

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”  
CÂMPUS EXPERIMENTAL DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA  
BACHARELADO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA

RAFAEL RODRIGUES MEGIOLARO

METODOLOGIA DE PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES DA AVIAÇÃO GERAL

SÃO JOÃO DA BOA VISTA  
2021

RAFAEL RODRIGUES MEGIOLARO

METODOLOGIA DE PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES DA AVIAÇÃO GERAL

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à  
Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita  
Filho” como requisito para obtenção de título de  
Bacharel em Engenharia Aeronáutica

Orientador: Profa. Dra. Leandra Isabel de Abreu

SÃO JOÃO DA BOA VISTA

2021

Autorizo a reprodução e divulgação total ou parcial deste trabalho, por qualquer meio convencional ou eletrônico, para fins de estudo e pesquisa, desde que citada a fonte.

M497 Megiolaro, Rafael Rodrigues  
Metodologia de projeto conceitual de aeronaves da aviação  
geral /Rafael Rodrigues Megiolaro. -- São João da Boa Vista, 2021  
131 p.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado -  
Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista  
(Unesp), CâmpusExperimental de São João da Boa Vista, São  
João da Boa Vista

Orientadora: Leandra Isabel de Abreu

1. Engenharia Aeroespacial. 2. Aviação. 3. Metodologia. 4.  
Projetos. 5. Desempenho. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca do CâmpusExperimental de São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”  
CÂMPUS EXPERIMENTAL DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA  
BACHARELADO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

METODOLOGIA DE PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES DA AVIAÇÃO  
GERAL

Aluno: Rafael Rodrigues Megiolaro  
Orientadora: Prof<sup>ª</sup>. Dr<sup>ª</sup>. Leandra Isabel de Abreu

Banca Examinadora:

- Leandra Isabel de Abreu (Orientador)
- José Augusto de Oliveira (Examinador)
- Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 060/2021)

São João da Boa Vista, 15 de dezembro de 2021

## **AGRADECIMENTOS**

A Deus, insondável fonte de mistério, por tudo. Por estar onde estou e ser quem sou.

À minha família, por todo apoio incondicional e por tudo que têm feito por mim. São a minha base, meu alicerce e meu principal motivo de continuar sempre em frente.

Aos meus amigos, pela parceria de sempre e confiança. São a minha segunda família.

À minha orientadora Leandra Isabel de Abreu, pelo suporte e por estar sempre disponível no esclarecimento de quaisquer dúvidas.

Aos meus colegas de faculdade, futuros colegas de profissão, que passaram comigo todas as dificuldades típicas do curso de engenharia aeronáutica e pelos bons momentos compartilhados durante a graduação.

Aos demais professores e servidores da Unesp de São João da Boa Vista, por serem sempre tão solícitos e por terem contribuído para minha formação como engenheiro aeronáutico.

Aos desbravadores da ciência, da engenharia e do meio aeronáutico. Já dizia Isaac Newton: “Se eu vi mais longe, foi por estar sobre ombros de gigantes”.

## RESUMO

O desenvolvimento de uma nova aeronave demanda métodos e ferramentas bem elaborados em cada fase do projeto devido ao seu alto grau de complexidade. Este trabalho propõe-se a desenvolver uma metodologia de projeto conceitual de aeronaves da aviação geral com foco na obtenção de parâmetros como peso de decolagem, área da asa e potência do motor resultados de requisitos de desempenho. Para tal, baseia-se em metodologias tradicionais já consolidadas e em dados estatísticos de aeronaves da aviação geral. Apresenta uma ordem que se inicia pela apresentação dos principais conceitos utilizados seguida pelo resumo de duas metodologias de projeto conceitual tradicionais. A metodologia proposta traz uma sequência a ser seguida passo a passo, culminando na elaboração de funções restritivas, derivadas de equações de desempenho, que juntas, no gráfico de restrições, delimitam uma região tida como área aceitável de carga-alar e carga de potência da aeronave projetada. Por fim, apresenta um comparativo com as metodologias tradicionais outrora citadas para expor a eficácia da proposta.

**Palavras-chave:** Metodologia. Projeto Conceitual. Aeronaves. Requisitos de Desempenho.

## ABSTRACT / RESUMEN

The development of a new aircraft demands well elaborated methods and tools in each phase of the design due to its high degree of complexity. This work proposes to develop a conceptual design methodology for general aviation aircraft with a focus on obtaining parameters such as takeoff weight, wing area and engine power as a result of performance requirements. To this end, it is based on traditional methodologies that are already consolidated and on statistical data from general aviation aircraft. It presents an order that starts with the presentation of the main concepts used, followed by the summary of two traditional conceptual design methodologies. The proposed methodology brings a sequence to be followed step by step, culminating in the elaboration of restrictive functions, derived from performance equations, which together, in the constraints graph, delimit a region considered as an acceptable area of wing load and power load of the designed aircraft. Finally, it presents a comparison with the traditional methodologies previously mentioned to expose the effectiveness of the proposal.

**Keywords:** Methodology. Conceptual Design. Aircraft. Performance Requirements.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Entrega de aviões da aviação geral e faturamento no mundo (1994 – 2018)	19
Figura 2 Frota de aeronaves da aviação geral nos EUA em 2018 por tipo	20
Figura 3 Exportação de aviões da aviação geral a partir dos EUA em 2018	21
Figura 4 Evolução da frota da aviação geral brasileira de 2018 a jun/2020	22
Figura 5 Exemplo de dois perfis de missões distintas	27
Figura 6 Etapas do projeto segundo Roskam	31
Figura 7 Perfil genérico da missão de uma aeronave	35
Figura 8 Diagrama de restrição para o requisito de velocidade de estol	39
Figura 9 Distância de decolagem (FAR 23)	40
Figura 10 Diagrama de restrição de distância de decolagem para aviões a hélice	41
Figura 11 Distância de pouso (FAR 23)	42
Figura 12 Diagrama de restrição de taxa de subida para aviões a hélice	46
Figura 13 Diagrama de restrição de velocidade de cruzeiro para aviões a hélice	48
Figura 14 Roda de Projeto	49
Figura 15 Processo do projeto conceitual de aeronaves	50
Figura 16 Curvas de tendência da fração de peso vazio	52
Figura 17 Razão de área molhada	54
Figura 18 Razão de aspecto molhada	55
Figura 19 Processo para determinação dos pesos da aeronave	57
Figura 20 Estimativa da distância de decolagem	60
Figura 21 Parâmetros atmosféricos através das camadas	64
Figura 22 Diagrama de forças de um elemento de fluido	66
Figura 23 Sistema de coordenadas fixas no corpo	68
Figura 24 Principais forças envolvidas no voo de uma aeronave	69
Figura 25 Aeronave em curva coordenada	71
Figura 26 Curva $C_L \times C_D$	73
Figura 27 Tipos de motores de aeronaves	75
Figura 28 Eficiência propulsiva	76
Figura 29 Eficiência propulsiva versus velocidade da aeronave	77
Figura 30 SFC versus velocidade da aeronave (Mach)	78
Figura 31 Perfis de missão típicos para: (a) aeronave de transporte, (b) caça e	

(c) aeronave de reconhecimento	81
Figura 32 Perfil de missão típica para aeronaves da aviação geral	81
Figura 33 Tendência histórica do peso vazio de certas aeronaves da aviação geral	87
Figura 34 Exemplo de diagrama de restrições para aeronaves à hélice	91
Figura 35 Curva $C_L$ x $\alpha$ de uma asa qualquer	92
Figura 36 Região aceitável com velocidade de estol como requisito	93
Figura 37 Potências versus velocidade	95
Figura 38 Região aceitável com velocidade máxima ou de cruzeiro como requisito	96
Figura 39 Aeronave em voo ascendente	97
Figura 40 Componentes da velocidade da aeronave em voo	97
Figura 41 Diagrama $V$ x $P_{req}$	98
Figura 42 Região aceitável com taxa de subida como requisito	101
Figura 43 Região aceitável com teto como requisito	103
Figura 44 Distâncias dos segmentos da decolagem	104
Figura 45 Variações das forças durante a corrida em solo	105
Figura 46 Região aceitável com distância de decolagem como requisito	108
Figura 47 Segmentos da distância de pouso	109
Figura 48 Variação das forças durante a corrida no solo	110
Figura 49 Região aceitável com distância de pouso como requisito	114
Figura 50 Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras a pistão de acordo com a metodologia proposta	115
Figura 51 : Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras a pistão de acordo com a metodologia de Roskam	116
Figura 52 Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras a pistão de acordo com a metodologia de Raymer	116
Figura 53 Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras turboélices de acordo com a metodologia proposta	117
Figura 54 Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras turboélices de acordo com a metodologia de Roskam	117
Figura 55 Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras turboélices de acordo com a metodologia de Raymer	118
Figura 56 Cessna 182T Skylane no diagrama de restrição da metodologia proposta	119
Figura 57 Lancair Evolution no diagrama de restrição da metodologia proposta	120

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Frações de combustível para fases da missão	35
Tabela 2 - Valores sugeridos para alguns parâmetros	36
Tabela 3 - Constantes $A$ e $B$ da Equação 10	37
Tabela 4 - Valores típicos de $C_{L_{máx}}$	39
Tabela 5 - Valores típicos de $W_L/W_{TO}$	42
Tabela 6 - Coeficientes da Equação 23	44
Tabela 7 - Coeficientes da Equação 24	44
Tabela 8 - Estimativas de $\Delta C_{D_0}$ e $e$ para posições do flap e TDP	45
Tabela 9 - Valores para a constante da Equação 34	47
Tabela 10 - Valores para as constantes $A$ e $C$ da Equação 39	52
Tabela 11 - Valores para frações de combustível de algumas etapas da missão	53
Tabela 12 - Valores para SFC para alguns motores à hélice em cruzeiro e loiter	54
Tabela 13 - Valores de $K_{LD}$	56
Tabela 14 - Constantes $\alpha$ e $C$ da Equação 46	58
Tabela 15 - Propriedades da atmosfera ao nível do mar	64
Tabela 16 - Frações de peso típicas para alguns segmentos da missão	83
Tabela 17 - Valores típicos de SFC para vários tipos de motores	84
Tabela 18 - Constantes $A$ e $B$ da Equação 138 para aeronaves de metal	88
Tabela 19 - Constantes $A$ e $B$ da Equação 139 para aeronaves de material compósito	88
Tabela 20 - Classificações de teto para aeronaves civis	101
Tabela 21 - Coeficiente de atrito para várias superfícies de pista	105
Tabela 22 - Coeficiente de atrito com freios para várias superfícies de pista	111
Tabela 23 - Pesos de decolagem de cada categoria de aeronave nas três metodologias	115

## **LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

ABAG	Associação Brasileira de Aviação Geral
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
EUA	Estados Unidos da América
FAR	Federal Aviation Regulations
GAMA	General Aviation Manufacturers Association
ICAO	International Civil Aviation Organization
PIB	Produto Interno Bruto
RAB	Registro Aeronáutico Brasileiro
TDP	Trem de pouso
TPR	Transporte público regular

## SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO</b>	<b>15</b>
1. 1 OBJETIVO	17
<b>2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>18</b>
2. 1 AVIAÇÃO GERAL	18
2. 2 AERONAVES A PISTÃO	22
2. 3 AERONAVES TURBOÉLICES	23
2. 4 O PROJETO AERONÁUTICO	24
2.4.1 As fases do projeto aeronáutico	24
2. 4. 1. 1 O projeto conceitual	25
2. 4. 1. 2 O projeto preliminar	25
2. 4. 1. 3 O projeto detalhado	26
2.4.2 Os requisitos do projeto aeronáutico	26
2. 4. 2. 1 Os requisitos de desempenho da aeronave	28
2. 5 METODOLOGIAS TRADICIONAIS DE PROJETO CONCEITUAL	29
2.5.1 Metodologia de projeto segundo Roskam	29
2. 5. 1. 1 Estimativa de peso	33
2. 5. 1. 2 Parâmetros ligados ao desempenho da aeronave	36
2. 5. 1. 2. 1 Velocidade de estol	38
2. 5. 1. 2. 2 Distância de decolagem	38
2. 5. 1. 2. 3 Distância de pouso	41
2. 5. 1. 2. 4 Requisitos de subida	43
2. 5. 1. 2. 4. 1 Estimativa da polar de arrasto segundo Roskam	43
2. 5. 1. 2. 4. 2 Requisitos de subida pela FAR 23	45
2. 5. 1. 2. 4. 2. 1 Taxa de subida	45
2. 5. 1. 2. 4. 2. 2 Gradiente de subida	46
2. 5. 1. 2. 5 Velocidade de cruzeiro	47
2.5.2 Metodologia de projeto segundo Raymer	48
2. 5. 2. 1 Estimativa de peso de decolagem	50
2. 5. 2. 1. 1 Estimativa de peso vazio	51
2. 5. 2. 1. 2 Estimativa de peso de combustível	52
2. 5. 2. 1. 3 Estimativa de peso de decolagem	56

2. 5. 2. 2 Estimativa da carga alar e da razão empuxo-peso	57
2. 5. 2. 2. 1 Razão empuxo peso	57
2. 5. 2. 2. 2 Carga alar	58
2. 5. 2. 2. 3 Velocidade de estol	59
2. 5. 2. 2. 4 Distância de decolagem	59
2. 5. 2. 2. 5 Distância de pouso	60
2. 5. 2. 2. 6 Velocidade de cruzeiro	61
2. 5. 2. 2. 7 Subida	61
<b>3 METODOLOGIA PROPOSTA</b>	<b>62</b>
3. 1 ATMOSFERA	63
3.1.1 Atmosfera padrão (ISA)	65
3.1.2 Parâmetros atmosféricos	65
3. 1. 2. 1 Temperatura	65
3. 1. 2. 2 Pressão	65
3. 1. 2. 3 Densidade do ar	67
3. 2 EQUAÇÕES DE MOVIMENTO	67
3. 3 FORÇAS AERODINÂMICAS	69
3. 4 EQUAÇÕES DE MOVIMENTO NO VOO	69
3.4.1 Voo nivelado	69
3.4.2 Voo ascendente ou descendente	70
3.4.3 Decolagem	70
3.4.4 Curva	70
3. 5 PARÂMETROS AERODINÂMICOS	71
3.5.1 Estimativa do coeficiente de sustentação	71
3.5.2 Estimativa do coeficiente de arrasto	72
3.5.3 Eficiência aerodinâmica	74
3. 6 PARÂMETROS LIGADOS AO GRUPO MOTO-PROPULSOR	75
3.6.1 Eficiência propulsiva	75
3.6.2 Consumo específico de combustível	77
3. 7 ESTIMATIVA INICIAL DE PESO	78
3.7.1 Carga paga	79
3.7.2 Peso da tripulação	80
3.7.3 Peso do combustível	80

3. 7. 3. 1 Fração do peso em voo de cruzeiro	83
3. 7. 3. 2 Fração do peso em loiter	85
3.7.4 Peso vazio	86
3.7.5 Síntese da técnica de estimativa do peso de decolagem	88
<b>3. 8 DIMENSIONAMENTO DA ASA E DO MOTOR</b>	<b>89</b>
3.8.1 Dedução das funções restritivas	91
3. 8. 1. 1 Velocidade de estol	92
3. 8. 1. 2 Velocidade máxima ou de cruzeiro	93
3. 8. 1. 3 Taxa de subida	96
3. 8. 1. 4 Teto	101
3. 8. 1. 5 Distância de decolagem	103
3. 8. 1. 5. 1 Distância de rolagem no solo na decolagem	104
3. 8. 1. 6 Distância de pouso	108
3. 8. 1. 6. 1 Distância de rolagem no solo no pouso	109
<b>4 RESULTADOS E DISCUSSÕES</b>	<b>114</b>
<b>5 CONCLUSÕES</b>	<b>120</b>
5. 1 Sugestões de trabalhos futuros	121
<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b>	<b>122</b>
<b>APÊNDICES</b>	<b>125</b>
APÊNDICE A	125
APÊNDICE B	129
APÊNDICE C	131
APÊNDICE D	133

## 1 INTRODUÇÃO

Voar sempre foi uma das maiores idealizações do homem. John H. Secondari em sua obra cinematográfica intitulada “I, Leonardo da Vinci”, de 1965 eternizou sua célebre citação: “Uma vez que você tenha experimentado voar, você andarรก pela terra com seus olhos voltados para o céu, pois la você esteve e para lá você desejará voltar”. O autor buscou nesta frase retratar o pensamento do genio italiano, sempre empenhado em desvendar os segredos do voo.

A partir da observaao dos pássaros, os incipientes entusiastas da aviaao esboçaram seus primeiros projetos. No início não havia muito sucesso, mas, com o passar dos anos, graças à incrível capacidade humana de transmitir cultura, os primeiros projetos ganharam os céus do mundo. Em dezembro de 1903, nos campos da Carolina do Norte, Estados Unidos, os irmãos Orville e Wilbur Wright iaram o Flyer I, sendo este considerado o primeiro voo motorizado, controlado e contínuo de um artefato mais pesado que o ar na história. Em setembro de 1906 foi a vez do brasileiro Alberto Santos Dumont, quando em Paris voou a bordo do seu 14-Bis diante de uma multidão extasiada. Estes são apenas alguns exemplos de projetos exitosos ao longo da história da aviaao. Naturalmente, o alcance dos céus não freou o desejo humano por voos mais longos. O projeto e aprimoramento de aeronaves tornaram-se mais sofisticados ao longo dos anos, contudo, sempre nascidos da criatividade e engenhosidade humanas.

No início da construçao aeronáutica, grandes avanços eram obtidos a partir de esforços relativamente pequenos. Contudo, com o elevado grau de maturidade dessa tecnologia nos dias atuais, para se obter um pequeno ganho no desenvolvimento de uma nova aeronave, há que se aplicar um grande esforço. A criaao de uma nova e moderna aeronave necessita cada vez mais de um sólido conhecimento básico e, ao mesmo tempo, de uma sequência lógica e metódica para o bom andamento das atividades de desenvolvimento e um cuidado especial visando a otimizaao das características desejadas (Barros, 2001). Tal fato norteia o estabelecimento de uma série de metodologias de projeto de aeronaves que englobam fases de projeto semelhantes, cada qual com pequenas peculiaridades de seus autores e todas com sua contribuiao aos esforços de construçao modernos.

As metodologias mais tradicionais têm concordado nos aspectos gerais do projeto aeronáutico, divergindo pouco e em partes não essenciais. Na fase de elaboraçao do projeto, Roskam e Raymer dividem seus trabalhos em três principais etapas: o projeto conceitual, o projeto preliminar e o projeto detalhado. O nível de sofisticaao aumenta à medida que o

projeto avança para fases subsequentes. É na fase conceitual que as alterações no projeto têm menor custo e maior impacto. Por isso, tendo em vista a redução de riscos, um olhar mais geral sobre as fases iniciais do projeto são bem vindas.

Embora o procedimento de dimensionamento de uma aeronave na fase conceitual não seja um processo padrão, ele contém uma série de atividades essenciais, comuns às diversas metodologias diferentes. Grande parte das atividades desta fase do projeto são semi-empíricas, por exemplo. A metodologia é constantemente calibrada de acordo com dados estatísticos, manuais e tendências históricas, sendo quase sempre o estudo de aeronaves existentes o ponto de partida de um novo projeto. O desenvolvimento de aeronaves é uma atividade diretamente influenciada pelas características e desempenho dos aviões existentes. Outra característica comum às abordagens apresentadas é a natureza iterativa do processo.

A fase conceitual é permeada por uma série de premissas que indicam o caminho a ser tomado. Este trabalho concentra-se em algumas dessas premissas, enquadradas no que se conhece por requisitos de desempenho, que são dados da missão da aeronave. A história da aviação ostenta uma série de projetos bem-sucedidos baseados em requisitos de desempenho, como o Embraer EMB-110 “Bandeirante” que levou ao nascimento de uma das maiores fabricantes de aeronaves dos dias atuais, a Embraer. Na época, vislumbrou-se a necessidade de uma aeronave de baixo custo operacional que operasse em regiões remotas com pouca infraestrutura. Diariamente, engenheiros e projetistas dedicam-se no aprimoramento de aspectos da aeronave, sejam elas relacionadas ao desempenho tais como alcance, velocidade, taxa de subida, manobrabilidade, distâncias de pouso e decolagem e também à capacidade de carga, segurança, custos, consumo de combustível, etc.

O projeto de uma aeronave é uma combinação de ciência, arte e técnica que, juntas, produzem o artefato ideal para atender a um determinado conjunto de requisitos. Um projetista não só deve ter nível suficiente de conhecimento em áreas como aerodinâmica, propulsão, dinâmica de voo, e estrutura, mas também precisa empregar matemática, habilidades, experiências, criatividade, arte e técnicas de design de sistemas (Sadraey, 2013). O campo aeronáutico é amplo e multidisciplinar, cobrindo uma grande variedade de produtos, disciplinas e domínios, não apenas na engenharia, mas em muitas atividades de apoio relacionadas. Eles se combinam para permitir que a indústria produza aeronaves tecnologicamente avançadas. Este trabalho restringe-se a apenas uma categoria de aeronaves, conhecida por aviação geral. Concentra-se mais especificamente naquelas providas de hélice, que abrange grande parte da frota mundial.

O projeto aeronáutico atual, com toda sua complexidade, jamais seria possível não fossem as modernas ferramentas utilizadas. Durante a primeira década após a Segunda Guerra Mundial, o projeto das aeronaves era realizado manualmente com o uso de calculadoras manuais e pranchetas de desenho. Apesar do sucesso comercial de vários aviões desenvolvidos durante este período, o "método do papel" é hoje considerado muito trabalhoso e ineficaz. Desde a década de 1970, o avanço da tecnologia de *design* mudou fundamentalmente devido à disponibilidade de computadores poderosos e dispositivos gráficos interativos. Simultaneamente, um progresso significativo foi feito nos campos de métodos de engenharia computacional e otimização numérica (Torenbeek, 2013). Apesar de o projeto conceitual ser, em sua maioria, composto por atividades quantitativas, de difícil aplicação computacional, ele é amparado por tal tecnologia em determinados pontos, como na compilação de dados estatísticos e nas análises qualitativas das estimativas de peso e requisitos de desempenho, por exemplo.

Os objetivos de desempenho da missão podem ser realizados de várias maneiras, combinando de forma adequada parâmetros da aeronave como a carga alar e a carga de potência, por exemplo. Uma abordagem sistemática é possível nesse caso e ocorre por meio de análise paramétrica. A análise paramétrica é um estudo de projeto baseado em métodos de cálculos generalizados e procedimentos de dimensionamento, que permite variar os parâmetros da configuração e quantificar seus efeitos no projeto (Torenbeek, 1982). Em projetos aeronáuticos, as análises paramétricas requerem uma quantidade considerável de trabalho computacional, pois todas as variações terão consequências de longo alcance.

Este trabalho baseia-se na influência dos requisitos da missão nas características da aeronave durante a fase conceitual do projeto. Utiliza-se de uma metodologia implementada computacionalmente o que possibilita uma rápida comparação com as principais metodologias de projeto conceitual. A intenção da metodologia será gerar características de configuração inicial, como peso de decolagem, carga alar e carga de potência, com base em fórmulas semi-empíricas. Os resultados desta fase tem aplicação em etapas subsequentes do projeto. O processo é iterativo e deve ser repetido sempre que os requisitos de projeto não forem atendidos ou sofrerem ambiguidades e inconsistências.

## 1.1 OBJETIVO

O objetivo principal deste trabalho é o desenvolvimento de uma metodologia de

projeto conceitual de aeronaves, com ênfase na influência de dados estatísticos e requisitos de desempenho na obtenção de parâmetros fundamentais como peso de decolagem, área da asa e potência do motor, e assim, contribuir para futuros projetos de aeronaves da aviação geral. Um segundo objetivo é a compilação de características de aeronaves da categoria e a revisão de metodologias existentes para consulta, contribuindo também dessa forma como base de dados e fonte de estudos.

## **2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA**

Neste capítulo são apresentados os conceitos gerais que delimitam e norteiam o presente trabalho. A começar pela definição de termos como aviação geral e duas de suas categorias: aeronaves a pistão e turboélices. Dito isto se tem o esclarecimento das fases de um projeto aeronáutico, com destaque para a fase conceitual aqui retratada. O próximo tópico abordado são os requisitos que demarcam o desenvolvimento de uma aeronave. Por fim são apresentadas duas das metodologias mais bem consolidadas na literatura.

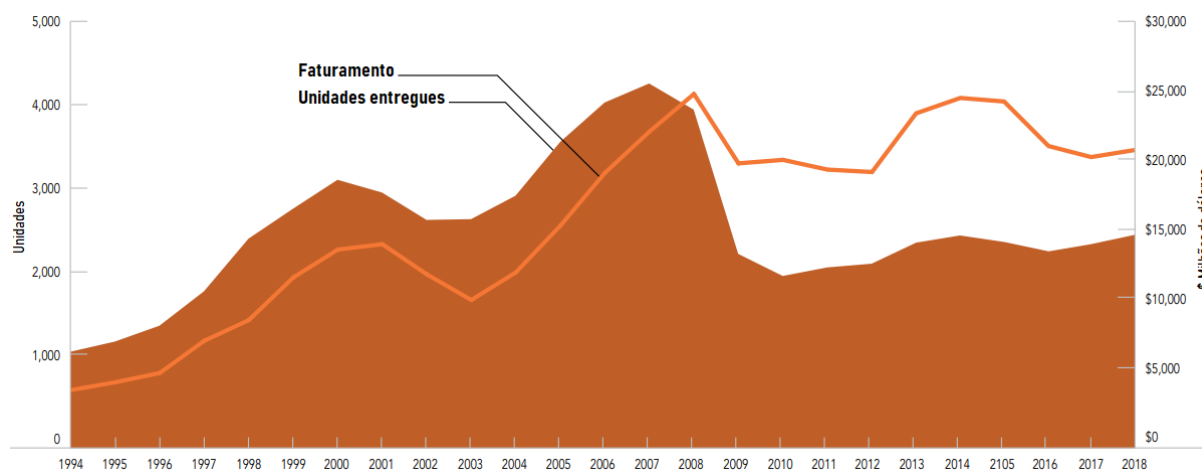
### **2.1 AVIAÇÃO GERAL**

O termo “Aviação Geral” é empregado pela Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO, em inglês) para designar operações de aeronaves, que sejam de asa fixa ou rotativa (aviões ou helicópteros), independente de seu tamanho e capacidade, exceto as militares e as de linhas aéreas comerciais (Pinheiro, 2021). Portanto, nessa categoria estão inclusas as aeronaves esportivas, de passeio pessoal, de instrução, de natureza executiva, de aplicação agrícola, de serviço aéreo especializado sem o transporte de pessoas e as experimentais (Pinheiro, 2021). Quanto ao tipo de aeronave, a aviação geral subdivide-se em aeronaves a pistão, turboélices, jatos e helicópteros, além das experimentais que podem ou não apresentar um tipo convencional de propulsão. No contexto nacional, a Agência Nacional da Aviação Civil (ANAC) possui duas definições para esta categoria de aeronaves. Na primeira, constitui a aviação geral todas as operações de aviação civil que não configurem transporte aéreo público de passageiros ou de carga. Na segunda são todas as operações de aviação civil que não sejam serviços aéreos regulares nem operações não regulares de transporte aéreo por remuneração ou arrendamento.

No âmbito econômico, pode-se observar que a indústria da aviação geral é uma peça

fundamental na economia global e, apesar das oscilações em pequenos períodos, é uma atividade crescente. A Figura 1 apresenta um panorama mundial da fabricação de aeronaves da aviação geral e faturamento entre os anos de 1994 e 2018.

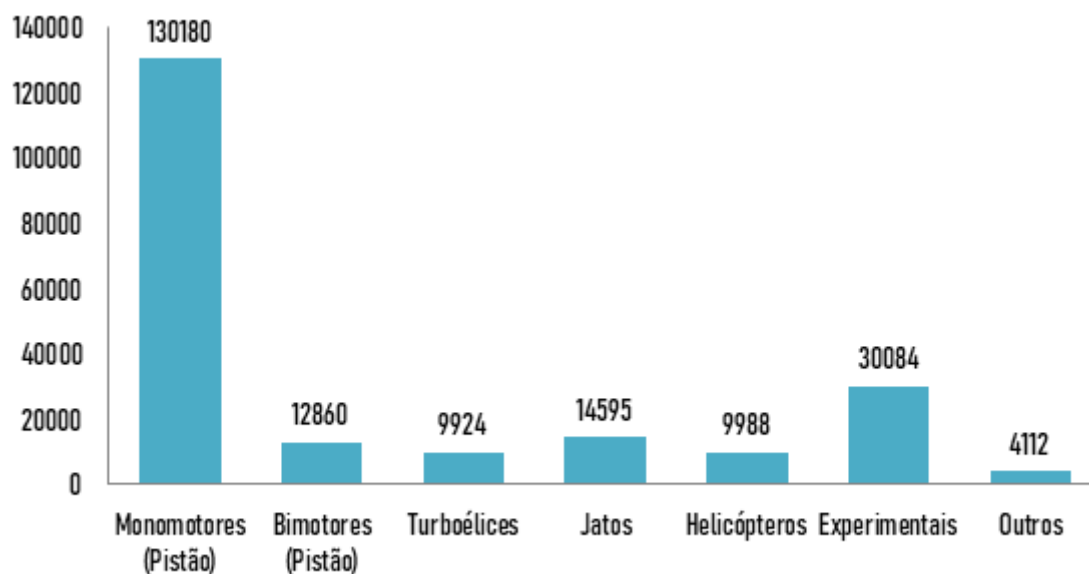
Figura 1- Entrega de aviões da aviação geral e faturamento no mundo (1994 – 2018)



Fonte: GAMA - Annual Report (2019) - Adaptado.

Pinheiro (2021) realizou um trabalho de extrema importância a respeito desta categoria de aeronaves, compilando uma série de dados atualizados referentes aos vários aspectos da indústria. No ano de 2018, somente nos Estados Unidos, a aviação geral foi responsável por US\$128 bi ou 0,62% do PIB (Produto Interno Bruto), que é a soma de todas as riquezas produzidas pelo país ao longo de um ano. Neste mesmo ano, a frota americana era composta por mais de 210000 aeronaves que contabilizaram cerca de 25,5 milhões de horas de voo somadas. A Figura 2 apresenta um panorama da composição da frota americana em 2018. Quanto à ocupação, entre empregos diretos, indiretos e relacionados, a aviação geral era responsável por 1178200 postos de trabalho, representando 0,59% da mão de obra americana.

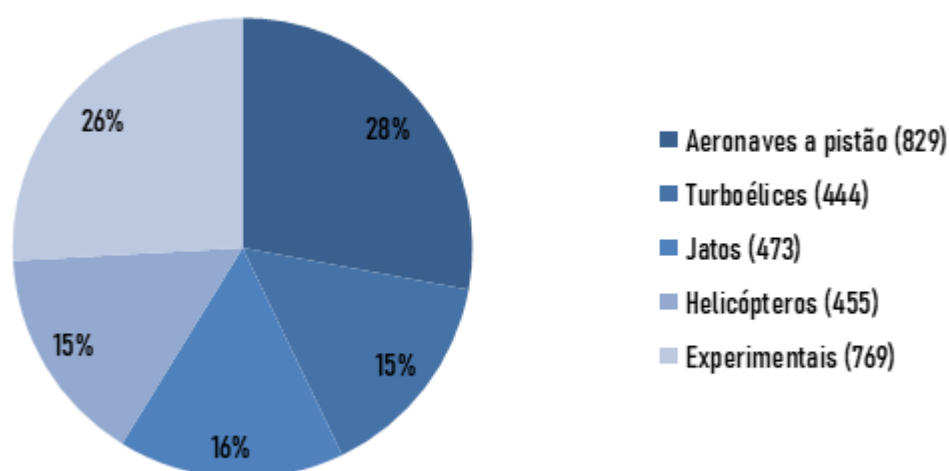
Figura 2 - Frota de aeronaves da aviação geral nos EUA em 2018 por tipo



Fonte: GAMA - Annual Report (2019) - Adaptado.

Ainda no ano de 2018 foram exportadas, a partir dos Estados Unidos, aproximadamente 3000 aeronaves da aviação geral. A Figura 3 apresenta participação de cada segmento desta categoria de aeronaves no total exportado. As exportações parecem acompanhar a frota de aeronaves quanto ao tipo. Pode-se observar claramente a predominância de aeronaves a pistão, seguidas pelas experimentais, jatos, turboélices e helicópteros. Segundo dados da (GAMA - Annual Report, 2019) o aumento das encomendas de aeronaves turboélices, porém, superaram todas as outras no cenário global, com um crescimento de pedidos de 5,2% acima dos 5% apresentados pelas aeronaves a pistão.

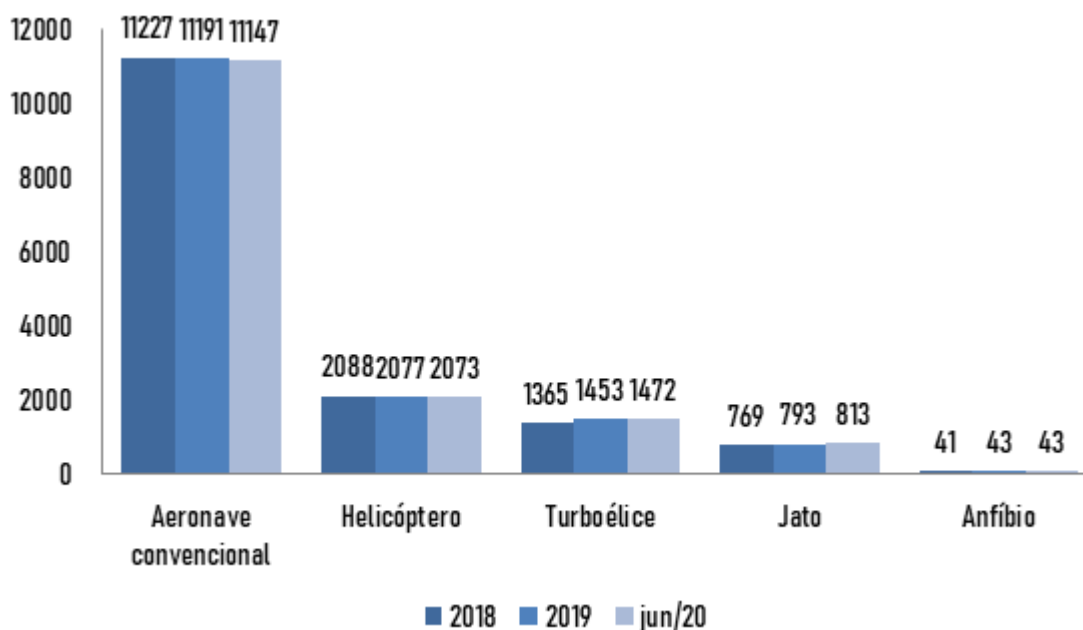
Figura 3 - Exportação de aviões da aviação geral a partir dos EUA em 2018



Fonte: GAMA - Annual Report (2019) - Adaptado.

No Brasil, em 2020, havia cerca de 22409 aeronaves registradas no RAB (Registro Aeronáutico Brasileiro). Desse número subtrai-se o total de aeronaves enquadradas no Transporte Público Regular (TPR) o que resulta em 21767 aeronaves da aviação geral, constituindo a segunda maior frota mundial (Pinheiro, 2021). O cenário nacional segue a tendência americana quanto ao tipo de aeronave da aviação geral. Como pode ser observado na Figura 4, a frota de aeronaves convencionais, aquelas movidas a pistão, é maioria absoluta. Quanto ao aumento da frota, foram as aeronaves turboélice que mais cresceram no Brasil, saltando de 1365 no ano de 2018 para 1472 em junho de 2020. Segundo o Anuário Brasileiro de Aviação Civil de 2020, no ano de 2019, 53% das aeronaves da aviação geral importadas eram turboélices (Instituto Brasileiro de Aviação, 2021).

Figura 4 - Evolução da frota da aviação geral brasileira de 2018 a jun/2020



Fonte: Anuário Brasileiro da Aviação Civil (2020).

Aeronaves turboélices encontram no Brasil uma espécie de “habitat natural” devido à sua versatilidade operacional. O país reúne características propícias para a operação deste tipo de aeronave. A maioria dos aproximadamente 3000 aeródromos nacionais conta com pistas curtas (cerca de 1000 metros) e não pavimentadas. Além disso, por conta das dimensões continentais do país, utiliza-se muito turboélice para voos domésticos, já que são mais acessíveis do que jatos.

Haja vista o panorama global da aviação geral percebe-se a relevância de alguns tipos de aeronaves. A liderança no mercado de aeronaves a pistão é evidente. Contudo, aeronaves turboélices são as que apresentam o mais rápido crescimento nos últimos anos. Isto somado ao fato de ambos os tipos de aeronaves possuírem características em comum (asa fixa e uma hélice como elemento propulsivo) foi um incentivo para que este trabalho abordasse tanto aeronaves a pistão quanto turboélice em suas análises.

## 2. 2 AERONAVES A PISTÃO

Um motor a pistão, também conhecido como motor alternativo é um motor térmico que emprega um ou mais pistões para liberar a energia do combustível, por meio de um processo de combustão, e convertê-la em energia mecânica rotativa (Sadraey, 2017). Essa

energia é aproveitada pelo elemento propulsivo, cujo objetivo é a geração de empuxo à aeronave, o que possibilita seu movimento relativo. Aeronaves movidas a pistão foram os primeiros veículos aéreos mais pesados que o ar a voarem e são, ainda hoje, a grande maioria das aeronaves da aviação geral em operação.

Os motores a pistão são destinados a diversos usos, desde agricultura a voos de rotas interestaduais. Como já mencionado, em sua composição está o pistão que se desloca dentro de um cilindro ligado a um eixo de manivelas ou virabrequim, por uma haste chamada biela. Na parte superior do cilindro, chamada cabeça ou cabeçote, existe uma vela de ignição e duas válvulas que controlam as aberturas para entrada e saída dos gases do motor. O mecanismo que abre e fecha as válvulas chama-se sistema de comando de válvulas. Todo esse conjunto é colocado em uma carcaça chamada Carter, onde são fixados os cilindros, o eixo de manivelas e os acessórios do motor. Embora sejam muito comuns, eles são menos eficientes que os turboélices, porém são suficientes e muito úteis em distâncias menores e em operações em pistas curtas e irregulares.

