K)	-	1	-
Fração de peso na missão típica de aeronaves ( $\frac{W_1}{W_0}$ )	-	0,970	-
Fração de peso na missão típica de aeronaves ( $\frac{W_2}{W_1}$ )	-	0,985	-
Fração de peso na missão típica de aeronaves ( $\frac{W_4}{W_3}$ )	-	0,985	-
Fração de peso na missão típica de aeronaves ( $\frac{W_6}{W_5}$ )	-	0,995	-
Constantes da equação empírica para carga alar de decolagem (a)	-	<b>VARIÁVEL</b>	-
Razão empuxo-peso empírica	-	0,31	-

Propriedade	Observação	Valor	Unidade
Constantes da equação empírica para carga alar de decolagem (C)	-	0,206	-
Constantes da equação empírica para distância de decolagem (a)	Obstáculo 35 ft	0,180	-
	Balanceada	0,278	-
Constantes da equação empírica para distância de aterrissagem (a)	Obstáculo 50 ft	0,860	-
Coeficiente de sustentação na decolagem	-	1,875	-
Coeficiente de sustentação máximo	-	2,7	-
Constantes da equação empírica para comprimento da fuselagem (a)		0,4546	-
Constantes da equação empírica para comprimento da fuselagem (C)		0,3321	-
Razão entre o braço de momento da HT e o comprimento da fuselagem		0,5	-
Coeficiente de volume de cauda	HT	1,07	-
	VT	0,077	-
TSFC BR710	Cruzeiro	1,81e-5	$\frac{Kg}{N * s}$
	Espera	1,52e-5	
TSFC CF34-10A	Cruzeiro	1,80e-5	
	Espera	1,51e-5	
TSFC CF34-10E5	Cruzeiro	1,80e-5	
	Espera	1,51e-5	
TSFC CFM56-5A1	Cruzeiro	1,69e-5	
	Espera	1,42e-5	
TSFC CFM56-5B1	Cruzeiro	1,69e-5	
	Espera	1,42e-5	

Tabela 9 – Demais Variáveis – Aeronave Executiva VLJ.

Propriedade	Observação	Valor	Unidade
Aceleração da gravidade, g	-	9,81	$\frac{m}{s^2}$

Propriedade	Observação	Valor	Unidade
TSFC cruise inicial	-	2,136e-5	$\frac{Kg}{N * s}$
TSFC loiter inicial	-	1,825e-5	$\frac{Kg}{N * s}$
Alongamento	Asa	<b>VARIÁVEL</b>	-
	HT	4,8	-
	VT	1	-
Afilamento	Asa	0,4	-
	HT	0,5	-
	VT	0,6	-
Enflechamento	Asa	20	<i>Graus</i>
Coefficiente de fricção de superfície equivalente	-	0,0030	-
Razão de área molhada $\left(\frac{S_{WET}}{S_{REF}}\right)$ (tabela de tendência)	Asa	5.5	-
Constantes da equação empírica para área molhada (a)	Asa	0,0553	-
Constantes da equação empírica para área molhada (C)	Asa	0,6977	-
Fator de eficiência aerodinâmica	Asa	0,99	-
Constantes da equação empírica para fração de peso vazio (a)	-	<b>VARIÁVEL</b>	-
Constantes da equação empírica para fração de peso vazio (C)	-	-0.028	-
Constantes da equação empírica para fração de peso vazio (K)	-	1	-
Fração de peso na missão típica de aeronaves $\left(\frac{W_1}{W_0}\right)$	-	0,980	-
Fração de peso na missão típica de aeronaves $\left(\frac{W_2}{W_1}\right)$	-	0,985	-

Propriedade	Observação	Valor	Unidade
Fração de peso na missão típica de aeronaves $\left(\frac{W_4}{W_3}\right)$	-	0,990	-
Fração de peso na missão típica de aeronaves $\left(\frac{W_6}{W_5}\right)$	-	0,995	-
Constantes da equação empírica para carga alar de decolagem (a)	-	<b>VARIÁVEL</b>	-
Constantes da equação empírica para carga alar de decolagem (C)	-	0,268	-
Razão empuxo-peso empírica	-	0,35	-
Coefficiente de sustentação na decolagem	-	1,667	-
Constantes da equação empírica para distância de decolagem (a)	Obstáculo 35 ft	0,178	-
	Balanceada	0,276	-
Constantes da equação empírica para distância de aterrisagem (a)	Obstáculo 50 ft	0,946	-
Coefficiente de sustentação máximo	-	2,4	-
Constantes da equação empírica para comprimento da fuselagem (a)	-	0,2260	-
Constantes da equação empírica para comprimento da fuselagem (C)	-	0,3739	-
Razão entre o braço de momento da HT e o comprimento da fuselagem	-	0,4	-
Coefficiente de volume de cauda	HT	0,77	-
	VT	0,064	-
TSFC FJ33	Cruzeiro	1,38e-5	$\frac{Kg}{N * s}$
	Espera	1,18e-5	
TSFC FJ44-1A	Cruzeiro	1,29e-5	
	Espera	1,10e-5	
TSFC PW530	Cruzeiro	2,16e-5	
	Espera	1,85e-5	

## CAPÍTULO 4

### RESULTADOS

#### 4.1. ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARA O ALONGAMENTO DA ASA

Antes de realizar a simulação com os três parâmetros escolhidos de maneira combinada, é necessário analisar isoladamente cada uma destas variáveis. Com isto, torna-se mais clara a análise da influência de cada fator no projeto final.

Conforme apresentado na tabela 10 e na figura 23 (**Categoria da aeronave: transporte de passageiros a jato**), o alongamento da asa foi variado entre os seus valores inferior, médio e superior, mantendo os outros parâmetros constantes.

Tabela 10 – Variação isolada do alongamento.

$AR_W$	$a_{fracao\ peso\ vazio}$	$a_{carga\ alar\ decol.}$	W0 (Kg)	Wempty (Kg)	Wfuel (Kg)	Wcruise (Kg)
7,3	1,385	329,6	57821,411	31478,434	13262,977	51189,923
8,3	1,385	329,6	56492,657	30816,645	12596,012	50194,651
9,3	1,385	329,6	55472,689	30307,550	12085,139	49430,119
Redução [%]			1,805	1,652	4,056	1,523
Aumento [%]			2,352	2,148	5,295	1,983

Percebe-se que com uma variação de  $\pm 12,04\%$  em relação ao valor médio do alongamento da asa, os quatro tipos de pesos analisados pouco variam, com uma redução podendo chegar a 4% e um aumento máximo em torno de 5,3%, ambos para o peso de combustível.

A relação entre  $AR_W$  e os pesos estimados é inversa, ou seja, um aumento no alongamento da asa provoca uma redução nos valores dos pesos. Caso  $AR_W$  diminua, os pesos serão maiores.

Para justificar a influência do alongamento nas estimativas de pesos, temos que, conforme mostrado na equação 9, este parâmetro se encontra relacionado com a constante de arrasto induzido  $k_2$  e, portanto, interfere na força de arrasto total existente. Caso o alongamento diminua, o arrasto total irá aumentar. Desta maneira,

para vencer esta força de oposição ao movimento, a aeronave precisará de motores com maior força propulsiva, que são mais pesados (aumentando o peso vazio da aeronave) e consomem mais combustível. Logo, o peso de combustível aumentará e, conseqüentemente, o peso bruto de decolagem e o peso médio de cruzeiro também.

É importante ressaltar que  $W_{fuel}$  foi o mais afetado com as variações no alongamento da asa. Isto ocorre devido ao fato que, conforme as figuras/fluxogramas 16, 17 e 18, os cálculos contendo  $AR_W$  caminham para a razão de combustível  $\frac{W_{fuel}}{W_0}$ , ou seja, o alongamento influencia os valores de eficiência aerodinâmica (cruzeiro e espera) e conseqüentemente a razão de combustível. Quanto aos outros parâmetros, os mesmos são influenciados de maneira indireta.

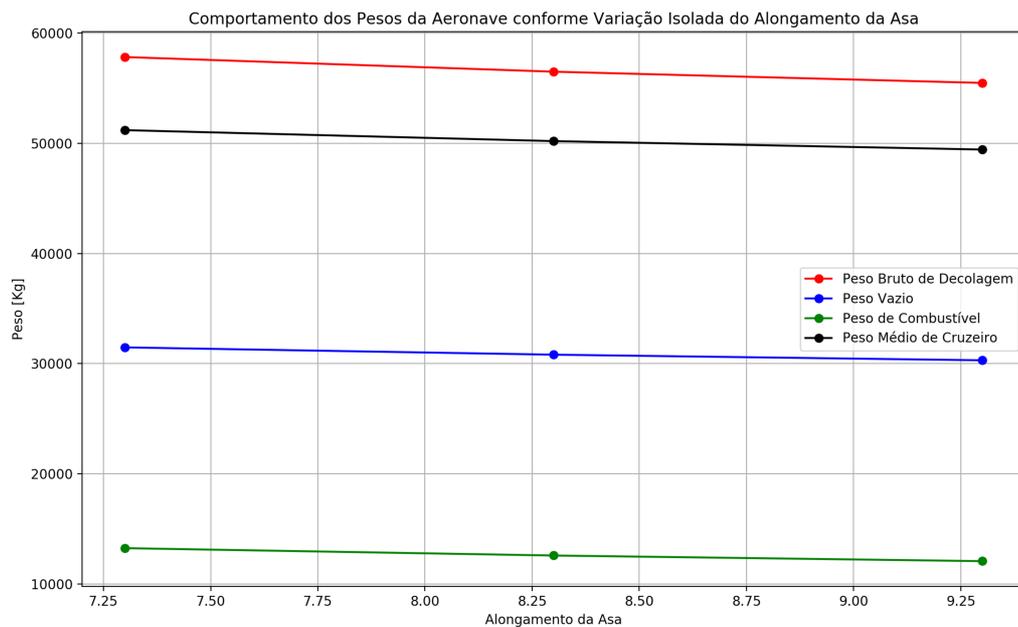


Figura 23 - Análise Isolada: Alongamento da asa vs Pesos estimados.

#### 4.2. ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARA A CONSTANTE “a” DA FRAÇÃO DE PESO VAZIO

A tabela 11 lista os valores simulados para a constante em questão, bem como as reduções e os aumentos obtidos nos pesos estimados a partir destas variações.