## 2. 3 AERONAVES TURBOÉLICES

Aeronaves turboélices são aquelas dotadas de um motor cuja produção da potência de eixo se dá por uma turbina a gás. É um dos tipos de motores à reação, grupo que também engloba os turbojatos e turbofans. Porém, diferente desses últimos, motores turboélices possuem uma hélice que é a principal responsável na geração de empuxo, semelhante em parte aos motores a pistão. Além do deslocamento de ar proporcionado pelas hélices, a exaustão dos gases de escape também contribui para a tração final da aeronave, porém minoritariamente.

O motor turboélice é dividido basicamente em compressor, câmara de combustão, turbina e pulverizador. Seu funcionamento é baseado em um eixo contínuo, que conecta os compressores e as turbinas, separado pela câmara de combustão, onde o ar comprimido é queimado e, por reação, é expelido em alta velocidade. Este ar quente aciona as turbinas, que por sua vez promovem admissão e compressão de ar cada vez maior. O ciclo termina com a descarga de ar no ambiente. A turbina é ainda conectada a um eixo que é ligado à hélice, entregando-lhe energia mecânica rotativa.

Aeronaves turboélices são cada vez mais procuradas devido a seu custo benefício. Assim como aeronaves a pistão, conseguem operar em pistas curtas e irregulares e, além

disso, voam mais alto e possuem a relação peso-potência superior quando comparadas com aquelas de motores alternativos.

## 2. 4 O PROJETO AERONÁUTICO

Ao longo da história da construção aeronáutica leve, têm ocorrido notáveis progressos em todos os sentidos: desempenho, controlabilidade, eficiência estrutural, materiais, confiabilidade em geral e, mesmo, no aspecto estético (Barros, 2001). Tais avanços levaram a um aperfeiçoamento gradual da forma de concepção de uma nova aeronave, ou projeto, que foi sumariamente dividido em diversas fases para melhor delimitação das atividades pertinentes. Um novo projeto é desenvolvido sob dois pretextos: o desenvolvimento de algo totalmente novo em termos de concepção; ou o “esticamento” de tecnologias já consolidadas, buscando sempre a introdução de melhorias no novo produto, com ganhos em relação a seus antecessores. Em ambos os casos, se faz necessária a consideração daquilo que já existe. Em projetos aeronáuticos a observação de aeronaves semelhantes existentes é fundamental e utilizada em praticamente todas as metodologias de projeto conhecidas. E isso se dá através de análise estatística.

A análise estatística é essencial nas fases iniciais de qualquer projeto aeronáutico. Em fases iniciais não se tem dados empíricos suficientes ou qualquer abordagem teórica mais rebuscada, visto que a aeronave ainda é apenas um conceito, carente de detalhamento. Dito isto, é perceptível que quanto mais dados estatísticos se têm, melhor é o início de um projeto aeronáutico e mais rápida é sua convergência para a sua versão final. Este trabalho baseou-se na análise de dezenas de aeronaves da aviação geral, que podem ser observadas na tabela em anexo e no trabalho de (Pinheiro, 2021), para a melhor compilação de dados possível. Dados utilizados ao longo da metodologia aqui apresentada.

### 2. 4. 1 As fases do projeto aeronáutico

As metodologias mais tradicionais concordam que, em síntese, no que antecede a fabricação, um projeto aeronáutico pode ser dividido em três fases: projeto conceitual; projeto preliminar; projeto detalhado. Esta divisão é aquela adotada pelos dois autores tidos como base para este trabalho, autores cujas metodologias de projeto são consolidadas e amplamente utilizadas. São eles: Roskam (1985); Raymer (2018).

#### 2. 4. 1. 1 O projeto conceitual

O projeto conceitual é a primeira etapa do projeto aeronáutico e a que mais carece de detalhamento. Segundo Sadraey, um ponto de partida apropriado para um projeto no nível conceitual é a identificação de um problema e a definição associada da necessidade. Esta fase normalmente se inicia a partir de um grupo de requisitos estabelecidos pelo mercado, que é o grande responsável pela identificação de tais problemas, definição das necessidades e análise de suas tendências.

Como o próprio nome indica nesta fase a aeronave ainda é um conceito. Os requisitos do projeto, que também podem ser entendidos como uma tradução das necessidades do mercado, são inseridos em um processo que leva a uma configuração da aeronave entendida como satisfatória. Este conceito funcional é então otimizado o tanto quanto possível, depois é congelado e trabalhado em detalhes nas etapas seguintes do projeto.

Raymer discorre que é no projeto conceitual que as questões básicas de arranjo de configuração, tamanho, peso e desempenho são respondidas. Ele estabelece cinco questões fundamentais para esta etapa de projeto:

- Quais requisitos orientam o projeto?
- Quais serão seu peso e custo?
- Quais considerações econômicas devem ser observadas?
- Quais tecnologias devem ser utilizadas?
- Todas as respostas para essas questões produzem um artefato viável?

#### 2. 4. 1. 2 O projeto preliminar

A fase preliminar do projeto de aeronaves é a fase seguinte à fase conceitual e apresenta um nível de detalhamento superior a esta última. Esta fase tende a apresentar resultados de um procedimento de cálculo mais preciso voltado aos vários subsistemas da aeronave e aos custos.

Segundo (Raymer, 2018) é correto dizer que o projeto preliminar se inicia quando as grandes mudanças na aeronave terminam. Com isso, as grandes áreas de estudos passam a receber a devida atenção. Durante o projeto preliminar, os especialistas em áreas como aerodinâmica, estruturas, propulsão, trens de pouso e sistemas de controle irão projetar e analisar suas respectivas parcelas na aeronave. O projeto preliminar também deve garantir que

a aeronave pode ser construída dentro do prazo e dos custos estimados. O objetivo final desta fase é preparar todo o trabalho realizado até então para o estágio do projeto em detalhe. Em resumo, Raymer apresenta alguns pontos pertinentes a esta fase de projeto que contribuem para o entendimento do caminho pelo qual a fase preliminar deve percorrer:

- Congelamento da configuração;
- Desenvolvimento de cálculos analíticos e ensaios;
- Projetos dos grandes subconjuntos;
- Desenvolvimento das estimativas de custo.

#### 2. 4. 1. 3 O projeto detalhado

É chegada a última etapa do projeto de aeronaves que antecede a fabricação. É nesta fase que as peças reais são projetadas detalhadamente. Projeta-se o raio exato do canto de um recorte das nervuras das asas, por exemplo. São finalizados todos os cálculos referentes ao peso e desempenho da aeronave. Com os sistemas ensaiados e definidos em cada detalhe, há a possibilidade de se estabelecer parâmetros referentes ao comportamento da aeronave. Aqui também é abordado o design de produção. É determinado como a aeronave será fabricada desde o menor dos subsistemas.

Raymer resume as tarefas que norteiam o projeto detalhado de aeronaves nos seguintes pontos:

- Projeto das peças reais a serem construídas;
- Projeto de todas as ferramentas e processos necessários à fabricação;
- Ensaio dos grandes componentes;
- Últimos cálculos de peso e desempenho.

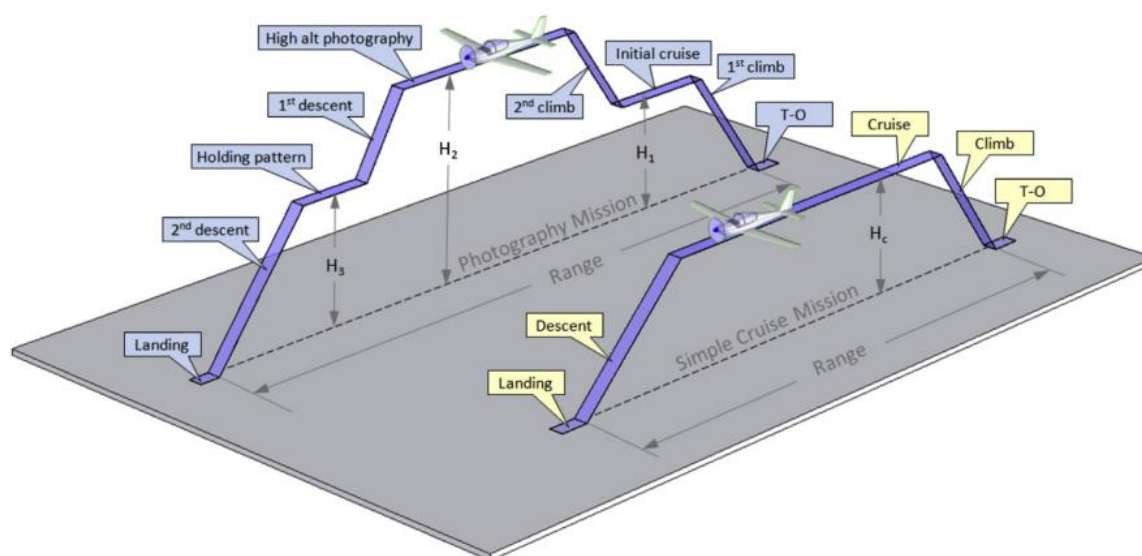
#### 2. 4. 2 Os requisitos do projeto aeronáutico

Como já mencionado, um projeto aeronáutico normalmente se inicia a partir de um grupo de requisitos. Todo o projeto conceitual é elaborado depois disso. As especificações dos requisitos abrange os aspectos desejáveis que darão ao consumidor final o produto que satisfaça suas necessidades. Isso engloba a finalidade do projeto, o desempenho e missões pretendidas para a aeronave, bem como as características gerais da aeronave em questão

(Krüger, 2018).

A missão da aeronave é basicamente o propósito para o qual a aeronave será construída. Dentre os vários propósitos possíveis podem ser citadas as aeronaves destinadas ao transporte (passageiros ou carga), aeronaves executivas, planadores, aviões caça (combate, interceptação e superioridade aérea), aeronaves de treinamento, acrobáticas, etc. Cada qual possui um perfil típico, ou perfil da missão, que é dividido em fases de voo. Existem aeronaves que podem realizar mais de um tipo de missão, neste caso deve ser observada a versatilidade com o qual o projeto foi elaborado para que tal fato fosse possível. A Figura 5 exemplifica dois perfis de missões.

Figura 5 - Exemplo de dois perfis de missões distintas



Fonte: Gudmundsson (2014).

Uma missão típica, para uma aeronave da aviação geral, divide-se em sete etapas: taxiamento, decolagem, subida, voo de cruzeiro, descida, aterrissagem e novamente taxiamento. Por vezes a fase de *loiter*, ou tempo de espera, também é incluída. O *loiter* ocorre quando, por algum motivo, a aeronave é impedida de aterrissar e um voo de espera é necessário até que a permissão seja comunicada. Cada fase da missão requer um comportamento específico da aeronave e demanda o cumprimento de determinados requisitos de projeto.

Os requisitos de projeto podem ser divididos em categorias. (Howe, 2000), por exemplo, divide os requisitos de projeto em três categorias: os requisitos de voo, que lançam critérios de estabilidade e controle; os requisitos da estrutura, que focam em rigidez e

resistência dos componentes estruturais; e os requisitos de desempenho.

#### 2. 4. 2. 1 Os requisitos de desempenho da aeronave

O desempenho de uma aeronave surge como uma importante orientação à fase de projeto conceitual. Ele insere uma série de questões relacionadas ao comportamento da futura aeronave ao projeto. Sadraey (2017) apresenta onze questões básicas e gerais, que podem ser aplicadas a todos os tipos de aeronaves e todos os tipos de missões:

1. Quão rápido esta aeronave pode voar em voo de cruzeiro?
2. Quão alto esta aeronave pode voar?
3. Quão longe esta aeronave pode voar?
4. Qual deve ser a extensão da pista para decolagem?
5. Por quanto tempo esta aeronave pode permanecer no ar?
6. Quão rápido esta aeronave pode subir até determinada altitude?
7. Quão rápido esta aeronave pode fazer uma curva?
8. Qual o raio mínimo de curvatura que esta aeronave pode fazer?
9. Qual a capacidade de manobra desta aeronave?
10. Quais os limites desta aeronave em voo?
11. Quanto custa o voo desta aeronave em determinada distância?

As respostas para tais questões podem ser encontradas em simulações, testes em solo e ensaios em voo, caso a aeronave, ou seu protótipo, já existam. Mas como dados de desempenho podem ser considerados em um momento em que apenas o início do conceito da futura aeronave é conhecido? A resposta está nos requisitos. Todas estas questões são traduzidas em requisitos de desempenho, que acabam por trazer certa objetividade à fase conceitual de projeto. Os requisitos de desempenho são usados para assegurar que o projeto final satisfaça as exigências da aviação, sendo formuladas por órgãos reguladores ou pelo próprio mercado. Exigências do tipo: distância de decolagem, velocidade de estol, taxa de subida, teto de operação, velocidade de cruzeiro, dentre outras.

Cada item requisitado pode ser determinado através de uma formulação matemática específica, obtida de uma forma semi-empírica ao longo da evolução da aviação e de suas técnicas. Uma aeronave pronta pode fornecer dados para que seu desempenho seja conhecido.

Dito isto, é possível observar que o contrário também é possível: dados de desempenho podem ser traduzidos em requisitos para que uma nova aeronave seja construída. Foi exatamente isto que alguns pesquisadores perceberam ao longo dos anos. Os principais autores de projeto conceitual de aeronaves utilizam desta premissa para introduzir no projeto requisitos de desempenho, cujo resultado é um dimensionamento de parâmetros importantes da aeronave de acordo com tais requisitos.

São três os parâmetros sempre encontrados em qualquer uma das formulações de desempenho: peso da aeronave, área da asa e potência do motor. Partindo da premissa que tais parâmetros levam a um desempenho específico, o contrário ocorre: requisitos de desempenho levam a uma configuração asa-motor-peso específica. É disso que se trata esta fase do projeto conceitual: fornecer uma faixa de valores de área alar e potência do motor, dado o peso esperado da aeronave, a partir de requisitos de desempenho bem determinados. Apenas após a determinação de tais parâmetros é que o projeto passa para etapas posteriores de projeto.

## 2. 5 METODOLOGIAS TRADICIONAIS DE PROJETO CONCEITUAL

### 2. 5. 1 Metodologia de projeto segundo Roskam

Dr. Jan Roskam possui um conjunto de livros a respeito de projeto de aeronaves. Publicou uma série de oito volumes intitulada “Airplane Design”, em que cada volume representa uma fase do projeto. Sua metodologia é sustentada por dados estatísticos e mostra detalhada dos motivos que levaram a determinado caminho. De início, indica os parâmetros que direcionam a concepção de uma nova aeronave. Segundo o autor, o projeto de uma aeronave é guiado pelas especificações da missão que, muitas vezes, dependem do tipo de aeronave e do cliente.

A série de livros que compõem a metodologia de Roskam é organizada da seguinte forma:

**Parte I:** Dimensionamento preliminar de aeronaves.

**Parte II:** Projeto de configuração preliminar de aeronaves e integração do sistema propulsivo.

**Parte III:** Projeto de layout da cabine, fuselagem, asas e empenagem: cortes e perfis.

**Parte IV:** Projeto de layout de equipamentos e sistemas de pouso.

**Parte V:** Estimativa do peso dos componentes do avião.

**Parte VI:** Cálculo preliminar das características aerodinâmicas, forças de tração e potência.

**Parte VII:** Determinação das características de estabilidade, controle e desempenho: regulamento (FAR) e requisitos militares.

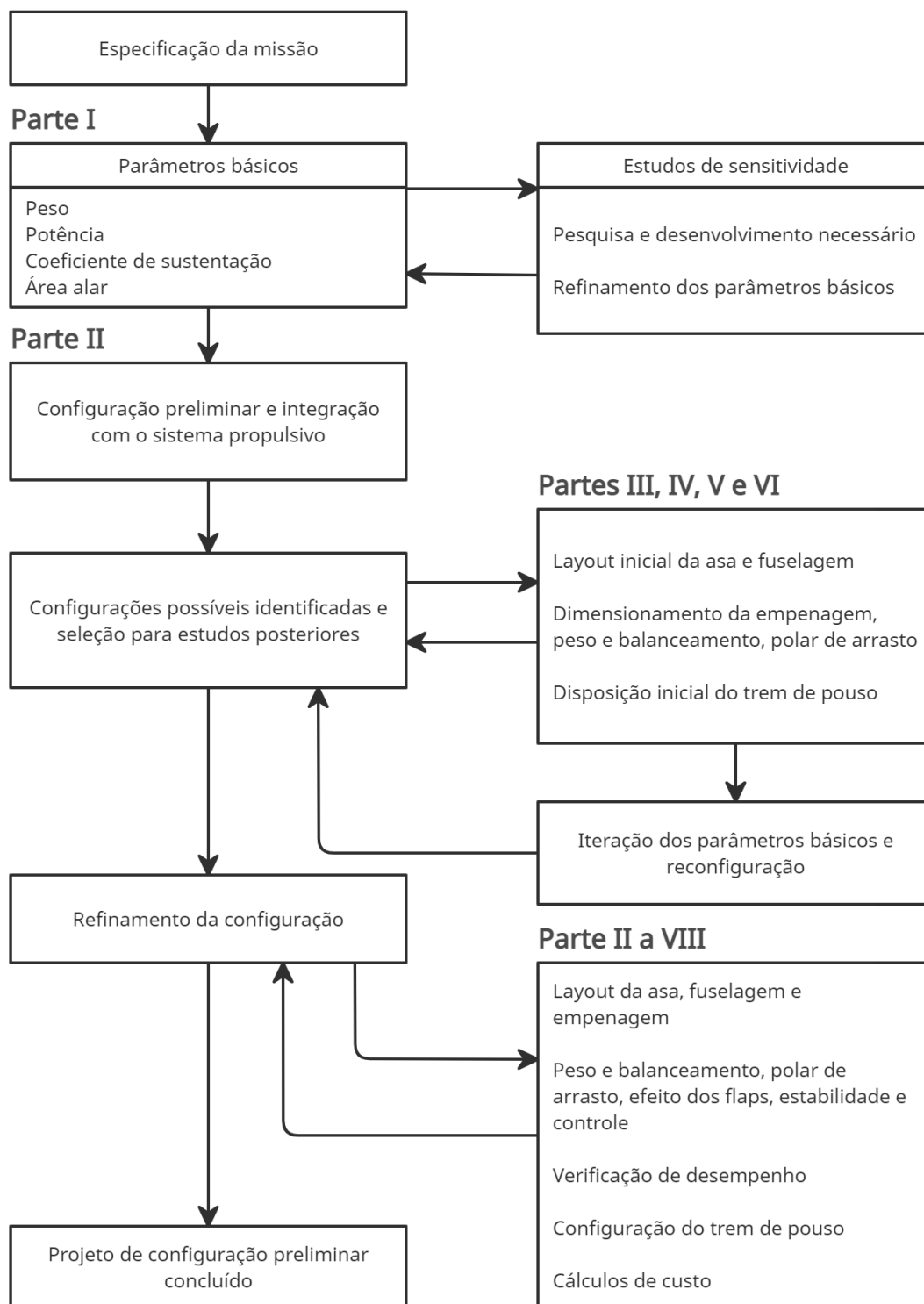
**Parte VIII:** Estimativa de custos: projeto, desenvolvimento, fabricação e funcionamento.

A Figura 6 exemplifica a inter-relação entre fases do projeto de uma aeronave que resulta na configuração preliminar, através de um fluxograma. É possível observar que algumas fases acontecem simultaneamente. Seu método é iterativo e para cada fase do projeto pode-se obter dados suficientes para refinamento e otimização do conceito.

Este trabalho concentra-se especificamente nas primeiras etapas do projeto de uma aeronave, ou seja, no primeiro volume da metodologia do Roskam, denominado Parte I. Nesta etapa de projeto, (Roskam, 1985) apresenta um método rápido de dimensionamento da configuração da aeronave, dada a especificação da missão.

Apesar de todo trabalho na fase conceitual, muitas aeronaves não passam da fase de estudos preliminares. O avanço do projeto para fases mais detalhadas subsequentes depende de sua consonância com o mercado. Se, como resultado dos estudos preliminares do projeto, uma necessidade específica puder ser atendida, o desenvolvimento em escala da aeronave poderá ocorrer. Se áreas problemáticas forem descobertas, todo um programa envolvendo investigação, pesquisa e desenvolvimento é realizado com o objetivo de criar ações que resolvam tais problemas. A etapa de projeto seguinte só ocorrerá após tais medidas corretivas. Eventualmente, as pesquisas levam à conclusão de que os problemas não podem ser resolvidos em tempo ou custos viáveis, o que leva ao abandono ou modificação do projeto (Roskam,1985).

Figura 6 - Etapas de projeto segundo Roskam



Fonte: Roscam (1985) - Adaptado

Geralmente, a especificação da missão de uma aeronave, segundo Roskam, é definida por requisitos de desempenho e de certificação, identificados a seguir:

- Carga útil e tipo de carga útil;
- Requisitos de alcance ou tempo de espera;
- Velocidade e altitude de cruzeiro;
- Distâncias de pouso e decolagem;
- Reservas de combustível;
- Requisitos de subida;
- Requisitos de manobra;
- Normas de certificação (FAR 23, FAR 25, militar, experimental).

O dimensionamento preliminar, ou projeto conceitual aqui retratado, por sua vez, é definido como o processo que resulta da definição numérica dos seguintes parâmetros da aeronave, dada a especificação da missão acima descrita:

- Peso máximo de decolagem,  $W_{TO}$ ;
- Peso vazio,  $W_E$ ;
- Peso de combustível da missão,  $W_F$ ;
- Tração máxima requerida na decolagem,  $T_{TO}$  ou potência de decolagem,  $P_{TO}$ ;
- Área alar,  $S$  e alongamento,  $A$ ;
- Coeficiente de sustentação máximo requerido em cruzeiro,  $C_{L_{máx}}$ ;
- Coeficiente de sustentação máximo requerido na decolagem,  $C_{L_{máx_{TO}}}$ ;
- Coeficiente de sustentação máximo requerido no pouso,  $C_{L_{máx_L}}$ .

Tais parâmetros são definidos ao longo de dois estágios. Inicia-se pela estimativa dos pesos e termina com os demais elementos. O último estágio é caracterizado pelo ponto de projeto. Nele, cada item da especificação da missão produzirá um diagrama contendo uma região tida como aceitável para o projeto em questão. Ao final todos os diagramas são reunidos e a aeronave é definida como um ponto sobre o diagrama. Toda modificação visando

uma otimização do projeto deve ser realizada hajam vista os limites definidos por tal região que, por sua vez, é produzida por parâmetros pré-definidos, caracterizando assim um tipo de iteração. Uma consequência direta disso é o refinamento do projeto conceitual que leva a modificações cada vez menores em fases posteriores, diminuindo consideravelmente os custos totais.

### 2. 5. 1. 1 Estimativa de peso

Roskam convenientemente divide o peso máximo de decolagem em três parcelas:

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL} \quad (1)$$

Sendo  $W_{OE}$  o peso vazio operacional da aeronave,  $W_F$  o peso do combustível necessário para cada missão e  $W_{PL}$  a carga paga. Por sua vez, o peso vazio operacional é dado por:

$$W_{OE} = W_E + W_{tfo} + W_{crew} \quad (2)$$

Sendo  $W_E$  o peso vazio da aeronave,  $W_{tfo}$  o peso de combustível e óleo inutilizados e  $W_{crew}$  o peso da tripulação necessária para operação da aeronave.

Nota-se uma clara dependência de  $W_{TO}$  com relação a  $W_F$ ,  $W_E$  e demais pesos. Com isso, Roskam apresenta sete passos para a determinação de tais parâmetros. São eles:

**Passo 1:** Determinação de  $W_{PL}$ ;

**Passo 2:** Estimativa inicial de  $W_{TO}$ ;

**Passo 3:** Determinação de  $W_F$ ;

**Passo 4:** Cálculo do valor “tentativa” de  $W_{OE}$ ;

**Passo 5:** Cálculo do valor “tentativa” de  $W_E$ ;

**Passo 6:** Obter o valor provável de  $W_E$ ;

**Passo 7:** Repetir os passos anteriores até que  $W_E$  “tentativa” e  $W_E$  “provável” convirjam.

#### **Passo 1**

Na aviação geral, a carga paga é a soma do peso dos passageiros e do peso da bagagem. É assumido que cada pessoa necessariamente carrega uma bagagem. Um peso médio de 175 lbs por pessoa e 30 lbs por bagagem é razoável para voos de curto e médio alcance. Em aeronaves certificadas de acordo com a FAR 23, o peso  $W_{crew}$ , da Equação 2, é comumente incluído em  $W_{PL}$ , assumindo as mesmas hipóteses e valores especificados.

## Passo 2

A estimativa inicial do peso máximo de decolagem, tida como  $W_{TO_{guess}}$ , é obtida através de métodos comparativos. A menos que a especificação exija uma aeronave com características inéditas de projeto, em que a estimativa é feita de forma arbitrária, é necessário o estudo de aeronaves cuja especificação da missão seja semelhante. Bridgeman (1946), Taylor (1984), Jackson (2004) e Jackson (2012) são uma ótima fonte de pesquisa.

## Passo 3

O peso do combustível é composto por duas grandezas:

$$W_F = W_{F_{used}} + W_{F_{res}} \quad (3)$$

Sendo  $W_{F_{used}}$  o peso do combustível utilizado na missão e  $W_{F_{res}}$  o peso do combustível reserva requerido pela missão.

O peso do combustível reserva geralmente é dado na especificação da missão. Ele pode aparecer como uma fração do peso do combustível utilizado, como um requisito de alcance adicional, como requisito de tempo de espera (Roskam, 1985). Caso não seja dado, faz-se necessário o cumprimento das normas regulamentadoras (FARs).

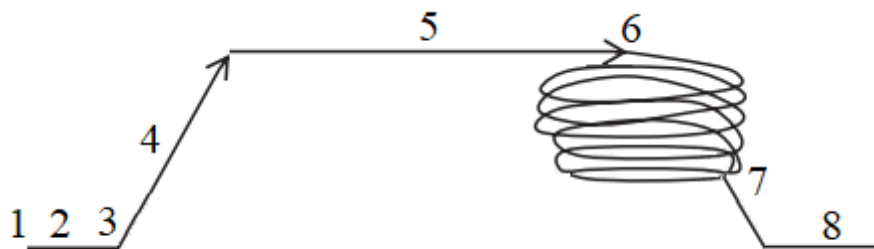
O peso do combustível utilizado é determinado através do método da fração de combustível. Neste método a missão da aeronave é dividida em fases. O perfil genérico da missão de uma aeronave dividida em fases, enumeradas de 1 a 8, pode ser observado na Figura 7. As fases são denominadas da seguinte forma:

- 1 – Partida e aquecimento do motor;
- 2 – Taxiamento;
- 3 – Decolagem;
- 4 – Subida e aceleração;
- 5 – Cruzeiro;
- 6 – Loiter;
- 7 – Descida;
- 8 – Pousa, taxiamento e parada dos motores.

Cada fase apresenta uma fração de combustível, que é determinada pela razão entre o peso da aeronave ao final de cada fase e o peso da aeronave no início da mesma. Para a fase 1, por exemplo, a fração é dada pela razão  $W_1/W_{TO}$ , a fase 2 apresenta a razão  $W_2/W_1$ , a fase  $i$  apresenta a razão  $W_i/W_{i-1}$ .

O valor de cada fração pode ser estimado a partir deste cálculo simples ou através de dados estatísticos. A Tabela 1 sugere valores numéricos das frações de combustível para alguns tipos de aeronaves, segundo dados estatísticos.

Figura 7 - Perfil genérico da missão de uma aeronave



Fonte: Autor

Tabela 1 - Frações de combustível para fases da missão

Tipo de aeronave	Fases da missão					
	1	2	3	4	7	8
Homebuilt	0,998	0,998	0,998	0,995	0,995	0,995
Monomotor	0,995	0,997	0,998	0,992	0,993	0,993
Bimotor	0,992	0,996	0,996	0,990	0,992	0,992

Fonte: Roskam (1985) – Adaptado

As frações de combustível referentes às fases 5 e 6 são obtidas através das equações de Breguet para alcance e autonomia encontradas em (Lan, 1981). Alcance e autonomia são parâmetros encontrados na especificação da missão. Para a fase 5, de cruzeiro, busca-se a razão  $W_5/W_4$  que é obtida pela equação de Breguet para alcance. A seguir será apresentada a equação de Breguet para alcance para aeronaves movidas à hélice.

$$R_{cr} = 375(\eta_P/SFC)_{cr}(L/D)_{cr} \ln(W_4/W_5) \quad (4)$$

Sendo  $R_{cr}$  o alcance da aeronave, em milhas estatutárias,  $\eta_P$  a eficiência da hélice, SFC o consumo específico de combustível,  $L/D$  a eficiência aerodinâmica. Todas as variáveis na configuração de cruzeiro.

Para a fase 6, de *loiter*, busca-se a razão  $W_6/W_5$  que é obtida pela equação de Breguet para autonomia. apresentada a seguir. A Equação 5 representa a equação de Breguet para alcance para aeronaves movidas à hélice.

$$E_{cr} = 375(1/V_{lt})(\eta_P/SFC)_{lt}(L/D)_{lt} \ln(W_5/W_6) \quad (5)$$

Sendo  $E_{lt}$  a autonomia da aeronave, em horas,  $V_{lt}$  a velocidade em milhas por hora. Todas as variáveis na configuração de loiter.

Roskam, 1985 apresenta uma tabela com os valores numéricos dos parâmetros envolvidos nas Equações 4 e 5 obtidos através de dados estatísticos. A Tabela 2 traz tais valores para alguns tipos de aeronaves.

Tabela 2 - Valores sugeridos para alguns parâmetros

Tipo de aeronave	Cruzeiro			Loiter		
	$L/D$	SFC [lbs/hp/h]	$\eta_P$	$L/D$	SFC [lbs/hp/h]	$\eta_P$
Homebuilt	8 – 10	0,6 – 0,8	0,7	10 – 12	0,5 – 0,7	0,6
Monomotor	8 – 10	0,5 – 0,7	0,8	10 – 12	0,5 – 0,7	0,7
Bimotor	8 – 10	0,5 – 0,7	0,82	9 – 11	0,5 – 0,7	0,72

Fonte: Roskam (1985) - Adaptado

Encontradas as razões de combustível para cada fase da missão, calcula-se a fração total de combustível, dada pela Equação 6.

$$M_{ff} = \left(\frac{W_1}{W_{TO}}\right) \prod_{i=1}^{i=7} \left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right) \quad (6)$$

O peso do combustível utilizado é finalmente encontrado pela Equação 7.

$$W_{Fused} = (1 - M_{ff})W_{TO} \quad (7)$$

#### Passo 4

O cálculo do valor “tentativa” de  $W_{OE}$ , tido como  $W_{OE_{tent}}$ , é dado pela seguinte equação:

$$W_{OE_{tent}} = W_{TO_{guess}} - W_F - W_{PL} \quad (8)$$

#### Passo 5

O cálculo do valor “tentativa” de  $W_E$ , tido como  $W_{E_{tent}}$ , é dadoo pela seguinte equação:

$$W_{E_{tent}} = W_{OE_{tent}} - W_{tfo} - W_{crew} \quad (9)$$

#### Passo 6

Existe uma relação linear, apresentada por (Roskam, 1985) e construída através de dados estatísticos e regressão linear, entre  $\log_{10} W_{TO}$  e  $\log_{10} W_E$ . Para um determinado valor de  $W_{TO}$ , o valor correspondente de  $W_E$  pode ser obtido através da seguinte relação, sendo A e B constantes:

$$W_E = \log^{-1}_{10} [(\log_{10} W_{TO} - A)/B] \quad (10)$$

Os valores numéricos para as constantes acima listadas, para alguns tipos de aeronaves, são encontrados na Tabela 3.

Tabela 3 - Constantes  $A$  e  $B$  da Equação 10

Tipo de aeronave	Constante	
	$A$	$B$
Homebuilts	0,3411	0,9519
Monomotor (hélice)	-0,1140	1,1162
Bimotor (hélice)	0,0966	1,9208
Bimotor (hélice) - compósito	0,1130	1,0403

Fonte: Roskam (1985) – Adaptado

### Passo 7

Os passos de 2 a 6 devem ser repetidos até que  $W_E$  e  $W_{E_{tent}}$  convirjam dada a tolerância necessária. A tolerância estabelecida por (Roskam, 1985) como suficiente para este nível de projeto é de 0,5%. Alcançada a convergência, o método fornecerá os valores iniciais de  $W_{TO}$ ,  $W_F$  e  $W_E$ . Os demais parâmetros serão encontrados nas etapas seguintes.

#### 2. 5. 1. 2 Parâmetros ligados ao desempenho da aeronave

Após estimativas iniciais dos pesos, Roskam volta-se para o dimensionamento da asa e do motor da aeronave. Para tal, criam-se dois novos parâmetros que se relacionam com a etapa anterior do projeto conceitual. O primeiro, referente à asa, é a carga alar, definida pela razão do peso da aeronave pela área da asa ( $W/S$ ). O segundo, referente ao motor, é a tração-peso que é definida pela razão da tração gerada pelo motor pelo peso da aeronave ( $T/W$ ). Para aeronaves movidas à hélice utiliza-se a carga de potência, que é a razão entre o peso da aeronave e a potência fornecida pelo motor ( $W/P$ ).

Ambos os parâmetros estão intimamente ligados ao desempenho da aeronave, que por sua vez, é definido por uma série de características definidas na especificação da missão. Roskam apresenta 6 requisitos de desempenho que devem guiar o dimensionamento tanto da asa quanto do motor da aeronave, são eles:

- Velocidade de estol;
- Distância de decolagem;

- Distância de pouso;
- Requisitos de subida (gradiente e taxa de subida);
- Velocidade de cruzeiro (algumas vezes velocidade máxima).

O próximo passo desta metodologia é a definição de funções cujas variáveis são justamente a carga alar, a carga de potência (ou tração-peso) e os requisitos de desempenho. A equação a seguir ilustra esta etapa:

$$(W/P)_{requisito} = f\left(\frac{W}{S} \text{ e/ou } requisito\right) \quad (11)$$

A curva gerada pela Equação 11 delimitará uma região no gráfico, restringindo possíveis valores de carga de potência (eixo das ordenadas) e carga alar (eixo das abcissas) dado determinado requisito de desempenho.

Deve-se realizar o mesmo passo para cada requisito e no fim, reunir todas as curvas em um único diagrama. O projetista deve então identificar a região na qual todos os requisitos de desempenho sejam satisfeitos e determinar os valores de carga alar e carga de potência dentro desta área. Esta fase permite a otimização do projeto. Para tal, deve-se escolher um ponto, na referida região, que proporciona o menor motor em termos de potência (ou maior carga de potência) e a partir dele encontrar a carga alar. Este ponto é conhecido como ponto de projeto.

Nas próximas etapas serão analisados os comportamentos da carga alar ou carga de potência de acordo com cada requisito de projeto citado.

#### 2. 5. 1. 2. 1 Velocidade de Estol

Velocidade de estol é definida como a velocidade mínima necessária para uma velocidade sustentar-se. Abaixo desta velocidade a aeronave não possui sustentação. Neste quesito, a especificação da missão deve obedecer às normas de certificação, que exigem uma velocidade de estol máxima para o voo seguro.

A função, neste caso, é determinada pela Equação 12.

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} V_s^2 \rho C_{L_{m\acute{a}x}} \quad (12)$$

Sendo  $V_s$  a velocidade de estol em nós,  $\rho$  a densidade em determinada altitude em slugs/ft<sup>3</sup> e  $C_{L_{m\acute{a}x}}$  o coeficiente de sustentação máximo em determinada condição de voo.

Nesta etapa de projeto ainda não foram realizados estudos aerodinâmicos detalhados,

portanto, o valor de  $C_{L_{m\acute{a}x}}$  deve ser estimado de acordo com dados estatísticos. A Tabela 4 apresenta valores típicos de  $C_{L_{m\acute{a}x}}$  para três condições de flap durante a missão em alguns tipos de aeronaves.

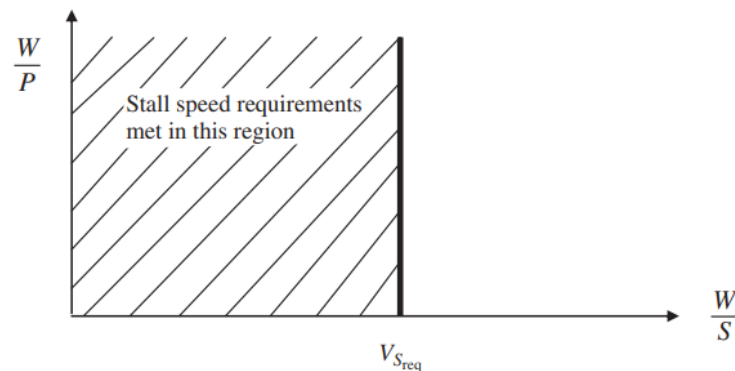
Tabela 4 - Valores típicos de  $C_{L_{m\acute{a}x}}$

Tipo de aeronave	$C_{L_{m\acute{a}x}}$ (clean)	$C_{L_{m\acute{a}x_{TO}}}$ (decolagem)	$C_{L_{m\acute{a}x_L}}$ (pouso)
Homebuilts	1,2 – 1,8	1,2 – 1,8	1,8 – 2,0
Monomotor (hélice)	1,3 – 1,9	1,3 – 1,9	1,6 – 2,3
Bimotor (hélice)	1,2 – 1,8	1,4 – 2,0	1,6 – 2,5

Fonte: Roskam (1985) - Adaptado

Como visto na Equação 12 a velocidade de estol e carga de potência não possuem relação, logo, a curva apresentada no diagrama será uma reta vertical, conforme pode ser observado na Figura 8. A região aceitável é aquela à esquerda da curva, pois se deseja uma menor velocidade de estol.

Figura 8 - Diagrama de restrição para o requisito de velocidade de estol



Fonte: (Sadraey, 2013)

É necessário que se obtenha uma curva para cada configuração de flap indicada na Tabela 4 (clean, decolagem e pouso). Assim, o diagrama será composto por três retas verticais, uma para cada  $C_{L_{m\acute{a}x}}$ .

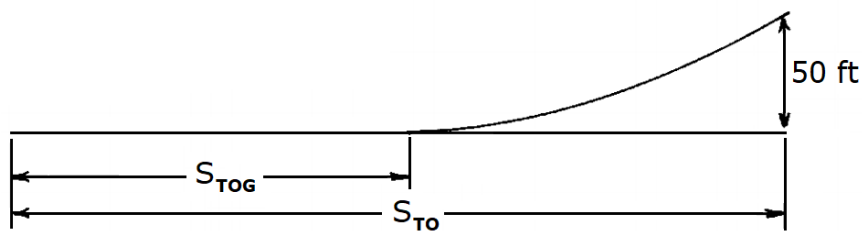
#### 2. 5. 1. 2. 2 Distância de decolagem

A distância de decolagem é um fator de desempenho primordial de uma aeronave. A partir dela é conhecido o comprimento da pista pela qual a aeronave é habilitada a decolar. Ela

é definida como a distância entre o ponto de partida da decolagem até a localização de um obstáculo, que deve ser superado. Segundo Roskam (1985), a distância de decolagem é influenciada por: peso de decolagem, velocidade de decolagem, carga de potência, coeficiente de arrasto aerodinâmico e de atrito com o solo e técnicas de pilotagem.

As normas reguladoras definem requerimentos de decolagem específicos de acordo com o tipo de aeronave. Roskam (1985) divide a análise em dois: uma para aeronaves certificadas de acordo com a Base FAR 23 e outra para aeronaves certificadas de acordo com a Base FAR 25. Neste trabalho a atenção é dispensada para a primeira. A Figura 9 apresenta uma ilustração dos parâmetros envolvidos na distância de decolagem para uma aeronave certificada de acordo com a Base FAR 23. É possível observar que o obstáculo nesta certificação corresponde a 50 pés.

Figura 9 - Distância de decolagem (FAR 23)



Fonte: Roskam (1985).

Sendo  $S_{TOG}$  a distância onde há contato do trem de pouso com o solo, em pés e  $S_{TO}$  a distância de decolagem total, em pés.

As grandezas observadas na Figura 9 se relacionam de acordo com as seguintes equações:

$$S_{TO} = 1,66 S_{TOG} \quad (13)$$

$$S_{TOG} = 4,9TOP_{23} + 0,009TOP_{23}^2 \quad (14)$$

Sendo  $TOP_{23}$  o parâmetro de decolagem para aeronaves certificadas pela Base FAR 23. O parâmetro de decolagem por sua vez, depende tanto da carga alar quanto da carga de potência, como pode ser observado na Equação 15. A equação é válida apenas para aeronaves movidas à hélice.

$$(W/P)_{S_{TO}} = \frac{TOP_{23}\sigma C_{L_{TO}}}{(W/S)_{TO}} \quad (15)$$

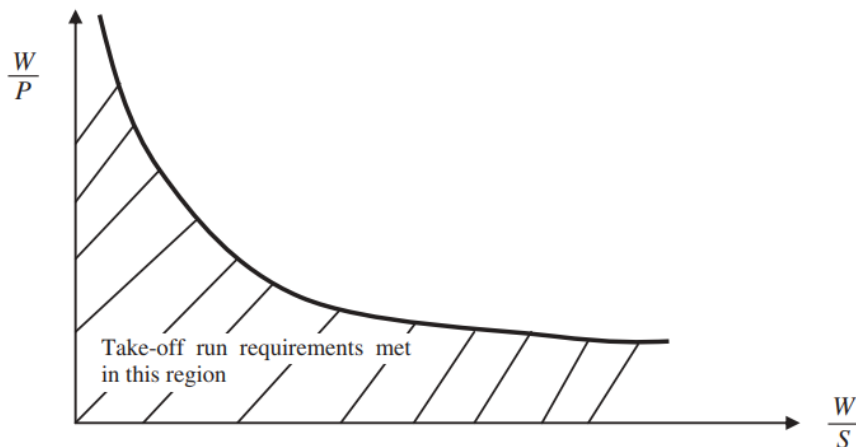
Sendo  $\sigma$  a razão entre a densidade do ar na altitude de decolagem e a densidade do ar ao nível do mar e  $C_{L_{TO}}$  o coeficiente de sustentação durante a decolagem.  $C_{L_{TO}}$  se relaciona

com  $C_{L_{máx_{TO}}}$ , através da seguinte relação:

$$C_{L_{TO}} = \frac{C_{L_{máx_{TO}}}}{1,21} \quad (16)$$

A Equação 15 produzirá uma curva de restrição no diagrama apresentada na Figura 10. Como se buscam valores inferiores à distância de decolagem especificada na missão, a região aceitável é aquela abaixo da curva.

Figura 10 - Diagrama de restrição de distância de decolagem para aviões a hélice



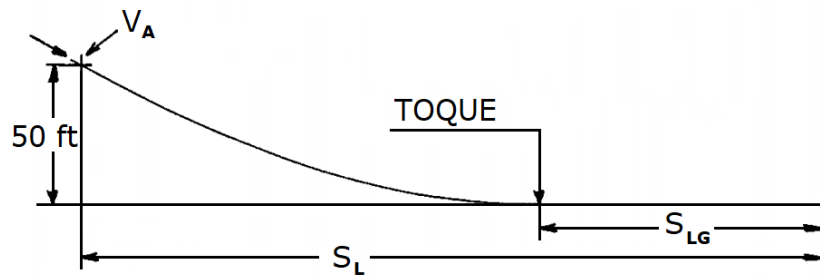
Fonte: Sadraey (2013)

### 2. 5. 1. 2. 3 Distância de pouso

De forma análoga à distância de decolagem, o requisito distância de pouso determina o mínimo o comprimento da pista pela qual a aeronave é habilitada para pousar. Ela é definida como a distância entre um obstáculo de altura conhecida até o ponto de parada da aeronave. Segundo Roskam, a distância de pouso é influenciada pelos seguintes fatores: peso de pouso, velocidade de aproximação, métodos de desaceleração, características de voo e técnicas de pilotagem.

A Figura 11 apresenta uma ilustração dos parâmetros envolvidos na distância de pouso para uma aeronave certificada de acordo com a Base FAR 23. É possível observar que o obstáculo nesta certificação corresponde a 50 pés.

Figura 11 - Distância de pouso (FAR 23)



Fonte: Roskam (1985) – Adaptado

Sendo  $S_L$  a distância de pouso total em pés,  $S_{LG}$  a distância do toque no solo até a parada da aeronave, em pés e  $V_A$  a velocidade de aproximação, em nós.

A velocidade de aproximação está relacionada com a velocidade de estol no pouso através da Equação 17. As relações entre as grandezas apresentadas na Figura 10 são mostradas nas Equações 18 e 19:

$$V_A = 1,3V_{S_L} \quad (17)$$

$$S_{LG} = 0,155V_A^2 \quad (18)$$

$$S_L = 1,938S_{LG} \quad (19)$$

Como a relação entre carga alar e velocidade de estol já foi determinada no quesito velocidade de estol, basta substituir as Equações 17, 18 e 19 na Equação 12. A relação entre carga alar e distância de pouso é mostrada na Equação 20.

$$(W/S)_{S_L} = \frac{S_L \rho C_{L_{máxL}}}{1,015} \quad (20)$$

Aqui se abre um adendo. Como o diagrama é construído em função da carga alar envolvendo o peso da aeronave na decolagem, é necessário estabelecer uma relação entre esta e o peso da aeronave no pouso. A Tabela 5 indica valores da razão  $W_L/W_{TO}$ , de acordo com dados estatísticos, para alguns tipos de aeronaves.

Tabela 5 - Valores típicos de  $W_L/W_{TO}$ 

Tipo de aeronave	$W_L/W_{TO}$		
	Mínimo	Médio	Máximo
Homebuilts	0,96	1,00	1,00
Monomotor (hélice)	0,95	0,997	1,00
Bimotor (hélice)	0,88	0,99	1,00

Fonte: Roskam (1985) - Adaptado

Assim, deve-se multiplicar a Equação 20 pela razão apresentada na Tabela 5. A

Equação 20 produzirá uma curva de restrição no diagrama semelhante a apresentada na Figura 8.

#### 2. 5. 1. 2. 4 Requisitos de subida

Todas as aeronaves devem atender a certos requisitos de subida como taxa de subida, ou gradiente de subida. Para o dimensionamento nesses requisitos é necessário primeiramente uma estimativa da polar de arrasto da aeronave para cálculos posteriores.

##### 2. 5. 1. 2. 4. 1 Estimativa da polar de arrasto segundo Roskam

A polar de arrasto é estimada a partir de uma série de relações estatísticas, apresentadas a seguir, já que as características aerodinâmicas do projeto serão encontradas apenas em etapas posteriores. A polar de arrasto pode ser aproximada ou modelada por uma função parabólica:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (21)$$

Sendo  $C_{D_0}$  o coeficiente de arrasto parasita,  $C_L$  o coeficiente de sustentação,  $A$  o alongamento da aeronave e  $e$  o fator de Oswald.  $C_{D_0}$ , por sua vez, é obtido da seguinte forma:

$$C_{D_0} = \frac{f}{S} \quad (22)$$

Sendo  $f$  o equivalente parasita e  $S$  a área em planta da asa. O equivalente parasita pode ser relacionado com outra grandeza importante para os cálculos, a área molhada da asa. Isso é realizado através de dados estatísticos, que são sintetizados na Equação 23, em que  $S_{wet}$  é a área molhada da asa, e  $a$  e  $b$  são constantes.

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet} \quad (23)$$

As constantes da Equação 23 são determinados pelo coeficiente de atrito da superfície da aeronave,  $C_f$ . O coeficiente de atrito também pode ser determinado através de dados estatísticos. A Tabela 6 apresenta valores das constantes  $a$  e  $b$ , dado  $C_f$ .

Tabela 6 - Coeficientes da equação 23

$C_f$	$a$	$b$
0,009	-2,0458	1,0000
0,008	-2,0969	1,0000
0,007	-2,1549	1,0000
0,006	-2,2218	1,0000
0,005	-2,3010	1,0000
0,004	-2,3979	1,0000
0,003	-2,5229	1,0000
0,002	-2,6990	1,0000

Fonte: Roskam (1985) - Adaptado

$S_{wet}$ , também pode ser relacionada com o peso de decolagem conforme a Equação 24, em que  $c$  e  $d$  são constantes.

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO} \quad (24)$$

Novamente, uma nova tabela é apresentada para determinação das constantes acima citadas, que variam de acordo com o tipo de aeronave.

Tabela 7 - Coeficientes da Equação 24

Tipo de aeronave	$c$	$d$
Homebuilt	1,2362	0,4319
Monomotor (hélice)	1,0896	0,5147
Bimotor (hélice)	0,8635	0,5632

Fonte: Roskam (1985) - Adaptado

Encontrado o coeficiente de arrasto parasita através das relações anteriores, parte-se para a determinação da segunda parcela da Equação 21. O alongamento pode ser estimado de acordo com dados preliminares de dimensionamento da asa. O fator de Oswald, por sua vez, depende do efeito dos flaps e sua contribuição na sustentação da aeronave. Cada configuração de flap contribui ainda para um acréscimo no coeficiente de arrasto parasita, conhecido como  $\Delta C_{D_0}$ . Esta contribuição também é observada na presença do trem de pouso. A Tabela 8 apresenta valores típicos tanto do fator de Oswald quanto de  $\Delta C_{D_0}$  para algumas configurações.

Tabela 8 - Estimativas de  $\Delta C_{D_0}$  e  $e$  para posições do flap e TDP

Configuração do flap	$\Delta C_{D_0}$	$e$
Clean	0	0,80 – 0,85
Decolagem	0,010 – 0,020	0,75 – 0,80
Pouso	0,055 – 0,075	0,70 – 0,75
Trem de pouso	0,015 – 0,025	Sem efeito

Fonte: (Roskam, 1985) - Adaptado

Com isso a polar de arrasto pode ser determinada. Parte-se para a análise dos parâmetros de subida.

#### 2. 5. 1. 2. 4. 2 Requisitos de subida pela FAR 23

Aeronaves certificadas na base FAR part.23 devem atender algumas condições específicas de voo. Aqui serão analisados alguns requisitos de subida referentes a aeronaves que se enquadram nesta base de certificação.

##### 2. 5. 1. 2. 4. 2. 1 Taxa de subida

A taxa de subida pode ser entendida como a variação da altitude em relação ao tempo. Também pode ser expressa em função do parâmetro de taxa de subida, conforme a Equação 25. É uma grandeza que varia com a altitude. A Figura 12 ilustra a relação linearizada entre taxa de subida e altitude de voo.

$$RC = \frac{dh}{dt} = 33000RCP \quad (25)$$

Sendo RC a taxa de subida em ft/m,  $dh/dt$  a variação da altitude com o tempo e RCP o parâmetro de taxa de subida. RCP, por sua vez, é encontrado pela equação 26, em que  $\eta_p$  é a eficiência propulsiva.

$$RCP = \frac{\eta_p}{(W/P)} - \left[ \frac{\left(\frac{W}{S}\right)^{\frac{1}{2}}}{19 \cdot \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \cdot \sigma^{\frac{1}{2}}} \right] \quad (26)$$

A Equação 26 evidencia a dependência deste parâmetro em relação à altitude em que a aeronave se encontra. Nota-se a presença de  $\sigma$  que é a razão entre a densidade do ar na altitude de voo e a densidade do ar no nível do mar. Outra observação é válida: a máxima razão de subida ocorre quando a razão  $(C_L^{\frac{3}{2}}/C_D)$  for máxima. Isso ocorre quando a igualdade

exposta na Equação 27 for satisfeita, ou seja, quando a potência requerida é mínima.

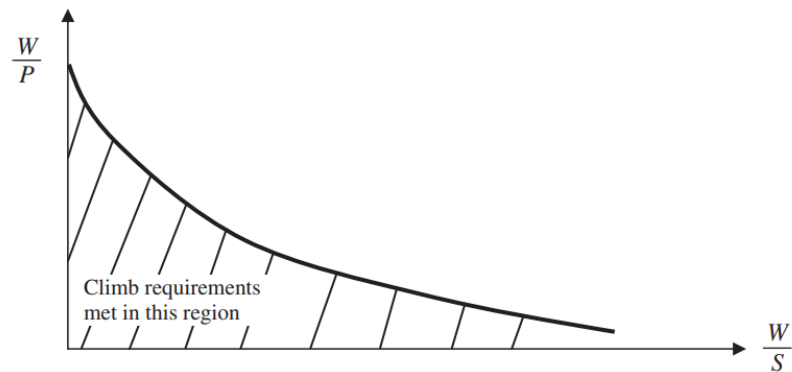
$$(C_L^{3/2}/C_D)_{\text{máx}} = \frac{1,345.(Ae)^{3/4}}{C_{D_0}^{1/4}} \quad (27)$$

Ao substituir a Equação 26 em 25 e após reorganização dos termos, temos a função que delimitará a região do diagrama de projeto para o requisito de taxa de subida. A função é apresentada na Equação 28.

$$(W/P)_{RC} = \frac{\eta_p}{\frac{RC}{33000} + \left[ \frac{\sqrt{(W/S)}}{19\sqrt{\sigma} \cdot (C_L^{3/2}/C_D)} \right]} \quad (28)$$

A curva produzida pela Equação 28 é apresentada na Figura 12. Como qualquer valor acima da taxa de subida especificada na missão é inválido, buscam-se valores abaixo da curva apresentada.

Figura 12 - Diagrama de restrição de taxa de subida para aviões a hélice



Fonte: Sadraey (2013)

#### 2. 5. 1. 2. 4. 2. 2 Gradiente de subida

O gradiente de subida, CGR, é um requisito definido pela razão entre a razão de subida e a velocidade horizontal da aeronave, de acordo com a seguinte equação:

$$CGR = \frac{(dh/dt)}{v} \quad (29)$$

CGR é usado para a determinação do parâmetro do gradiente de subida, ou CGRP, que é definido da seguinte forma:

$$CGRP = \frac{\left[ CGR + \left( \frac{L}{D} \right)^{-1} \right]}{\sqrt{C_L}} \quad (30)$$

Este parâmetro se relaciona tanto com a carga alar quanto com a carga de potência

através da Equação 31. Ao isolar a carga de potência na Equação 31, é obtida a Equação 32:

$$CGRP = \frac{18,97 \cdot \eta_p \sqrt{\sigma}}{(W/P) \sqrt{(W/S)}} \quad (31)$$

$$(W/P)_{CGRP} = \frac{18,97 \eta_p \sqrt{\sigma}}{CGRP \sqrt{(W/S)}} \quad (32)$$

A curva produzida pela Equação 32 no diagrama de restrição é semelhante àquela apresentada na Figura 12.

#### 2. 5. 1. 2. 5 Velocidade de cruzeiro

A velocidade de cruzeiro depende da potência do motor da aeronave. Uma grandeza muito útil neste caso é o índice de potência,  $I_p$ , que tem relação tanto com a carga alar quanto com a carga de potência, conforme a Equação 33.

$$I_p = \left[ \frac{(W/S)}{\sigma(W/P)} \right]^{1/3} \quad (33)$$

Segundo Roskam, a velocidade de cruzeiro é diretamente proporcional ao índice de potência. Através de dados estatísticos, é possível estabelecer uma relação entre essas duas grandezas como pode ser observado na Equação 34, em que  $V_{cr}$  é a velocidade de cruzeiro medida em mph e  $A$  é uma constante.

$$V_{cr} = A I_p \quad (34)$$

A constante  $A$  pode assumir dois valores. Ela depende da configuração do trem de pouso da aeronave em análise conforme exposto na Tabela 9.

Tabela 9 - Valores para a constante da Equação 34

Configuração do TDP	Constante $A$
TDP fixo	156,25
TDP retrátil	166,67

Fonte: Autor

Assim, isolando  $I_p$  da Equação 34 e substituindo na Equação 33 temos a seguinte relação:

$$\frac{V_{cr}}{A} = \left[ \frac{(W/S)}{\sigma(W/P)} \right]^{1/3} \quad (35)$$

Geralmente, a velocidade de cruzeiro, em aeronaves movidas à hélice, é determinada com motor funcionando a uma porcentagem de sua potência disponível, que varia de 75% a

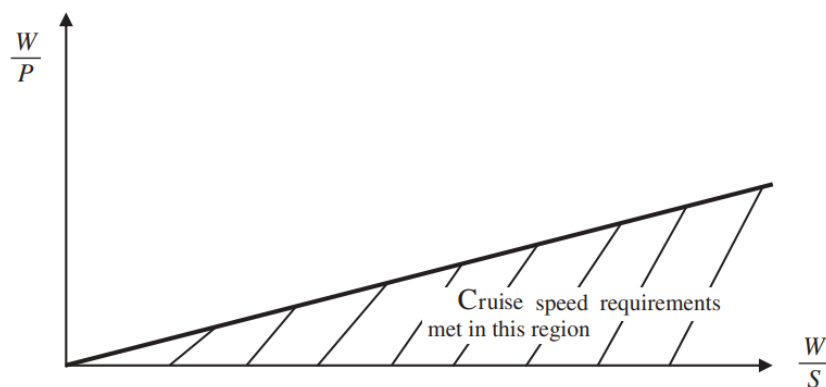
80%. Sabendo disso, através da Equação 35 é possível chegar na seguinte relação:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{cr}} = \frac{\eta}{\sigma} \left(\frac{A}{V_{cr}}\right)^3 \left(\frac{W}{S}\right) \quad (36)$$

Sendo  $\eta$  a porcentagem de potência do motor com relação à potência disponível.

A curva produzida pela Equação 36 é apresentada na Figura 13. A especificação da missão indica uma velocidade de cruzeiro mínima a ser alcançada. Como qualquer valor acima da especificada é válido, então a região abaixo da curva é tida como aceitável.

Figura13 - Diagrama de restrição de velocidade de cruzeiro para aviões a hélice

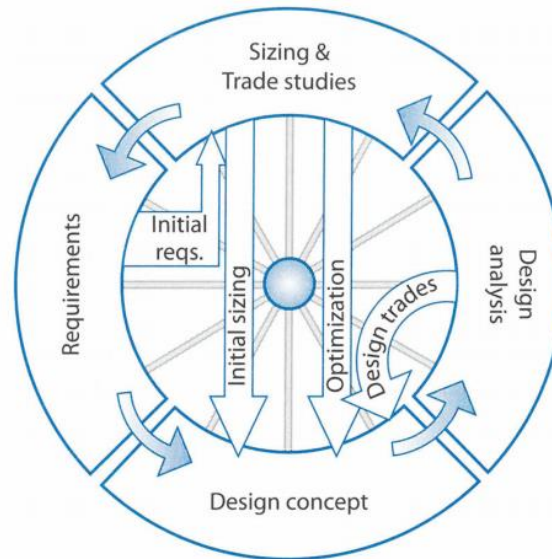


Fonte: Sadraey (2013)

## 2. 5. 2 Metodologia de projeto segundo Raymer

Para Raymer não há um consenso sobre onde um projeto realmente começa. Alguns acreditam que começa com um novo conceito de aeronave, o especialista em dimensionamento sabe que nada pode começar sem uma estimativa inicial de peso, o cliente imagina que o projeto se inicia com os requisitos e assim por diante. De certa forma, todos estão corretos. O projeto começa com várias abordagens simultâneas, em um baixo nível de sofisticação, e então evolui em direção a uma solução, através de iterações. Essa natureza iterativa é mostrada na Figura 14, na chamada “Roda de Projeto”.

Figura 14 - Roda de Projeto



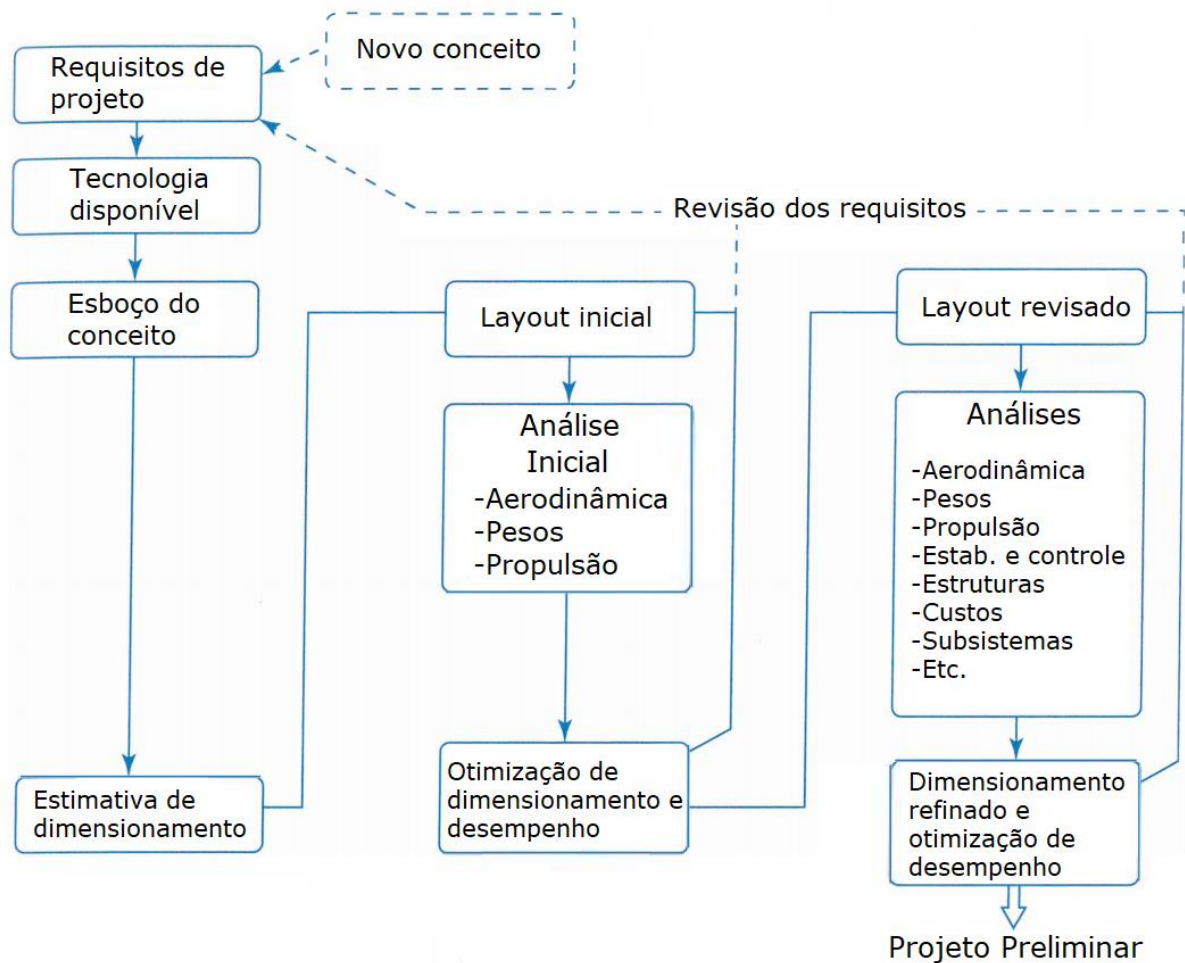
Fonte: Raymer (2018)

Resumidamente, os requisitos são definidos por pesquisa de mercado e viabilidade econômica, os conceitos são desenvolvidos para atender às necessidades, a análise de projeto encontra falhas a serem corrigidas e leva à implementação de novos conceitos e tecnologias.

É no projeto conceitual que são tomadas as decisões iniciais como arranjo, configuração, dimensões, peso e desempenho. A Figura 15 ilustra, de uma maneira geral, como as etapas do projeto conceitual estão interligadas.

De forma geral a aeronave é dimensionada (*layout* inicial) a partir de um esboço das três vistas contendo todos os componentes relevantes. Feito isto, realiza-se uma análise mais detalhada. Este trabalho concentra-se na etapa posterior ao *layout* inicial proposto por Raymer, mais especificamente nas análises envolvendo as estimativas de pesos e requisitos de desempenho, criando um paralelo com aquilo que foi apresentado na seção que trata da metodologia de projeto conceitual segundo Roskam.

Figura 15 - Processo do projeto conceitual de aeronaves



Fonte: Raymer (2018) - Adaptado

Para Raymer, esta fase do projeto conceitual merece uma atenção extra. Ela fornece uma versão mais próxima (*layout revisado*) daquilo que será a aeronave finalizada. O dimensionamento nesta etapa, por exemplo, determina o peso, a área da asa e a potência do motor necessários para que a aeronave seja capaz de realizar determinada missão. Tendo isto em mente, Raymer apresenta um método de dimensionamento semelhante ao apresentado por Roskam. Inicia-se com a estimativa de pesos e termina com a seleção da carga alar e carga de potência, dados os requisitos de desempenho, necessários para cumprir a missão proposta.

#### 2. 5. 2. 1 Estimativa do peso de decolagem

O peso de decolagem é o peso total da aeronave no início da missão para a qual foi projetada. É considerado como sendo o peso do projeto, ou  $W_0$ . Raymer divide o peso do

projeto em peso da tripulação, peso da carga útil (ou passageiro), peso do combustível e peso vazio. O peso vazio inclui a estrutura da aeronave, motores, trens de pouso, equipamento fixo, aviônica ou qualquer outra coisa que não seja considerada parte da tripulação, carga útil ou combustível. A Equação 37 resume o que foi descrito.

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad (37)$$

Sendo  $W_{crew}$  o peso da tripulação,  $W_{payload}$  o peso da carga útil,  $W_{fuel}$  o peso do combustível e  $W_{empty}$  o peso vazio.

$W_{crew}$  e  $W_{payload}$  são fornecidos nos requisitos de projeto,  $W_{fuel}$  e  $W_{empty}$  precisam ser determinados. Este último depende do peso total da aeronave, portanto, um processo iterativo se faz necessário. Para simplificar os cálculos, Raymer expressa ambos os pesos como frações do peso total.  $W_{fuel}$  e  $W_{empty}$  tornam-se  $W_f/W_0$  e  $W_e/W_0$  respectivamente. Substituindo tais frações na Equação 37 e agrupando  $W_0$  temos que:

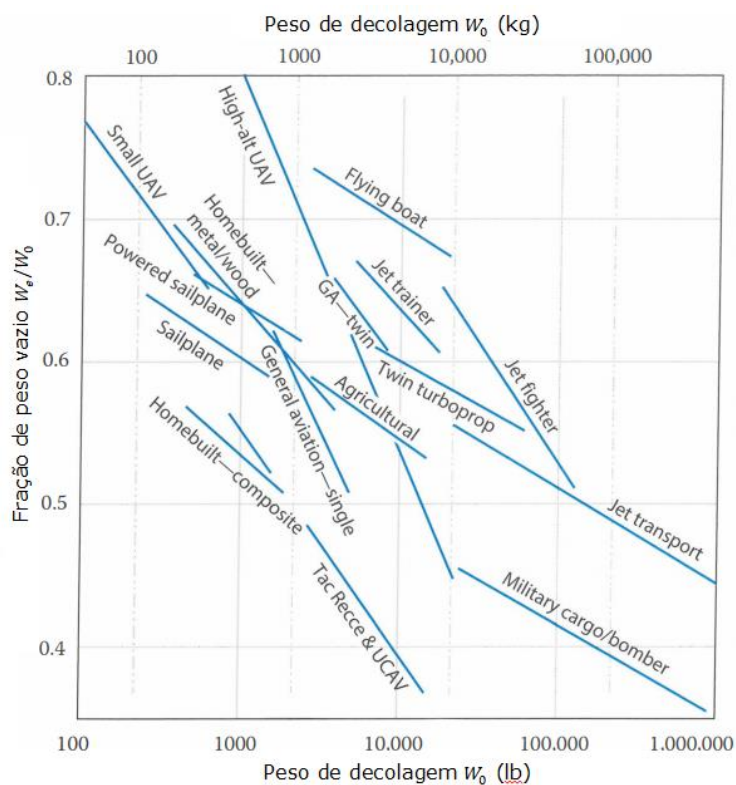
$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \left(\frac{W_f}{W_0}\right) - \left(\frac{W_e}{W_0}\right)} \quad (38)$$

Através da Equação 38 o peso de projeto pode ser determinado à medida que o peso vazio e o peso do combustível são estimados. A metodologia para estimativa de ambos vem a seguir.

#### 2. 5. 2. 1.1 Estimativa do peso vazio

Neste nível de projeto, o peso vazio só pode ser estimado através de dados estatísticos: curvas de tendência do peso vazio de aeronaves construídas ao longo da história. Para tal, Raymer construiu o gráfico apresentado na Figura 16 que relaciona o peso total de determinados tipos de aeronaves com sua fração de peso vazio.

Figura 16 - Curvas de tendência da fração de peso vazio



Raymer (2018) – Adaptado

É possível determinar uma equação de ajuste de curva para as tendências mostradas na Figura 16. Raymer apresenta a Equação 39 que tem esta finalidade.

$$\frac{w_e}{w_0} = A W_0^C K_{vs} \quad (39)$$

Sendo  $A$  e  $C$  constantes que dependem do tipo de aeronave e  $K_{vs}$  uma constante que depende da geometria da asa. A tabela 10 apresenta valores para as constantes  $A$  e  $C$ . Para asas de geometria fixa  $K_{vs} = 1$ .

Tabela 10 - Valores para as constantes  $A$  e  $C$  da Equação 39

Tipo de aeronave	$A$	$A$ (métrico)	$C$
Homebuilt (metal, madeira)	1,19	1,11	-0,09
Homebuilt (compósito)	1,15	1,07	-0,09
Monomotor	2,36	2,05	-0,18
Bimotor	1,51	1,40	-0,10
Bimotor (turboélice)	0,96	0,92	-0,05

Fonte: Raymer (2018) - Adaptado

### 2. 5. 2. 1.2 Estimativa de peso de combustível

Diferentemente do peso vazio, a estimativa do peso de combustível não se dá por dados estatísticos. A quantidade necessária para combustível depende da missão a ser realizada, da aerodinâmica da aeronave e do consumo de combustível do motor (Raymer, 2018). A missão é definida nos requisitos de projeto.

De modo semelhante a Roskam, Raymer apresenta uma metodologia que se baseia nas frações de combustível, que é diferente em cada fase da missão. Para uma forma rápida e simplificada o autor apresenta seis etapas da missão, são elas: aquecimento, decolagem, subida, cruzeiro, *loiter* e aterrissagem.

As frações de combustível para aquecimento, decolagem, subida e aterrissagem podem ser estimadas por dados estatísticos conforme apresentado pela Tabela 11. A descida é ignorada e tem seu percurso incluído na etapa de cruzeiro. A fração de combustível da etapa de cruzeiro é encontrada através da equação de Breguet, e assume a seguinte forma:

$$\frac{W_4}{W_3} = \exp\left[\frac{-R.SFC}{V(L/D)}\right] \quad (40)$$

Sendo  $R$  o alcance da aeronave (em ft ou m),  $SFC$  o consumo específico de combustível,  $V$  a velocidade (em ft/s ou m/s) e  $(L/D)$  a eficiência aerodinâmica.

A fração de combustível para a etapa de *loiter* é encontrada através da equação de autonomia, e assume a forma seguinte, sendo  $E$  a autonomia ou tempo de *loiter* da aeronave:

$$\frac{W_5}{W_4} = \exp\left(\frac{-E.SFC}{L/D}\right) \quad (41)$$

Tabela 11 - Valores para frações de combustível de algumas etapas da missão

Etapa da missão	$W_i/W_{i-1}$
Aquecimento e decolagem	0,970
Subida	0,985
Aterrissagem	0,995

Fonte: Raymer (2018)

Até o presente momento do projeto conceitual de Raymer não se tem nenhum dado aerodinâmico ou de motorização, logo é necessária a busca por valores estatísticos do consumo específico de combustível utilizado nas equações anteriores. A Tabela 12 traz valores de SFC para motores à hélice em ambas as fases da missão, cruzeiro e *loiter*. Valores no sistema internacional de unidades são apresentados em parênteses.

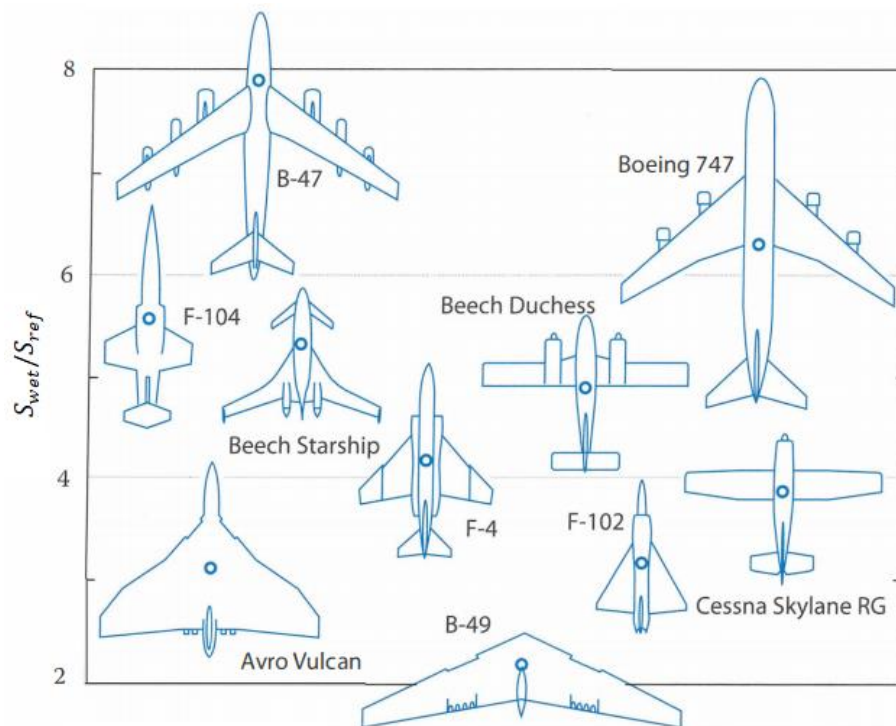
Tabela 12 - Valores para SFC para alguns motores à hélice em cruzeiro e *loiter*.

Tipo de motor	Cruzeiro	Loiter
	Lb/hr/bhp	mg/(W.s)
Pistão (hélice de passo fixo)	0,4 (0,068)	0,5 (0,085)
Pistão (hélice de passo variável)	0,4 (0,068)	0,5 (0,085)
Turboélice	0,5 (0,085)	0,6 (0,101)

Fonte: Raymer (2018)

A eficiência aerodinâmica, representada por  $(L/D)$ , também precisa ser estimada. Esta incógnita é altamente dependente da configuração da asa da aeronave. Em velocidades subsônicas, por exemplo, a eficiência aerodinâmica é mais afetada pela envergadura e pela área molhada. Para o dimensionamento inicial, tais parâmetros podem ser estimados através de dados estatísticos. A Figura 17 apresenta um diagrama com diversas aeronaves dispostas conforme sua razão de área molhada, que é definida pela divisão da área molhada pela área de referência,  $S_{wet}/S_{ref}$ .

Figura 17 - Razão de área molhada



Fonte: Raymer (2018)

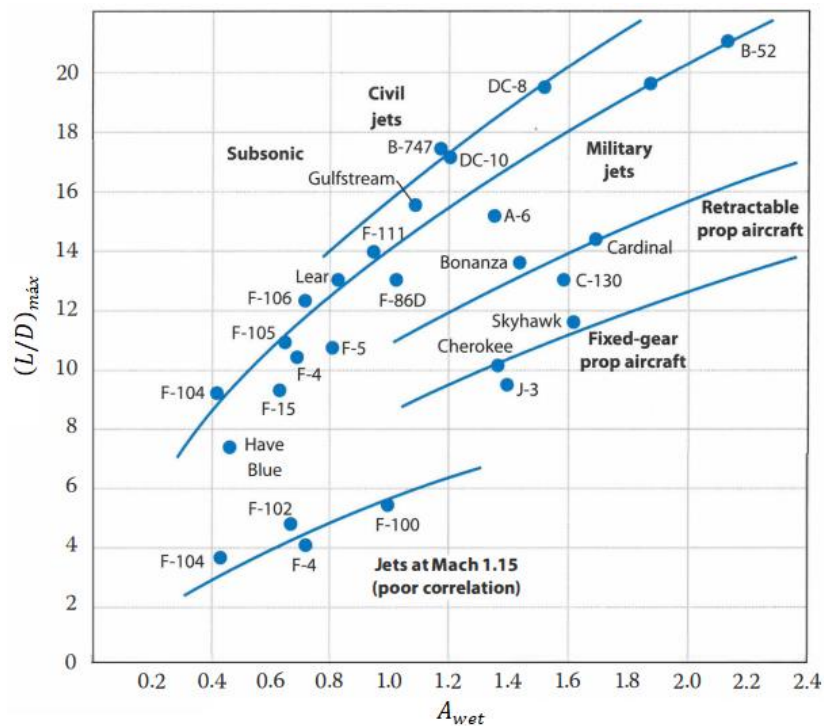
Como a eficiência aerodinâmica em velocidades subsônicas depende,

primordialmente, tanto da área molhada quanto da envergadura, Raymer apresenta um novo parâmetro, denominado razão de aspecto molhada, que é definida como a razão da envergadura da asa elevada ao quadrado sobre a área molhada total da aeronave, que pode ser observada na Equação 42.

$$A_{wet} = \frac{b^2}{S_{wet}} = \frac{A}{(S_{wet}/S_{ref})} \quad (42)$$

A Figura 18 apresenta as linhas de tendência para o  $(L/D)_{máx}$  de uma série de aeronaves de acordo com sua razão de aspecto molhada. Esses dados são muito úteis para a determinação inicial da eficiência aerodinâmica.