Diferentemente do alongamento da asa, a variação deste fator exerce maior influência nas estimativas de pesos.

Tabela 11 – Variação isolada da constante “a” da fração de peso vazio.

$AR_W$	$a_{fracao\ peso\ vazio}$	$a_{carga\ alar\ decol.}$	W0 (Kg)	Wempty (Kg)	Wfuel (Kg)	Wcruise (Kg)
8,3	1,244	329,6	48820,868	24248,189	11492,679	43074,529
8,3	1,385	329,6	56492,657	30816,645	12596,012	50194,651
8,3	1,526	329,6	69428,702	41076,879	15271,823	61792,790
Redução [%]			13,580	21,315	8,759	14,185
Aumento [%]			22,899	33,294	21,243	23,106

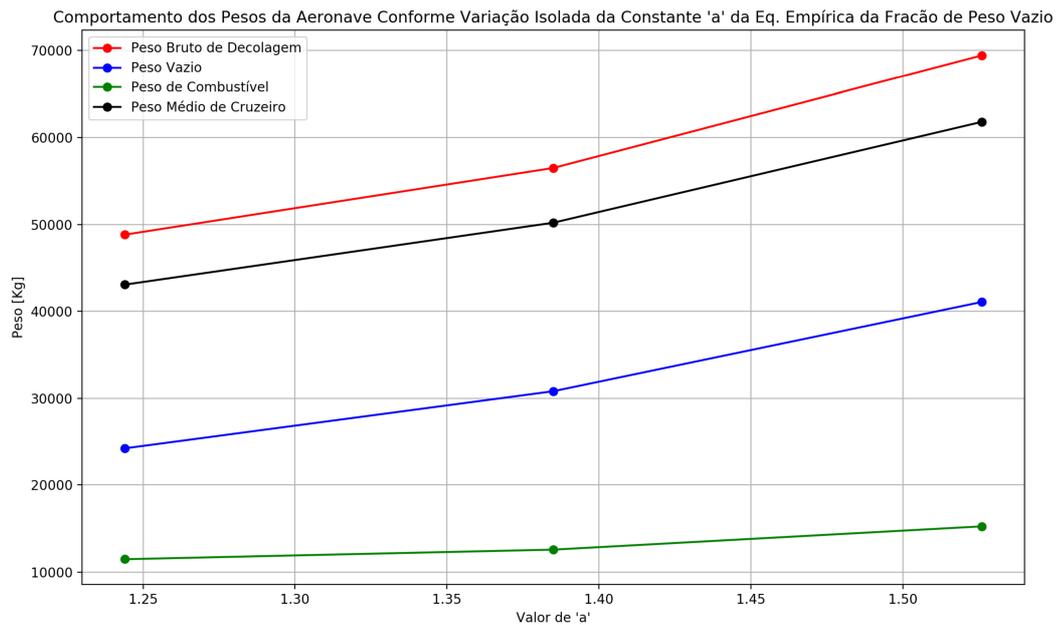


Figura 24 – Análise Isolada: Constante “a” da fração de peso vazio vs Pesos estimados.

Como pode ser visto na tabela 11 e na figura 24, uma variação de  $\pm 10,18\%$  com relação ao valor médio da constante analisada promove uma redução máxima de  $21,3\%$  e um aumento máximo de  $33,3\%$ , ambos para o peso vazio da aeronave. Em contraste com os resultados encontrados na análise anterior, a relação existente é direta. Ou seja, caso  $a_{fracao\ peso\ vazio}$  aumente, os pesos também iram aumentar, sendo  $W_{empty}$  o mais afetado. Isto ocorre devido ao fato que, conforme mostram as

equações 19 e 20, a constante  $a_{fracao\ peso\ vazio}$  está diretamente conectada ao termo empírico da fração de peso vazio e este ao termo iterativo para cálculo do peso bruto de decolagem. Logo, com um aumento dessa constante, maior será  $\frac{W_{empty}}{W_0}$  e, conseqüentemente, maiores serão os pesos estimados.

#### 4.3. ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARA A CONSTANTE “a” DA CARGA ALAR DE DECOLAGEM

A tabela 12 e a figura 25 apresentam os valores simulados para a constante da carga alar de decolagem, bem como os resultados obtidos.

Tabela 12 – Variação isolada da constante “a” da carga alar de decolagem.

$AR_W$	$a_{fracao\ peso\ vazio}$	$a_{carga\ alar\ decol.}$	$W_0$ (Kg)	$W_{empty}$ (Kg)	$W_{fuel}$ (Kg)	$W_{cruise}$ (Kg)
8,3	1,385	267	54703,363	29922,919	11700,443	48853,141
8,3	1,385	329,6	56492,657	30816,645	12596,012	50194,651
8,3	1,385	392,2	58344,490	31738,517	13525,974	51581,504
Redução [%]			3,167	2,900	7,110	2,673
Aumento [%]			3,278	2,991	7,383	2,763

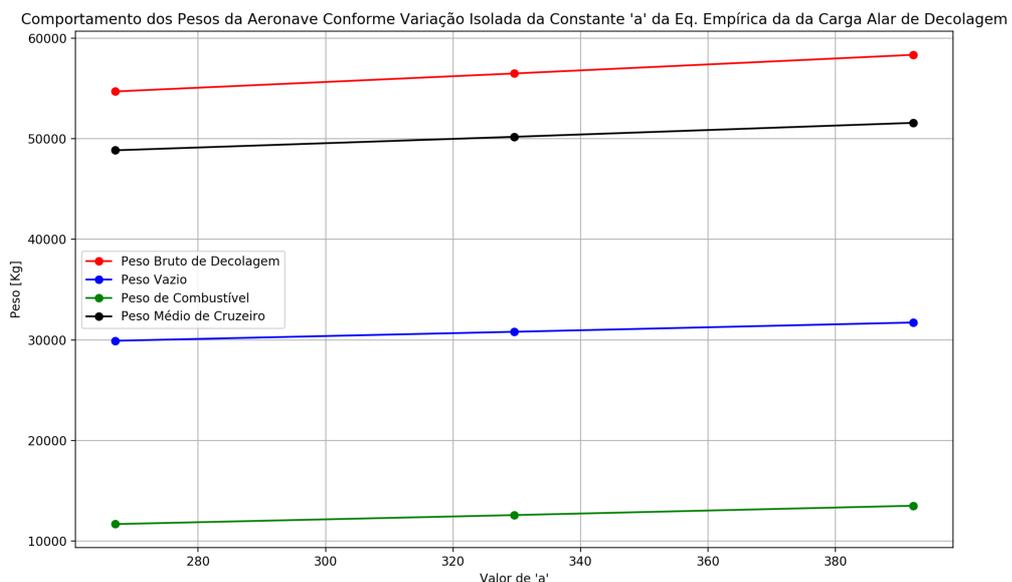


Figura 25 – Análise Isolada: Constante “a” da carga alar de decolagem vs Pesos estimados.

A partir das informações acima, sabe-se que um aumento em  $a_{carga\ alar\ decol.}$  implica no crescimento dos pesos da aeronave. O contrário também ocorre. Como a carga alar de decolagem será maior e, do ponto de vista prático, a mudança em  $\frac{W_0}{S_{W_{ref}}}$  somente é feita alterando-se o peso da aeronave, logo os pesos serão maiores.

Entretanto, similarmente ao alongamento da asa, a influência deste parâmetro no resultado final é pequena e não se compara aos resultados obtidos para a constante  $a_{fracao\ peso\ vazio}$ . A tabela 12 mostra que uma variação de  $\pm 18,99\%$  em torno do valor médio desta constante implica em uma redução máxima de peso de 7,1% e um aumento máximo de 7,4%, ambos para o peso de combustível.

#### 4.4. AERONAVE DA CATEGORIA: TRANSPORTE DE PASSAGEIROS A JATO

##### 4.4.1. Análise de Sensibilidade dos Parâmetros Combinados

Neste trabalho, foram simuladas 27 combinações (numeradas de 0 até 26) de parâmetros de entrada. Como resultado, estão aqui dispostos os valores para os diferentes pesos da aeronave, área de referência da asa, velocidades de estol, empuxo requerido por motor, carga alar de decolagem e, como medida de avaliação da sensibilidade do método implementado, o número de iterações necessárias para obter resultados.

O gráfico da figura 26 representa os valores (em Kg) encontrados para os pesos da aeronave. Percebe-se a existência de um padrão em suas curvas, caracterizado por três grupos sequenciais compostos por três “degraus” cada.

As combinações representam:

- Combinações 0 – 8: alongamento de 7.3;
- Combinações 9 – 17: alongamento de 8.3;
- Combinações 18 – 26: alongamento de 9.3.

Além disto, cada degrau individual representa um valor para a constante  $a_{fracao\ peso\ vazio}$  e cada ponto individual corresponde a um valor para a constante  $a_{carga\ alar\ decol.}$

Como pode ser visto, o fator com maior influência nos valores dos pesos da aeronave é a constante “a” da fração de peso vazio. Para alcançar menores valores de peso, deve-se usar maiores valores para  $AR_W$  e menores valores para os outros

dois fatores. A tabela 13 apresenta os valores mínimo, médio e máximo dos resultados obtidos, bem como suas diferenças percentuais.

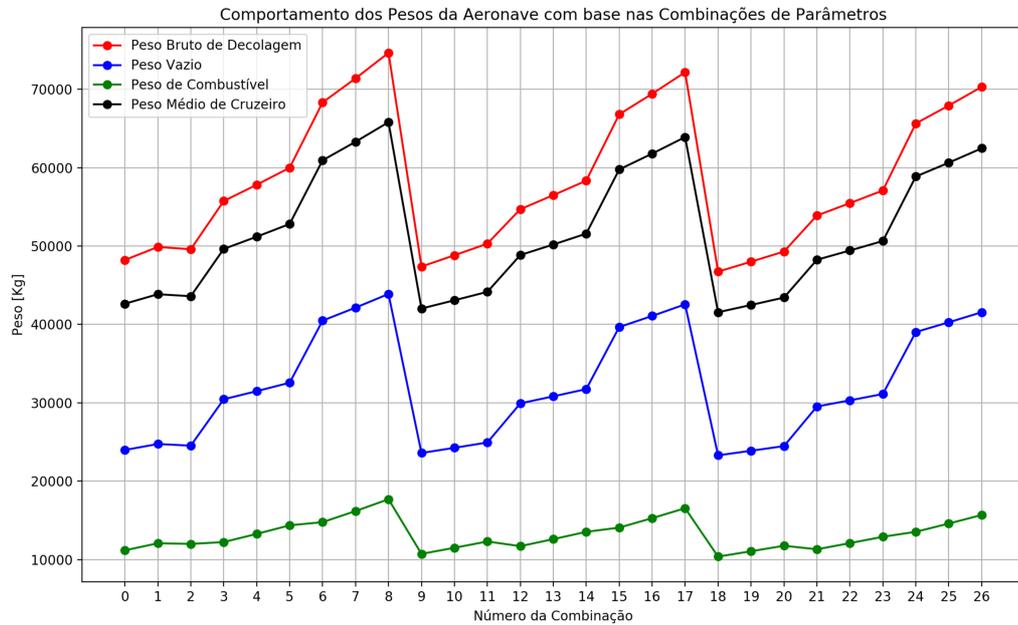


Figura 26 – Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato: Comportamento dos pesos com base nas combinações de entrada.

Tabela 13 – Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato: Análise dos pesos calculados.

Valor	W0 (Kg)	Wempty (Kg)	Wfuel (Kg)	Wcruise (Kg)
Mínimo	46735,070	23290,039	10365,031	41552,555
Médio	58313,027	32079,916	13153,112	51736,472
Máximo	74651,824	43883,040	17688,784	65807,432
Redução [%]	19,855	27,400	21,197	19,684
Aumento [%]	28,019	36,793	34,484	27,197

De acordo com os resultados obtidos, percebe-se que diferentes combinações para os três parâmetros de entrada podem reduzir os pesos em até 27,4% e aumentar os mesmos em até 36,8%. Além disso, percebe-se que o peso vazio é o mais afetado, o que corrobora com as análises isoladas feitas anteriormente.

A carga alar de decolagem, bem como a área de referência da asa, pode ser analisada em conjunto com as estimativas de peso já discutidas. A figura 27 apresenta os resultados encontrados.

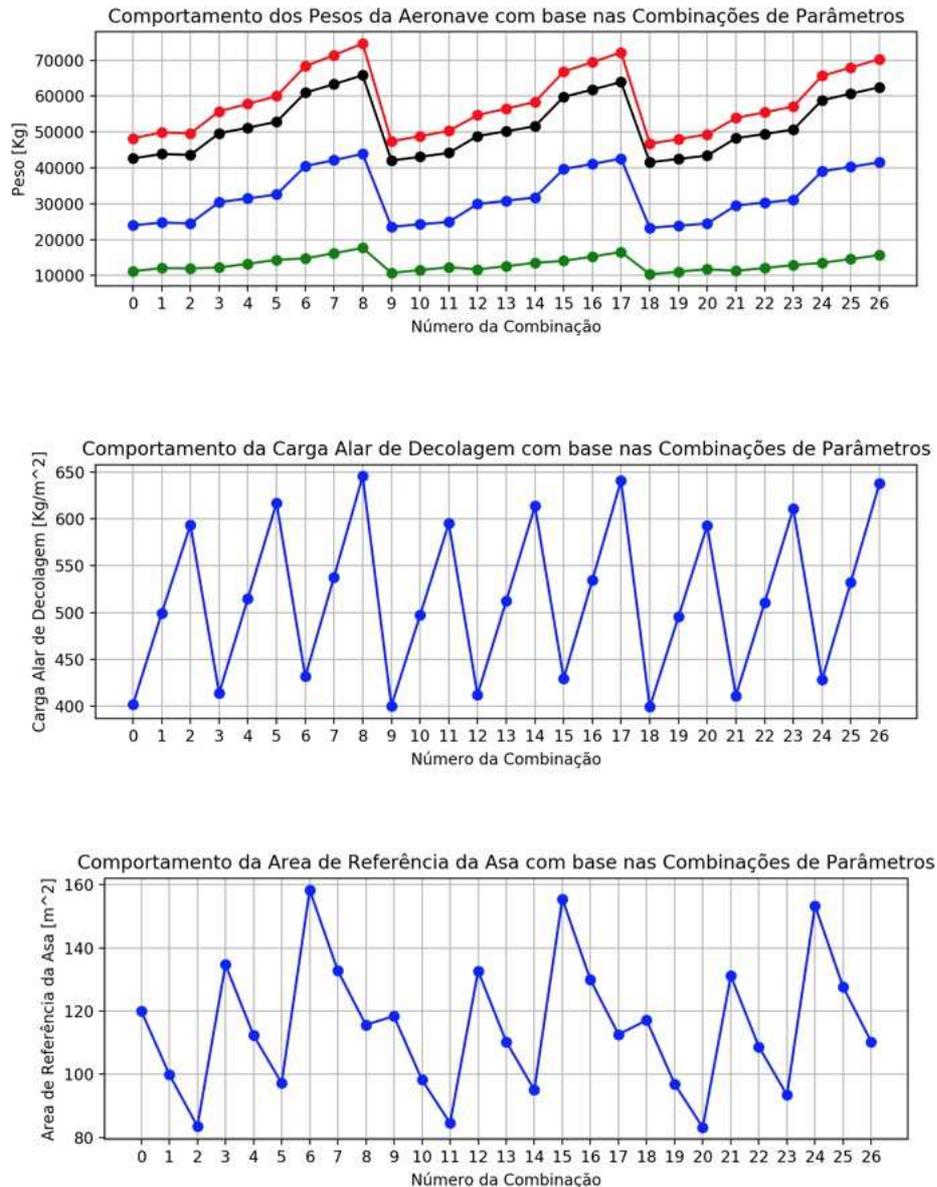


Figura 27 - Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato: Comportamento da carga alar de decolagem e da área de referência da asa com base nas combinações de entrada.

Como pode ser visto para a carga alar, caso a constante  $a_{carga\ alar\ decol.}$  aumente, a mesma irá ser maior. Como exemplo deste comportamento, pode-se pegar um trecho das curvas entre os pontos 0 e 2, onde a carga alar aumenta com maiores valores de  $a_{carga\ alar\ decol.}$  Entretanto,  $\frac{W_0}{S_{W_{ref}}}$  não é apenas influenciada por sua

constante empírica. Diferentes valores de alongamento e da constante  $a_{fracao\ peso\ vazio}$  exercem influência sobre o peso bruto. Fisicamente, como este tende a crescer para menores valores de  $AR_W$  e maiores valores de  $a_{fracao\ peso\ vazio}$ , logo a carga alar também será maior.

Quanto a área de referência da asa, quanto maior o peso bruto (devido a menores valores de  $AR_{asa}$  e maiores valores de  $a_{fracao\ peso\ vazio}$ ), maior será força de sustentação necessária e, portanto, maior será  $S_{W_{ref}}$ . Entretanto, ocorre a diminuição da área de referência da asa conforme os valores da carga alar de decolagem aumentam.

O empuxo requerido por motor se comporta com base no peso bruto de decolagem. Conforme o mesmo aumenta, a força propulsiva necessária se torna maior (figura 28).

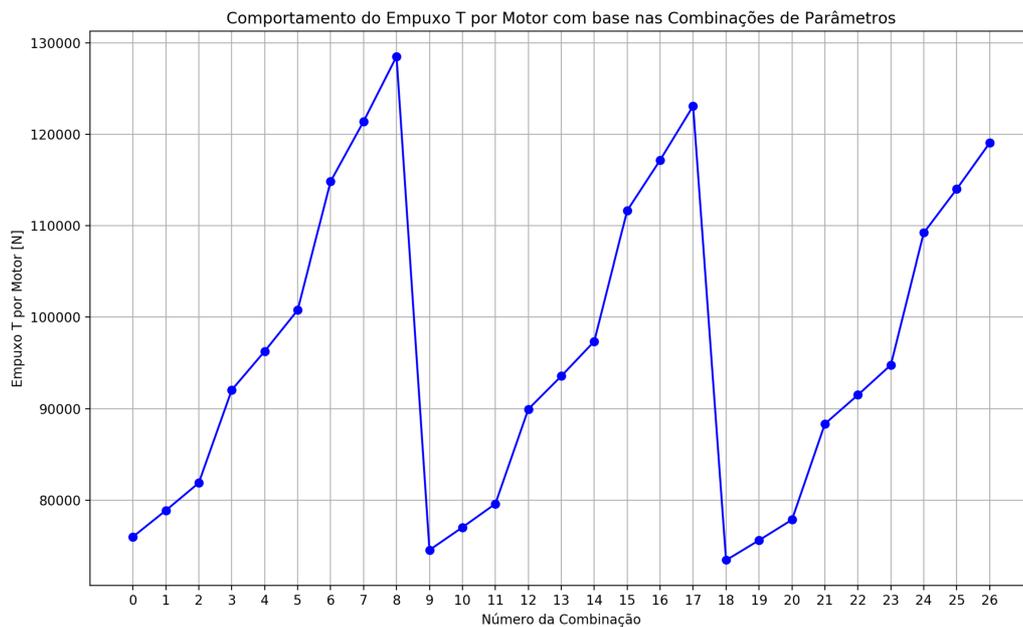


Figura 28 - Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato: Comportamento do empuxo  $T$  por motor com base nas combinações de entrada.

A velocidade de estol de uma aeronave está relacionada com a carga alar de decolagem da mesma. Quanto maior for  $\frac{W_0}{S_{W_{ref}}}$ , maior será velocidade de estol. Analisando os gráficos das figuras 27 (variação da carga alar) e 29, esta relação é

perceptível. A combinação número 8 em ambos os gráficos representa a situação de valores máximos para estes dois parâmetros.