Figura 18 - Razão de aspecto molhada



Fonte: Raymer (2018)

As curvas apresentadas na Figura 18 podem ser linearizadas, fornecendo uma equação para a determinação da máxima eficiência aerodinâmica que é apresentada na Equação 43.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{máx} = K_{LD} \sqrt{A_{wet}} = K_{LD} \sqrt{\frac{A}{(S_{wet}/S_{ref})}} \quad (43)$$

Sendo  $K_{LD}$  uma constante que varia de acordo com o tipo de aeronave. Alguns valores são apresentados na Tabela 13.

Tabela 13 - Valores de  $K_{LD}$ 

Tipo de aeronave	$K_{LD}$
Aeronaves à hélice (TDP retrátil)	14
Aeronaves à hélice (TDP fixo)	9
Aeronaves com alta envergadura	13
Planadores	15

Fonte: Raymer (2018) - Adaptado

A eficiência aerodinâmica em qualquer fase de voo pode ser escrita como uma porcentagem de  $(L/D)_{m\acute{a}x}$ . Raymer indica que, para aeronaves à hélice, durante a fase de *loiter*,  $(L/D)$  utiliza-se a aeronave na condição de mínima potência requerida, que é dada por  $0,866(L/D)_{m\acute{a}x}$ . Isso deve ser levado em consideração no cálculo da fração de combustível durante o *loiter*.

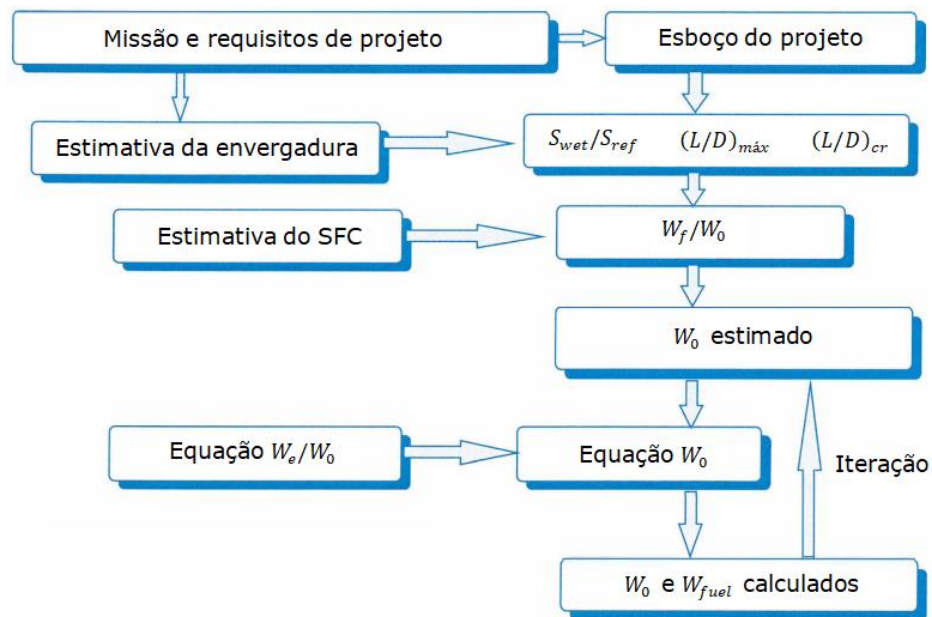
Encontradas as frações de combustível para as seis fases indicadas por Raymer, parte-se para a determinação da fração total. Isso é feito através da Equação 44. Aqui se deve considerar tanto o combustível reserva quando o inutilizado. A soma de ambos contribui com 6% do peso total de combustível.

$$\frac{W_f}{W_0} = 1,06 \left( 1 - \frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \right) = 1,06 \left( 1 - \frac{W_6}{W_0} \right) \quad (44)$$

### 2. 5. 2. 1.3 Estimativa do peso de decolagem

Estimadas a fração de combustível pela Equação 44 e a fração de peso vazio pela Equação 39, parte-se para o cálculo do peso bruto de decolagem através da Equação 38, de forma iterativa. Primeiramente é estimado um peso bruto de decolagem. Logo é encontrada a fração de peso vazio e em seguida, o novo peso bruto de decolagem. O processo iterativo é ilustrado na Figura 19 e deve ser repetido até que haja convergência.

Figura 19 - Processo para determinação dos pesos da aeronave



Fonte: Raymer (2018) - Adaptado

#### 2. 5. 2. 2 Estimativa da carga alar e da razão empuxo-peso

Como visto anteriormente, os dimensionamentos do motor e da asa afetam diretamente o desempenho da aeronave. Sua relação com o peso da aeronave, já estimado na etapa anterior, se dá através dos parâmetros empuxo-peso,  $T/W$ , e carga alar,  $W/S$ . Raymer no entanto apresenta uma abordagem diferente. Primeiro determina  $T/W$  através de dados estatísticos e só então parte para o cálculo de  $W/S$ .

##### 2. 5. 2. 2. 1 Razão empuxo-peso

Na metodologia de Roskam foi dito que para aeronaves movidas à hélice a ligação entre grupo motopropulsor e peso total da aeronave se dá pela carga de potência, ou  $W/P$ . Raymer, no entanto, realiza seus cálculos considerando a razão empuxo-peso, ou  $T/W$  e apresenta uma equação que relaciona empuxo com potência, que pode ser vista a seguir:

$$\frac{T}{W} = \frac{\eta_p}{V} \left( \frac{P}{W} \right) = \frac{550\eta_p}{V} \left( \frac{P[hp]}{W} \right) \quad (45)$$

A razão  $P/W$  pode ser rapidamente estimada através de dados estatísticos. A Equação 46 é resultado da análise de tais dados e é construída em função da velocidade máxima. A Tabela 14 apresenta os valores das constantes de acordo com o tipo de aeronave, sendo  $V$  a

velocidade da aeronave em nós ou Km/h.

$$\frac{P}{W} = \alpha V_{m\acute{a}x}^C \quad (46)$$

Tabela 14 - Constantes  $\alpha$  e  $C$  da Equação 46

Tipo de aeronave	$\alpha$	$C$
Homebuilt (metal ou madeira)	0,005 (0,006)	0,57
Homebuilt (compósito)	0,004 (0,005)	0,57
Monomotor	0,025 (0,036)	0,22
Bimotor	0,036 (0,048)	0,32
Bimotor turboélice	0,013 (0,016)	0,50

Fonte: Raymer (2018) - Adaptado

Os valores de  $\alpha$  no sistema métrico está entre parênteses.

A razão  $T/W$  pode ser estimada de maneira rápida em determinadas fases da missão (cruzeiro, subida e decolagem), naquilo que Raymer chama de *Thrust Matching*. Durante o cruzeiro a estimativa da razão empuxo-peso é feita através da Equação 47. Durante a subida, a razão empuxo-peso pode ser determinada através da Equação 48.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = \frac{1}{(L/D)_{cr}} \quad (47)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{climb} = \frac{1}{(L/D)_{climb}} + \frac{V_{vertical}}{V} \quad (48)$$

Nota-se que dois possíveis requisitos de projeto já aparecem nesta etapa: as velocidades vertical,  $V_{vertical}$ , e horizontal,  $V$ , da aeronave.

Durante a decolagem, a razão empuxo-peso é obtida através de um ajuste da mesma razão na condição de cruzeiro, como pode ser observado na Equação 49.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left(\frac{T}{W}\right)_{cr} \left(\frac{W_{cr}}{W_{TO}}\right) \left(\frac{T_{TO}}{T_{cr}}\right) \quad (49)$$

#### 2. 5. 2. 2. 2 Carga alar

Nesta etapa os efeitos do consumo de combustível são significativos no cálculo do peso total da aeronave. O peso da aeronave que está inserido na razão  $W/S$  é o peso da aeronave na etapa de voo, ou seja, é necessário subtrair todo o peso do combustível consumido até então desde a decolagem. Portanto após a obtenção da carga alar nas etapas da missão posteriores à decolagem é necessário convertê-la na carga-alar de decolagem, para que uma comparação entre tais etapas possa ser realizada. A próxima etapa da metodologia de Raymer consiste na estimativa da carga alar necessária para que cada um dos requisitos de

desempenho já citados sejam cumpridos.

#### 2. 5. 2. 2. 3 Velocidade de estol

Raymer apresenta uma análise semelhante àquela apresentada por Roskam. A velocidade de estol se relaciona com a carga alar e com o coeficiente de sustentação máximo da aeronave tal qual àquela citada na metodologia de Roskam. Tal relação já foi mostrada na Equação 12 e na Figura 8.

#### 2. 5. 2. 2. 4 Distância de decolagem

Para Raymer, a distância de decolagem pode ser analisada de três formas, sendo subdividida nos seguintes requisitos:

- *Ground Roll*: é a distância real percorrida até que os pneus deixem o solo (semelhante a  $S_{TO}$ );
- Distância livre de obstáculos: é a distância percorrida até a posição na qual a aeronave alcance determinada altitude, que normalmente é 50 ft (semelhante a  $S_{TOG}$ );
- *Balanced Field Length (BFL)*: é a distância segura para o caso de falha de motor no momento mais crítico da decolagem. Para aeronaves certificadas de acordo com a Base FAR 23 esta distância não é prevista.

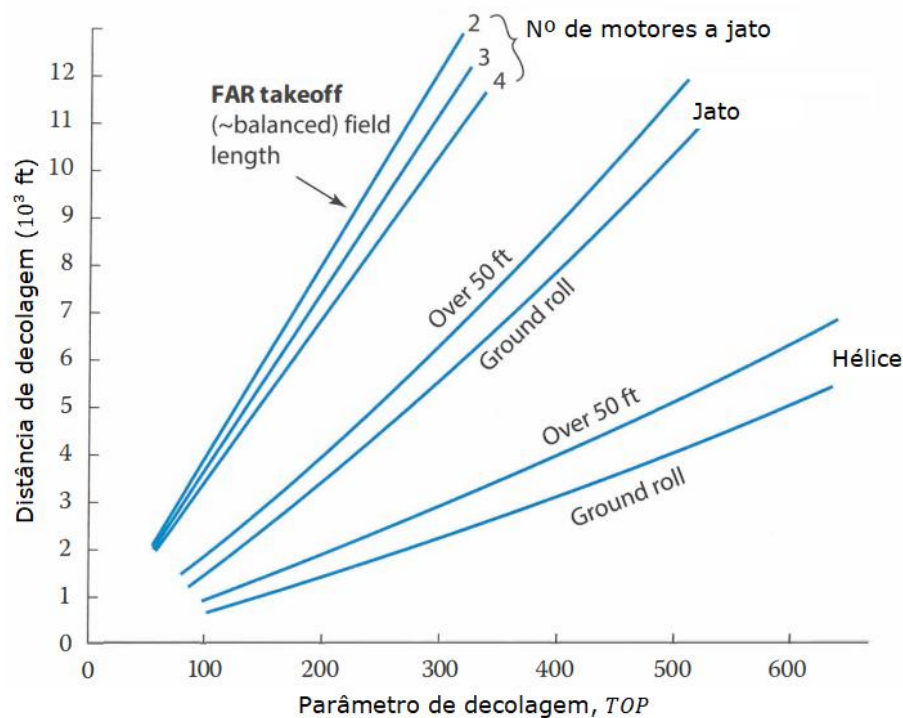
A Figura 19 foi construída a partir de dados estatísticos e apresenta a relação entre as três distâncias citadas e o parâmetro de decolagem, conhecido como TOP. Este parâmetro se relaciona com a carga alar e a carga de potência de aeronaves à hélice através da Equação 50.

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{(TOP)\sigma C_{LTO}}{(W/P)} \quad (50)$$

Sendo  $\sigma$  a razão entre a densidade do ar no nível do voo e a densidade no nível do mar e  $P$  a potência em hp.

A Equação 50 é idêntica à Equação 15, porém, enquanto esta é utilizada apenas para aeronaves certificadas na FAR 23, aquela é utilizada para uma gama maior de aeronaves.

Figura 20 - Estimativa da distância de decolagem



Fonte: Raymer (2018) – Adaptado

A carga alar, dado o requisito de distância de decolagem é determinada extraindo o valor de TOP da Figura 20 e o substituindo na Equação 50.

#### 2. 5. 2. 2. 5 Distância de pouso

Para aeronaves certificadas de acordo com a Base FAR 23, existem duas distâncias de pouso a serem analisadas:

*Landing Ground Roll*: é a distância que a aeronave percorre desde o momento em que os pneus tocam o solo até que pare completamente (semelhante a  $S_{LG}$ );

*FAR 23 Landing Field Length*: é a distância a partir de um obstáculo de 50 ft pelo qual a aeronave deve sobrevoar antes de tocar o solo (semelhante a  $S_L$ );

Assim como em (Roskam, 1985), no método de Raymer, a distância de pouso está ligada à velocidade de aproximação de acordo com a Equação 17. Uma estimativa inicial razoável para a distância de pouso total, obtida através da energia cinética da aeronave, é:

$$S_{landing} = 0,3V_A^2 \quad (51)$$

Sendo  $V_A$  a velocidade de aproximação em nós.  $S_{landing}$  é obtida em pés.

As Equações 52 e 53, contudo, são mais completas, pois relacionam a distância de decolagem com a carga alar. Elas indicam a carga alar necessária para que o requisito

distância de pouso dado seja satisfeito. A primeira é utilizada no sistema imperial, a segunda no sistema métrico:

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{\sigma C_{L_{máx}}}{80} (S_{landing} - S_a) \quad (52)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{\sigma C_{L_{máx}}}{5} (S_{landing} - S_a) \quad (53)$$

Sendo  $S_a$  uma constante que representa a distância livre de obstáculos. Vale 600 ft (para aviação geral).

A carga alar no pouso deve ser convertida para as condições de decolagem. Basta dividi-la pela fração do peso da aeronave na fase de pouso, ou  $(W_L/W_{TO})$ . Geralmente o peso da aeronave durante o pouso é dado como requisito de projeto. Para aeronaves a hélice a fração é próxima da unidade.

#### 2. 5. 2. 2. 6 Velocidade de cruzeiro

Para a estimativa da melhor carga-alar na condição de cruzeiro, parte-se da determinação de dois importantes coeficientes aerodinâmicos: o coeficiente de arrasto parasita, e o fator de Oswald. Em aeronaves movidas à hélice, o coeficiente de arrasto parasita vale 0,02 ou 0,03 para aeronaves com trem de pouso retrátil e fixo, respectivamente. Enquanto isso, para o mesmo tipo de aeronave, o fator de Oswald vale aproximadamente 0,8.

O resultado da Equação 54 é a carga alar de acordo com o máximo alcance em cruzeiro de uma aeronave à hélice.

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{1}{2} \rho V_{cr}^2 \sqrt{\pi A e C_{D_0}} \quad (54)$$

Sendo  $\rho$  a densidade do ar na altitude de voo,  $V_{cr}$  a velocidade de cruzeiro,  $A$  o alongamento,  $e$  o fator de Oswald e  $C_{D_0}$  o coeficiente de arrasto parasita.

Durante o cruzeiro há diminuição do peso devido ao consumo de combustível e com isso, diminuição da carga alar. Otimizar a eficiência da aeronave durante o cruzeiro, enquanto a carga alar está em declínio, requer a diminuição da velocidade, que é indesejável, ou da densidade do ar, que acaba sendo feito a medida que a aeronave sobe para uma altitude mais elevada.

#### 2. 5. 2. 2. 7 Subida

Neste requisito de missão é analisado o gradiente de subida. Uma equação que

relaciona tal parâmetro com a carga alar é buscada.

O gradiente de subida, aqui representado por  $G$ , é a razão entre a distância percorrida verticalmente pela percorrida horizontalmente. Segundo Raymer, o gradiente de subida é igual ao excesso de tração dividido pelo peso, como pode ser observado nas Equações 55 e 56, em que  $V$  é a velocidade da aeronave em nós ou Km/h.

$$G = \frac{(T-D)}{W} \quad (55)$$

$$\frac{D}{W} = \frac{T}{W} - G \quad (56)$$

A razão  $D/W$  pode ainda ser representada como na Equação 57 em que  $q$  a pressão dinâmica, dada por  $0,5\rho V^2$ .

$$\frac{D}{W} = \frac{qSC_{D_0} + qS(C_L^2/\pi Ae)}{W} = \frac{qC_{D_0}}{W/S} + \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi Ae} \quad (57)$$

Igualando as Equações 56 e 57 e isolando  $W/S$ , tem-se a equação 58. Nesta relação, A carga alar deve ser calculada considerando o peso de decolagem.

$$\frac{W}{S} = \frac{[(T/W)-G] \pm \sqrt{[(T/W)-G]^2 - (4C_{D_0}/\pi Ae)}}{2/q\pi Ae} \quad (58)$$

### 3 METODOLOGIA PROPOSTA

Com base nas metodologias analisadas, propõe-se o desenvolvimento de uma metodologia de projeto conceitual, cujo foco é a definição de parâmetros fundamentais às fases subsequentes do projeto aeronáutico, como área da asa, potência do motor necessária e peso estimado, dados os requisitos de desempenho. Esta metodologia traz um detalhamento maior em se tratando da obtenção das funções que delimitam o gráfico de restrições. A começar pela obtenção de dados necessários e equações pertinentes ao desenvolvimento de tais funções. Esta metodologia se divide nas seguintes etapas:

- Pesquisa de dados estatísticos através de tabelas;
- Definição de grandezas típicas de cada nível de operação e voo da aeronave, como temperatura, pressão e densidade;
- Definição de equações de movimento e forças aerodinâmicas necessárias ao desenvolvimento de equações de desempenho;
- Definição de parâmetros de funcionamento típicos de aeronaves, como eficiência propulsiva e consumo específico de combustível, que são dados de entradas necessários às equações de desempenho e estimativa de peso;

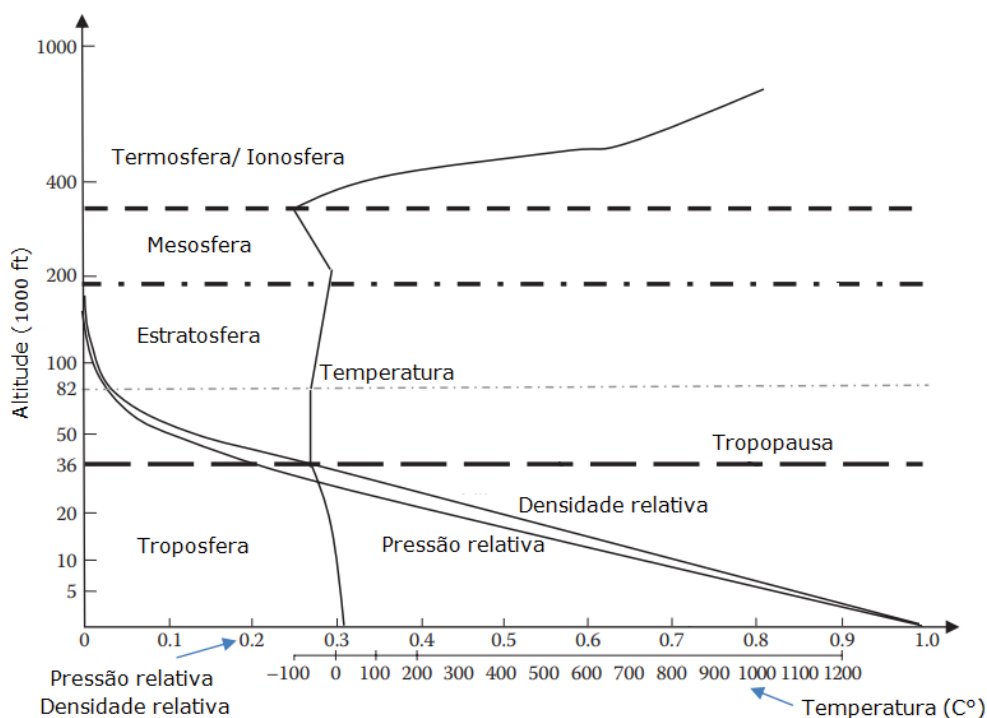
- Desenvolvimento de equações para estimativa de peso, contemplando a inserção de dois requisitos de desempenho: alcance e autonomia em loiter;
- Desenvolvimento das funções restritivas baseadas nos seguintes requisitos de desempenho: velocidades de estol, velocidades máxima e de cruzeiro, taxa de subida, teto, distância de decolagem e distância de pouso.

### 3. 1 Atmosfera

Uma aeronave, como o próprio nome indica é um veículo que se move no ar, que é o principal constituinte da atmosfera. Para estudar o desempenho de uma aeronave devemos antes compreender as propriedades do ar. Os principais parâmetros do ar são densidade, pressão e temperatura, que variam de acordo com a altitude, localização e época do ano. Neste tópico será analisada a variação de tais parâmetros com a altitude, que é pertinente ao voo de uma aeronave. Para tal análise se faz necessário um *benchmark*, ou seja, um índice de referência utilizado para comparação, que neste caso é a atmosfera padrão, também conhecida como ISA (*International, Standard Atmosphere*), que se baseia em (Mizner et al., 1987).

A atmosfera pode ser dividida em camadas. A Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO) considera as seguintes 5 camadas atmosféricas em suas análises, da mais próxima à superfície até a mais distante: (1) troposfera, (2) estratosfera, (3) mesosfera, (4) termosfera ou ionosfera e (5) exosfera. A Figura 21 apresenta a disposição de tais camadas bem como a variação da densidade, pressão e temperatura ao longo da altitude.

Figura 21 - Parâmetros atmosféricos através das camadas



Sadraey (2017) - Adaptado

### 3. 1. 1 Atmosfera padrão (ISA)

A fim de fornecer uma base comum para comparar as características de desempenho de aeronaves, é necessário estabelecer padrões para as propriedades atmosféricas. Assim, quando a condição ISA é considerada, não é necessário saber qual a época do ano ou o local do voo da aeronave, já que o desempenho de todas as aeronaves pode ser comparado com base nesta condição unificada e internacionalmente aceita.

A condição ISA estabelece variações de propriedades atmosféricas com base em evidências experimentais. A Tabela 15 apresenta os valores definidos para os principais parâmetros ao nível do mar segundo a atmosfera padrão.

Tabela 15 - Propriedades da atmosfera ao nível do mar

Parâmetro	Unidades métricas	Unidades inglesas
Temperatura absoluta, $T_0$	288,15 K	518,7 R
Pressão, $p_0$	101,325 N/m <sup>2</sup>	2116,2 lb/ft <sup>2</sup>
Densidade, $\rho_0$	1,225 kg/m <sup>3</sup>	0,002378 slug/ft <sup>3</sup>

Fonte: Autor

### 3. 1. 2 Parâmetros atmosféricos

Esta seção apresenta as relações necessárias para determinar os três principais parâmetros atmosféricos em qualquer altitude de voo. Para casos práticos de desempenho de aeronaves consideram-se altitudes de até 20 km. Aeronaves atuais movidas à hélice não são capazes de voar em altitudes tão elevadas, contudo, para uma aplicação mais abrangente, serão apresentadas relações até aquela altitude dada.

Os primeiros 20 km de atmosfera compreendem a troposfera e parte da estratosfera. Como os parâmetros temperatura, pressão e densidade variam de forma constante dentro da mesma camada atmosférica, é necessário dividir a análise em duas parcelas, referentes a cada camada.

#### 3. 1. 2. 1 Temperatura

Como observado na Figura 21 a temperatura varia com o aumento da altitude. Na troposfera, a temperatura diminui linearmente. Com base em valores empíricos, a temperatura nesta camada varia de acordo com a seguinte relação:

$$T = T_0 - Lh \quad (59)$$

Sendo,  $T_0$  a temperatura ao nível do mar,  $h$  a altitude e  $L$  a taxa de variação da temperatura com a altitude. Nesta camada,  $L = 0,0065^\circ\text{C}/\text{m}$  ou  $L=0,002^\circ\text{C}/\text{ft}$

Já na estratosfera, até aproximadamente 20 km (65616 ft) de altitude a temperatura permanece constante. Conforme observado na Figura 21, a tropopausa, limite da troposfera, está a aproximadamente 11 km (36000 ft) de altitude. Aplicando a Equação 59:

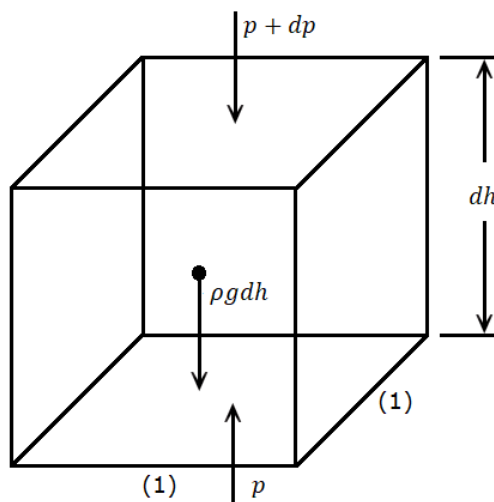
$$T = T_0 - Lh = 288,15 - 0,0065 \cdot 11000 = 216,65 \text{ [K]}$$

#### 3. 1. 2. 2 Pressão

A pressão atmosférica é definida basicamente como o peso da coluna de ar acima de determinada superfície. Quanto mais uma aeronave se eleva, menor é a coluna de ar sobre ela e conseqüentemente menor é a pressão atmosférica. A pressão não diminui linearmente com a altitude. Em vez disso, devido à compressibilidade do ar, ela diminui mais rapidamente próxima ao nível do mar e mais lentamente em altitudes elevadas. A taxa de mudança de pressão em relação à altitude é principalmente uma função da densidade do ar. Ao supor que o

ar esteja em equilíbrio hidrostático, é possível chegar à relação entre pressão, densidade do ar e altitude.

Figura 22 - Diagrama de forças de um elemento de fluido



Fonte: Autor

Considere um elemento de fluido estacionário, mostrado na Figura 22. As faces superior e inferior tem comprimentos unitários e a altura lateral tem um valor infinitesimal  $dh$ . Na face inferior a pressão  $p$  é sentida, o que origina a força ascendente  $p(1)(1) = p$ , enquanto que na face superior, devido à diferença de altura, é sentida uma pressão de  $p + dp$ , que dá origem a uma força descendente  $(p + dp)(1)(1) = p + dp$ . Sabendo que o volume do elemento de fluido é dado por  $(1)(1)dh = dh$ , sua massa é simplesmente o volume multiplicado pela densidade, ou  $\rho dh$ . Se a aceleração da gravidade no local é  $g$ , o peso do elemento de fluido é dado por  $\rho g dh$ , conforme mostrado na Figura 22. No equilíbrio hidrostático o somatório das forças é nulo, portanto:

$$p = p + dp + \rho g dh \quad (60)$$

$$dp = -\rho g dh \quad (61)$$

Além disso, da equação dos gases ideais, tem-se a equação 62, em que  $R$  a constante do gás. Para o ar,  $R = 287,3 \text{ J/kgK}$ . Dividindo a Equação 61 pela Equação 62, tem-se a Equação 63.

$$p = \rho RT \quad (62)$$

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g dh}{RT} \quad (63)$$

Da variação de temperatura, sabe-se que a variação de temperatura é igual a uma

constante vezes a variação da altitude, conforme a Equação 64.

$$dT = -Ldh \rightarrow dh = -\frac{dT}{L} \quad (64)$$

Substituindo a Equação 64 na Equação 63, tem-se a Equação 65. Integrando a Equação 65, tem-se a Equação 66

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{RL} \frac{dT}{T} \quad (65)$$

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{g/LT} \rightarrow p = p_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{g/LT} \quad (66)$$

Na segunda camada a temperatura é constante, assim, integra-se diretamente a Equação 63, obtendo-se a Equação 67, em que  $h_1$  e  $p_1$  a altitude e a pressão na tropopausa respectivamente. Isolando a pressão, tem-se a equação 68.

$$\ln\left(\frac{p}{p_1}\right) = -\frac{g(h-h_1)}{RT} \quad (67)$$

$$p = p_1 \exp\left[\frac{-g(h-h_1)}{RT}\right] \quad (68)$$

### 3. 1. 2. 3 Densidade do ar

Outro parâmetro atmosférico importante é a densidade do ar, que é definida como massa por unidade de volume. Como já apresentada, a equação dos gases ideais relaciona densidade, pressão e temperatura. Isolando a densidade da Equação 62:

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (69)$$

Portanto, para determinar a densidade do ar dentro da troposfera, inicialmente, é necessário determinar os parâmetros temperatura e pressão e então substituí-los na equação da densidade. A equação se aplica em ambas as camadas.

## 3. 2 EQUAÇÕES DE MOVIMENTO

As equações de movimento são a descrição matemática do comportamento de um sistema em função do tempo. São as equações que governam o movimento de uma aeronave. Para análise de desempenho de aeronaves considera-se a segunda lei de Newton na forma diferencial, como pode ser observado na Equação 70. Para simplificar os cálculos, considera-se a aeronave como uma massa pontual.

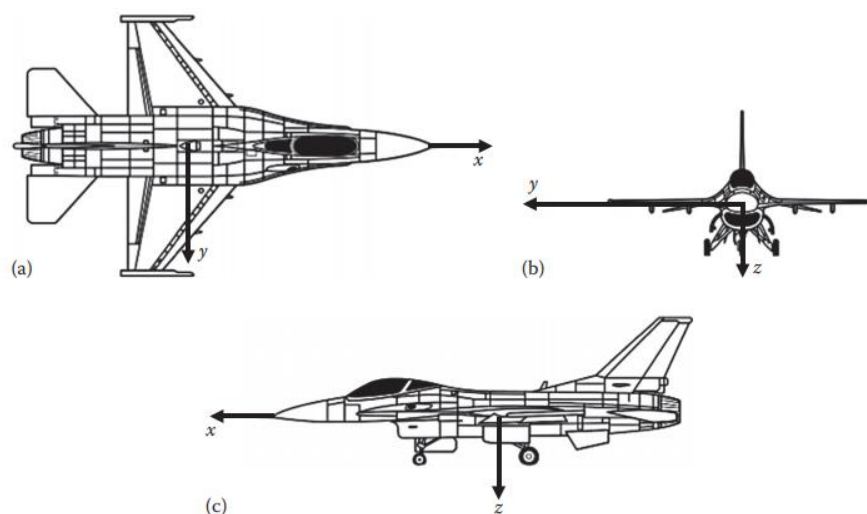
$$\sum F = \frac{d}{dt}(mV) \quad (70)$$

Sendo  $\sum F$  o somatório das forças que agem na aeronave,  $m$  a massa e  $V$  a velocidade

da aeronave.

Inicialmente é necessário conhecer as forças que agem na aeronave. Em geral, existem três tipos de força: (1) Força gravitacional ou peso; (2) Força propulsiva ou empuxo; (3) Forças e momentos aerodinâmicos. Além disso, deve-se determinar um eixo de coordenadas para a aplicação das equações. A Figura 23 mostra um sistema de coordenadas fixas no corpo da aeronave.

Figura 23 - Sistema de coordenadas fixas no corpo



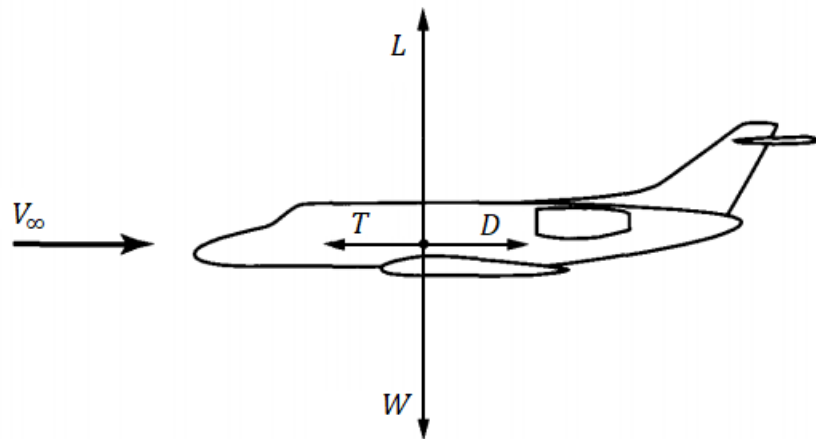
Fonte: Sadraey (2017)

A força gravitacional ou peso ( $W$ ) tem direção constante. Sempre aponta para baixo, em direção ao centro da Terra. Seu valor é determinado de maneira simples, através da multiplicação a massa da aeronave pela aceleração da gravidade:

$$W = mg \quad (71)$$

A tração ou empuxo ( $T$ ), por sua vez, é a força gerada pelo sistema de propulsão e é resultado da queima de combustível. A direção do empuxo é sempre apontando para frente da aeronave. Já as forças aerodinâmicas são aquelas que surgem devido ao movimento do corpo em um fluido. Compõe este grupo de forças a sustentação ( $L$ ) perpendicular à direção do escoamento e o arrasto ( $D$ ), paralelo à direção do mesmo. A Figura 24 apresenta as quatro forças (peso, tração, sustentação e arrasto) agindo sobre uma aeronave em voo.

Figura 24 - Principais forças envolvidas no voo de uma aeronave



Fonte: Anderson (2001)

### 3. 3 FORÇAS AERODINÂMICAS

Segundo (Sadraey, 2017), as forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto dependem dos seguintes fatores: (1) Configuração da aeronave; (2) Ângulo de ataque da aeronave; (3) Geometria da aeronave; (4) Velocidade do ar; (5) Densidade do ar; (6) Número de Reynolds e (7) Viscosidade do ar. Para efeitos práticos, a magnitude das forças aerodinâmicas é encontrada multiplicando a pressão dinâmica do escoamento pela área de referência da asa e pelos coeficientes aerodinâmicos, que reúnem em si vários dos parâmetros acima mencionados.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (72)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (73)$$

Sendo o termo  $1/2\rho V^2$  a pressão dinâmica,  $C_L$  e  $C_D$  os coeficientes de sustentação e arrasto respectivamente.

### 3. 4 EQUAÇÕES DE MOVIMENTO NO VOO

A seguir são apresentadas as equações de movimento da aeronave nas configurações de voo pertinentes às análises posteriores de desempenho. O sistema de eixos utilizado é aquele exposto na Figura 23.

#### 3. 4. 1 Voo nivelado

Nesta condição de voo todas as forças que agem na aeronave são constantes. As quatro

forças se equilibram de acordo com as seguintes equações:

$$\sum F_x = 0 \rightarrow T = D \quad (74)$$

$$\sum F_z = 0 \rightarrow W = L \quad (75)$$

#### 3. 4. 2 Voo ascendente ou descendente

Nesta condição de voo, a aeronave muda de altitude com uma velocidade constante e um ângulo de subida/descida constante ( $\gamma$ ). O equilíbrio de forças é apresentado nas equações a seguir:

$$\sum F_x = 0 \rightarrow T = D + W \sin \gamma \quad (76)$$

$$\sum F_z = 0 \rightarrow L = W \cos \gamma \quad (77)$$

#### 3. 4. 3 Decolagem

A decolagem é uma condição de voo acelerado, composta por duas partes: uma de rolamento no solo e uma de voo. Neste tópico será abordada apenas a parte de rolamento. O contato dos pneus com o solo faz surgir a força de atrito, que é proporcional à força normal da aeronave (peso menos a sustentação). A equação de movimento no eixo x é:

$$\sum F_x = ma \rightarrow T - F - D = ma \quad (78)$$

No eixo z deve ser observado que a sustentação aumenta à medida que a velocidade aumenta. O equilíbrio de forças envolve quatro etapas:  $L = 0$ ;  $L < W$ ;  $L = W$  e  $L > W$ .

#### 3. 4. 4 Curva

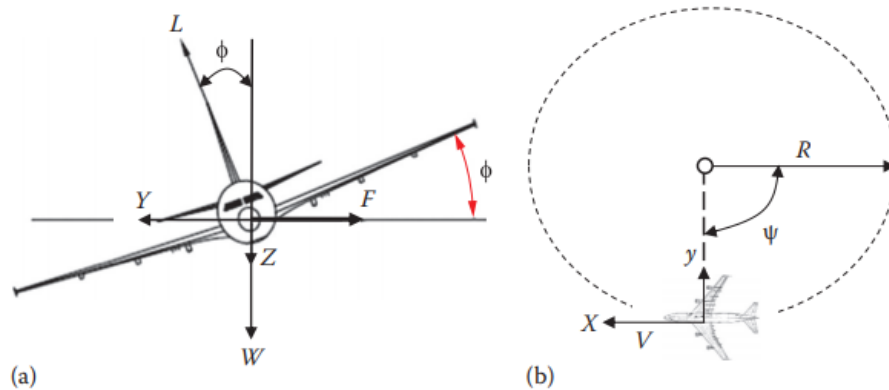
Curvas são uma parte crucial da manobra de aeronaves. Neste tópico será considerada apenas uma curva coordenada em nível (horizontal). Considere uma aeronave realizando uma curva de raio e velocidade constantes, com um ângulo de rotação em torno do eixo x igual a  $\phi$ , como pode ser observado na Figura 25. As equações de equilíbrio de forças são apresentadas a seguir:

$$\sum F_x = 0 \rightarrow T = D \quad (79)$$

$$\sum F_y = 0 \rightarrow L \sin \phi = m \frac{v^2}{R} \quad (80)$$

$$\sum F_z = 0 \rightarrow L \cos \phi = W \quad (81)$$

Figura 25 - Aeronave em curva coordenada



Fonte: Sadraey (2017)

### 3. 5 PARÂMETROS AERODINÂMICOS

Alguns parâmetros aerodinâmicos são fundamentais no projeto de aeronaves e aparecem com frequência na análise de desempenho. Este tópico dedica-se em apresentar um método de estimativa dos coeficientes de sustentação e arrasto. É um tipo de estimativa preliminar, já que os dados provenientes destes cálculos serão utilizados em etapas posteriores, sempre que requisitados.