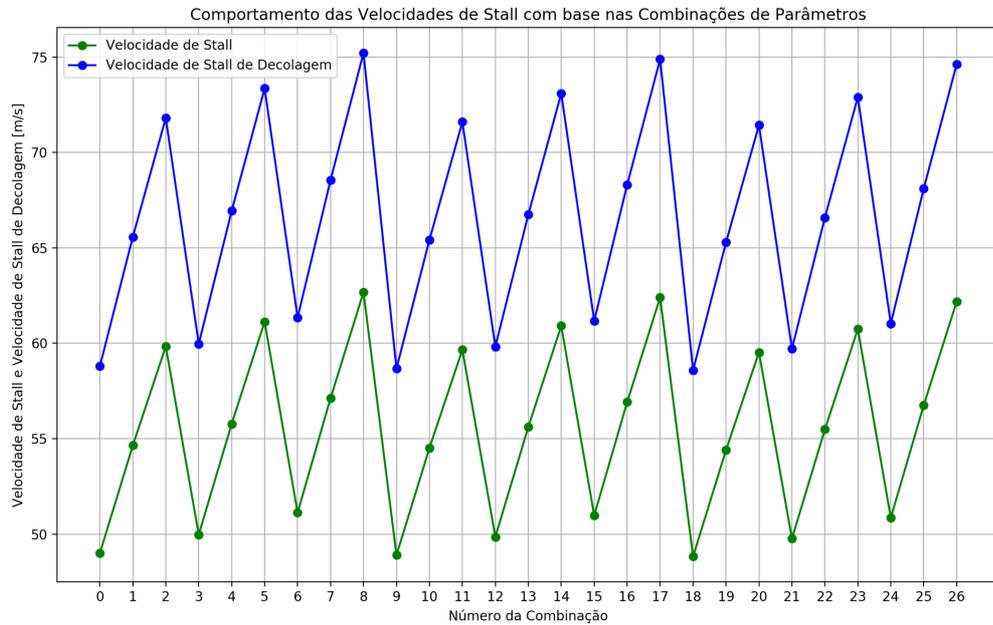


Figura 29 - Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato: Comportamento das velocidades de estol com base nas combinações de entrada.

Por fim, foi analisado o comportamento da quantidade de iterações necessárias para as estimativas do projeto. O gráfico da figura 30 e a tabela 14 dispostos abaixo mostram que, para determinado tipo de combinação de entrada, o número de iterações pode diminuir em até 19,3% e aumentar em até 22,4%, com relação ao valor médio.

Tabela 14 – Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato: Análise do número de iterações.

Valor	Número de iterações
Mínimo	31
Médio	38,407
Máximo	47
Redução [%]	19,286
Aumento [%]	22,372

Ademais, percebe-se que a curva de iterações possui um padrão característico e nota-se que valores médios de  $a_{carga\ alar\ decol.}$  (329,6) promovem uma queda no número de iterações, com relação aos resultados vizinhos.

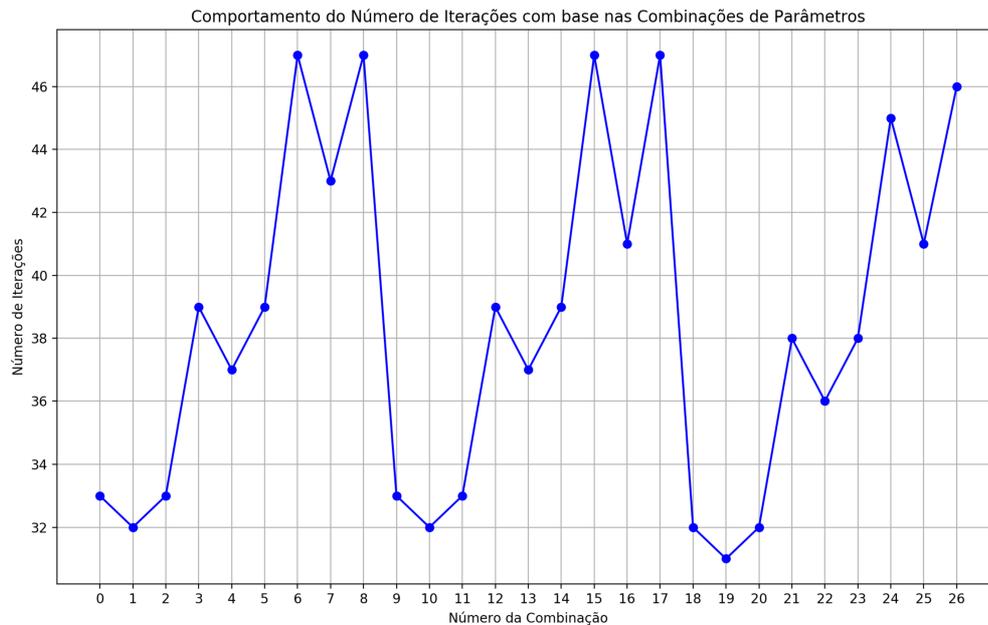


Figura 30 - Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato: Comportamento do número de iterações com base nas combinações de entrada.

## 4.5. AERONAVE DA CATEGORIA: VERY LIGHT JET

### 4.5.1. Análise de Sensibilidade dos Parâmetros Combinados

Similarmente a aeronave analisada anteriormente, os pesos estimados são influenciados pela combinação dos parâmetros de entrada:

- A diminuição no alongamento da asa provoca o aumento dos pesos;
- O aumento de  $a_{fracao\ peso\ vazio}$  e  $a_{carga\ alar\ decol.}$  também causa com que os pesos aumentem, embora que para a constante da carga alar de decolagem os efeitos não sejam tão pronunciáveis, como pode ser visto na figura 31 (pontos 0-2, 3-5, 9-11, 12-14, 18-20 e 21-23).

Entretanto, as variações percentuais são maiores, podendo chegar a 53,4% de redução e 113% de aumento, com relação aos valores médios. O peso vazio e o peso

de combustível continuam sendo os mais afetados. A tabela 15 e o gráfico da figura 31 apresentam estes resultados.

Tabela 15 – Aeronave VLJ: Análise dos pesos calculados.

Valor	W0 (Kg)	Wempty (Kg)	Wfuel (Kg)	Wcruise (Kg)
Mínimo	2199,590	1087,339	357,251	2020,965
Médio	3793,754	2331,729	707,026	3440,241
Máximo	6861,832	4601,104	1505,728	6108,968
Redução [%]	42,021	53,368	49,471	41,255
Aumento [%]	80,872	97,326	112,967	77,574

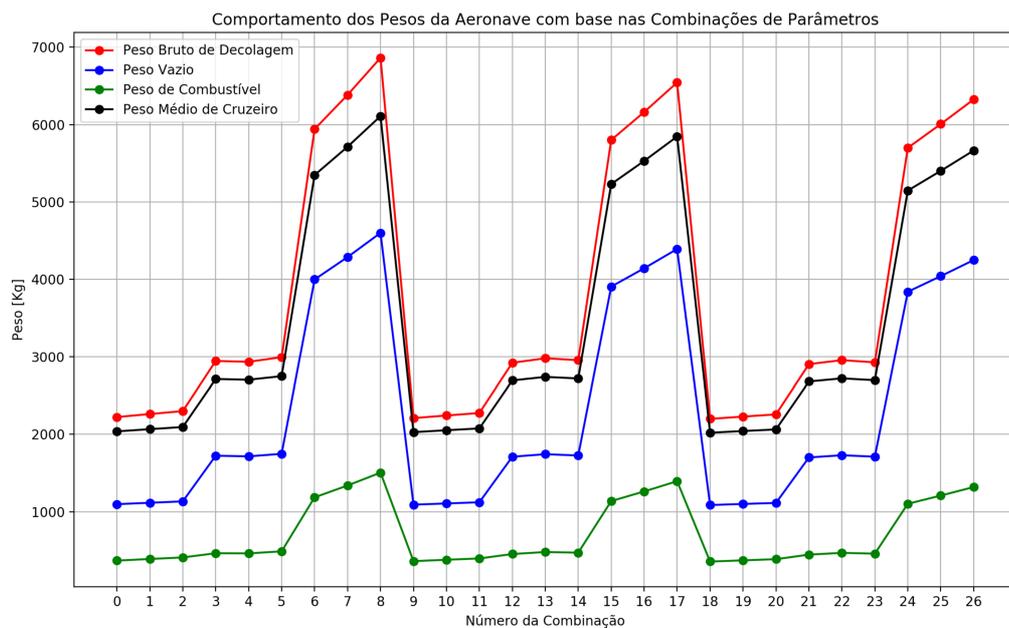


Figura 31 - Aeronave VLJ: Comportamento dos pesos com base nas combinações de entrada.

Quanto ao comportamento da carga alar de decolagem, da área de referência da asa, do empuxo requerido por motor, das velocidades de estol e do número de iterações (figuras 32 a 35 e tabela 16), as mesmas análises e conclusões são válidas:

- Quanto maior o peso bruto de decolagem, maior será a carga alar;
- A área de referência da asa pode aumentar com o crescimento de  $W_0$ , mas pode diminuir quando a carga alar aumenta;

- Maiores valores de empuxo por motor são necessários conforme o peso da aeronave aumenta;
- Quanto maior a carga alar, maiores serão as velocidades de estol;
- Valores médios de  $a_{carga\ alar\ decol.}$  (142,3) também promovem uma queda no número de iterações, com relação aos resultados vizinhos.

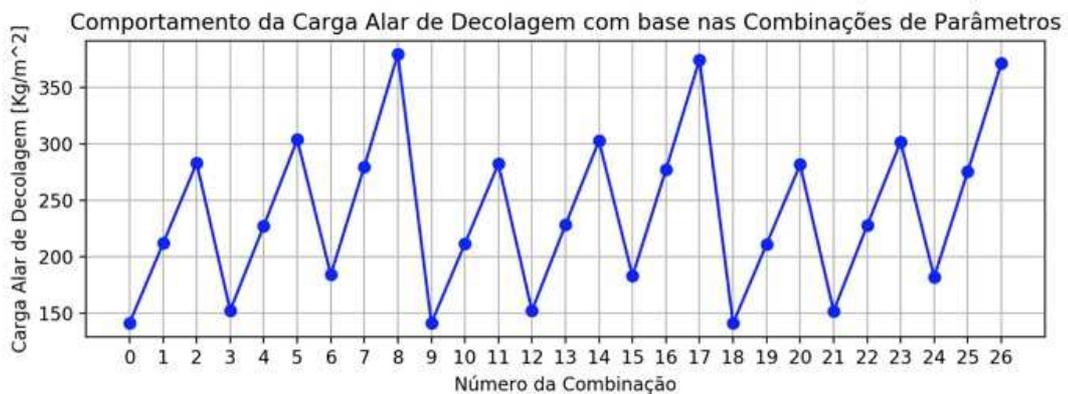


Figura 32 - Aeronave VLJ: Comportamento da carga alar de decolagem e da área de referência da asa com base nas combinações de entrada.

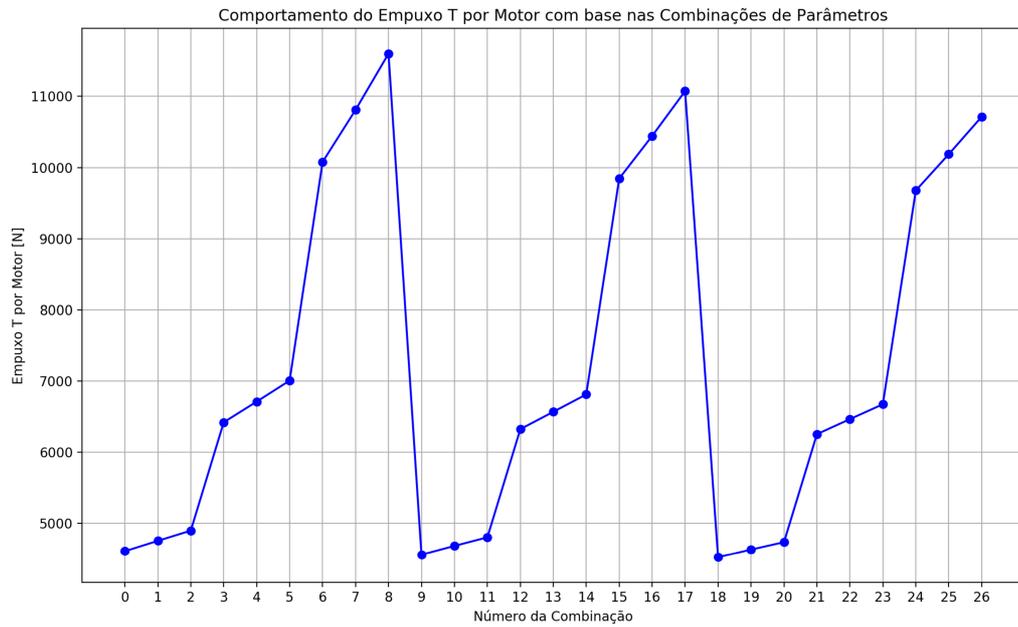


Figura 33 - Aeronave VLJ: Comportamento do empuxo T por motor com base nas combinações de entrada.

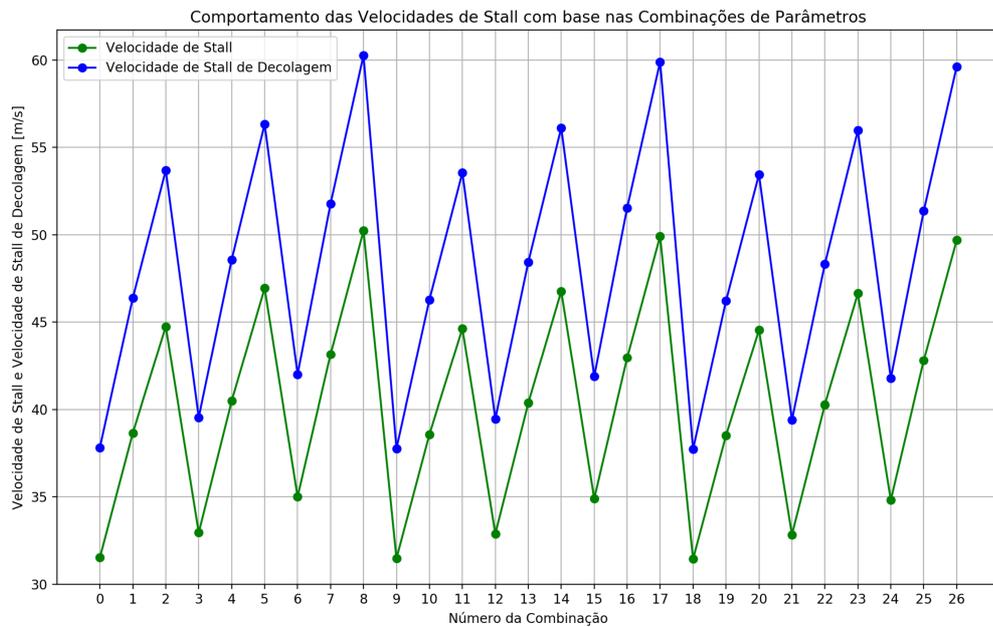


Figura 34 - Aeronave VLJ: Comportamento das velocidades de estol com base nas combinações de entrada.

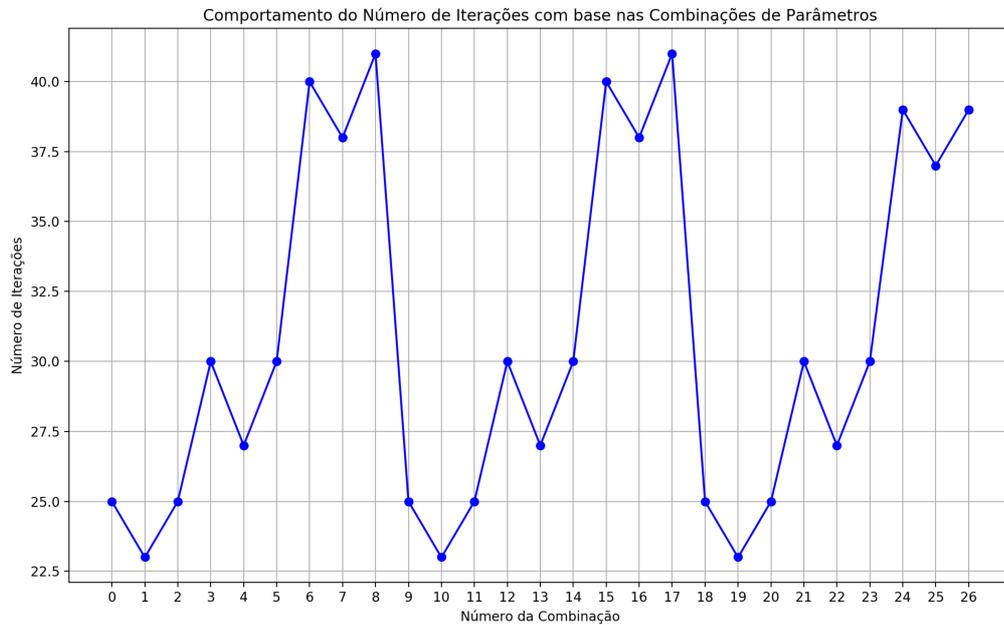


Figura 35 - Aeronave VLJ: Comportamento do número de iterações com base nas combinações de entrada.

Tabela 16 – Aeronave VLJ: Análise do número de iterações.

Valor	Número de iterações
Mínimo	23
Médio	30,852
Máximo	41
Redução [%]	25,450
Aumento [%]	32,893

#### 4.6. ESTUDOS DE CASO

Visando complementar os resultados deste trabalho e confirmar a possibilidade de uso desta metodologia no projeto conceitual de aeronaves, foram estimadas duas aeronaves que visam se assemelhar com projetos reais.

Tabela 17 – Categoria de aeronaves escolhidas e projetos reais.

Categoria da Aeronave	Aeronave Existente
Aeronave de transporte de passageiros a jato com capacidade entre 96 e 114 passageiros.	Embraer E190-E1
Executiva - Very Light Jet	Embraer Phenom 100

#### 4.6.1. Aeronave De Transporte De Passageiros A Jato

A tabela 18 apresenta as combinações de parâmetros de entrada cujos resultados mais se assemelham a aeronave existente. Observa-se que nestes três casos, somente o valor do alongamento da asa mudou. Portanto, mantendo-se as constantes da fração de peso vazio e da carga alar de decolagem fixas, pode-se ajustar o valor de  $AR_W$  para encontrar resultados mais próximos da aeronave real.

Tabela 18 – Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato: Combinações com melhores resultados.

Número da Combinação	$AR_W$	$\alpha_{fracao\ peso\ vazio}$	$\alpha_{carga\ alar\ decol.}$
1	7,3	1,244	329,6
10	8,3	1,244	329,6
19	9,3	1,244	329,6

Por fim, a tabela 19 compara os valores reais das principais características da aeronave E190-E1 com os estimados nas combinações 1, 10 e 19.

Tabela 19 – Aeronave de Transporte de Passageiros a Jato: Comparação de resultados.

Número da Combinação	1	10	19	Valor Real	Diferença Comb. 1 – Real [%]	Diferença Comb. 10 – Real [%]	Diferença Comb. 19 – Real [%]
W0 (Kg)	49883,93	48820,87	48002,07	47790	4,38	2,16	0,44
Wempty (Kg)	24735,21	24248,19	23872,47	28080	11,91	13,65	14,98
Wfuel (Kg)	12068,72	11492,68	11049,60	6630	82,03	73,34	66,66
Wpayload (Kg)	13080	13080	13080	13080	0	0	0
R máx. c/ reservas [Km]	4111	4111	4111	4111	0	0	0
Velocidade de Cruzeiro $\left[\frac{Km}{h}\right]$	840	840	840	840	0	0	0
Carga Alar de Decolagem $\left[\frac{Kg}{m^2}\right]$	499,32	497,11	495,38	516,6	3,34	3,77	4,11
Comprimento da Fuselagem [m]	35,25	35,00	34,80	36,24	2,73	3,43	3,97
Envergadura da asa [m]	27,01	28,55	30,02	28,72	5,97	0,59	4,52
Area de referência da asa $[m^2]$	99,90	98,21	96,90	92,53	7,97	6,14	4,72

Analisando a tabela acima, percebe-se que Wempty e Wfuel possuem as maiores diferenças quando comparados aos valores reais. Como já citado neste trabalho, estas duas características são as mais afetadas pelos parâmetros de entrada

estudados e, portanto, um ajuste mais fino dos valores de entrada é necessário para reduzir a diferença entre os resultados estimados e reais.