Nesta etapa de projeto, não há muitos detalhes a respeito da aeronave e, conseqüentemente, é difícil estimar tais coeficientes. Apesar disso, é possível quantificar tais parâmetros através de relações básicas, equações empíricas e dados estatísticos.

#### 3. 5. 1 Estimativa do coeficiente de sustentação

A partir da Equação 72 é conhecida a relação entre coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) e força de sustentação ( $L$ ). Dito isto, é possível determinar o valor de  $C_L$  através da manipulação de forças. Partindo das equações de movimento para o voo nivelado, aplica-se a Equação 75, obtendo a equação 82. Isolando o coeficiente de sustentação, tem-se a equação 83.

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (82)$$

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (83)$$

A depender da altitude do voo e de características da aeronave no instante da análise o

coeficiente assumirá valores diferentes.

### 3. 5. 2 Estimativa do coeficiente de arrasto

Embora o coeficiente de arrasto possa ser expresso de várias maneiras, por razões de simplicidade adota-se, para aeronaves subsônicas, o arrasto parabólico.

A configuração da aeronave e a geometria de seus componentes aerodinâmicos influenciam diretamente na força de arrasto sofrida pela mesma. Seus efeitos são quantificados na forma do coeficiente de arrasto, ou  $C_D$ . A força de arrasto é a soma de todas as forças que resistem ao movimento da aeronave. De uma forma geral, em uma aeronave convencional, o arrasto pode ser dividido em:

**Arrasto induzido:** Depende da força de sustentação. É o arrasto que resulta da formação de um sistema de vórtices à jusante de uma superfície finita que gera sustentação. Cerca de 80% do arrasto induzido provém da asa.

**Arrasto parasita:** O arrasto total menos o arrasto induzido. É a soma do arrasto dos vários componentes aerodinâmicos da aeronave, ou seja, aqueles que são expostos ao fluxo de ar.

O coeficiente de arrasto pode ser expresso como a soma dos coeficientes de ambos os arrastos apresentados:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (84)$$

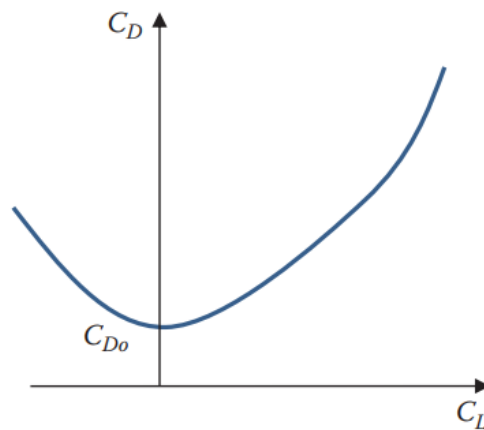
Sendo  $C_{D_0}$  o coeficiente de arrasto parasita e  $C_{D_i}$  o coeficiente de arrasto induzido.

O coeficiente de arrasto induzido depende do coeficiente de sustentação e de uma constante  $K$ , obtida através de dados empíricos e conhecida como fator de correção do arrasto induzido.  $C_{D_i}$  é expresso da seguinte forma:

$$C_{D_i} = K C_L^2 \quad (85)$$

Substituindo a Equação 85 na Equação 84 é obtida uma equação parabólica que relaciona coeficientes de arrasto e de sustentação, como observado na equação 86. A relação de ambos é representada pela curva da Figura 26. Daí provém o nome de arrasto parabólico ou polar de arrasto.

$$C_D = C_{D_0} + K C_L^2 \quad (86)$$

Figura 26 - Curva  $C_L \times C_D$ 

Fonte: Sadraey (2017)

O fator de correção do arrasto induzido ( $K$ ) é encontrado através da equação 87, em que  $e$  é o fator de eficiência de Oswald e  $A$  é o alongamento da aeronave.

$$K = \frac{1}{\pi e A} \quad (87)$$

O alongamento da aeronave é a razão entre o quadrado da envergadura da aeronave e a área de sua asa:

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (88)$$

O fator de eficiência de Oswald representa a eficiência da asa na geração de sustentação. É uma função do alongamento e do ângulo de enflechamento da asa. A Equação 89 resulta no fator de Oswald para asas com enflechamento do bordo de ataque ( $\Lambda_{LE}$ ) acima de  $30^\circ$  enquanto a Equação 90 é utilizada para asas retangulares, as duas são encontradas em (Cavallo, 1966). Ambas as equações são válidas para alongamentos superiores a 6. Para os demais casos é necessário utilizar dados estatísticos de aeronaves semelhantes.

$$e = 4,61(1 - 0,045A^{0,68})(\cos \Lambda_{LE})^{0,15} - 3,1 \quad (89)$$

$$e = 1,78(1 - 0,045A^{0,68}) - 0,64 \quad (90)$$

O próximo passo é a estimativa do coeficiente de arrasto parasita, ou coeficiente de sustentação nula,  $C_{D_0}$ . Esta parcela do coeficiente do arrasto é de grande importância e depende da contribuição individual de cada componente da aeronave exposto ao fluxo de ar, como apresentado na Equação 91.

$$C_{D_0} = C_{D_{0f}} + C_{D_{0w}} + C_{D_{0ht}} + C_{D_{0vt}} + C_{D_{0LG}} + C_{D_{0N}} + C_{D_{0S}} + C_{D_{0HLD}} + \dots \quad (91)$$

Sendo  $C_{D_{0f}}$ ,  $C_{D_{0w}}$ ,  $C_{D_{0ht}}$ ,  $C_{D_{0vt}}$ ,  $C_{D_{0LG}}$ ,  $C_{D_{0N}}$ ,  $C_{D_{0S}}$  e  $C_{D_{0HLD}}$  respectivamente as

contribuições da fuselagem, asa, empenagem horizontal, empenagem vertical, trem de pouso, nacele, struct e das superfícies hipersustentadoras. As reticências representam as demais contribuições de componentes não significativos.

Como nesta etapa do projeto não existem tantos detalhes a respeito de cada componente da aeronave, a estimativa do  $C_{D_0}$  da aeronave é feita através de dados estatísticos.

### 3. 5. 3 Eficiência aerodinâmica

A eficiência aerodinâmica relaciona diretamente os dois coeficientes anteriormente citados. Ela é a razão entre o coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto, ou  $(C_L/C_D)$ . A relação entre ambos os coeficientes pode ser representada através do gráfico da polar de arrasto, já apresentado na Figura 26. Como ambos os parâmetros variam, a eficiência aerodinâmica também varia. Existe um ponto no gráfico, porém, onde a razão  $(C_L/C_D)$  é máxima. É um ponto muito importante para o projeto de qualquer aeronave, pois representa a configuração na qual a aeronave produz uma sustentação máxima com o mínimo arrasto possível. Esta configuração é chamada de máxima eficiência aerodinâmica.

A eficiência aerodinâmica pode ser expressa em função de  $C_{D_0}$  e  $C_L$ , a partir da polar de arrasto, apresentada na Equação 86, assim:

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D_0} + KC_L^2} \quad (92)$$

Para encontrar a máxima eficiência aerodinâmica, ou  $(C_L/C_D)_{máx}$ , basta diferenciar a Equação 92 com relação ao  $C_L$  e igualar a zero:

$$\frac{d}{dC_L} \left( \frac{C_L}{C_D} \right) = C_{D_0} + KC_L^2 - 2KC_L^2 = 0 \quad (93)$$

$$C_{D_0} = KC_L^2 \quad (94)$$

Substituindo a Equação 94 na Equação 92, tem-se a equação 95. A partir da Equação 94, isola-se o  $C_L$  e substitui na Equação 95, obtendo a equação 96.

$$\left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{máx} = \frac{C_L}{2KC_L^2} = \frac{1}{2KC_L} \quad (95)$$

$$\left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{máx} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}} \quad (96)$$

Tomando as Equações 72 e 73 tem-se a equação 97 e como consequência também é obtida a equação 98.

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{2L}{\rho V^2 S} \frac{\rho V^2 S}{2D} = \frac{L}{D} \quad (97)$$

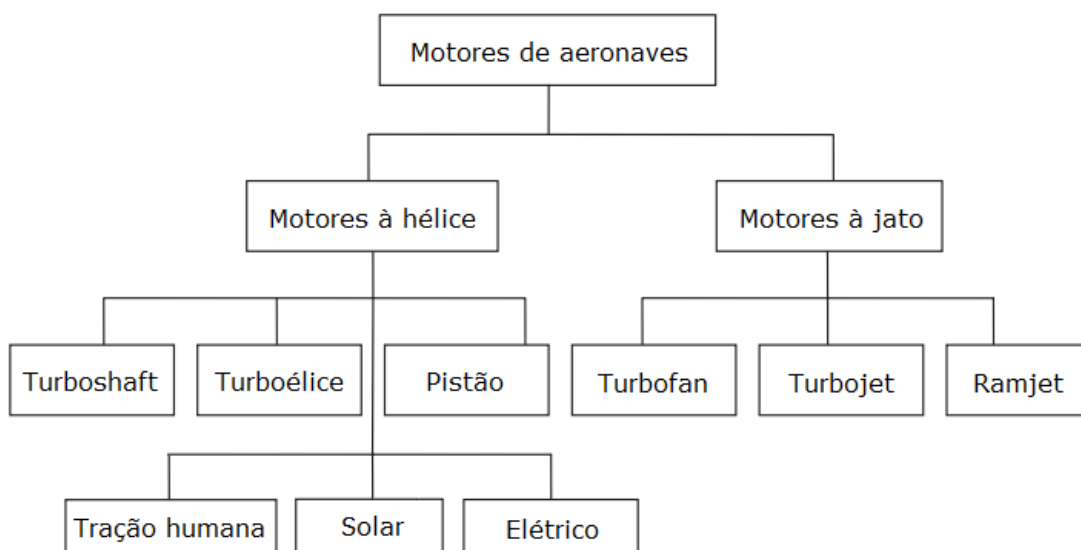
$$\left(\frac{L}{D}\right)_{m\acute{a}x} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}} \quad (98)$$

### 3. 6 PARÂMETROS LIGADOS AO GRUPO MOTO-PROPULSOR

A força mais significativa no desempenho de uma aeronave é aquela gerada pelo grupo moto-propulsor, ou seja, o empuxo. Um motor potente é capaz de compensar qualquer deficiência da aeronave com relação a arrasto e pesos elevados. Apesar dos vários parâmetros que participam do funcionamento do grupo moto-propulsor este trabalho concentra-se unicamente naqueles necessários à análise de desempenho de uma aeronave.

Os motores são divididos em duas categorias principais: motores que produzem potência e motores que produzem empuxo. Os motores que produzem potência tem a força de empuxo gerada por uma hélice. É sobre eles que repousa nossa análise. A Figura 27 representa as subdivisões de cada uma das categorias citadas.

Figura 27 - Tipos de motores de aeronaves



Fonte: Sadraey (2017) - Adaptado

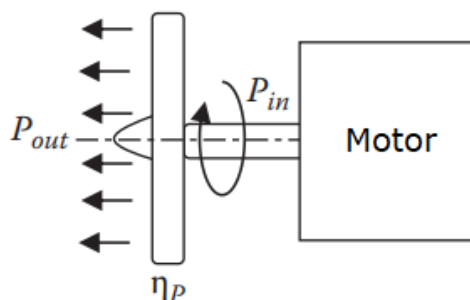
#### 3. 6. 1 Eficiência propulsiva

Em motores movidos à hélice um importante parâmetro é a eficiência propulsiva, dada por  $\eta_p$  e representada pela Figura 28. Na prática, a eficiência propulsiva mede o quão eficiente uma hélice é em converter a potência gerada pelo motor em potência útil. Ela pode

ser determinada através da equação 99, em que  $P_{out}$  a potência útil à geração de empuxo e  $P_{in}$  a potência gerada pelo motor.

$$\eta_p = \frac{P_{out}}{P_{in}} \quad (99)$$

Figura 28 - Eficiência propulsiva



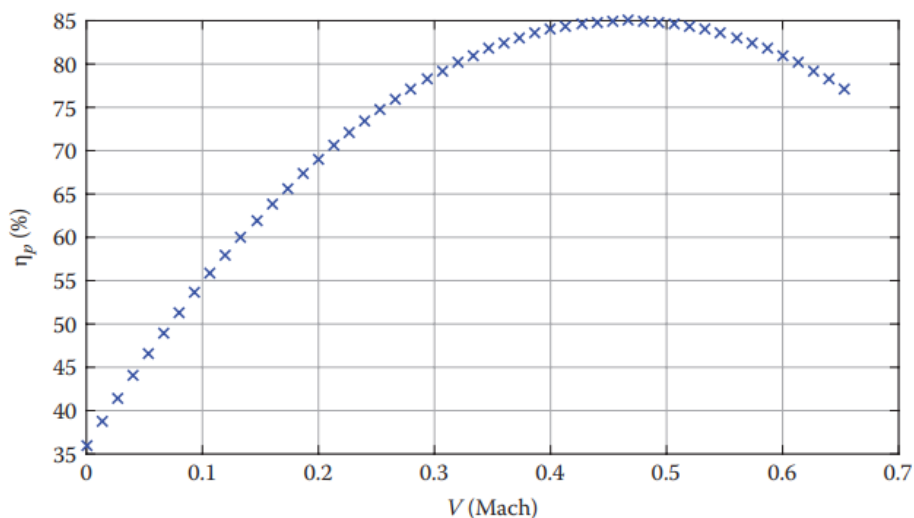
Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

A potência útil da aeronave, ou  $P_{out}$  é definida como a velocidade multiplicada pelo empuxo gerado pela hélice, assim a Equação 99 pode ser reescrita:

$$\eta_p = \frac{TV}{P_{in}} \quad (100)$$

A Equação 100 mostra que a eficiência propulsiva depende da velocidade de voo da aeronave e da potência entregue pelo motor. A Figura 29 apresenta uma curva típica da variação da eficiência de uma hélice conforme a velocidade de voo da aeronave. Segundo (Sadraey, 2017), uma hélice bem projetada normalmente tem uma eficiência de cerca de 80% quando opera nas melhores condições de voo. Como a velocidade da aeronave varia em cada fase da missão, uma eficiência propulsiva deve ser estimada em cada fase, à medida que é solicitada nas análises de desempenho.

Figura 29 - Eficiência propulsiva versus velocidade da aeronave



Fonte: Sadraey (2017)

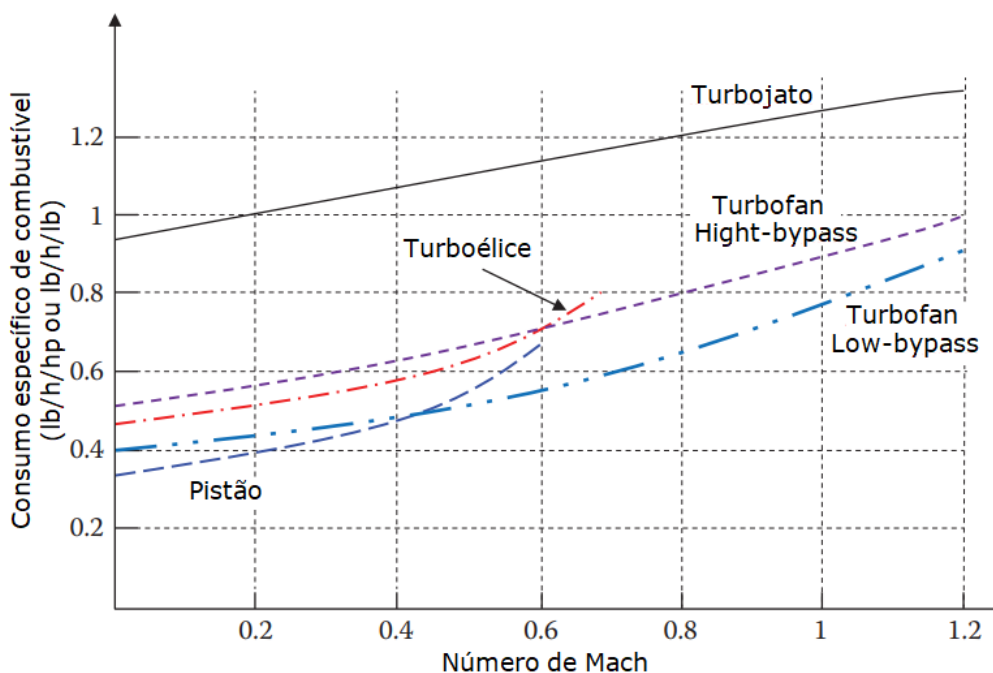
### 3. 6. 2 Consumo específico de combustível

Um dos critérios mais importantes na medição do desempenho de um motor é o seu consumo de combustível. Essa medição se dá através do consumo específico de combustível, ou SFC, do inglês *Specific Fuel Consumption*, que indica a eficiência com que o motor está convertendo combustível em potência líquida. Na prática, em motores à hélice, o consumo específico de combustível mede a massa de combustível necessária para fornecer uma unidade de potência por uma unidade de tempo, como pode ser observado na Equação 101. No sistema internacional de medidas (SI) a unidade comum do SFC é kg/kW/h, ou seja, quilogramas de combustível para cada quilowatt gerado durante uma hora de operação do motor. No sistema britânico a unidade é lb/hp/h. Na equação 101,  $m_f$  é a massa de combustível,  $P$  é a potência e  $t$  é o tempo.

$$SFC = \frac{m_f}{P} \cdot \frac{1}{t} \quad (101)$$

Apesar dos fabricantes de motores aeronáuticos indicarem os valores nominais do consumo específico de combustível em cada modelo, este valor não é constante e varia dentro da mesma categoria de motor, conforme a velocidade e a altitude de voo da aeronave, por exemplo. A Figura 30 apresenta a variação do SFC de acordo com a velocidade da aeronave (Mach) para várias categorias de motores.

Figura 30 - SFC versus velocidade da aeronave (Mach)



Fonte: Sadraey (2017) - Adaptado

Como a velocidade da aeronave varia em cada fase da missão, um valor numérico para o consumo específico do combustível deve ser estimado em cada fase, à medida que é solicitado nas análises de desempenho.

### 3. 7 ESTIMATIVA INICIAL DE PESO

A estimativa inicial de peso deve ser feita durante a primeira iteração do projeto do avião. Métodos mais avançados com um maior nível de detalhamento devem ser utilizados em etapas subsequentes do projeto aeronáutico. Uma boa estimativa inicial, contudo, dispensa grandes modificações futuras, economiza tempo e reduz custos.

Por hora, não há dados detalhados da aeronave projetada. Por isso, esta etapa se baseia principalmente em dados históricos de aeronaves da mesma classe que o projeto em questão. Uma vez que a precisão do resultado desta etapa de projeto depende principalmente de dados de outras aeronaves, é conveniente utilizar os dados de aeronaves atuais como referência.

Uma aeronave opera entre o peso mínimo e máximo, dependendo do número de pilotos, combustível, carga útil (passageiros, bagagem, carga). O objetivo desta etapa é estimar o peso máximo de decolagem da aeronave, ou peso total, que é dado por  $W_{TO}$  (do inglês *take-off*). Ele também é conhecido como peso de projeto, ou seja, cada componente da

aeronave é projetado para suportar tal carga. A técnica para estimar o peso máximo consiste em dividi-lo em várias partes. Em algumas partes utilizam-se dados estatísticos ou normas de aeronavegabilidade, em outras se utilizam requisitos de desempenho, indicados na especificação da missão. Dois dos requisitos de desempenho são utilizados nesta etapa da metodologia:

- 1. Alcance;**
- 2. Autonomia.**

Dito isto, partimos para a estimativa inicial do peso máximo da aeronave. O peso máximo de uma aeronave é comumente dividido em quatro elementos:

- 1. Carga paga ou  $W_{PL}$ , do inglês *payload*;**
- 2. Peso da tripulação ou  $W_C$ , do inglês *crew*;**
- 3. Peso do combustível ou  $W_F$ , do inglês *fuel*;**
- 4. Peso vazio ou  $W_E$ , do inglês *empty*.**

A carga paga e o peso da tripulação não dependem do peso máximo da aeronave. Essas duas variáveis são determinadas pelo cliente ou por normas de aeronavegabilidade. O peso do combustível é estimado através de requisitos de desempenho e dados estatísticos, a depender do segmento da missão. O peso vazio, por sua vez, é estimado unicamente a partir de dados estatísticos. Sabendo disso, temos que:

$$W_{TO} = W_{PL} + W_C + W_F + W_E \quad (102)$$

Estatisticamente, o peso do combustível e o peso vazio são analisados como frações do peso máximo da aeronave, com isso, a fim de se obter tais frações, é feita uma manipulação, obtendo a equação 103. Isolando o peso máximo da aeronave tem-se a equação 104.

$$W_{TO} = W_{PL} + W_C + \left(\frac{W_F}{W_{TO}}\right) W_{TO} + \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right) W_{TO} \quad (103)$$

$$W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_C}{1 - \frac{W_F}{W_{TO}} - \frac{W_E}{W_{TO}}} \quad (104)$$

A seguir é apresentado um método que leva à determinação dos quatro pesos acima citados.

### 3. 7. 1 Carga paga

A carga paga é a carga líquida que a aeronave é capaz de transportar. Ela inclui passageiros, bagagens, cargas, dentre outros. O peso dos passageiros é determinado através de uma média, uma vez que o peso de cada ser humano varia consideravelmente. As normas de

aeronavegabilidade indicam uma faixa de valores a ser adotada. Neste trabalho assume-se que cada passageiro possui um peso de 180 lbs. É assumido também que cada passageiro carrega uma bagagem de no máximo 50 lbs. Assim, a carga paga é determinada pela equação 105, em que  $N_P$  é o número de passageiros que a aeronave pode transportar. Esse número é dado ao projetista.

$$W_{PL} = (180 + 50)N_P = 230N_P(105)$$

### 3. 7. 2 Peso da tripulação

Outro elemento do peso total é o peso das pessoas responsável pela operação da aeronave. Compõe a tripulação o piloto e os responsáveis pelo atendimento aos passageiros e às cargas. Quanto menor a aeronave mais atenção deve ser dispensada ao peso da tripulação, já que o mesmo terá grande porcentagem na composição do peso total.

Em aeronaves da aviação geral, assume-se que cada tripulante tem o mesmo peso de um passageiro e carrega o mesmo tipo de bagagem. Assim tem-se a equação 106, em que  $N_C$  é o número de tripulantes que a aeronave comporta. Este número é dado ao projetista.

$$W_C = (180 + 50)N_C = 230N_C(106)$$

### 3. 7. 3 Peso do combustível

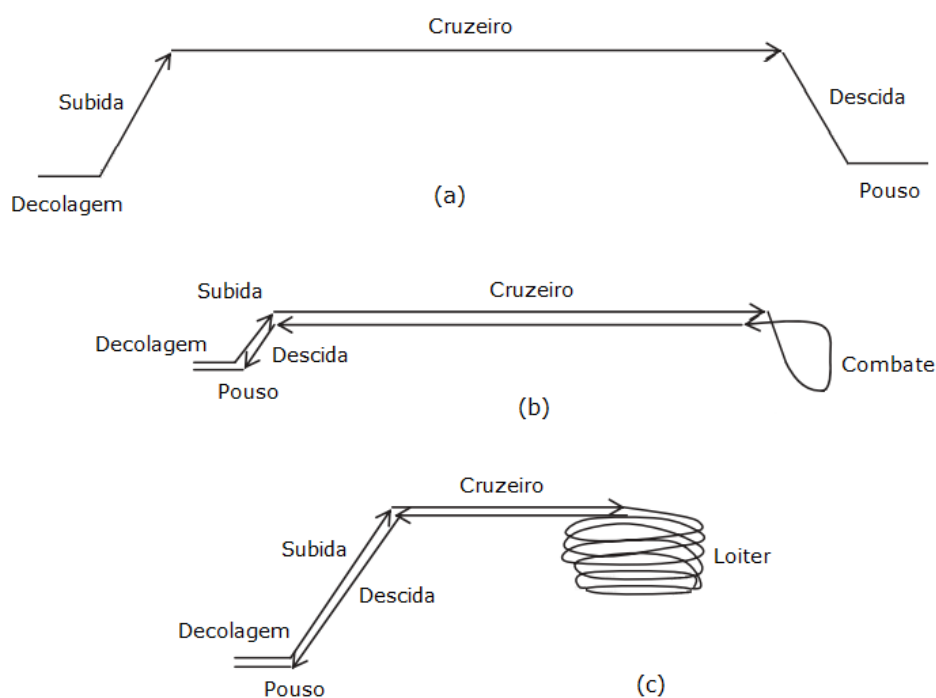
A quantidade de combustível que uma aeronave deve transportar para consumo depende da missão a ser seguida, das características aerodinâmicas da aeronave e do consumo específico do combustível do motor, ou SFC. A missão é dada ao projetista enquanto que os demais fatores necessitam ser estimados.

A primeira etapa para determinar o peso total do combustível é dividir a missão da aeronave em segmentos. Três perfis de missão típicos, divididos em seus respectivos segmentos de missão, são apresentados na Figura 31. É possível observar que se trata dos perfis de missão de aeronaves de transporte, caça e de reconhecimento. Em aeronaves da aviação geral, o perfil de missão é muito parecido com aquele de aeronaves de transporte, porém, com algumas modificações. O perfil de missão de uma aeronave da aviação geral pode ser observado na Figura 32.

Cada missão é dividida em vários segmentos. Um deles, porém, é mais significativo no consumo de combustível: o cruzeiro. Em termos de desempenho, o voo de cruzeiro é

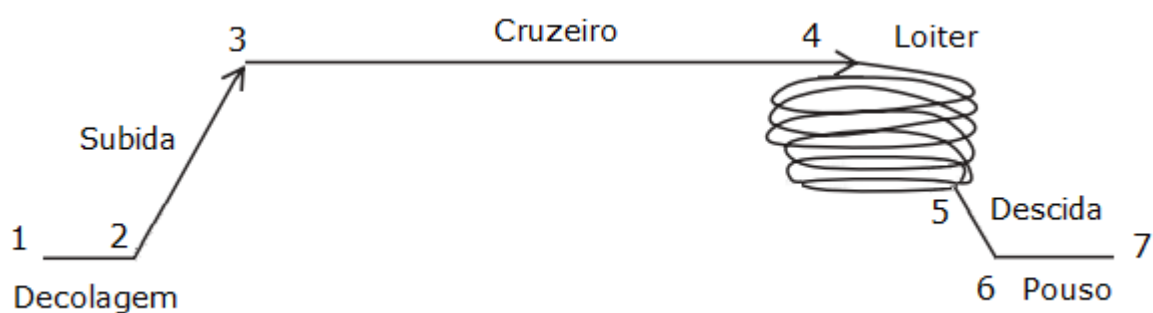
convertido em alcance, que é a distância máxima percorrida pela aeronave sem reabastecimento. Outro segmento que pode ser convertido em um termo de desempenho é o loiter, geralmente convertido em autonomia. Autonomia é o tempo que uma aeronave pode permanecer no ar em determinada condição de voo.

Figura 31 - Perfis de missão típicos para: (a) aeronave de transporte, (b) caça e (c) aeronave de reconhecimento



Fonte: Sadraey (2013) - Adaptado

Figura 32 - Perfil de missão típica para aeronaves da aviação geral



Fonte: Autor.

Toma-se então o perfil de missão típico de uma aeronave da aviação geral, ilustrado na

Figura 32. Para facilitar a análise os pontos que representam o início e o fim de cada segmento foram enumerados. Em cada ponto a aeronave possui um peso diferente devido ao consumo de combustível. No ponto 1, por exemplo, a aeronave tem seu peso máximo e no ponto 7 tem o peso máximo menos o peso do combustível consumido durante a missão. A diferença entre o peso da aeronave na decolagem e o peso da aeronave no pouso é o peso do combustível consumido na missão, conforme a equação 107. Dividindo a equação 107 por  $W_{TO}$ , tem-se a equação 108.

$$W_{TO} - W_L = W_F \quad (107)$$

$$1 - \frac{W_L}{W_{TO}} = \frac{W_F}{W_{TO}} \quad (108)$$

O peso da aeronave no final de cada segmento dividido pelo peso da aeronave no início desse segmento é chamado de fração de peso do segmento e é matematicamente expresso por  $(W_{i+1}/W_i)$ . Ao multiplicar as frações de peso de todos os segmentos é obtida a razão  $(W_7/W_1)$  que é o mesmo que  $(W_L/W_{TO})$ :

$$\prod_{i=1}^6 \frac{W_{i+1}}{W_i} = \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} = \frac{W_L}{W_{TO}} \quad (109)$$

Assim, substituindo a Equação 107 na Equação 106, temos a fração de pesos requisitada pela Equação 104 pertinente ao peso do combustível:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \quad (110)$$

Por motivos de segurança, é necessário que a aeronave carregue combustível reserva. Segundo (Loftin, 1980), o combustível extra necessário corresponde a aproximadamente 5% do peso total da aeronave. Assim, a Equação 110 é reescrita:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1,05 \left( 1 - \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \right) \quad (111)$$

Assim, para encontrar a fração de peso do combustível é necessário antes encontrar as frações de peso em cada segmento da missão. Como apresentado na Figura 31 a missão típica de uma aeronave da aviação geral é dividida em seis segmentos: Decolagem, subida, cruzeiro, loiter, descida e pouso. Esses segmentos podem ainda ser divididos em dois grupos:

1. O combustível consumido durante o segmento é insignificante em comparação com o peso máximo da aeronave. Compõe este grupo os segmentos de decolagem, subida, descida e pouso. Nestes segmentos as frações de peso são estimadas com base em dados estatísticos. A Tabela 16 apresenta os valores numéricos de tais frações.

2. O combustível consumido é considerável. Compõe este grupo os segmentos de cruzeiro e loiter. Nestes segmentos as frações de peso são estimadas com base em cálculos matemáticos e requisitos de desempenho, como apresentado a seguir.

Tabela 16 - Frações de peso típicas para alguns segmentos da missão

Segmento da missão	$W_{i+1}/W_i$
Decolagem	0,980
Subida	0,970
Descida	0,990
Pouso	0,997

Fonte: Sadraey (2013) - Adaptado

### 3. 7. 3. 1 Fração do peso em voo de cruzeiro

A fração de peso para o segmento de cruzeiro é determinada pela equação de Breguet para alcance, demonstrada a seguir. O alcance é um dos requisitos de projeto. Inicialmente parte-se da definição de alcance específico. O alcance específico, ou SR do inglês *Specific Range*, é a distância percorrida pelo consumo de uma unidade do peso do combustível:

$$SR = \frac{dX}{dW} \quad (112)$$

A taxa de variação do peso da aeronave ( $dW/dt$ ) é negativa, uma vez que o peso do combustível é diminuído. Essa taxa também é conhecida como taxa de fluxo de combustível ( $Q$ ). Em aeronaves movidas à hélice,  $Q$  é igual ao consumo específico de combustível multiplicado pela potência do motor, conforme a equação 113. A velocidade da aeronave é definida pela equação 114.

$$Q = -\frac{dW}{dt} = SFC \cdot P \quad (113)$$

$$V = \frac{dX}{dt} \quad (114)$$

Inserindo as Equações 114 e 113 na Equação 112, tem-se a equação 115.

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{V dt}{Q dt} = -\frac{V}{SFC \cdot P} \quad (115)$$

Sabe-se que a potência líquida do motor de uma aeronave à hélice é igual à potência entregue pelo motor dividida pela eficiência propulsiva, conforme a equação 116. Substituindo a Equação 116 na Equação 115, tem-se a equação 117.

$$P = \frac{TV}{\eta_p} \quad (116)$$

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{\eta_p}{SFC \cdot T} \quad (117)$$

Em um voo de cruzeiro o empuxo é igual ao arrasto. A equação 117 pode ser reescrita na forma da equação 118. Multiplicando e dividindo a equação 118 pela sustentação, tem-se a equação 119.

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{\eta_p}{SFC \cdot D} \quad (118)$$

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{\eta_p(L/D)}{SFC \cdot L} \quad (119)$$

Em voo de cruzeiro a sustentação é igual ao peso da aeronave. A equação 119 pode então ser reescrita conforme a equação 120, que leva a equação 121.

$$\frac{dX}{dW} = -\frac{\eta_p(L/D)}{SFC \cdot W} \quad (120)$$

$$dX = -\frac{\eta_p(L/D)}{SFC \cdot W} dW \quad (121)$$

A distância total percorrida é então encontrada integrando a equação acima entre o peso no início do segmento de cruzeiro e o peso no fim deste segmento:

$$R = \int_0^R dX = \int_{W_3}^{W_4} -\frac{\eta_p(L/D)}{SFC} \frac{dW}{W} \quad (122)$$

Assume-se que a velocidade da aeronave é constante ao longo do cruzeiro e, além disso, é aquela que leva à máxima eficiência aerodinâmica. Resolvendo a Equação 122 temos a equação de Breguet para alcance, conforme a equação 123. Isolando a fração de peso da equação 123 tem-se a equação 124.

$$R = \frac{\eta_p}{SFC} \left(\frac{L}{D}\right)_{m\acute{a}x} \ln\left(\frac{W_3}{W_4}\right) \quad (123)$$

$$\frac{W_4}{W_3} = \exp\left[\frac{-R \cdot SFC}{\eta_p(L/D)_{m\acute{a}x}}\right] \quad (124)$$

O consumo específico do combustível pode ser estimado a partir de dados estatísticos. A Tabela 17 apresenta valores numéricos de SFC de alguns tipos de motores para os segmentos de cruzeiro e loiter, que será tratado a seguir. A Figura 30 da seção que trata do consumo específico de combustível também pode ser utilizada como fonte para a determinação deste parâmetro. Neste caso, utiliza-se a velocidade de cruzeiro, especificada como requisito de projeto, para encontrar o consumo específico de combustível característico. Os parâmetros  $\eta_p$  e  $(L/D)_{m\acute{a}x}$  podem ser estimados de acordo com o método apresentado na seção que trata dos parâmetros aerodinâmicos.

Tabela 17 - Valores típicos de SFC para vários tipos de motores

Tipo de motor	SFC [lb/h/lb]	
	Cruzeiro	Loiter
Turboélice	0,5 – 0,8	0,6 – 0,8
Pistão (passo fixo)	0,4 – 0,8	0,5 – 0,7
Pistão (passo variável)	0,4 – 0,8	0,4 – 0,7

Fonte: Sadraey (2013) - Adaptado

### 3. 7. 3. 2 Fração do peso em *loiter*

A fração de peso para o segmento de *loiter* é determinada pela equação de Breguet para autonomia, demonstrada a seguir. Autonomia é um dos requisitos de projeto. Inicialmente parte-se da definição de autonomia específica. A autonomia específica, ou *SE* do inglês *Specific Endurance*, é o tempo de voo pelo consumo de uma unidade do peso do combustível:

$$SE = -\frac{dt}{dW} \quad (125)$$

O sinal de menos é utilizado para contabilizar a diminuição de peso com o tempo de voo. Utilizando a Equação 111 tem-se a equação 126. Substituindo a Equação 116 na Equação 126, tem-se a equação 127

$$-\frac{dt}{dW} = \frac{1}{SFC.P} \quad (126)$$

$$-\frac{dt}{dW} = \frac{\eta_p}{SFC.T.V} \quad (127)$$

Em um voo de cruzeiro o empuxo é igual ao arrasto. A equação 127 pode ser reescrita conforme a equação 128. Multiplicando e dividindo a equação 128 pela sustentação, tem-se a equação 129.

$$-\frac{dt}{dW} = \frac{\eta_p}{SFC.D.V} \quad (128)$$

$$-\frac{dt}{dW} = \frac{\eta_p(L/D)}{SFC.V.L} \quad (129)$$

Em voo de cruzeiro a sustentação é igual ao peso da aeronave. A equação 129 pode ser reescrita na forma da equação 130, que leva à equação 131.

$$-\frac{dt}{dW} = \frac{\eta_p(L/D)}{SFC.V.W} \quad (130)$$

$$dt = -\frac{\eta_p(L/D)}{SFC.V} \frac{dW}{W} \quad (131)$$

A autonomia total é então encontrada integrando a equação acima entre o peso no início do segmento de *loiter* e o peso no fim deste segmento:

$$E = \int_0^t dt = \int_{W_4}^{W_5} -\frac{\eta_p(L/D)}{SFC.V} \frac{dW}{W} \quad (132)$$

Assume-se que a velocidade da aeronave é constante ao longo do segmento de *loiter* e, além disso, é aquela que leva à máxima autonomia. Resolvendo a Equação 132 temos a equação de Breguet para autonomia:

$$E = \frac{\eta_p(L/D)_{E_{m\acute{a}x}}}{SFC.V_{E_{m\acute{a}x}}} \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right) \quad (133)$$

O próximo passo é converter as variáveis  $(L/D)_{E_{m\acute{a}x}}$  e  $V_{E_{m\acute{a}x}}$  da Equação 133 para

variáveis conhecidas. A eficiência aerodinâmica de máxima autonomia e a velocidade de máxima autonomia devem ser convertidas em máxima eficiência aerodinâmica e velocidade de estol, respectivamente.