#### 4.6.2. Aeronave Executiva Very Light Jet

A tabela 20 apresenta as combinações cujos resultados mais se assemelham com os valores da aeronave real. Como foi observado para a aeronave da categoria anterior, nestes três casos, somente o valor do alongamento da asa mudou. Portanto, mantendo-se as constantes da fração de peso vazio e da carga alar de decolagem fixas, pode-se ajustar o valor de  $AR_W$  para encontrar resultados mais próximos da aeronave real.

Tabela 20 – Aeronave VLJ: Combinações com melhores resultados.

Número da Combinação	$AR_W$	$\alpha_{\text{fracao peso vazio}}$	$\alpha_{\text{carga alar decol.}}$
7	6,7	0,915	142,3
16	8	0,915	142,3
25	9,3	0,915	142,3

Tabela 21 – Aeronave VLJ: Comparação de resultados.

Número da Combinação	7	16	25	Valor Real	Diferença Comb. 7 – Real [%]	Diferença Comb. 16 – Real [%]	Diferença Comb. 25 – Real [%]
W0 (Kg)	6383,21	6161,85	6006,84	4800	32,98	28,37	25,14
Wempty (Kg)	4288,63	4143,90	4042,47	3275	30,95	26,53	23,43

Número da Combinação	7	16	25	Valor Real	Diferença Comb. 7 – Real [%]	Diferença Comb. 16 – Real [%]	Diferença Comb. 25 – Real [%]
W <sub>fuel</sub> (Kg)	1339,58	1262,95	1209,36	770	73,97	64,02	57,06
W <sub>payload</sub> (Kg)	755	755	755	755	0	0	0
R máx. c/ reservas [Km]	2160	2160	2160	2160	0	0	0
Velocidade de Cruzeiro $\left[\frac{Km}{h}\right]$	750	750	750	750	0	0	0
Carga Alar de Decolagem $\left[\frac{Kg}{m^2}\right]$	279,93	277,30	275,41	253,4	10,47	9,43	8,69
Comprimento da Fuselagem [m]	14,05	13,86	13,73	12,82	9,57	8,14	7,11
Envergadura da asa [m]	12,36	13,33	14,24	12,3	0,49	8,40	15,79
Area de referência da asa $[m^2]$	22,80	22,22	21,81	18,74	21,68	18,58	16,38

Analisando a tabela 21 acima, percebe-se que a diferença entre os valores reais e estimados é maior do que no caso anterior. Os três pesos apresentados são maiores que os valores da aeronave Phenom 100, o que pode ser justificado pelo fato de que, como mostrado na tabela 20, a constante  $\alpha_{fracao\ peso\ vazio}$  se encontra em seu limite superior (tornando os pesos maiores). Como a área de referência da asa acompanha o peso bruto da aeronave, percebe-se que o seu valor estimado também é maior que o valor real. Além disso, nas combinações 7, 16 e 25 o empuxo requerido por motor foi em média 10500 [N], tornando o uso do motor PW530 necessário. Este motor possui valores de TSFC (cruzeiro e espera) maiores que os seus correspondentes nos outros motores implementados. Com isto, o peso  $W_0$  recalculado com o respectivo valor de TSFC será maior, como pode ser visto na figura 31 entre os pontos 5-8, 14-17 e 23-26.

## CONCLUSÃO

O presente trabalho apresentou uma análise de sensibilidade quanto a metodologia (proposta do Raymer e Venson) utilizada no projeto conceitual de aeronaves. Para tal, utilizou-se uma ferramenta computacional construída na linguagem de programação Python (versão 3.6.5), com a função de realizar o processo iterativo de cálculos demandado e analisar a influência da combinação de três parâmetros de entrada ( $AR_W$ ,  $a_{fracao\ peso\ vazio}$  e  $a_{carga\ alar\ decol.}$ ) nas características finais (Pesos, relações de desempenho e dimensões físicas) da aeronave.

As dificuldades encontradas neste trabalho foram estruturar o algoritmo computacional para efetuar o processo iterativo de cálculos da maneira correta e adequar os parâmetros numéricos a categoria de aeronave escolhida, visando representar de forma razoável a realidade e permitir a análise dos resultados. Como exemplo, tem-se o levantamento das características de entrada da aeronave de categoria VLJ e de certos dados (TSFC de cruzeiro e espera) de motores, pois estas informações não eram facilmente encontradas.

Como já falado, este estudo utiliza tabelas e gráficos contendo tendências históricas para alimentar o fluxo de cálculos. Ademais, as variáveis utilizadas possuem limites estabelecidos pela literatura. Portanto, esta metodologia e sua implementação realizada neste trabalho são limitadas, obrigando o usuário a avaliar a aeronave em estudo e quais variáveis serão utilizadas, estando sujeito a obter resultados fora da realidade caso algum parâmetro esteja em desacordo com a teoria de projeto conceitual. Quanto ao algoritmo implementado, o mesmo foi elaborado para uso em aeronaves a jato, não sendo neste momento capaz de realizar estimativas para aeronaves à hélice.

Com base no estudo da influência isolada de  $AR_W$ ,  $a_{fracao\ peso\ vazio}$  e  $a_{carga\ alar\ decol.}$ , conclui-se que a fração de peso vazio possui maior interferência nos resultados finais e que o alongamento da asa é inversamente proporcional a estes resultados. Quando combinadas, estas variáveis de entrada unem os seus efeitos individuais para gerar resultados que se comportam segundo padrões, como por exemplo, em formato de “escadas” no caso da estimativa de pesos da aeronave. Em certas análises, estas curvas características possuem pontos fora do padrão. Uma possível justificativa é o uso da quarta estimativa de pesos, onde são escolhidos e

implementados motores reais (com diversos valores de empuxo e TSFC) com base no empuxo requerido (estimado previamente via processo iterativo).

Após a realização deste TCC, concluiu-se que mesmo utilizando variáveis contidas dentro dos limites ditados pela metodologia, certas combinações de entradas podem gerar resultados diversos, sendo que alguns podem divergir razoavelmente do valor médio. Por outro lado, certas combinações de *inputs* possibilitam encontrar resultados adequados e com poucas divergências. Portanto, realizando avaliações iniciais sobre aeronave desejada, com respeito aos requisitos de projeto e suas limitações, e ajustando os parâmetros de entrada adequadamente (prestando atenção em especial aos valores de TSFC de motores existentes), é possível estimar as principais características de uma aeronave.

O presente trabalho sugere como estudos futuros:

- Ampliação do escopo de trabalho da ferramenta computacional construída, visando atender aeronaves à hélice;
- Pesquisa e implementação de novas formas para se encontrar as variáveis de projeto que até então são provenientes de tabelas e gráficos de tendência;
- Implementação de métodos de otimização buscando encontrar a melhor configuração de variáveis que gere, de maneira ponderada, os melhores resultados possíveis para determinada aeronave.

## ANEXO

### **ROTINA A – main\_program\_tcc.py – Programa Principal**

```

# Nome: João Paulo R Lousada
# Matrícula: 11021 EAR 020

# IMPORTANDO OS MODULOS NECESSARIOS
# -----

import matplotlib.pyplot as plt
import math
import xlswriter
import numpy as np
import keyboard

keyboard.press_and_release('command+k') # LIMPANDO O TERMINAL

# Create an new Excel file and add a worksheet
# -----

workbook = xlswriter.Workbook('Resultados.xlsx')
worksheet = workbook.add_worksheet()
bold = workbook.add_format({'bold': True})

# IMPORTANDO VARIAVEIS CONFORME ESCOLHA DA AERONAVE
# -----

categoria_aeronave = input("E-JET (1) e VLJ (any number): ")

from dados_aeronaves_TCC import dados_aeronaves_TCC
[asa_AR, a_fracao_peso_vazio, a_carga_alar_decolagem, g, rho_cruise,
rho_sea_level, \
asa_AFILAMENTO_med, asa_ENFLECH, ht_AR_med, ht_AFILAMENTO_med, vt_AR_med,
vt_AFILAMENTO_med, \
Cfe, razao_Swet_Sref_med, a_area_molhada, C_area_molhada, asa_ef_aero,
C_fracao_peso_vazio, razao_W1_W0, razao_W2_W1, \
razao_W4_W3, razao_W6_W5, TSFC_cruise_inicial, TSFC_loiter_inicial,
Cd0_inicial, C_carga_alar_decolagem, CLmax, Wpayload, \
R_sem_reservas, Ralternate, Vcruise, t_flight, t_10, R_10, R_com_reservas,
E, razao_T_W_med, N_eng, a_decolagem_obst, \
a_decolagem_bala, a_aterrisagem_obst, a_compr_fuselagem, C_compr_fuselagem, \
razao_Lht_xL, Vht_med, Vvt_med] = dados_aeronaves_TCC(categoria_aeronave)

# CRIANDO COMBINACAO DE INPUTS PRINCIPAIS
# -----

combinacao_parametros = []

```

```

for i in range(3):
    for j in range(3):
        for k in range(3):
            auxiliar = ([asa_AR[i]],
[a_fracao_peso_vazio[j]], [a_carga_alar_decolagem[k]])
            combinacao_parametros.append(auxiliar)

possibilidades = len(combinacao_parametros)

# CRIANDO PREVIAMENTE VETORES PARA ARMAZENAR OS RESULTADOS MAIS IMPORTANTES
# -----

W0_possibilidades = []
Wempty_possibilidades = []
Wfuel_possibilidades = []
Wcruise_possibilidades = []
Empuxo_T_possibilidades = []
Vstall_possibilidades = []
Carga_alar_possibilidades = []
Sref_possibilidades = []
Empuxo_peso_possibilidades = []
Vstall_dec_possibilidades = []
Rt_obst_4a_possibilidades = []
Rt_bala_4a_possibilidades = []
Rl_obst_4a_possibilidades = []
iteracoes_possibilidades = []

# CHAMANDO AS FUNCOES DO PROJETO CONCEITUAL PARA CADA COMBINACAO DE INPUTS
# -----

for i in range(possibilidades):

    # ASPECT RATIO DA ASA
    asa_AR_med = combinacao_parametros[i]
    asa_AR_med = asa_AR_med[0]
    asa_AR_med = asa_AR_med[0]

    # CONSTANTE "A" DA EQ. EMPIRICA PARA FRACAO DE PESO VAZIO
    a_fracao_peso_vazio_med = combinacao_parametros[i]
    a_fracao_peso_vazio_med = a_fracao_peso_vazio_med[1]
    a_fracao_peso_vazio_med = a_fracao_peso_vazio_med[0]

    # CONSTANTE "A" DA EQ. EMPIRICA PARA CARGA ALAR
    a_carga_alar_decolagem_med = combinacao_parametros[i]
    a_carga_alar_decolagem_med = a_carga_alar_decolagem_med[2]
    a_carga_alar_decolagem_med = a_carga_alar_decolagem_med[0]

    k2_inicial = 1 / (math.pi * asa_AR_med * asa_ef_aero) #

    # PRIMEIRA ESTIMATIVA DE PESO
    from primeira_estimativa_TCC import primeira_estimativa_TCC

```

```

[W0_1a, Wempty_1a, Wfuel_1a, Wcruise_1a, registro_W0s_1a,
registro_residuo_1a,
  razao_W5_W4_1a] = primeira_estimativa_TCC(k2_inicial, Cd0_inicial,
asa_AR_med,
  asa_ef_aero, g, R_com_reservas, TSFC_cruise_inicial, Vcruise, E,
TSFC_loiter_inicial,
  razao_W1_W0, razao_W2_W1, razao_W4_W3, razao_W6_W5,
a_fracao_peso_vazio_med, C_fracao_peso_vazio, Wpayload)

# SEGUNDA ESTIMATIVA DE PESO
from segunda_estimativa_TCC import segunda_estimativa_TCC
[W0_2a, Wempty_2a, Wfuel_2a, Wcruise_2a, registro_W0s_2a,
registro_residuo_2a,
  razao_Wfuel_W0_2a, Sref_2a] = segunda_estimativa_TCC(W0_1a, Wfuel_1a,
g, Vcruise,
  Cd0_inicial, k2_inicial, R_com_reservas, razao_W1_W0, razao_W2_W1,
razao_W4_W3,
  razao_W5_W4_1a, razao_W6_W5, TSFC_cruise_inicial, TSFC_loiter_inicial,
a_fracao_peso_vazio_med,
  C_fracao_peso_vazio, Wpayload, a_area_molhada, C_area_molhada,
razao_Swet_Sref_med, rho_cruise)

# TERCEIRA ESTIMATIVA DE PESO
from terceira_estimativa_TCC import terceira_estimativa_TCC
[W0_3a, Wempty_3a, Wfuel_3a, Wcruise_3a, registro_W0s_3a,
registro_residuo_3a,
  Sref_3a, Cd0_3a, razao_L_D_cruise_3a, razao_L_D_loiter_3a] =
terceira_estimativa_TCC(W0_2a,
  Wfuel_2a, g, Vcruise, k2_inicial, Cfe, R_com_reservas, razao_W1_W0,
razao_W2_W1, razao_W4_W3,
  razao_W6_W5, a_fracao_peso_vazio_med, C_fracao_peso_vazio, Wpayload,
a_area_molhada,
  C_area_molhada, TSFC_loiter_inicial, TSFC_cruise_inicial, E,
rho_cruise, C_carga_alar_decolagem,
  a_carga_alar_decolagem_med, razao_Wfuel_W0_2a)

# QUARTA ESTIMATIVA DE PESO (RELACOES DE DESEMPENHO)
from relacoes_desempenho_TCC import relacoes_desempenho_TCC
[W0_4a, Wempty_4a, Wfuel_4a, Wcruise_4a, Sref_4a, Swet_4a, Cd0_4a,
T_eng_4a,
  Vstall_4a, razao_W0_Sref_4a, motor_utilizado, razao_T_W_nova,
Vstall_dec_4a,
  Rt_obst_4a, Rt_bala_4a, Rl_obst_4a] = relacoes_desempenho_TCC(W0_3a,
Wfuel_3a,
  Sref_3a, rho_sea_level, CLmax, g, R_com_reservas, Vcruise, E,
  a_carga_alar_decolagem_med, C_carga_alar_decolagem, razao_W1_W0,
razao_W2_W1,
  razao_W4_W3, razao_W6_W5, a_fracao_peso_vazio_med, C_fracao_peso_vazio,
Wpayload,
  Cfe, k2_inicial, a_area_molhada, C_area_molhada, TSFC_cruise_inicial,
TSFC_loiter_inicial,

```

```

    razao_L_D_cruise_3a, razao_L_D_loiter_3a, razao_T_W_med, N_eng,
    a_decolagem_obst, a_decolagem_bala, a_aterrisagem_obst,
    categoria_aeronave)

# DIMENSIONAMENTO FISICO DA AERONAVE
from dimensionamento_TCC import dimensionamento_TCC
[xL, Vht_med, Vvt_med, Lht, Lvt, b_asa, c_root_asa, mac_asa, b_ht, Sht,
c_root_ht,
 mac_ht, b_vt, Svt, c_root_vt, mac_vt] = dimensionamento_TCC(asa_AR_med,
W0_4a, Sref_4a,
 ht_AR_med, vt_AR_med, asa_AFILAMENTO_med, ht_AFILAMENTO_med,
vt_AFILAMENTO_med,
 a_compr_fuselagem, C_compr_fuselagem, razao_Lht_xL, Vht_med, Vvt_med)

# PREPARANDO OS RESULTADOS

W0_possibilidades.append(W0_4a/g)
Wempty_possibilidades.append(Wempty_4a/g)
Wfuel_possibilidades.append(Wfuel_4a/g)
Wcruise_possibilidades.append(Wcruise_4a/g)
Empuxo_T_possibilidades.append(T_eng_4a)
Vstall_possibilidades.append(Vstall_4a)
Vstall_dec_possibilidades.append(Vstall_dec_4a)
Rt_obst_4a_possibilidades.append(Rt_obst_4a)
Rt_bala_4a_possibilidades.append(Rt_bala_4a)
Rl_obst_4a_possibilidades.append(Rl_obst_4a)
Carga_alar_possibilidades.append(razao_W0_Sref_4a/g)
Sref_possibilidades.append(Sref_4a)
Empuxo_peso_possibilidades.append(razao_T_W_nova)
iteracoes_possibilidades.append(len(registro_W0s_1a) +
len(registro_W0s_2a) + len(registro_W0s_3a))

tabela_resultados = (
["Index", i+1],
['Valor de asa_AR', asa_AR_med],
['Valor de a_fracao_peso_vazio', a_fracao_peso_vazio_med],
['Valor de a_carga_alar_decolagem', a_carga_alar_decolagem_med],
["W0", W0_4a/g],
["Wempty", Wempty_4a/g],
["Wfuel", Wfuel_4a/g],
["Wcruise", Wcruise_4a/g],
["Número de iterações", (len(registro_W0s_1a) + len(registro_W0s_2a) +
len(registro_W0s_3a))],
["Empuxo requerido por motor [N]", T_eng_4a],
["Motor utilizado", motor_utilizado],
["Razão Empuxo-Peso com o motor definido", razao_T_W_nova],
["Velocidade de Stall [m/s]", Vstall_4a],
["Velocidade de Stall de Decolagem [m/s]", Vstall_dec_4a],
["Distância de decolagem com obstáculo de 35 ft", Rt_obst_4a],
["Distância de decolagem balanceada", Rt_bala_4a],
["Distância de aterrisagem com obstáculo de 50 ft", Rl_obst_4a],

```

```

["Carga Alar [Kg/m^2]", razao_w0_Sref_4a/g],
["Comprimento da Fuselagem [m]", xL],
["Coeficiente de volume de cauda da empenagem horizontal", Vht_med],
["Coeficiente de volume de cauda da empenagem vertical", Vvt_med],
["Braço de momento da empenagem horizontal [m]", Lht],
["Braço de momento da empenagem vertical [m]", Lvt],
["Envergadura da asa [m]", b_asa],
["Area de referência da asa [m^2]", Sref_4a],
["Corda na raiz da asa [m]", c_root_asa],
["Corda média aerodinâmica da asa [m]", mac_asa],
["Envergadura da empenagem horizontal [m]", b_ht],
["Area de referência da empenagem horizontal [m^2]", Sht],
["Corda na raiz da empenagem horizontal [m]",c_root_ht],
["Corda média aerodinâmica da empenagem horizontal [m]", mac_ht],
["Envergadura da empenagem vertical [m]", b_vt],
["Area de referência da empenagem vertical [m^2]", Svt],
["Corda na raiz da empenagem vertical [m]",c_root_vt],
["Corda média aerodinâmica da empenagem vertical [m]", mac_vt])

row = i
col = 0

# print("-----")
# print("Possibilidade Número:", row+1)
# print("                ")

for carac, valor_carac in (tabela_resultados):
    # print(carac, valor_carac)
    worksheet.write(row+1, col, valor_carac)
    col += 1

# print("                ")
# print("-----FIM-----")

col = 0
for carac, valor_carac in (tabela_resultados):
    worksheet.write(0, col, carac)
    col += 1

workbook.close()

possibilidades = range(possibilidades)

# PLOTANDO OS RESULTADOS DA INFLUENCIA DOS FATORES ISOLADOS
# -----

if categoria_aeronave == '1':
    ARvariacao = [7.3, 8.3, 9.3]
    a_fracao_peso_vazio_variacao = [1.244, 1.385, 1.526]
    a_carga_alar_decolagem_variacao = [267, 329.6, 392.2]
else:

```

```

ARvariacao = [6.7, 8, 9.3]
a_fracao_peso_vazio_variacao = [0.657, 0.786, 0.915]
a_carga_alar_decolagem_variacao = [95.4, 142.3, 189.2]

```

```

plt.figure("Variação dos Pesos da Aeronave Conforme Variação Isolada do
Alongamento da Asa")
plt.plot(ARvariacao, [W0_possibilidades[4], W0_possibilidades[13],
W0_possibilidades[22]], 'ro-', ARvariacao, \
[Wempty_possibilidades[4], Wempty_possibilidades[13],
Wempty_possibilidades[22]], 'bo-', ARvariacao, \
[Wfuel_possibilidades[4], Wfuel_possibilidades[13],
Wfuel_possibilidades[22]], 'go-', ARvariacao, \
[Wcruise_possibilidades[4], Wcruise_possibilidades[13],
Wcruise_possibilidades[22]], 'ko-')
labels = ['Peso Bruto de Decolagem', 'Peso Vazio', 'Peso de Combustível',
'Peso Médio de Cruzeiro']
plt.legend(labels)
plt.xlabel('Alongamento da Asa')
plt.ylabel('Peso [Kg]')
plt.title('Comportamento dos Pesos da Aeronave conforme Variação Isolada do
Alongamento da Asa')
plt.grid()
plt.show()