A começar pela velocidade de máxima autonomia. É observado que a máxima autonomia é alcançada quando se tem a mínima potência do motor. Segundo a (Sadraey, 2017), por questões de segurança, adota-se uma velocidade de 10% a 20% superior à velocidade de estol. Assim, tem-se a equação 134, em que  $1,1 < K < 1,2$ .

$$V_{E_{m\acute{a}x}} = KV_S \quad (134)$$

O mesmo é observado na eficiência aerodinâmica de máxima autonomia. Ela é alcançada quando se tem a mínima potência do motor. A configuração de mínima potência do motor é abordada com mais detalhes no tópicos de taxa de subida. Por hora, aplica-se a relação encontrada na Equação 180 que relaciona o parâmetro máximo com aquele de mínima potência. Assim, tem-se a equação 135. Substituindo as Equações 134 e 135 na Equação 133, tem-se a equação 136 e, isolando a fração de peso, tem-se a equação 137.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{E_{m\acute{a}x}} = \left(\frac{L}{D}\right)_{m\acute{i}n_p} = \frac{\sqrt{3}}{2} \left(\frac{L}{D}\right)_{m\acute{a}x} \quad (135)$$

$$E = \left(\frac{\sqrt{3}}{2}\right) \frac{\eta_p(L/D)_{m\acute{a}x}}{SFC.K.V_S} \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right) \quad (136)$$

$$\frac{W_5}{W_4} = \exp\left[\frac{-E.SFC.K.V_S}{(\sqrt{3}/2)\eta_p(L/D)_{m\acute{a}x}}\right] \quad (137)$$

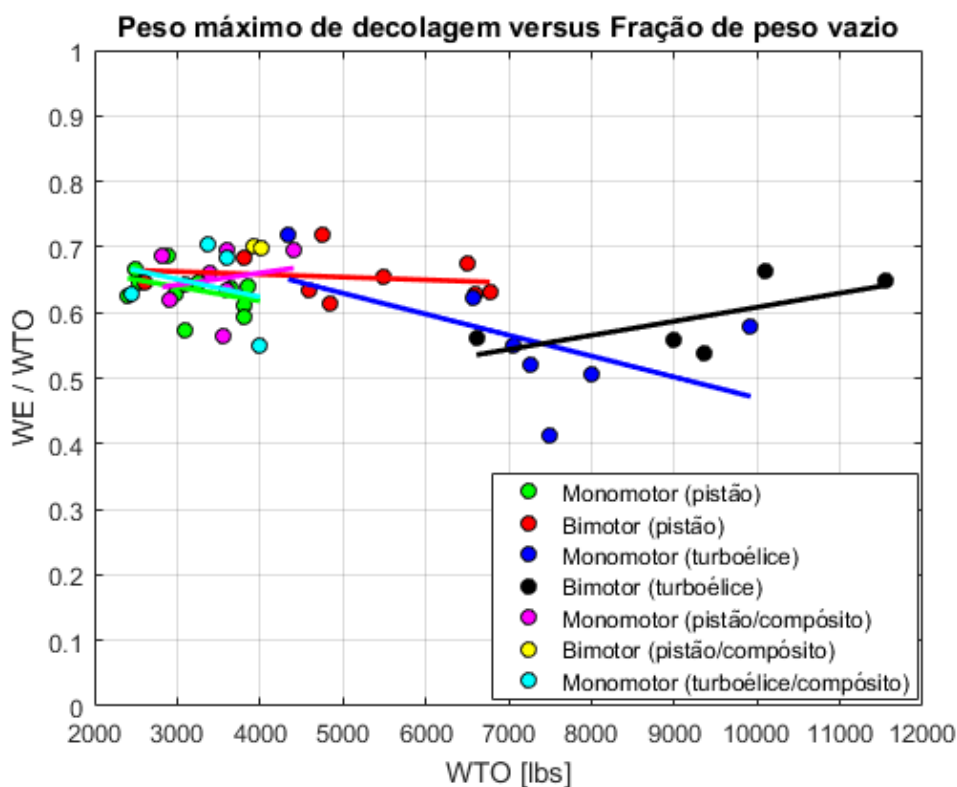
Os valores numéricos para SFC da Equação 136 são encontrados na Tabela 16. Como na fase de cruzeiro, A Figura 30 da seção que trata do consumo específico de combustível também pode ser utilizada como fonte para a determinação deste parâmetro. Neste caso, porém, utiliza-se a velocidade de estol, que é especificada ou como requisito de projeto ou nas normas de aeronavegabilidade, para encontrar o consumo específico de combustível característico.

### 3. 7. 4 Peso vazio

O peso vazio é o último dos pesos a ser determinado. Ele aparece na Equação 104 como a fração de peso vazio, ou  $W_E/W_{TO}$ . A fração de peso vazio não pode ser determinada analiticamente, pois ainda não há detalhes da aeronave nesta fase de projeto. A maneira mais viável é basear-se em dados de aeronaves semelhantes que já foram construídas. A Figura 33 apresenta valores históricos da fração de peso vazio dado o peso máximo de algumas classes

da aeronaves da aviação geral. Os dados para confecção do gráfico foram retirados das tabelas dos apêndices, que tem como base (Bridgeman, 1946), (Taylor, 1984), (Jackson, 2004) e (Jackson, 2012).

Figura 33 - Tendência histórica do peso vazio de certas aeronaves da aviação geral



Através dos dados é possível desenvolver uma equação empírica para determinar a fração de peso vazio. A equação descreve as curvas apresentadas na Figura 33 e é apresentada a seguir:

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = AW_{TO} + B \quad (138)$$

Sendo  $A$  e  $B$  constantes de ajustes de curva para as tendências históricas, cujos valores numéricos são apresentados nas Tabelas 17 e 18.

Tabela 18 - Constantes  $A$  e  $B$  da Equação 138 para aeronaves de metal

Tipo de aeronave	$A$	$B$
Pistão (monomotor)	$-2,17 \cdot 10^{-5}$	0,704
Pistão (bimotor)	$-4,21 \cdot 10^{-5}$	0,675
Turboélice (monomotor)	$-3,20 \cdot 10^{-5}$	0,790
Turboélice (bimotor)	$2,14 \cdot 10^{-5}$	0,394

Fonte: Autor

Tabela 19 - Constantes  $A$  e  $B$  da Equação 139 para aeronaves de material compósito

Tipo de aeronave	$A$	$B$
Pistão (monomotor)	$1,83 \cdot 10^{-5}$	0,587
Pistão (bimotor)	$-3,21 \cdot 10^{-5}$	0,827
Turboélice (monomotor)	$-2,72 \cdot 10^{-5}$	0,732

Fonte: Autor

Como observado, além da caracterização das aeronaves em número e tipo do motor, uma terceira característica é abordada: o material de fabricação da aeronave. É justificável, já que o tipo de material do qual a aeronave é construída influencia diretamente no seu peso vazio. Neste trabalho consideram-se aeronaves construídas inteiramente de metal ou material compósito, o que não reflete a realidade, mas facilita os cálculos e não trás prejuízo à confiabilidade da análise nesta fase de projeto.

### 3. 7. 5 Síntese da técnica de estimativa do peso de decolagem

A técnica que determina o peso máximo de decolagem de uma aeronave da aviação geral resume-se em seis passos:

1. Determinação do peso da carga paga. Equação 105;
2. Determinação do peso da tripulação. Equação 106;
3. Determinação da fração do peso do combustível. Equação 111;
4. Determinação da fração do peso vazio. Equação 138;
5. Substituição das Equações 105, 106, 111 e 138 na Equação 104:

Após as substituições a Equação 104 pode ser reescrita da seguinte forma:

$$W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_C}{1 - \frac{W_F}{W_{TO}} - (AW_{TO} + B)} \quad (139)$$

6. Resolver a Equação 139 analiticamente e encontrar  $W_{TO}$ :

Ao realizar as manipulações devidas, a Equação 139 pode ser reescrita:

$$AW_{TO}^2 - \left(1 - \frac{W_F}{W_{TO}} - B\right)W_{TO} + (W_{PL} + W_C) = 0 \quad (140)$$

A equação algébrica acima possui apenas o peso máximo de decolagem como incógnita. Das duas raízes da equação apenas uma é admissível como solução.

### 3. 8 Dimensionamento da asa e do motor

Na etapa anterior foi estimado o peso máximo de decolagem, ou peso máximo da aeronave. Na sequência, são determinadas a área da asa,  $S$ , e a potência do motor,  $P$ . Diferente da etapa anterior, na qual a principal referência eram os dados estatísticos, esta etapa depende majoritariamente dos requisitos de desempenho da aeronave, indicados na especificação da missão. Os requisitos de desempenho utilizados nesta fase são:

1. **Velocidade de estol,  $V_s$ ;**
2. **Velocidade máxima ou velocidade de cruzeiro,  $V_{máx}$  e  $V_{cr}$ ;**
3. **Taxa de subida,  $ROC$ ;**
4. **Teto,  $h_c$ ;**
5. **Distância de decolagem,  $S_{TOG}$ ;**
6. **Distância de pouso,  $S_{LG}$ .**

A área da asa e a potência do motor se relacionam com os requisitos de desempenho a partir de dois parâmetros conhecidos: a carga alar e a carga de potência. A carga alar é um parâmetro extraído da relação entre o peso da aeronave e a área de sua asa, representada pela razão  $W/S$ . Já a carga de potência é a relação entre o peso da aeronave e a potência de seu motor, representada pela razão  $W/P$ . Carga alar e carga de potência compõem o diagrama de restrições. A partir do diagrama de restrições é possível determinar a carga alar ou a carga de potência necessária para o projeto, de modo que todos os requisitos de desempenho sejam satisfeitos.

O diagrama de restrições é construído a partir da análise da restrição que cada item dos requisitos de desempenho impõe ao projeto. Segundo (Gudmundsson, 2014), a chave para a criação de um diagrama de restrição é a conversão de fórmulas aplicáveis em uma forma tal que  $W/P$  seja função de  $W/S$ . De uma forma mais geral, equações de desempenho são manipuladas de modo que a carga alar e/ou a carga de potência apareçam e comportem-se como funções uma da outra.

Segundo (Sadraey, 2013), os seguintes passos são tomados na determinação da área da asa e da potência do motor:

1. Obtenção da equação de restrição para cada requisito de desempenho. Neste trabalho as equações são apresentadas da seguinte forma:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = f_1(V_s) \quad (141)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{m\acute{a}x}} = f_2\left(\frac{W}{S}, V_{m\acute{a}x}\right) \quad (142)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{cr}} = f_3\left(\frac{W}{S}, V_{cr}\right) \quad (143)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = f_4\left(\frac{W}{S}, ROC\right) \quad (144)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{h_c} = f_5\left(\frac{W}{S}, \sigma_c, \rho_c\right) \quad (145)$$

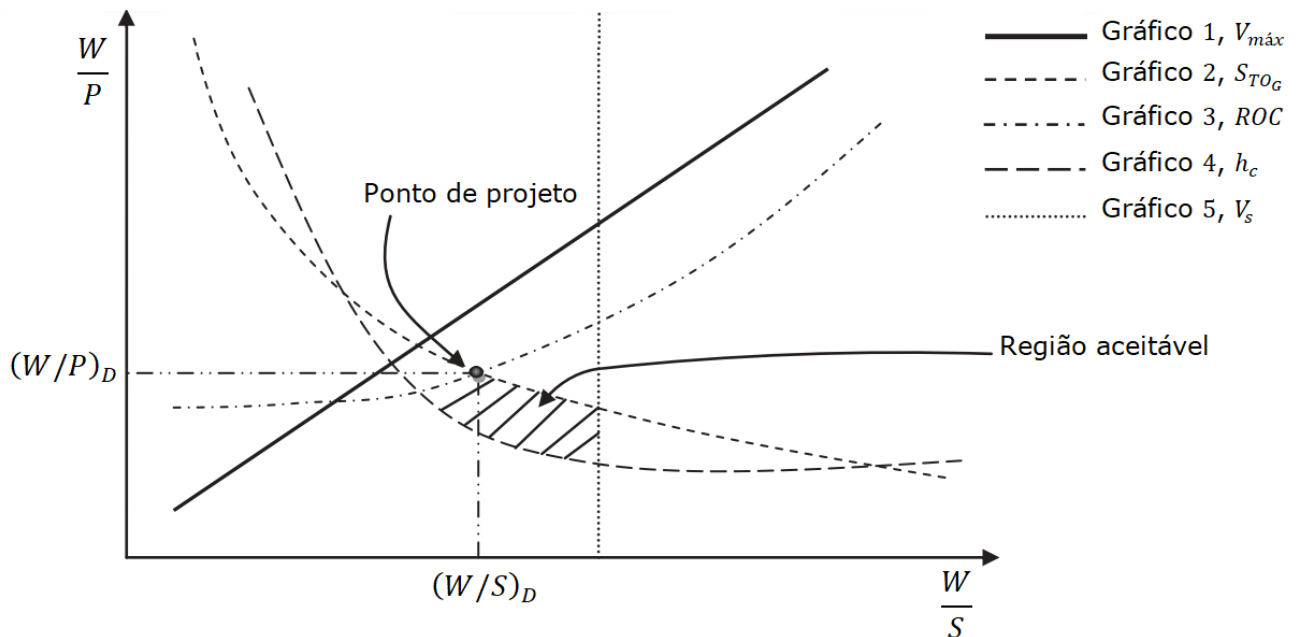
$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TOG}} = f_6\left(\frac{W}{S}, S_{TOG}\right) \quad (146)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{S_{LG}} = f_7(S_{LG}) \quad (147)$$

2. Esboço das curvas geradas por cada equação de restrição em um único gráfico, denominado diagrama de restrições, cujos eixos horizontal e vertical são a carga alar e a carga de potência respectivamente. Essas curvas se cruzam e definem regiões no gráfico.

3. Identificação da região aceitável dentro do diagrama. A região aceitável é aquela que atende a todos os requisitos de desempenho da aeronave. A Figura 34 apresenta um exemplo de região aceitável dentro de um diagrama de restrições típico de aeronaves movidas à hélice. A determinação da região aceitável a partir de cada curva de restrição será abordada com mais detalhes no tópico seguinte.

Figura 34 - Exemplo de diagrama de restrições para aeronaves à hélice



Fonte: Sadraey (2013) – Adaptado

4. Determinação do ponto de projeto. O ponto de projeto é um ponto que produz o menor motor em termos de potência dentro da região aceitável.

5. Obtenção da carga alar e da carga de potência correspondentes ao ponto de projeto. Na Figura 34 a carga alar de projeto e a carga de potência de projeto são representadas por  $(W/S)_D$  e  $(W/P)_D$  respectivamente.

6. Cálculo da área da asa e da potência do motor a partir de  $(W/S)_D$  e  $(W/P)_D$  respectivamente. O peso máximo da aeronave já foi determinado previamente, assim:

$$S = \frac{W_{TO}}{(W/S)_D} \quad (148)$$

$$P = \frac{W_{TO}}{(W/P)_D} \quad (149)$$

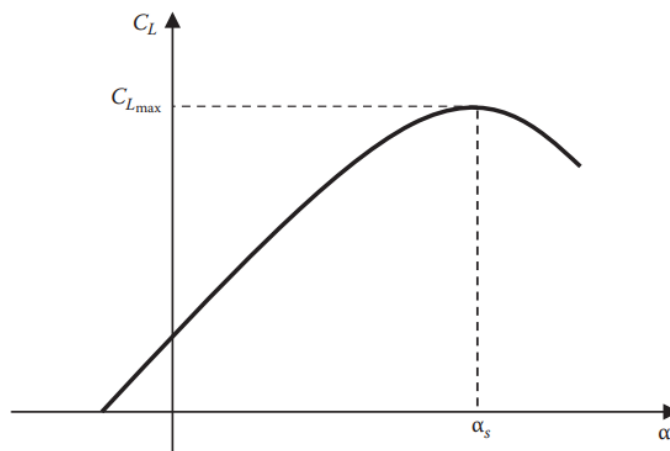
Os princípios dessa técnica foram introduzidos originalmente em um relatório teórico da NASA (Loftin, 1980). Posteriormente a técnica foi desenvolvida por Roskam e na sequência por outros autores. A seguir, as funções de restrição para cada requisito de desempenho são deduzidas matematicamente. Ao final de cada requisito é apresentada uma análise a respeito da região da curva aceitável a ser tomada.

### 3. 8. 1 Dedução das funções restritivas

### 3. 8. 1. 1 Velocidade de estol

Um dos fatores que contribuem para a sustentação da aeronave é seu ângulo de ataque. Conforme o ângulo de ataque é aumentado, mais sustentação é produzida. Porém, isso ocorre até determinado ângulo específico, a partir do qual há uma queda abrupta desta força. A Figura 35 apresenta uma variação típica do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque de uma asa.

Figura 35 - Curva  $C_L$  x  $\alpha$  de uma asa qualquer



Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

O ângulo que gera o máximo coeficiente de sustentação é chamado de ângulo de estol. Para ângulos mais elevados diz-se que a asa está estolada. O fenômeno estol é de importância crítica no desempenho de uma aeronave. Ele é causado devido ao deslocamento da camada limite na superfície superior da asa. Na prática, o ângulo de estol é o ângulo mais alto que uma aeronave pode ter para efetuar um voo seguro.

Do ponto de vista do desempenho da aeronave, um maior ângulo de ataque significa uma velocidade menor em voo nivelado. A mínima velocidade segura é justamente aquela correspondente ao ângulo de estol. Tal velocidade é conhecida como velocidade de estol. Portanto, a sustentação gerada na configuração de estol é determinada por:

$$L = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{L_{max}} \quad (150)$$

Em um voo nivelado, aplica-se a Equação 75, já que a sustentação é igual ao peso da aeronave, conforme a equação 151. Isolando a carga alar da Equação 150, tem-se a Equação 152.

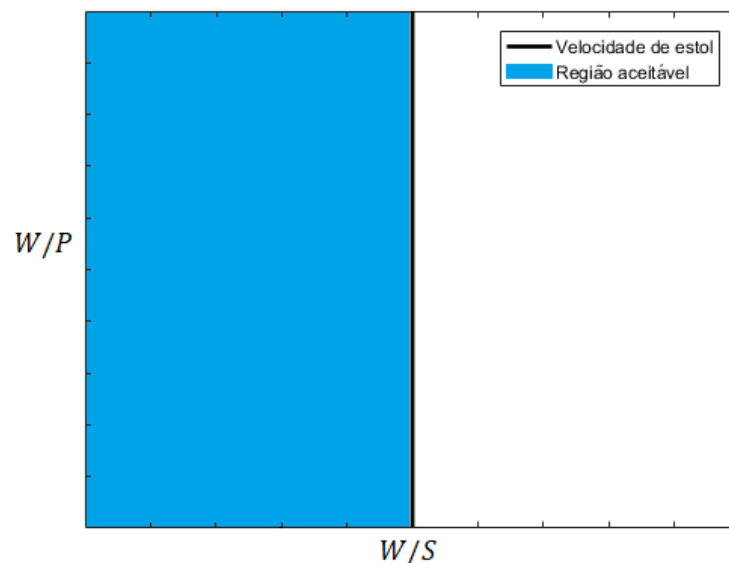
$$L = W = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{L_{m\acute{a}x}} \quad (151)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{m\acute{a}x}} \quad (152)$$

A Equação 152 representa a função de restrição deste requisito de desempenho. Ela indica a carga alar com base no requisito de velocidade de estol.

Como observado, a carga de potência não exerce nenhuma influência na carga alar. Com isso, no diagrama, a curva de restrição sempre aparece como uma reta vertical. Em geral uma baixa velocidade de estol é desejável, pois torna a aeronave mais segura e controlável em situações críticas como pousos e decolagens. Em teoria, qualquer velocidade de estol abaixo daquela indicada como requisito de desempenho é permitida. De volta à Equação 152, quanto menor a velocidade de estol, menor a carga alar. Portanto a curva de restrição estabelece uma região aceitável à sua esquerda, como pode ser observado na Figura 36.

Figura 36 - Região aceitável com velocidade de estol como requisito



Fonte: Autor

### 3. 8. 1. 2 Velocidade máxima ou de cruzeiro

Assume-se que a velocidade máxima de uma aeronave ocorre em voo de cruzeiro, que é uma condição de voo nivelado. Como visto anteriormente, nesta condição há o equilíbrio das forças envolvidas. O motor deve produzir empuxo suficiente para neutralizar a força de arrasto enquanto as asas devem gerar uma sustentação igual ao peso da aeronave.

O empuxo produzido pela hélice é uma função de três parâmetros: potência do motor, eficiência da hélice e velocidade da aeronave. Na condição de velocidade máxima, a potência entregue pelo motor também é máxima, assim, utilizando a relação entre o empuxo e a potência do motor, conforme a Equação 153. Substituindo as Equações 73 e 153 na Equação 74, tem-se a equação 154 e, isolando a potência, tem-se a Equação 155.

$$T = \frac{\eta_p P}{V} \rightarrow T_{m\acute{a}x} = \frac{\eta_p P_{m\acute{a}x}}{V_{m\acute{a}x}} \quad (153)$$

$$T = D \rightarrow \frac{\eta_p P_{m\acute{a}x}}{V_{m\acute{a}x}} = \frac{1}{2} \rho V_{m\acute{a}x}^2 S C_D \quad (154)$$

$$P_{m\acute{a}x} = \frac{\rho V_{m\acute{a}x}^3 S C_D}{2 \eta_p} \quad (155)$$

A potência disponível do motor diminui com o aumento da altitude devido à diminuição da densidade do ar. É preciso estabelecer uma relação entre a potência disponível ao nível do mar e aquela disponível na altitude de voo. Para tal, utilizam-se equações empíricas. Cada tipo motor, no entanto, apresenta um tipo de comportamento e apresenta uma taxa de variação da potência com a altitude diferente. A Equação 156 apresenta tal relação:

$$P = P_0 \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^m = P_0 \sigma^m \quad (156)$$

Sendo  $P$  a potência disponível na altitude de voo,  $P_0$  a potência disponível ao nível do mar,  $\sigma$  a razão de densidades e  $m$  um índice característico do tipo de motor. Para motores a pistão,  $m = 1,2$  enquanto que para motores turbohélice,  $m = 0,9$ . Substituindo a Equação 156 na Equação 155 e isolando  $P_{SL}$ , tem-se a equação 157. Tendo em vista as Equações 83, 86 e 87 é possível substituir  $C_D$  na Equação 157, levando à Equação 158.

$$P_0 = \frac{\rho V_{m\acute{a}x}^3 S C_D}{2 \eta_p \sigma^m} \quad (157)$$

$$P_0 = \frac{\rho V_{m\acute{a}x}^3 S}{2 \eta_p \sigma^m} \left[ C_{D_0} + K \left( \frac{2W}{\rho V_{m\acute{a}x}^2 S} \right)^2 \right] \quad (158)$$

Dividindo ambos os lados da equação 158 pelo peso da aeronave, tem-se a Equação 159. Invertendo a Equação 159, e agrupando as razões  $(W/S)$  tem-se a Equação 160.

$$\frac{P_0}{W} = \frac{\rho V_{m\acute{a}x}^3 S}{2 \eta_p \sigma^m W} \left[ C_{D_0} + K \left( \frac{2W}{\rho V_{m\acute{a}x}^2 S} \right)^2 \right] \quad (159)$$

Invertendo a Equação 159, e agrupando as razões  $(W/S)$  temos:

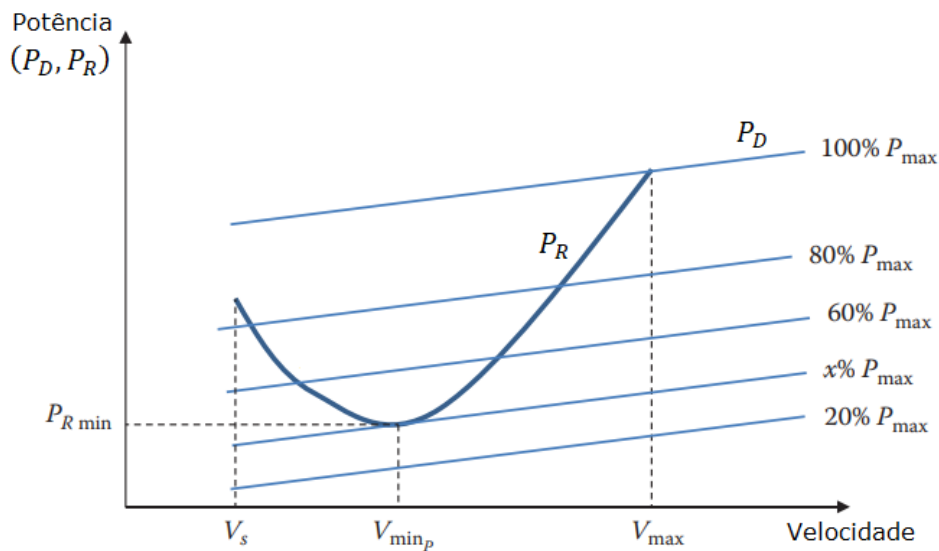
$$\left( \frac{W}{P_0} \right)_{V_{m\acute{a}x}} = \frac{2 \eta_p \sigma^m}{\rho V_{m\acute{a}x}^3} \left( \frac{W}{S} \right) \left[ C_{D_0} + K \left( \frac{W}{S} \right)^2 \left( \frac{2}{\rho V_{m\acute{a}x}^2} \right)^2 \right]^{-1} \quad (160)$$

Normalmente a aeronave não voa com velocidade máxima por muito tempo. O principal motivo é a vida útil do motor e o custo de manutenção. Por isso, o requisito

velocidade máxima muitas vezes é substituído pelo requisito velocidade de cruzeiro. A relação entre ambas as velocidade é conhecida e se dá através da variação de potência do motor em cada configuração de voo. A potência disponível da aeronave depende de vários parâmetros, nesta seção, porém, será tratada apenas a velocidade da aeronave.

As variações das potências disponível ( $P_D$ ) e requerida ( $P_R$ ) como funções da velocidade da aeronave são esboçadas na Figura 37.

Figura 37 - Potências versus velocidade



Fonte: Sadraey (2017) - Adaptado

No caso de aeronaves movidas à hélice a velocidade de cruzeiro ocorre com o motor fornecendo aproximadamente 75% de sua potência máxima. Assim, de acordo com o gráfico da Figura 37, as potências disponível e requerida se cruzarão em um ponto onde a velocidade da aeronave esteja entre  $0,7V_{m\acute{a}x} < V < 0,9V_{m\acute{a}x}$ . No voo de cruzeiro nivelado ambas as potências são iguais, por isso o ponto de intersecção. O outro ponto de intersecção das potências, de velocidade mais baixa, não convém com esta configuração de voo.

Assim, é estabelecida uma relação linear entre as velocidades de cruzeiro e velocidade máxima. A Equação 161 estabelece uma relação entre potência e velocidade. É adotado um valor que esteja dentro da faixa apresentada, ou  $0,7V_{m\acute{a}x} < V < 0,9V_{m\acute{a}x}$ , assim:

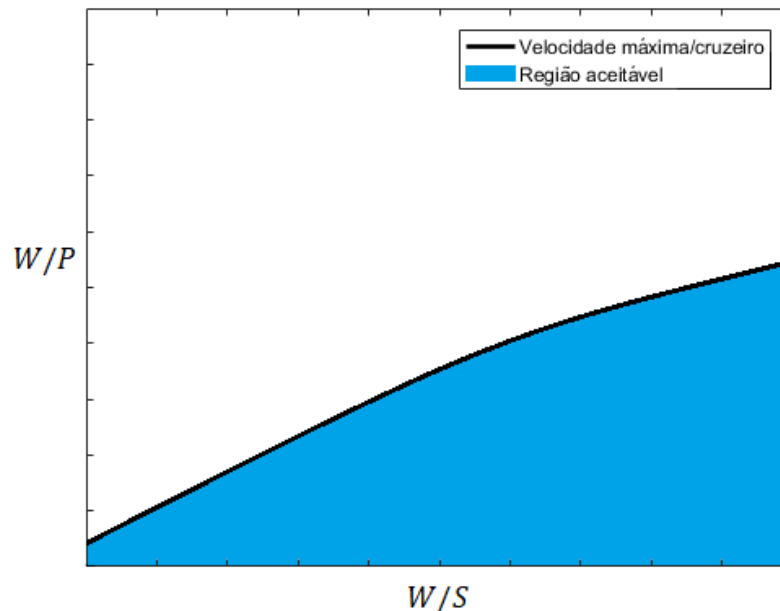
$$V_{cr} = 0,8V_{m\acute{a}x} \quad (161)$$

Para encontrar a função que limita a carga-alar, com o requisito de velocidade de cruzeiro como variável, basta substituir a Equação 161 na Equação 160:

$$\left(\frac{W}{P_0}\right)_{V_{cr}} = \frac{3,91\eta_p\sigma^m}{\rho V_{cr}^3} \left(\frac{W}{S}\right) \left[ C_{D_0} + K \left(\frac{W}{S}\right)^2 \left(\frac{3,125}{\rho V_{cr}^2}\right)^2 \right]^{-1} \quad (162)$$

As curvas produzidas pelas funções restritivas apresentadas nas Equações 160 e 162 são parecidas. As regiões aceitáveis delimitadas por ambas são encontradas da mesma forma. Observando as equações verifica-se que quanto maior é a velocidade, menor é a carga de potência. Como qualquer valor de velocidade acima daquela estabelecida nos requisitos de desempenho é aceitável, uma menor carga de potência também é aceitável. Portanto, a região aceitável é aquela abaixo da curva de restrição:

Figura 38 - Região aceitável com velocidade máxima ou de cruzeiro como requisito



Fonte: Autor

### 3. 8. 1. 3 Taxa de subida

Existem vários parâmetros envolvidos na análise de desempenho de uma aeronave em voo ascendente, como a taxa de subida (ROC), tempo de subida e ângulo de subida. Uma aeronave com os maiores ROC e ângulo de subida e o menor tempo de subida possui desempenho superior. É conveniente tratar dos valores máximos dos parâmetros que otimizam o desempenho da aeronave em ascensão. Portanto, o requisito de entrada é sempre tratado o máximo para a altitude em questão. Neste tópico será abordada a taxa de subida.

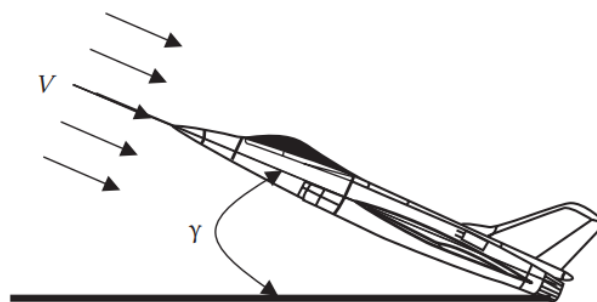
A taxa de subida é definida como a componente normal da velocidade da aeronave em relação ao solo e pode ser representada pela Equação 163, em que  $h$  é a altitude. Trata-se do

quão rápido uma aeronave ganha altitude.

$$ROC = \frac{dh}{dt} = \dot{h} \quad (163)$$

Supondo uma aeronave em voo ascendente com ângulo de ataque nulo e ângulo de subida  $\gamma$ , como pode ser observado na Figura 39. Não há aceleração e a aeronave tem uma taxa de subida constante, com isso, a Equação 76, de movimento, é utilizada. Vale lembrar que o sistema de eixos adotado é aquele fixo no corpo.

Figura 39 - Aeronave em voo ascendente

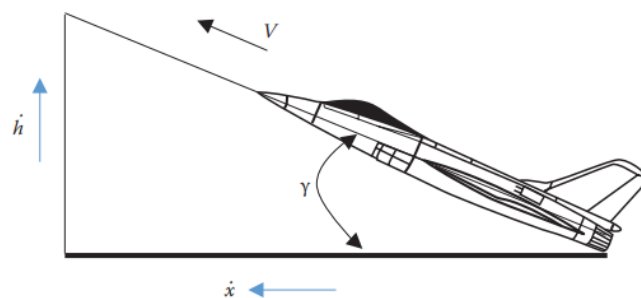


Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

$$\sum F_x = 0 \rightarrow T - D = W \sin(\gamma) \quad (164)$$

A velocidade  $V$  da aeronave é dividida em duas componentes: uma horizontal e outra vertical. Esta última componente é justamente a taxa de subida da aeronave.

Figura 40 - Componentes da velocidade da aeronave em voo



Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

$$V \sin(\gamma) = ROC = \frac{dh}{dt} = \dot{h} \quad (165)$$

Substituindo a Equação 165 na Equação 164, tem-se a Equação 166. Isolando a taxa de subida na Equação 166, tem-se a Equação 167.

$$T - D = W \frac{ROC}{V} \quad (166)$$

$$ROC = \frac{(T-D)V}{W} \quad (167)$$

O termo  $(T - D)V$  é conhecido como o excesso de potência da aeronave, ou a diferença entre a potência disponível e a potência requerida. Para aviões movidos à hélice, a potência disponível depende ainda da eficiência propulsiva do motor, assim, a Equação 167 pode ser reescrita da seguinte forma:

$$ROC = \frac{\eta_p P - DV}{W} \quad (168)$$

Assumindo que o peso da aeronave é constante ao longo da subida, ROC é máximo quando as potências disponível e requerida são máxima e mínima, respectivamente. Isso acontece em uma velocidade específica, que será encontrada a seguir.

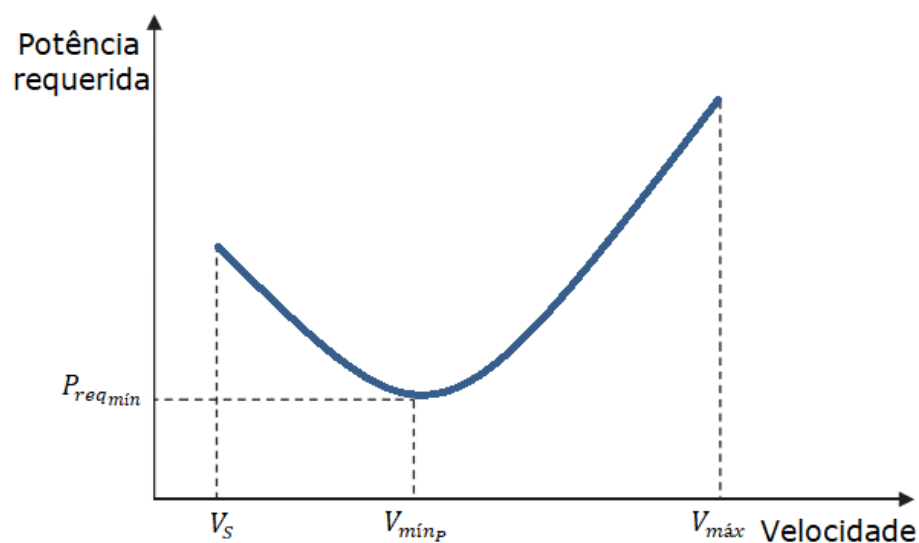
É preciso encontrar uma equação para a potência requerida. Inicialmente, parte-se da definição de arrasto. Tendo em vista a Equação 83 e substituindo a Equação 86 na Equação 73, temos que:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left[ C_{D_0} + K \left( \frac{2W}{\rho V^2 S} \right)^2 \right] = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2KW \cos^2 \gamma}{\rho V^2 S} \quad (169)$$

A equação apresentada é uma linearização utilizada para aproximar os cálculos de subida. Multiplicando ambos os lados por  $V$ :

$$DV = P_{req} = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V S} \quad (170)$$

Figura 41 - Diagrama  $V \times P_{req}$



Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

A Equação 170 resulta na curva apresentada na Figura 41. Para encontrar a velocidade da aeronave que resulta na mínima potência requerida, basta diferenciar a Equação 170 com relação à  $V$  e igualar a zero, assim, tem-se a Equação 171. Isolando a velocidade na Equação 171, tem-se a Equação 172.

$$\frac{dP_{req}}{dV} = \frac{3}{2}\rho V^2 S C_{D_0} - \frac{2KW^2}{\rho V^2 S} = 0 \quad (171)$$

$$V^4 = \frac{4KW^2}{3C_{D_0}(\rho S)^2} \quad (172)$$

A única solução possível da Equação 172 é a velocidade de mínima potência requerida, que é a velocidade na configuração de máxima taxa de subida, dada pela Equação 173. Substituindo a Equação 173 na Equação 168, tem-se a Equação 174.

$$V_{mín_p} = V_{ROC_{máx}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \quad (173)$$

$$ROC_{máx} = \frac{\eta_p P_{máx}}{W} - \frac{D}{W} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \quad (174)$$

A razão  $D/W$  pode ser expressa em função da eficiência aerodinâmica da aeronave, conforme a Equação 175:

$$\frac{D}{W} = \frac{D}{L} = \frac{C_{D_{mín_p}}}{C_{L_{mín_p}}} = \frac{1}{(L/D)_{mín_p}} \quad (175)$$

Nesta fase de projeto é difícil estabelecer a eficiência aerodinâmica na condição de mínima potência, por isso é comum expressá-la em função da eficiência aerodinâmica máxima,  $(L/D)_{máx}$ , que é fácil de ser estimada, como apresentado na seção que trata dos parâmetros aerodinâmicos. Para tal é necessária uma série de manipulações e substituições, tratadas a seguir.