```

```

plt.figure("Variação dos Pesos da Aeronave Conforme Variação Isolada da
Constante 'a' da Eq. Empírica da Fração de Peso Vazio")
plt.plot(a_fracao_peso_vazio_variacao, [W0_possibilidades[10],
W0_possibilidades[13], W0_possibilidades[16]], \
'ro-', a_fracao_peso_vazio_variacao, [Wempty_possibilidades[10],
Wempty_possibilidades[13], Wempty_possibilidades[16]], \
'bo-', a_fracao_peso_vazio_variacao, [Wfuel_possibilidades[10],
Wfuel_possibilidades[13], Wfuel_possibilidades[16]], \
'go-', a_fracao_peso_vazio_variacao, [Wcruise_possibilidades[10],
Wcruise_possibilidades[13], Wcruise_possibilidades[16]], \
'ko-')
labels = ['Peso Bruto de Decolagem', 'Peso Vazio', 'Peso de Combustível',
'Peso Médio de Cruzeiro']
plt.legend(labels)
plt.xlabel("Valor de 'a'")
plt.ylabel('Peso [Kg]')
plt.title("Comportamento dos Pesos da Aeronave Conforme Variação Isolada da
Constante 'a' da Eq. Empírica da Fração de Peso Vazio")
plt.grid()
plt.show()

```

```

plt.figure("Variação dos Pesos da Aeronave Conforme Variação Isolada da
Constante 'a' da Eq. Empírica da Carga Alar de Decolagem")
plt.plot(a_carga_alar_decolagem_variacao, [W0_possibilidades[12],
W0_possibilidades[13], W0_possibilidades[14]], \
'ro-', a_carga_alar_decolagem_variacao, [Wempty_possibilidades[12],
Wempty_possibilidades[13], Wempty_possibilidades[14]], \

```

```

'bo-', a_carga_alar_decolagem_variacao, [Wfuel_possibilidades[12],
Wfuel_possibilidades[13], Wfuel_possibilidades[14]], \
'go-', a_carga_alar_decolagem_variacao, [Wcruise_possibilidades[12],
Wcruise_possibilidades[13], Wcruise_possibilidades[14]], \
'ko-')
labels = ['Peso Bruto de Decolagem', 'Peso Vazio', 'Peso de Combustível',
'Peso Médio de Cruzeiro']
plt.legend(labels)
plt.xlabel("Valor de 'a'")
plt.ylabel('Peso [Kg]')
plt.title("Comportamento dos Pesos da Aeronave Conforme Variação Isolada da
Constante 'a' da Eq. Empírica da da Carga Alar de Decolagem")
plt.grid()
plt.show()

# PLOTANDO OS RESULTADOS DAS 27 COMBINACOES
# -----
plt.figure("Variação dos Pesos da Aeronave")
plt.plot(possibilidades, W0_possibilidades, 'ro-', possibilidades,
Wempty_possibilidades, 'bo-', possibilidades, Wfuel_possibilidades, 'go-',
possibilidades, Wcruise_possibilidades, 'ko-')
labels = ['Peso Bruto de Decolagem', 'Peso Vazio', 'Peso de Combustível',
'Peso Médio de Cruzeiro']
plt.legend(labels)
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Peso [Kg]')
plt.title('Comportamento dos Pesos da Aeronave com base nas Combinações de
Parâmetros')
plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()
plt.show()
# -----
plt.figure("Variação dos Pesos e da Area de Referência da Asa da Aeronave")

plt.subplot(211)
plt.plot(possibilidades, W0_possibilidades, 'ro-', possibilidades,
Wempty_possibilidades, 'bo-', possibilidades, Wfuel_possibilidades, 'go-',
possibilidades, Wcruise_possibilidades, 'ko-')
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Peso [Kg]')
plt.title('Comportamento dos Pesos da Aeronave com base nas Combinações de
Parâmetros')
plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()

plt.subplot(212)
plt.plot(possibilidades, Sref_possibilidades, 'bo-')
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Area de Referência da Asa [m^2]')
plt.title('Comportamento da Area de Referência da Asa com base nas
Combinações de Parâmetros')

```

```

plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()

plt.tight_layout()
plt.show()
# -----
plt.figure("Variação dos Pesos e da Carga Alar de Decolagem da Aeronave")

plt.subplot(211)
plt.plot(possibilidades, W0_possibilidades, 'ro-', possibilidades,
Wempty_possibilidades, 'bo-', possibilidades, Wfuel_possibilidades, 'go-',
possibilidades, Wcruise_possibilidades, 'ko-')
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Peso [Kg]')
plt.title('Comportamento dos Pesos da Aeronave com base nas Combinações de
Parâmetros')
plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()

plt.subplot(212)
plt.plot(possibilidades, Carga_alar_possibilidades, 'bo-')
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Carga Alar de Decolagem [Kg/m^2]')
plt.title('Comportamento da Carga Alar de Decolagem com base nas
Combinações de Parâmetros')
plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()

plt.tight_layout()
plt.show()
# -----
plt.figure("Variação do Empuxo T por Motor")
plt.plot(possibilidades, Empuxo_T_possibilidades, 'bo-')
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Empuxo T por Motor [N]')
plt.title('Comportamento do Empuxo T por Motor com base nas Combinações de
Parâmetros')
plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()
plt.show()
# -----
plt.figure("Variação da Relação Empuxo-Peso [T motor escolhido / W0] de
Decolagem da Aeronave")
plt.plot(possibilidades, Empuxo_peso_possibilidades, 'bo-')
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Empuxo-Peso de Decolagem [adimensional]')
plt.title('Comportamento da Relação Empuxo-Peso [T motor escolhido / W0] de
Decolagem da Aeronave com base nas Combinações de Parâmetros')
plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()
plt.show()

```

```

# -----
plt.figure("Variação das Velocidades de Stall")
plt.plot(possibilidades, Vstall_possibilidades, 'go-', possibilidades,
Vstall_dec_possibilidades, 'bo-')
labels = ['Velocidade de Stall', 'Velocidade de Stall de Decolagem']
plt.legend(labels)
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Velocidade de Stall e Velocidade de Stall de Decolagem [m/s]')
plt.title('Comportamento das Velocidades de Stall com base nas Combinações
de Parâmetros')
plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()
plt.show()
# -----
plt.figure("Variação das Distâncias de Decolagem e Aterrisagem")
plt.plot(possibilidades, Rt_obst_4a_possibilidades, 'go-', possibilidades,
Rt_bala_4a_possibilidades, 'ro-', possibilidades,
Rl_obst_4a_possibilidades, 'bo-')
labels = ['Distância de Decolagem com Obstáculo de 35 ft', 'Distância de
Decolagem Balanceada', 'Distância de Aterrisagem com Obstáculo de 50 ft']
plt.legend(labels)
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Distâncias de Decolagem e Aterrisagem [m]')
plt.title('Comportamento das Distâncias de Decolagem e Aterrisagem com base
nas Combinações de Parâmetros')
plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()
plt.show()
# -----
plt.figure("Variação do número de iterações")
plt.plot(possibilidades, iteracoes_possibilidades, 'bo-')
plt.xlabel('Número da Combinação')
plt.ylabel('Número de Iterações')
plt.title('Comportamento do Número de Iterações com base nas Combinações de
Parâmetros')
plt.xticks(np.arange(0, len(possibilidades), step=1))
plt.grid()
plt.show()
# -----
print('Alcance sem reservas [Km] ', R_sem_reservas)
print('Alcance com reservas [Km] ', R_com_reservas/1000)

# FIM DO CODIGO
# -----

```

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

[1] VENSON, Giuliano Gardolinski. Processo de desenvolvimento de aeronaves: Descrição do Processo de Desenvolvimento, Fases do Projeto de Aeronaves, Projeto Conceitual, Preliminar e Detalhado. Notas de Aula, 2015.

[2] VENSON, Giuliano Gardolinski. Layout geral de aeronaves: Configurações de Aeronaves, Geometria das Superfícies Aerodinâmicas, Alongamento, Afilamento e Enflechamento. Notas de Aula, 2015.

[3] VENSON, Giuliano Gardolinski. Estimativa de polar de arrasto de aeronaves: Tipos de Arrasto Aerodinâmico em Aeronaves, Método Simplificado para Determinação da Polar de Arrasto de Aeronaves. Notas de Aula, 2015.

[4] VENSON, Giuliano Gardolinski. Pesos de aeronaves e estimativa de pesos: Pesos Característicos de Aeronaves, Estimativa das Frações de Peso da Aeronave, Estimativa do Peso de Decolagem. Notas de Aula, 2015.

[5] VENSON, Giuliano Gardolinski. Relações de desempenho de aeronaves: Carga Alar de Aeronaves Razão Empuxo-Peso de Aeronaves a Jato Razão Potência-Peso de Aeronaves à Hélice Estimativa de Desempenho de Aeronaves. Notas de Aula, 2015.

[6] VENSON, Giuliano Gardolinski. Dimensionamento inicial de aeronaves: Estimativa do Comprimento de Aeronaves, Empenagens e Superfícies de Controle, Posicionamento de Trem de Pouso e Motores, Estimativa do Momento de Inércia. Notas de Aula, 2015.

[7] Raymer, D. P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA, Segunda Edição, 1992.

[8] Roskam, J., Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes, DARcorporation, 1997.

[9] Roux, E., Turbofan and Turbojet Engines Database Handbook, 2007.

[10] Jenkinson, L. R., Simpkin, P., Rhodes D., Civil Jet Aircraft Design, Butterworth Heinemann, Primeira Edição, 1999.

[11] FAA HANDBOOK, Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2016.

[12] Rodrigues, L. E. M. J., Introdução ao Projeto de Aeronaves. Notas de aula, IFTM-SP.

[13] EMBRAER SPECS SHEET, E-Jets Family – Embraer 190, 2007.

[14] BLOG AVIATION CLASS. Important Terminology – Aircraft Technical. Disponível em: <<https://aviationclass.wordpress.com/2014/12/22/important-terminologies-aircraft-technical/>> Acesso em: 20 de abril de 2018.