O próximo passo é encontrar a razão  $C_L/C_D$  na condição de mínima potência requerida,  $(C_L/C_D)_{mín_p}$ , e expressá-la em função da Equação 96. Inicialmente, se expressa  $V_{mín_p}$  a partir das Equações 72 e 75, conforme a Equação 176. Igualando as Equações 176 e 173, tem-se a equação 177:

$$L = W = \frac{1}{2}\rho V_{mín_p}^2 S C_{L_{mín_p}} \rightarrow V_{mín_p} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{mín_p}}}} \quad (176)$$

$$C_{L_{mín_p}} = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}} \quad (177)$$

Substituindo a Equação 177 na Equação 86 tem-se a equação 178, que leva a Equação 179.

$$C_{D_{\min P}} = C_{D_0} + K \left( \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}} \right)^2 = C_{D_0} + 3C_{D_0} = 4C_{D_0} \quad (178)$$

$$\left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{\min P} = \frac{C_{L_{\min P}}}{C_{D_{\min P}}} = \frac{\sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}{4C_{D_0}} = \frac{\sqrt{3}}{2} \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}} \quad (179)$$

Substituindo a Equação 96 na Equação 179, tem-se a Equação 180. Substituindo a Equação 180 na Equação 175, tem-se a Equação 181. Substituindo a Equação 181 na Equação 174, tem-se a Equação 182.

$$\left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{\min P} = \left( \frac{L}{D} \right)_{\min P} = \frac{\sqrt{3}}{2} \left( \frac{L}{D} \right)_{\max} \quad (180)$$

$$\frac{D}{W} = \frac{1}{(L/D)_{\min P}} = \frac{2}{\sqrt{3} \left( \frac{L}{D} \right)_{\max}} \quad (181)$$

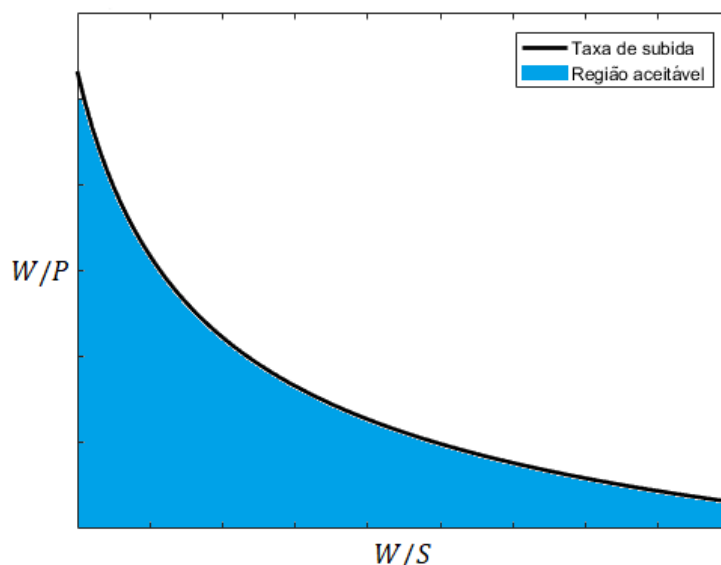
$$ROC_{\max} = \frac{\eta_p P_{\max}}{W} - \frac{2}{\sqrt{3} \left( \frac{L}{D} \right)_{\max}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \quad (182)$$

Finalmente, encontra-se a função que limita a carga de potência a partir da Equação 182. Basta isolar  $P_{\max}/W$  e inverter os dois lados da igualdade. A função é apresentada na Equação 183.

$$\left( \frac{W}{P} \right)_{ROC} = \eta_p \left[ ROC + \frac{2}{\sqrt{3} \left( \frac{L}{D} \right)_{\max}} \sqrt{\left( \frac{W}{S} \right) \frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \right]^{-1} \quad (183)$$

A Equação 183 representa a função restritiva, que limita a carga de potência da aeronave, dada a taxa de subida como requisito de desempenho. Para descobrir a região aceitável do diagrama de restrição é preciso observar o parâmetro ROC da equação. A taxa de subida é denominador, logo, para maiores valores de ROC, menor será a carga de potência. Como as taxas de subida maiores do que aquela requerida na missão são admissíveis, menores valores da carga de potência também serão admissíveis, logo a região aceitável do gráfico é aquela abaixo da curva.

Figura 42 - Região aceitável com taxa de subida como requisito



Fonte: Autor

#### 3. 8. 1. 4 Teto

Outro requisito de desempenho que influencia no dimensionamento da asa e do motor da aeronave é o teto. O teto é definido como a altitude mais elevada na qual a aeronave pode realizar um voo reto e nivelado com segurança. O teto também pode ser definido como a altitude mais alta que uma aeronave pode atingir com seu próprio motor e realizar um voo sustentado. Para aeronaves civis, existem três classificações de teto, classificados de acordo com a taxa de subida em sua altitude,  $ROC_C$ :

Tabela 20 - Classificações de teto para aeronaves civis

Teto, $h_c$	$ROC_C$ [fpm]
Teto Absoluto, $h_{ac}$	0
Teto de serviço, $h_{sc}$	100
Teto de cruzeiro, $h_{cc}$	300

Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

Conhecidas as taxas de subida na altitude do teto, é possível reutilizar a Equação 183, modificando algumas variáveis:

$$\left(\frac{W}{P_c}\right) = \eta_p \left[ ROC_c + \frac{2}{\sqrt{3}\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}}} \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right) \frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \right]^{-1} \quad (184)$$

Sendo  $P_c$  a potência máxima do motor no teto e  $\rho_c$  a densidade do ar na altitude do teto.

A potência do motor se relaciona com a altitude de voo a partir da Equação 156, que modificada para as circunstâncias de teto transforma-se na Equação 185. Inserindo a Equação 185 na Equação 184 e isolando a carga de potência, tem-se a Equação 186.

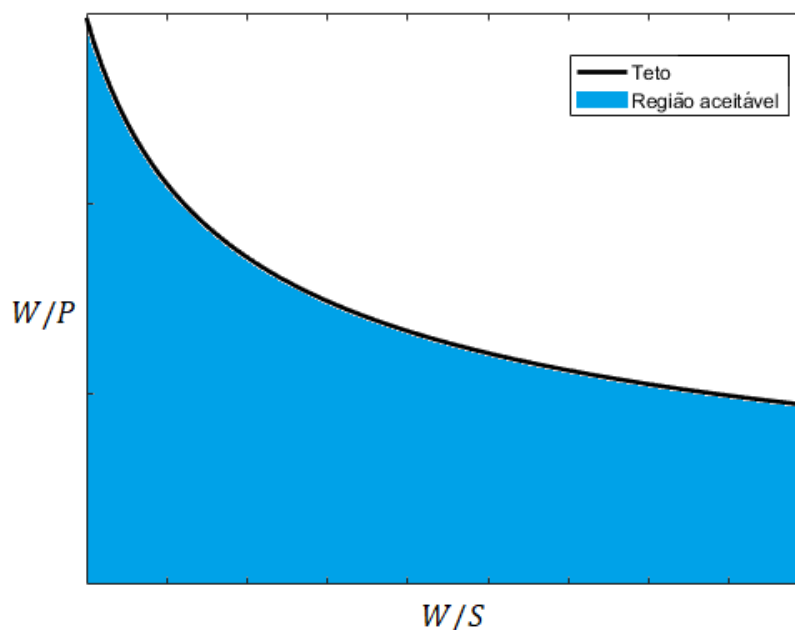
$$P_c = P_0 \left(\frac{\rho_c}{\rho_0}\right)^m = P_0 \sigma_c^m \quad (185)$$

$$\left(\frac{W}{P_0}\right)_c = \frac{\eta_p \sigma_c^m}{ROC_c + \frac{2}{\sqrt{3}\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}}} \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right) \frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}}} \quad (186)$$

Como já demonstrado na seção que trata dos parâmetros atmosféricos, a densidade do ar depende da altitude. Quanto maior é a altitude, em relação ao nível do mar, menor é a densidade. Existem dois parâmetros na Equação 186 que denotam altitude e podem ser utilizados como requisitos de teto: a densidade absoluta ( $\rho_c$ ) e a densidade relativa ( $\sigma_c$ ). Conhecida a altitude de teto conhecem-se também ambos os parâmetros.

Na determinação da região aceitável do diagrama de restrição deve-se analisar simultaneamente tanto a densidade absoluta quanto a densidade relativa. Ambas, porém, levam ao mesmo resultado: Quanto menor a densidade, absoluta ou relativa, maior a altitude e menor a carga de potência. Como altitudes superiores ao teto indicado nos requisitos são admissíveis, menores cargas de potência também são admissíveis. Logo a região aceitável é aquela abaixo da função de restrição.

Figura 43 - Região aceitável com teto como requisito

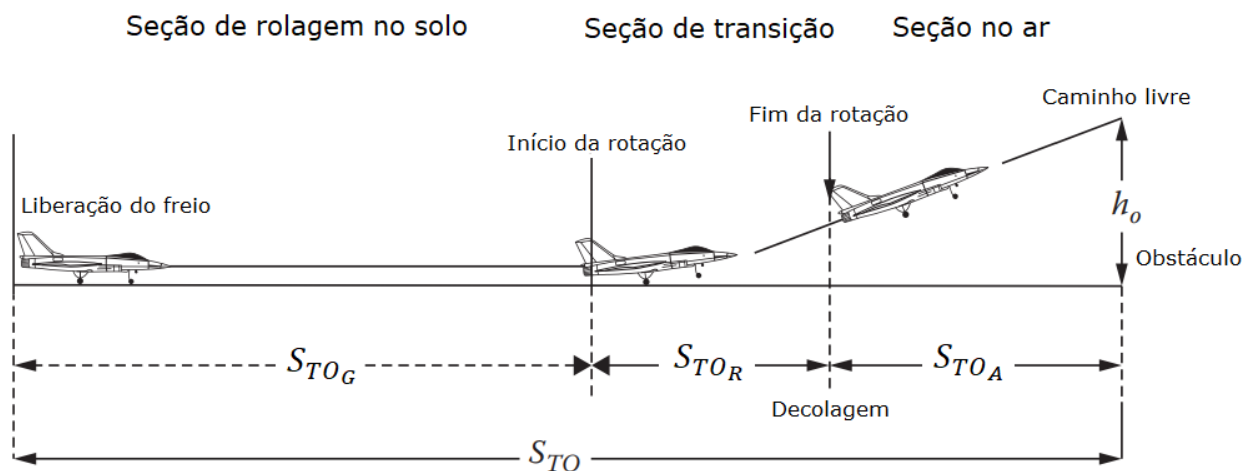


Fonte: Autor

### 3. 8. 1. 5 Distância de decolagem

Os requisitos de decolagem são frequentemente especificados em termos de requisitos mínimos de execução em solo, uma vez que cada aeroporto tem uma pista limitada. A distância de decolagem é definida como a distância do ponto de partida da aeronave até a localização de um obstáculo imaginário padrão que a mesma deve sobrevoar. Segundo os regulamentos de aeronavegabilidade, a altura deste obstáculo para aeronaves da aviação geral é de 50 ft. Conforme ilustrado na Figura 44, a decolagem pode ser dividida em três fases: (1) Seção de rolagem no solo; (2) Seção de transição ou rotação, e (3) Seção no ar. Suas respectivas distâncias são:  $S_{TOG}$ ,  $S_{TOR}$  e  $S_{TOA}$ .

Figura 44 - Distâncias dos segmentos da decolagem



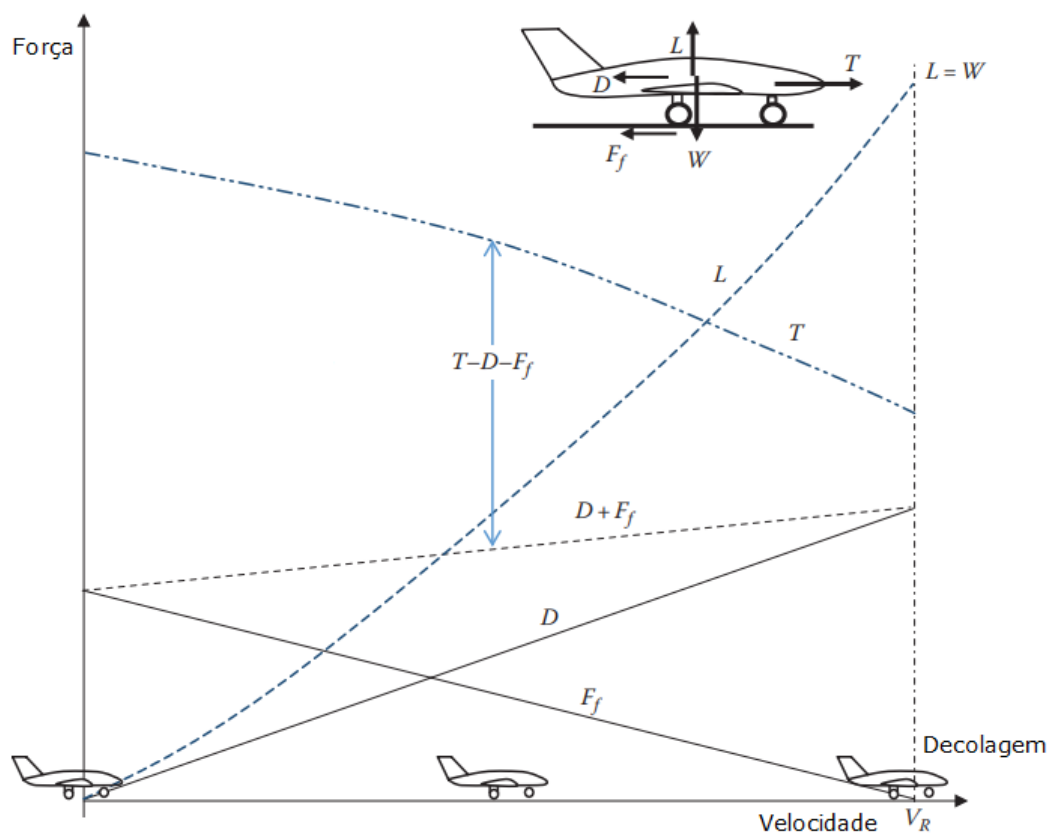
Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

Como já mencionado, das três distâncias, aquela analisada como requisito de desempenho e especificada na missão é a distância de rolagem no solo, ou  $S_{TO_G}$ .

### 3. 8. 1. 5. 1 Distância de rolagem no solo na decolagem

Durante a aceleração da aeronave em solo, cinco forças são aplicadas de maneira simultânea: Tração ( $T$ ), arrasto ( $D$ ), sustentação ( $L$ ), peso ( $W$ ) e a força de atrito entre as rodas e a pista ( $F_f$ ). A Figura 45 apresenta a variação de tais forças durante este segmento da decolagem em aeronaves à hélice.

Figura 45 - Variações das forças durante a corrida em solo



Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

A força de atrito é definida como:

$$F_f = \mu N \quad (187)$$

Sendo  $\mu$  o coeficiente de atrito entre as rodas e o solo e  $N$  a força normal de reação do contato das rodas com a superfície. A Tabela 21 apresenta valores numéricos para o coeficiente de atrito entre as rodas e vários tipos de superfície de pista.

Tabela 21 - Coeficiente de atrito para várias superfícies de pista

Superfície	Coeficiente de atrito, $\mu$
Concreto seco/ asfalto	0,03 – 0,05
Concreto úmido/ asfalto	0,04 – 0,06
Grama curta seca	0,06 – 0,06
Grama curta úmida	0,07 – 0,08
Grama longa seca	0,08 – 0,12
Solo macio	0,01 – 0,03

Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

Com base na segunda lei de Newton o somatório de todas as forças é igual à variação

da quantidade de movimento da aeronave. Aplica-se a segunda lei de Newton nas direções vertical e horizontal. Supondo que a massa da aeronave é constante:

$$\sum F = m \frac{dV}{dt} \quad (188)$$

Na direção vertical, a força normal de reação é igual à soma algébrica do peso da aeronave e sua sustentação. O balanço de forças é mostrado na Equação 189. A sustentação na decolagem pode ser expressa de acordo com a Equação 72, o que leva à Equação 190.

$$N = W - L \quad (189)$$

$$L_{TO} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{TO}} \quad (190)$$

O coeficiente de sustentação na decolagem ( $C_{L_{TO}}$ ) não é constante e varia à medida que o avião é acelerado. A partir das Equações 72 e 75 temos que:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{TO}} \rightarrow C_{L_{TO}} = \frac{2W}{\rho S V^2} \quad (191)$$

Sadraey indica que um fator deve ser adicionado à Equação 191 devido a uma contribuição da tração do motor na direção vertical e, além disso, a mesma referência adota uma velocidade específica para análise, assim:

$$C_{L_{TO}} = 0,9 \frac{2W}{\rho S V_R^2} \quad (192)$$

$V_R$ , como pode ser observado na Figura 44, é a velocidade da aeronave ao final da fase de rolagem no solo.

Nesta velocidade a aeronave inicia a decolagem de fato. A velocidade de rotação pode ser representada em função da velocidade de estol através da Equação 193, em que  $K_{LO}$  é uma constante que vale de 1,1 – 1,3.

$$V_R = K_{LO} V_S \quad (193)$$

A partir da Equação 120 temos que a velocidade de estol é definida pela Equação 194. Substituindo a Equação 194 na Equação 193, tem-se a Equação 195.

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{máx}}}} \quad (194)$$

$$V_R = K_{LO} \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{máx}}}} \quad (195)$$

Na direção horizontal do movimento da aeronave, o balanço de forças é dado pela Equação 196. Isolando a aceleração na Equação 196, tem-se a Equação 197.

$$T - D - \mu N = m \frac{dV}{dt} = ma \quad (196)$$

$$a = \frac{T - D - \mu N}{m} \quad (197)$$

O arrasto na decolagem ( $D_{TO}$ ) pode ser expresso de acordo com a Equação 73,

levando à Equação 198.

$$D_{TO} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_{TO}} \quad (198)$$

$C_{D_{TO}}$  por sua vez pode ser obtido a partir da polar de arrasto, conforme a Equação 199. Segundo (Sadraey, 2017), aeronaves da aviação geral,  $C_{D_{0_{TO}}} = 0,03 - 0,05$ .

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{0_{TO}}} + K C_{L_{TO}}^2 \quad (199)$$

Manipulando a definição de aceleração pode-se encontrar a distância percorrida em função de variáveis conhecidas:

$$a = \frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dS} \frac{dS}{dt} = \frac{dV}{dS} V \rightarrow a dS = V dV \quad (200)$$

Integrando ambos os lados é obtida a distância de rolamento no solo, conforme a Equação 201. Substituindo a aceleração da Equação 201 pela Equação 197, a Equação 201 pode ser reescrita conforme a Equação 202.

$$S_{TOG} = \int \frac{V}{a} dV \quad (201)$$

$$S_{TOG} = \int \frac{mV}{T - D - \mu N} dV \quad (202)$$

Substituindo a força normal pela Equação 198 e aplicando as Equações 198 e 190 para arrasto e sustentação respectivamente, temos que:

$$S_{TOG} = \int \frac{mV}{T - \mu W - \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})} dV \quad (203)$$

A Equação 203 deve ser integrada de zero até a velocidade de rotação ( $V_R$ ). Ao substituir  $V_R$  pela Equação 195, temos que a distância de rolagem no solo é definida pela Equação 204. Isolando a razão ( $T/W$ ) na Equação 204, tem-se a Equação 205:

$$S_{TOG} = \left( \frac{W}{S} \right) \frac{1}{\rho g (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})} \ln \left[ \frac{(T/W) - \mu}{(T/W) - \mu - \frac{K L O^2 (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})}{C_{L_{máx}}}} \right] \quad (204)$$

$$\left( \frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{\mu - \left[ \mu + \frac{K L O^2 (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})}{C_{L_{máx}}} \right] \exp \left( \frac{S_{TOG} \rho g (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})}{(W/S)} \right)}{1 - \exp \left( \frac{S_{TOG} \rho g (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})}{(W/S)} \right)} \quad (205)$$

O próximo passo é a conversão de tração para potência, mais comum em análises envolvendo aeronaves à hélice. É utilizada a seguinte relação:

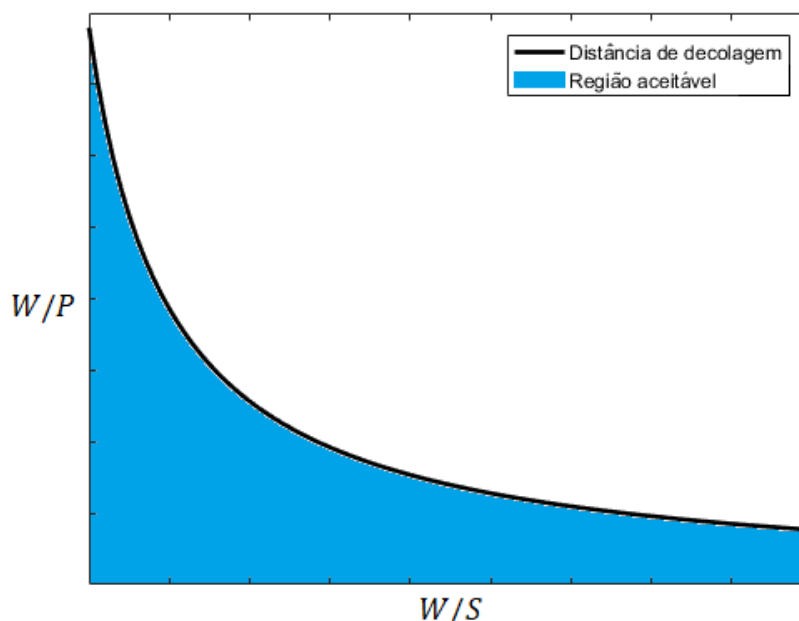
$$T_{TO} = \frac{\eta_p P}{V_R} \quad (206)$$

Deve-se ter em mente que a potência na decolagem é máxima. Substituindo a Equação 206 na Equação 205, aplicando a Equação 193 que relaciona  $V_R$  com a velocidade de estol e invertendo ambos os lados:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{\eta_p \left[ 1 - \exp\left(\frac{S_{TOG} \rho g (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})}{W/S}\right) \right]}{K_{LO} V_S \left[ \mu - \left[ \mu + \frac{K_{LO}^2 (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})}{C_{L_{max}}} \right] \exp\left(\frac{S_{TOG} \rho g (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})}{W/S}\right) \right]} \quad (207)$$

A Equação 207 representa a função restritiva, que limita a carga de potência da aeronave, dada a distância de decolagem como requisito de desempenho. Para descobrir a região aceitável do diagrama de restrição é preciso observar o parâmetro  $S_{TOG}$  da equação. Conforme a distância de decolagem aumenta, a magnitude da carga de potência também aumentará. Uma vez que menores distâncias de decolagem são admissíveis, menores cargas de potência também são admissíveis. Portanto a região aceitável é aquela abaixo da curva de restrição.

Figura 46 - Região aceitável com distância de decolagem como requisito



Fonte: Autor

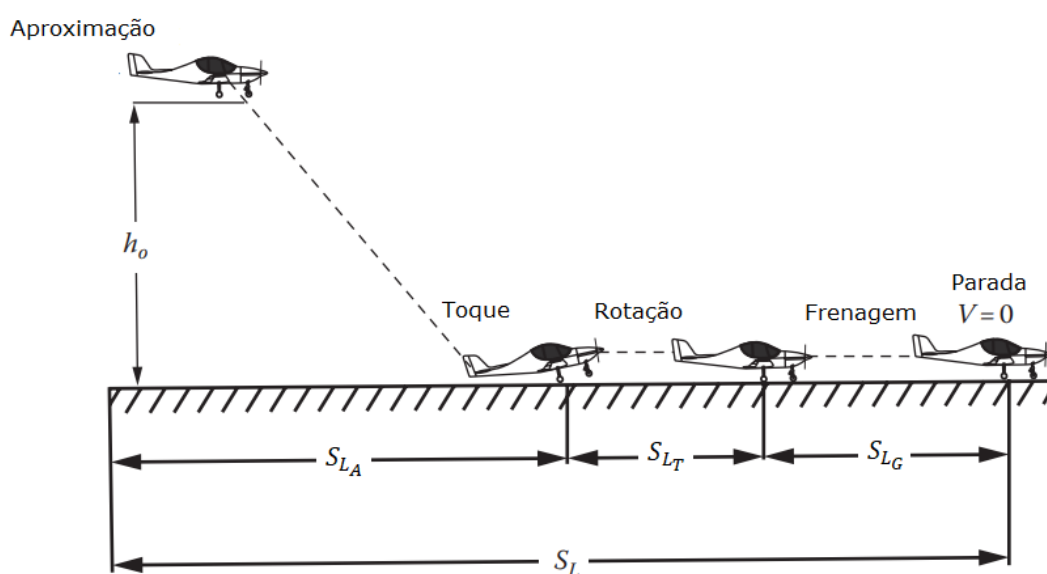
### 3. 8. 1. 6 Distância de pouso

O pouso é a última fase de um voo convencional. Uma operação de pouso inicia-se com a aproximação, passa pela rotação, frenagem e termina com a parada completa da aeronave. Esta fase não é apenas uma operação inversa à decolagem, pois existem algumas diferenças importantes a serem consideradas. Na decolagem o motor opera com máxima potência enquanto que no pouso a potência é mínima ou nula. O peso é outro fator que muda, no pouso é muito menor que na decolagem, pois uma grande quantidade de combustível já foi

consumida. Em geral, a diminuição de peso causa uma menor distância percorrida até a parada, que é de 20% - 30% menor que a distância de decolagem. Durante o pouso a força de frenagem é fundamental na desaceleração da aeronave.

O pouso é medido desde a aproximação sobre um obstáculo imaginário até a parada completa da aeronave em solo. É dividida em três segmentos: (1) Aproximação (2) Rotação e (3) Frenagem. Suas respectivas distâncias são:  $S_{LA}$ ,  $S_{LT}$  e  $S_{LG}$ . A Figura 47 ilustra o pouso de uma aeronave bem como as distâncias de cada segmento.

Figura 47 - Segmentos da distância de pouso



Fonte: Sadraey (2017) - Adaptado

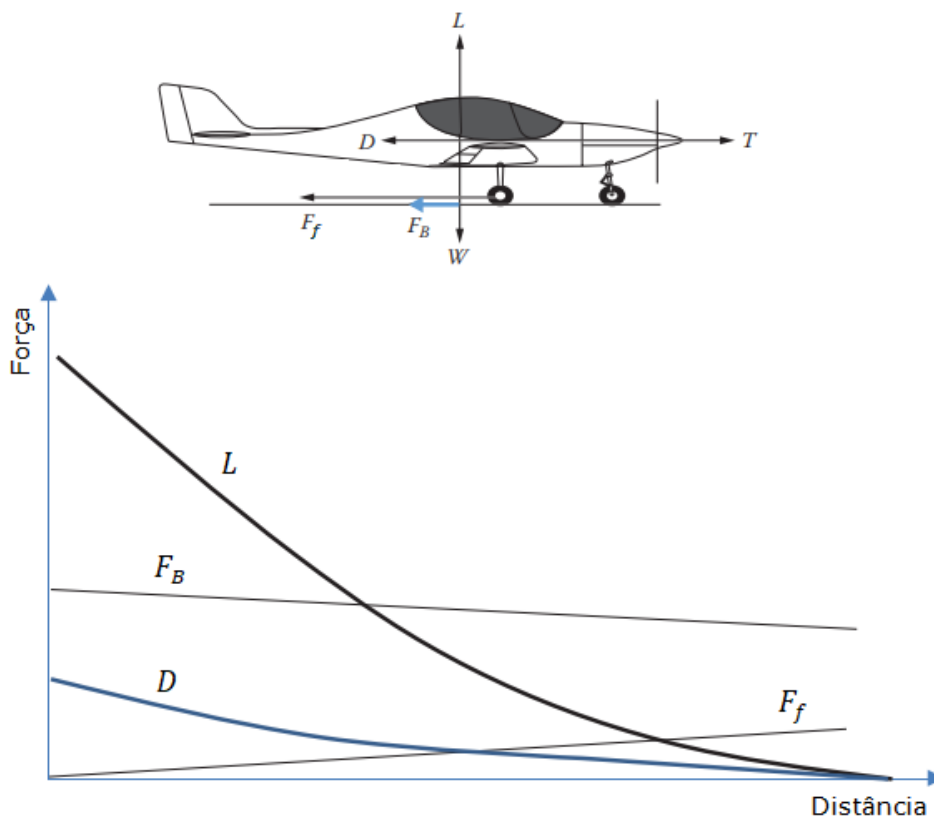
Semelhante à decolagem, o parâmetro de desempenho mais importante é o trecho em que há contato da aeronave com a pista. Quanto mais curta a corrida no solo, melhor o desempenho da aeronave. Portanto, apenas a distância de corrida no solo é tratada nesta etapa de projeto.

### 3. 8. 1. 6. 1 Distância de rolagem no solo no pouso

Durante a desaceleração da aeronave em solo, seis forças agem sobre a aeronave simultaneamente: Peso ( $W$ ), arrasto ( $D$ ), sustentação ( $L$ ), força de frenagem, que não inclui os freios aerodinâmicos ( $F_B$ ), a força de atrito entre as rodas e a pista ( $F_f$ ) e a força de tração ( $T$ ). A força de tração nesta fase é mínima. A Figura 48 apresenta a disposição de tais forças,

bem como suas variações durante a corrida no solo.

Figura 48 - Variação das forças durante a corrida no solo



Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

A força de atrito entre as rodas e a pista ( $F_f$ ) é encontrada através da Equação 187 que, na configuração de pouso, assume a seguinte forma:

$$F_f = \mu_L N \quad (208)$$

O coeficiente de atrito entre as duas superfícies é aumentado durante o pouso devido ao acionamento dos freios nas rodas. A Tabela 22 apresenta valores numéricos para o coeficiente de atrito entre as rodas, com freios acionados, e vários tipos de superfície de pista.

Tabela 22 - Coeficiente de atrito com freios para várias superfícies de pista

Superfície	Coeficiente de atrito, $\mu_L$
Concreto seco/ asfalto	0,04 – 0,06
Concreto úmido/ asfalto	0,05 – 0,07
Gramma curta seca	0,06 – 0,07
Gramma curta úmida	0,08 – 0,09
Gramma longa seca	0,09 – 0,14
Solo macio	0,13 – 0,14

Fonte: Sadraey (2017) – Adaptado

A força de frenagem  $F_B$  é uma função do mecanismo de freio e velocidade da aeronave. Ela pode ser aproximada por uma força de atrito em função do peso da aeronave, conforme a Equação 209. Valores típicos para  $\mu_B$  estão entre 0,1 – 0,5.

$$F_B = \mu_B W \quad (209)$$

Na dedução da equação que fornece a distância de rolagem no solo, aplica-se primeiro a Equação 188, que trata da segunda lei de Newton, nas direções vertical e horizontal. Na direção vertical, temos a Equação 210.

$$\sum F = 0 \rightarrow N = W - L \quad (210)$$

A sustentação no pouso pode ser expressa de acordo com a Equação 72, levando à Equação 211.

$$L_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_L} \quad (211)$$

O coeficiente de sustentação no pouso é estimado a partir das Equações 72 e 75, levando à Equação 212, em que  $V_L$  a velocidade de aterrissagem da aeronave.

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V_L^2 S C_{L_L} \rightarrow C_{L_L} = \frac{2W}{\rho S V_L^2} \quad (212)$$

Semelhante à velocidade de rotação durante a decolagem, a velocidade de aterrissagem pode ser expressa em função da velocidade de estol, através da Equação 213, em que  $K_L$  uma constante que vale de 1,1 – 1,3.

$$V_L = K_L V_S \quad (213)$$

Substituindo a Equação 194, que apresenta a velocidade de estol, na Equação 213, tem-se a Equação 214.

$$V_L = K_L \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{máx}}}} \quad (214)$$

Diferentemente da direção vertical, na direção horizontal, o balanço de forças é dado pela Equação 215.

$$\sum F = m \frac{dv}{dt} \rightarrow T - D - F_f - F_B = ma \quad (215)$$

A força de tração é sempre nula durante a rolagem no solo a menos que haja uma força de resistência proveniente do motor, conhecida como reverso. Portanto, para aeronaves da aviação geral, a Equação 215 pode ser reescrita conforme a Equação 216.

$$\sum F = m \frac{dV}{dt} \rightarrow D - F_f - F_B = ma \quad (216)$$

Isolando a aceleração na Equação 216, tem-se a relação estabelecida pela Equação 217.

$$a = \frac{D - F_f - F_B}{m} \quad (217)$$

A força de arrasto na aterrissagem pode ser expressa de acordo com a Equação 73, levando à Equação 218.

$$D_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_L} \quad (218)$$

$C_{D_L}$ , por sua vez, pode ser obtido a partir da polar de arrasto, levando à Equação 219.

$$C_{D_L} = C_{D_{0L}} + K C_{L_L}^2 \quad (219)$$

O coeficiente de arrasto parasita durante o pouso é estimado estatisticamente. De acordo com (Sadraey, 2017), o  $C_{D_{0L}}$  de aeronaves da aviação geral vale de 0,035 – 0,055.

Da mesma forma que foi feito no tópico referente à decolagem, integra-se a Equação 200, que trata da aceleração, de ambos os lados, obtendo a Equação 220. Substituindo a aceleração na Equação 220 pela Equação 217, tem-se a Equação 221.

$$S_{L_G} = \int \frac{V}{a} dV \quad (220)$$

$$S_{L_G} = \int \frac{mV}{D - F_f - F_B} dV \quad (221)$$

Substituindo cada termo força da Equação 196 por suas definições, temos que, a Equação 221 se transforma na Equação 222.

$$S_{L_G} = \int \frac{mV}{\frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_L} - \mu_L C_{L_L}) - W(\mu_L - \mu_B)} dV \quad (222)$$

Integrando de zero, até a velocidade  $V_L$  é encontrada a distância percorrida durante a rolagem no solo no pouso, tem-se a Equação 223. Substituindo  $V_L$  na Equação 223 pela Equação 214, e reorganizando os termos, tem-se a Equação 224. Isolando a carga alar na Equação 124, tem-se a Equação 225.

$$S_{L_G} = \frac{m}{\rho S (C_{D_L} - \mu_L C_{L_L})} \ln \left[ \frac{\frac{1}{2} \rho S m (C_{D_L} - \mu_L C_{L_L}) V_L^2 + W(\mu_B + \mu_L)}{W(\mu_B + \mu_L)} \right] \quad (223)$$

$$S_{L_G} = \frac{W}{\rho S g (C_{D_L} - \mu_L C_{L_L})} \ln \left[ 1 + \frac{K_L^2 (C_{D_L} - \mu_L C_{L_L})}{C_{L_{m\acute{a}x}} (\mu_B + \mu_L)} \right] \quad (224)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{S_{LG}} = \frac{S_{LG} \rho g (C_{DL} - \mu_L C_{LL})}{\ln \left[ 1 + \frac{K_L^2 (C_{DL} - \mu_L C_{LL})}{C_{L_{m\acute{a}x} (\mu_B + \mu_L)} \right]} \quad (225)$$

A carga alar no pouso deve ser convertida para a carga alar na condição de decolagem, que é aquela adotada para a análise de todos os demais requisitos de desempenho. Isso é necessário porque o peso varia muito devido ao consumo de combustível durante a missão. Para tal, estima-se que o peso no pouso é igual ao peso máximo de decolagem menos o peso do combustível consumido, como pode ser observado na Equação 226. Dividindo toda a Equação 226 por  $W_{TO}$ , tem-se a Equação 227.

$$W_L = W_{TO} - W_F \quad (226)$$

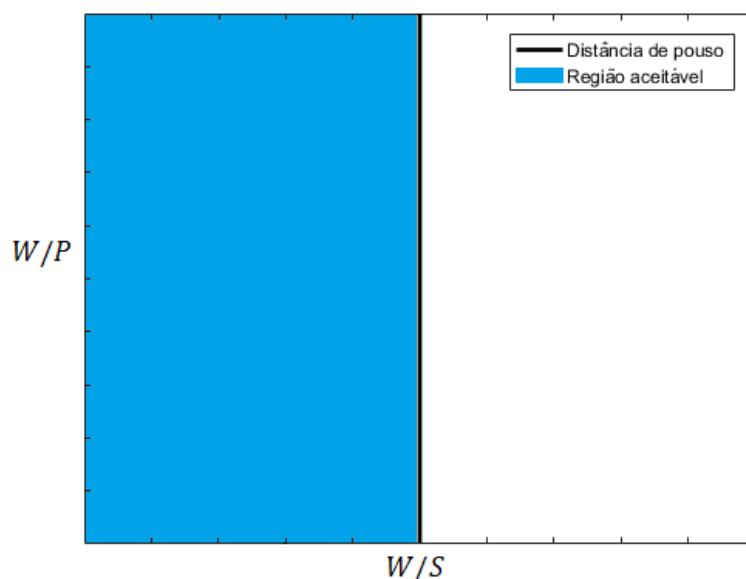
$$\frac{W_L}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_F}{W_{TO}} \quad (227)$$

A razão ( $W_F/W_{TO}$ )  conhecida como fração de combustível, e seu cáculo já foi abordado na seção de estimativa inicial de peso. Assim, basta dividir a carga alar da Equação 225 por ( $W_L/W_{TO}$ ). A Equação 225 pode então ser reescrita:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{S_{LG}} = \left(1 - \frac{W_F}{W_{TO}}\right) \frac{S_{LG} \rho g (C_{DL} - \mu_L C_{LL})}{\ln \left[ 1 + \frac{K_L^2 (C_{DL} - \mu_L C_{LL})}{C_{L_{m\acute{a}x} (\mu_B + \mu_L)} \right]} \quad (228)$$

A Equação 228 representa a função restritiva, que limita a carga de potência da aeronave, dada a distância de pouso como requisito de desempenho. Como observado, a carga de potência não exerce nenhuma influência na carga alar. Com isso, no diagrama, a curva de restrição sempre aparece como uma reta vertical. Para descobrir a região aceitável do diagrama de restrição é preciso observar o parâmetro  $S_{LG}$  da equação. Conforme a distância de pouso aumenta, a magnitude da carga alar também aumentar. Uma vez que menores distâncias de pouso so admissíveis, uma menor carga alar também  admissível. Portanto a região aceitável é aquela à esquerda da curva de restrição.

Figura 49 - Região aceitável com distância de pouso como requisito



Fonte: Autor

#### 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Com o intuito de validar as equações obtidas pela metodologia proposta, é feita uma comparação com as metodologias tradicionais aqui discutidas, como (Roskam, 1985) e (Raymer, 2018). Para tal, utilizou-se o Matlab como ferramenta computacional para a implementação das mesmas. O resultado se resume no peso de decolagem estimado e no gráfico de restrições. Para a obtenção da área da asa e da potência do motor necessárias para aeronave projetada em cada metodologia, basta dividir o peso de decolagem pela carga alar e carga de potência respectivamente em algum ponto escolhido dentro da região aceitável dos gráficos de restrição.

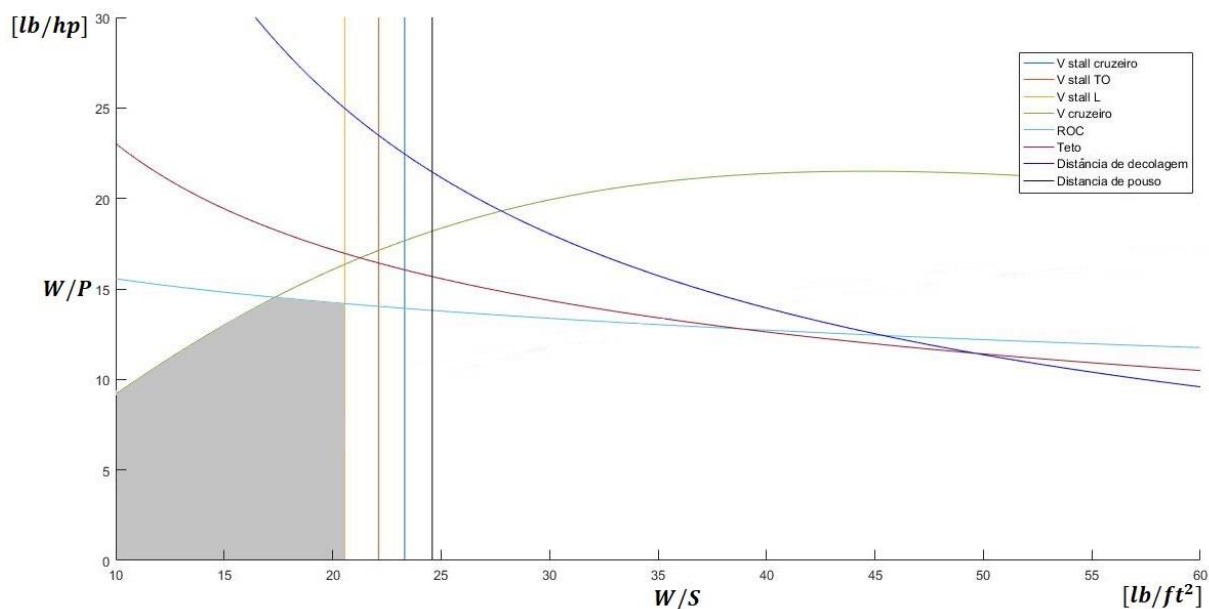
Buscou-se por parâmetros de entrada e dados de desempenho típicos de duas categorias de aeronaves da aviação geral: monomotor pistão e monomotor turboélice. Os mesmos dados foram inseridos nas três metodologias. Os pesos de decolagem e os gráficos de restrições com suas respectivas regiões aceitáveis de tais aeronaves em cada metodologia podem ser observados a seguir.

Tabela 23 - Pesos de decolagem de cada categoria de aeronave nas três metodologias

Metodologia	Categoria da aeronave	Peso de decolagem [lb]
Proposta	Pistão	3168
	Turboélice	4700
Roskam	Pistão	3700
	Turboélice	5000
Raymer	Pistão	3475
	Turboélice	4700

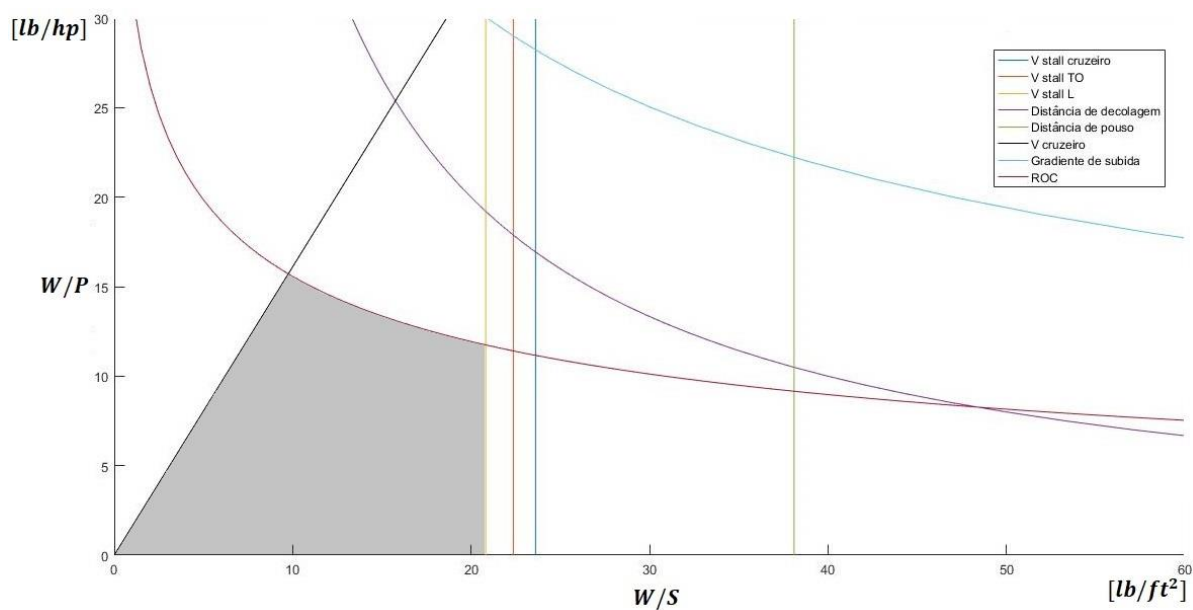
Fonte: Autor.

Figura 50 - Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras a pistão de acordo com a metodologia proposta



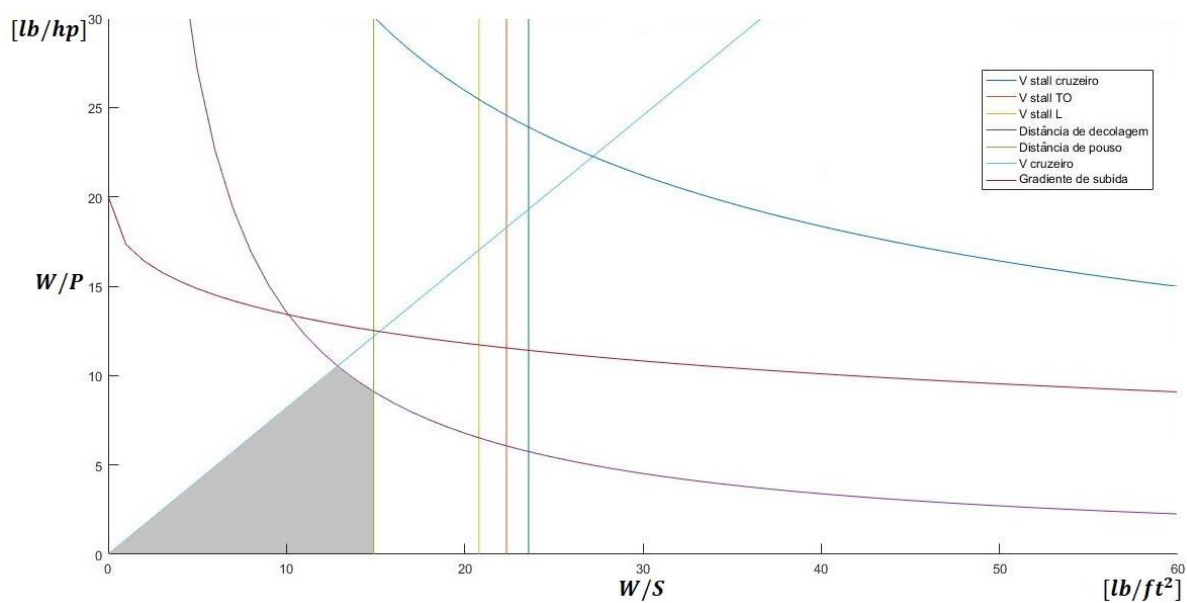
Fonte: Autor

Figura 51 - Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras a pistão de acordo com a metodologia de Roskam



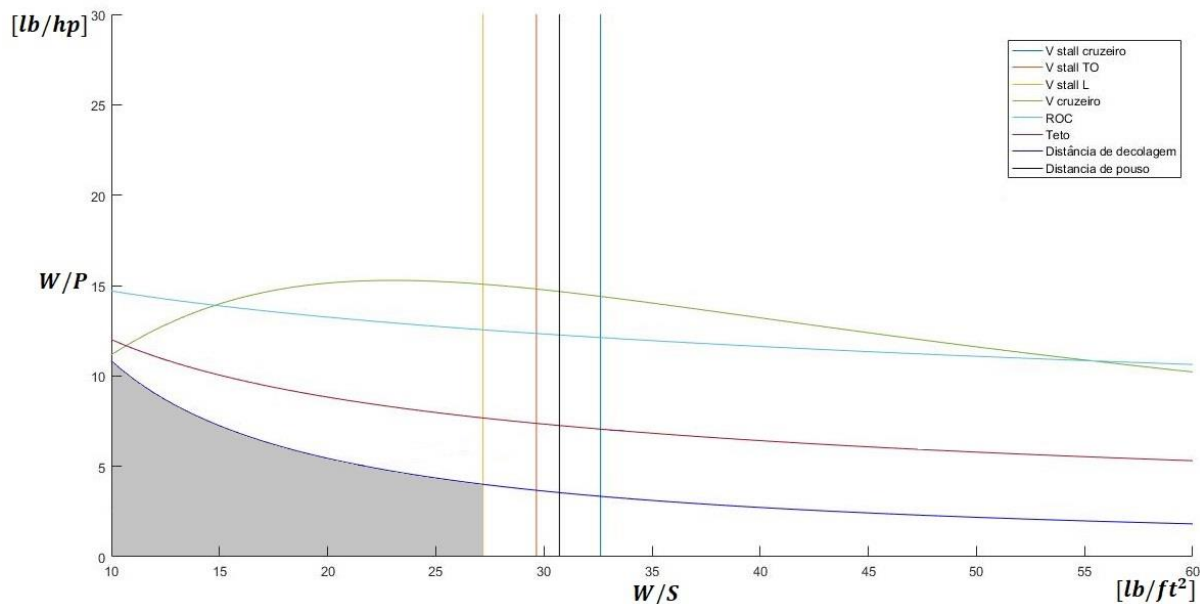
Fonte: Autor

Figura 52 - Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras a pistão de acordo com a metodologia de Raymer



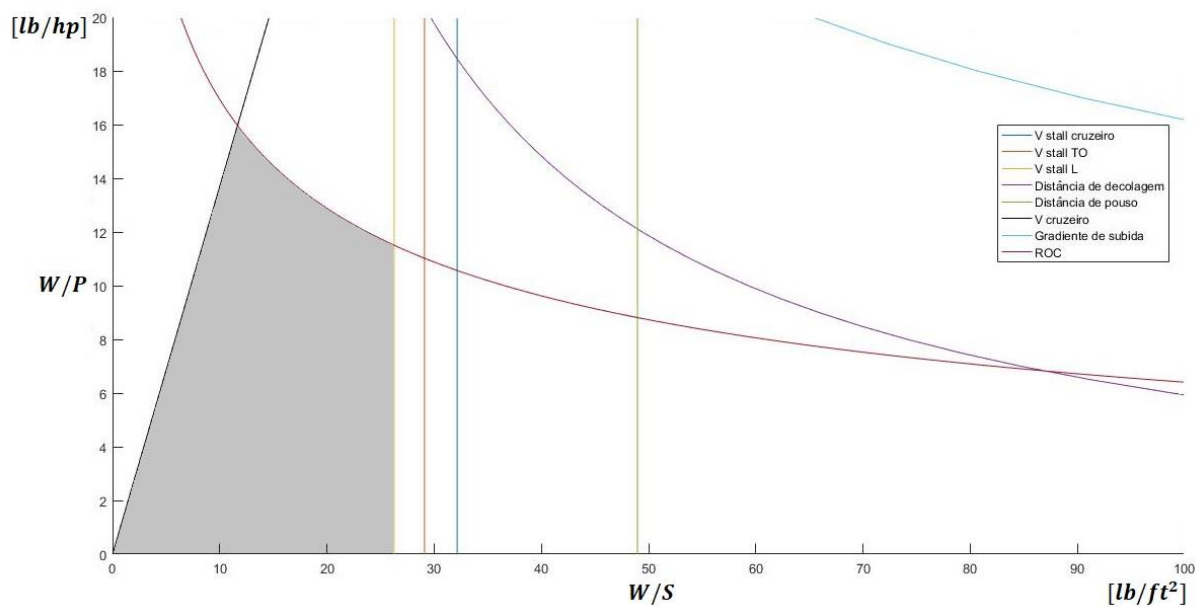
Fonte: Autor

Figura 53 - Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras turboélicas de acordo com a metodologia proposta



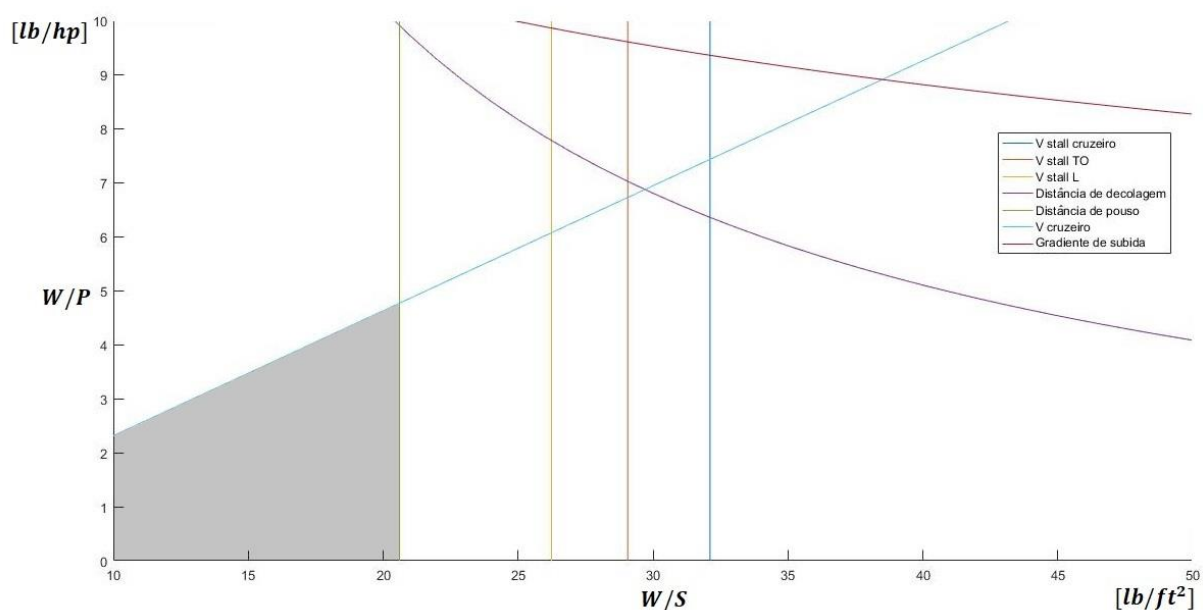
fonte: Autor

Figura 54 - Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras turboélicas de acordo com a metodologia de Roskam



Fonte: Autor

Figura 55 - Gráfico de restrições com região aceitável em destaque para aeronaves monomotoras turboélicas de acordo com a metodologia de Raymer

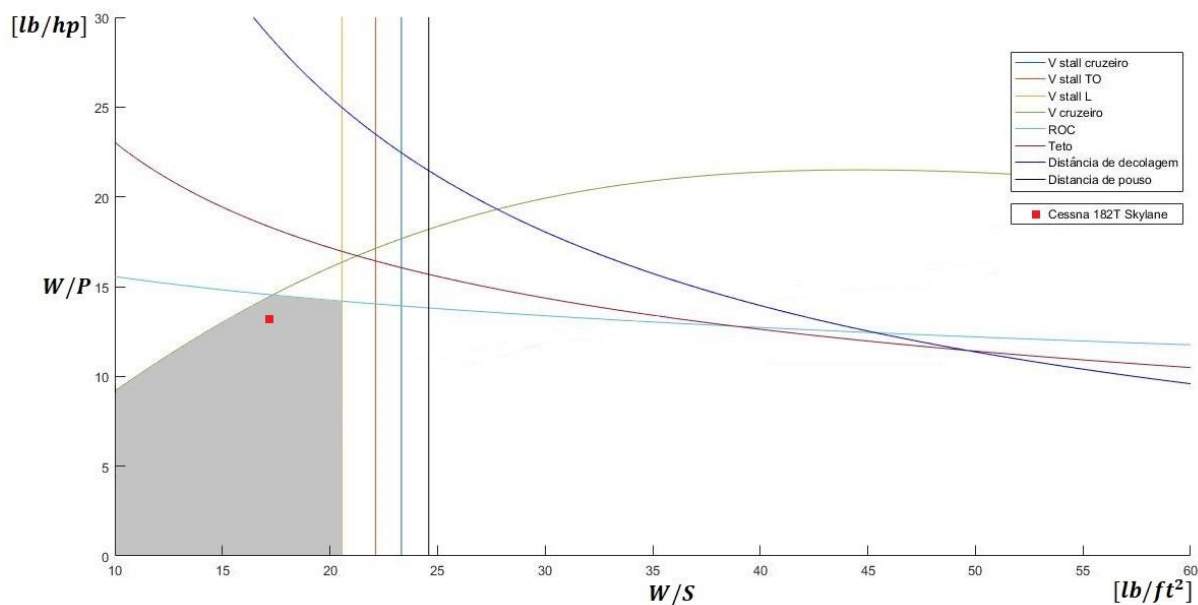


Fonte: Autor

Hajam vista os resultados obtidos pelas diferentes metodologias, podem ser observados alguns pontos. No geral, a metodologia proposta impõe limites semelhantes às demais metodologias.

Para efeito de ilustração, é válido observar o posicionamento da aeronave Cessna 182T Skylane, uma aeronave monomotor movida a pistão consolidada comercialmente, dentro do diagrama de restrição da metodologia proposta. Esta aeronave possui um peso de decolagem igual a 3100 lb, uma carga alar igual a 17,66 lb/ft<sup>2</sup> e uma carga de potência igual a 13,48 lb/hp.

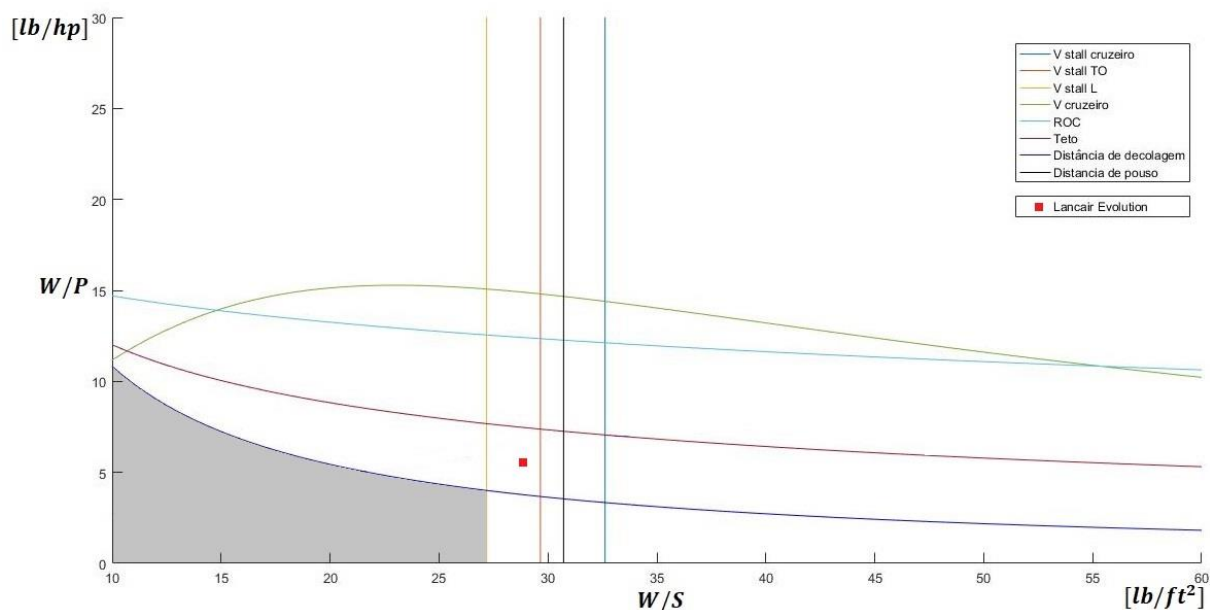
Figura 56 - Cessna 182T Skylane no diagrama de restrição da metodologia proposta



Fonte: Autor

O posicionamento da aeronave dentro dos limites propostos para requisitos de desempenho comuns a aeronaves movidas a pistão da aviação geral indica que a metodologia cumpre com êxito aquilo que foi proposta. Porém, isso é apenas um indicativo. À medida que o projeto de uma aeronave avança, dados experimentais e melhores estimativas de peso são inseridos nos estudos. Dito isto, observa-se o posicionamento da aeronave Lancair Evolution no gráfico de restrições da metodologia proposta para aeronaves turboélicas. Esta aeronave possui um peso de decolagem igual a 4300lb, uma carga alar igual a 29 lb/ft<sup>2</sup> e uma carga de potência igual a 5,7 lb/hp.

Figura 57 - Lancair Evolution no diagrama de restrição da metodologia proposta



Fonte: Autor

O posicionamento da aeronave fora dos limites não significa que a metodologia foi falha. Neste caso deve-se observar que a aeronave está nas proximidades da região aceitável. Muito provavelmente, durante a fase de projeto conceitual, esta aeronave se enquadrava dentro dos limites estabelecidos pelo diagrama de restrição. Mudanças posteriores levaram a uma maior carga alar e carga de potência.

## 5 CONCLUSÕES

Este trabalho apresentou uma proposta de metodologia particular no que diz respeito ao projeto conceitual de aeronaves. A proposta de metodologia dá ênfase na contribuição que os dados estatísticos e os requisitos de desempenho oferecem às fases iniciais do projeto, mais especificamente na obtenção de parâmetros fundamentais e extremamente relevantes no desenho de qualquer aeronave: a área da asa e a potência do motor. Seguindo as metodologias tradicionais, a obtenção de tais parâmetros se dá através do gráfico de restrições, também chamado de diagrama de projeto.

Além de apresentar resultados contundentes com a realidade das demais metodologias, este trabalho apresenta ainda todo o desenvolvimento detalhado das equações e deduções que regem sua conduta. Isso possibilita um melhor entendimento e diminui a probabilidade de erros por parte do leitor ao utilizá-lo.

Outro ponto a ser destacado é a compilação de dados e características de aeronaves da aviação geral, mais precisamente de monomotores e bimotores movidos a pistão e turboélices. Este material, organizado nas tabelas dos apêndices, é fruto de extensa pesquisa que além de fornecer dados pertinentes a cada análise aqui abordada, oferece também informações a outras etapas do projeto de aeronaves, como configurações geométricas típicas, expandindo sua aplicabilidade.

No geral, o uso de ferramentas deste tipo auxilia o projetista e diminui consideravelmente o retrabalho nas etapas mais avançadas do projeto de uma aeronave.

### 5. 1. Sugestões de trabalhos futuros

O presente trabalho dá uma boa base para o projeto conceitual de aeronaves, dentro daquilo que foi proposto. Entretanto é sabido que pode ser melhorado. Dito isto, são sugeridos alguns pontos que podem ser desenvolvidos em trabalhos futuros:

- Desenvolvimento da mesma metodologia para outras categorias de aeronaves, como jatos;
- Inclusão de outras metodologias já consolidadas para comparação dos resultados, como Torenbeek, Sadraey e Gudmundsson;
- Inclusão de novos requisitos de desempenho nas análises;
- Desenvolvimento de uma aeronave utilizando esta metodologia em sua fase conceitual.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON, J.D., **Fundamentals of aerodynamics**, 3. ed., New York, NY, USA: McGraw-Hill, 2001.

BARROS, C.P. ,**Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas**, 2001, Tese (Doutorado) – Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2001.

BERTIN, L.J. and CUMMINGS, R.M., **Aerodynamics for Engineers**, 5. ed., Upper Saddle River, NJ, USA: Pearson/Prentice Hall, 2009.

BRASIL. Comando da Aeronáutica. Departamento de Aviação Civil. Instituto de Aviação Civil. **MMA 58-1: Glossário de termos técnicos de aviação civil**. Rio de Janeiro, 1989.

BRIDGEMAN, L., **Jane's All The World Aircraft**, London, England: Jane's Publishing Company, 1946.

CAVALLO, B., **Subsonic Drag Estimation Methods**, U.S. Naval Air Development Center, Rept. NADC-A W-6604, 1966.

GAMA, **GAMA 2019 Annual Report**, USA: 2019

GUDMUNDSSON, S., **General aviation aircraft design: applied methods and procedures**, Kidlington, Oxford: Elsevier, 2014.

HOAK, D. E., **USAF stability and control datcom**, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Dayton, OH, 1978.

HOWE, D., **Aircraft Conceptual Design Synthesis**, Chippenham, UK: Professional Engineering Publishing, 2000.

JACKSON, P., **Jane's All The World Aircraft**, London, England: Jane's Publishing Company, 2004.

JACKSON, P., **Jane's All The World Aircraft**, London, England: Jane's Publishing Company, 2012.

LAN, C.E. and ROSKAM, J., **Airplane Aerodynamics and Performance**, Ottawa, KS, USA: Roskam Aviation and Engineering Corp., 1981.

LOFTIN, L.K., **Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance**, Langley Research Center, Washington, DC, USA: NASA, 1980.

MIZNER, R. A., CHAMPION, K. S. W., POND, H. L., 1959 **ARDC model atmosphere**, AFCRC-TR-59-267, Air Force Surveys in Geophysics N°. 11, Bedford, MA, 1987.

NETO, G. K., **Projeto Conceitual de uma Aeronave de Baixo Custo Operacional da Categoria LSA**, 2018, Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2018.

PINHEIRO, F., **Análise Evolutiva de Aeronaves da Aviação Geral**, 2021, Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade Estadual Paulista Júlio de Mesquita Filho, São João da Boa Vista, 2021.

RAYMER, D. P., **Aircraft Design: A Conceptual approach**, 6. ed., Blacksburg, VA, USA: AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics), 2018.

ROSKAM, J., **Airplane Design - Part I Preliminary Sizing of Airplanes**, Ottawa, KS, USA: Roskam Aviation and Engineering Corp., 1985.

SADRAEY, M. H., **Aircraft Design: a systems engineering approach**, Chichester West, Sussex, UK: John Wiley and Sons, 2013.

SADRAEY, M. H., **Aircraft Performance: an engineering approach**, Boca Raton, FL, USA: Taylor & Francis, 2017.

TAYLOR, J.W.R., **Jane's All The World Aircraft**, London, England: Jane's Publishing Company, 1984.

TORENBEEK, E., **Synthesis of Subsonic Airplane Design**, Delf, Holanda: Delf University Press, 1982.

TORENBEEK, E., **Advanced aircraft design: conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes**, Chichester, West Sussex, UK: John Wiley and Sons, 2013.

## APÊNDICE A – Tabela comparativa de aeronaves monomotoras a pistão

TABELA COMPARATIVA - MONOMOTOR (PISTÃO)	Unidade	1	2	3	4	5	6
Fabricante		CESSNA	CESSNA	SOCATA	ILYUSHIN	BEECHCRAFT	BEECHCRAFT
AERONAVE		172S Skyhawk SP	T210M Centurion	TB20	IL103	G36 Bonanza	B380TC Turbo Bonanza
<b>Configuração interna</b>							
Nº de assentos		4	6		4	4	6
Nº de tripulantes		1	1		1	1	1
Nº de passageiros		3	5		3	3	5
<b>Dimensões externas</b>							
Envergadura	ft	36.08	36.77		32.71	34.64	33.497
Comprimento total	ft	27.16	28.18		25.42	26.246	27.493
Altura total	ft	8.92	9.41		9.33	10.28	8.593
Comprimento da cabine	ft	11.843				8.694	12.598
Altura da cabine	ft	4	4		3.93	4.166	4.166
Largura da cabine	ft	3.28	3.6		4.2	4.265	3.51
Corda na raiz	ft	5.33	1.68		6.56	5.987	7.283
Corda na ponta	ft	3.67	1.22		6.56	3.149	3.608
<b>Características da Asa</b>							
Forma em planta		Reto-trapezoidal	Trapezoidal	Retangular	Trapezoidal	Trapezoidal	Trapezoidal
Razão de aspecto		7.5		7.7	8.2	7.6	6.2
Diedro	graus	1.12		0	6.5		6
Perfil na raiz		NACA 2412	NACA 2412	RA 16.3C3		NACA 23016.5	NACA 23016.5
Perfil na ponta		NACA 2412	NACA 0012	RA 16.3C3		Naca 23012	NACA 23010.5
<b>Características das empenagens</b>							
Razão de aspecto EH		6.027	3.502		4.423	10.28	3.873
Envergadura EH	ft	11.4	13		12.07	12.8	12.2
Corda na raiz	ft		4.429				3.707
Corda na ponta	ft		2.329				2.624
<b>Áreas</b>							
Asa	ft²	174	175.5		128.1	158.4	182.66
Empenagem horizontal	ft²	36.09	48.22		32.72	36.82	36.82
Profundor	ft²	14.53			16.79	18	18
Empenagem Vertical	ft²	18.67			15.07	15.6	15.6
Lame	ft²	7.43			6.03	5.60	5.60
<b>Peso e Cargas</b>							
Peso vazio	lbs	1644	2324		1764	1984	2230
Peso máximo de decolagem	lbs	2550	3800		3086	2888	3650
Carga útil	lbs	906	1476		1322		865
Peso do combustível	lbs	318	540.13			330	444
Carga alar máxima	lbs/sq.ft	14.08	20.54		24.10	18.24	20.17
<b>Desempenho</b>							
Max level speed	kn	126	205				176
never exceed speed	kn	158	203		187	183	203
Cruise speed 75%	Kn	124	198		163		176
Maneuver speed	kn	105	129		129		139
Stall speed c/ flaps	kn	48	58		59	60	59
Stall speed s/ flaps	kn	53	67		70	64	68
Climb rate	ft/min	730	1030		1200	623	1208
Service Ceiling	ft	14000	28500		20000	9840	18500
Takeoff run	ft	945	1151.57		1193	1250	1185
Landing run	ft	550	764.43		755	1050	920
Alcance	mn	638			1100	500	930
<b>Grupo Motopropulsor</b>							
Tipo de motor		Pistão	Pistão, turbocharged	Pistão	Pistão	Pistão, turbocharged	Pistão, turbocharged
Nº de motores		1	1	1	1	1	1
Motor/Modelo		Lycoming IO-360-L2A	Continental TSIO-520-T	Lycoming IO-540-C4D5D	Continental IO-360-E52B	Continental IO-550B	Continental TSIO-520-UB
Potência	hp	160	310		250	210	300
Peso do motor	lbs		426.10				406
Hélice/Modelo		McCaughey	McCaughey	Hartzell	Hartzell	Hartzell	Hartzell
Nº de pás		2	3		2	2	3
Ø Hélice	in	74.4	80		87	82	80
Peso/Potência	lbs/hp	15.31	12.258		12.35	13.75	12.164
<b>Características gerais</b>							
Posição da asa		Alta	Alta	Baixa	Baixa	Baixa	Baixa
Posição do motor		Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz
Posição da empenagem		Convencional	Convencional	Convencional	Convencional	Convencional	Convencional
Tipo de trem de pouso		Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil
Material utilizado		Metal	Metal	Metal	Metal	Metal	Metal
Ano de fabricação		1998	1977		1984	1994	2006
Cost	US\$	307500	325900		520000	153500	760000
							1982
							350000

Fonte: Autor

## APÊNDICE A – Tabela comparativa de aeronaves monomotoras a pistão

TABELA COMPARATIVA - MONOMOTOR (PISTÃO)	Unidade	7	8	9	10	11	12
Fabricante		COMMANDER	MOONEY	PIPER	PIPER	GIPPSAERO	EXPEDITION
AERONAVE		Commander 115	M20TN Acclaim	PA 28-161 Warrior III	PA32 Saratoga II TC	GAB Airvan	Expedition E350
<b>Configuração interna</b>							
Nº de assentos		4	4	4	6	6	5
Nº de tripulantes		1	1	1	1	1	1
Nº de passageiros		3	3	3	5	7	4
<b>Dimensões externas</b>							
Envergadura	ft	32.742	36.089	35	36.154	40.288	38.156
Comprimento total	ft	24.9	26.738	23.786	27.657	29.363	26.574
Altura total	ft	8.431	8.333	7.283	8.497	12.762	10.334
Comprimento da cabine	ft	6.266	10.498	8.169	10.367	13.156	11.515
Altura da cabine	ft	4.068	3.707	3.74	3.51	3.904	4.166
Largura da cabine	ft	3.904	3.608	3.444	4.068	4.166	4.33
Cordeira na raiz	ft	5.84	7.414	5.249	5.22	5.249	5.797
Cordeira na ponta	ft	2.92	3.379	3.51	3.48	5.249	2.898
<b>Características da Asa</b>							
Forma em planta		Trapezoidal	Trapezoidal	Reto-trapezoidal	Reto-trapezoidal	Retangular	Reto-trapezoidal
Razão de aspecto		7.1	7.4	7.2	7.3	7.9	8.1
Diedro	graus	7	5.5	6	7	2.5	
Perfil na raiz		NACA 63-415	NACA 63.182-215	NACA 65-415	NACA 66-415	V-35	NACA 23016
Perfil na ponta		NACA 63-415	NACA 64.181-412	NACA 65-416	NACA 66-415	V-35	NACA 23016
<b>Características das empenagens</b>							
Razão de aspecto EH			4.12	5.68	5.287	4.177	
Envergadura EH	ft	13.484	11.745	12.992	12.926	13.681	11.745
Cordeira na raiz	ft		3.182	2.46	2.851		4.348
Cordeira na ponta	ft		0.885	2.46	2.851		1.932
<b>Áreas</b>							
Asa	ft²	152	175	170	178.3	208	185
Empenagem horizontal	ft²			29.7	31.60	44.8	
Profundor	ft²		12.05			18.9	
Empenagem Vertical	ft²		14.15	11.5	11.8	22.4	
Lame	ft²		6.23	4.10	4.3	7.9	
<b>Peso e Cargas</b>							
Peso vazio	lbs	2102	2368	1533	2465	2198	2250
Peso máximo de decolagem	lbs	3250	3370	2440	3600	4000	3800
Carga útil	lbs	1158	1001		1140	1725	1500
Peso do combustível	lbs		600				600
Carga alar máxima	lbs/sq.ft	21.38	19.25	14.35	20.19	19.23	20.54
<b>Desempenho</b>							
Max level speed	kn	164	240	177	187		170
never exceed speed	kn		195	171		183	188
Cruise speed 75%	Kn	160		115	185	130	153
Maneuver speed	kn					121	118
Stall speed c/ flaps	kn	54	53	44	63	52	54
Stall speed s/ flaps	kn	60	61	50	67	60	60
Climb rate	ft/min	1070	1375	644	1305	790	1250
Service Ceiling	ft	16800	25000	11000	20000	20000	18000
Takeoff run	ft	1145	960		1110	1000	775
Landing run	ft	720		880	888	1299	610
Alcance	mn	1005	1445	650	859	1600	960
<b>Grupo Motopropulsor</b>							
Tipo de motor		Pistão	Pistão	Pistão	Pistão, turbocharged	Pistão	Pistão
Nº de motores		1	1	1	1	1	1
Motor/Modelo		Lycoming IO-540-T4B5	Continental TSIO-550-G	Lycoming O-320-D3G	Lycoming TIO-540-AH1A	Lycoming IO-540-K1A5	Lycoming O-350-B1A
Potência	hp	260	310	160	300	300	315
Peso do motor	lbs		554.154				
Hélice/Modelo		McCaughey	Hartzell	Sensenich	Hartzell	Hartzell	Hartzell
Nº de pás		3	3	3	3	3	3
Ø Hélice	in	77	76	74	78	91	82
Peso/Potência	lbs/hp	12.50	12.47	15.25	12	13.33	12.06
<b>Características gerais</b>							
Posição da asa		Baixa	Baixa	Baixa	Baixa	Alta	Alta
Posição do motor		Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz
Posição da empenagem		Cruciforme	Convencional	Convencional	Convencional	Convencional	Convencional
Tipo de trem de pouso		Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Fixo	Triciclo/Fixo
Material utilizado		Metal	Metal	Metal	Metal	Metal	Metal
Ano de fabricação		2000	2006	1994	1997	1994	1960
Cost	US\$	497000	699000	201400	500000	940000	460000

Fonte: Autor

## APÊNDICE A – Tabela comparativa de aeronaves monomotoras a pistão

TABELA COMPARATIVA - MONOMOTOR (PISTÃO)	Unidade	13	14	15	16	17	18
Fabricante		ZLIN	CESSNA	TRUE FLIGHT	MAULE	CESSNA	CESSNA
AERONAVE		Z143	182T Skylane	AG-38 Tiger	MT7-235	TTx Corvallis	T206H Turbo Stationair
<b>Configuração interna</b>							
Nº de assentos		4	4	4	4	4	6
Nº de tripulantes		1	1	1	1	1	1
Nº de passageiros		3	3	3	3	3	5
<b>Dimensões externas</b>							
Envergadura	ft	33.267	36	31.496	32.906	35.8	36
Comprimento total	ft	24.868	29	22	23.654	25.2	28.24
Altura total	ft	9.547	9.317	8	8.333	8.98	9.28
Comprimento da cabine	ft		11.155	6.496			12.073
Altura da cabine	ft		4.035	4.03			4.06
Largura da cabine	ft		6.51	3.412	3.510		4.17
Cor da raiz	ft	4.888	5.347	4.429	5.249	4.50	5.34
Cor da ponta	ft	4.888	3.576	4.429	5.249	3.17	3.70
<b>Características da Asa</b>							
Forma em planta		Retangular	Reto-trapezoidal	Retangular	Retangular	Reto-trapezoidal	Reto-trapezoidal
Razão de aspecto		7	7.4	7.1	6.5	9.1	7.4
Diedro	graus	6	1.7		1	5.2	2.23
Perfil na raiz		NACA 632416.5	NACA 2412	NACA642415	USA 35B	NACA 64A215	NACA 2412
Perfil na ponta		NACA 632416.5	NACA 2412	NACA642415	USA 35B	NACA 64A412	NACA 2412
<b>Características das empenagens</b>							
Razão de aspecto EH		3.497	3.459			5.755	6.803
Envergadura EH	ft	9.875	11.7	8.661	10.826	14.1	13
Cor da raiz	ft	2.658	3.932	4.779		2.82	
Cor da ponta	ft	2.658	2.722	1.955		2	
<b>Áreas</b>							
Asa	ft²	159.1	175.5	140.1	165.6	141.2	175.5
Empenagem horizontal	ft²	27.88	39.57			33.47	44.92
Profundor	ft²	14.64	16.61				20.08
Empenagem Vertical	ft²	14.53	18.57				18.57
Lame	ft²	8.72	6.95				6.95
<b>Peso e Cargas</b>							
Peso vazio	lbs	1874	1997	1500	1665	2500	2279
Peso máximo de decolagem	lbs	2976	3100	2400	2500	3600	3600
Carga útil	lbs		1110	989	875	1100	1343
Peso do combustível	lbs		552		438	612.88	528
Carga alar máxima	lbs/sq.ft	18.72	17.66	17.13	15.10	25.50	20.51
<b>Desempenho</b>							
Max level speed	kn	142	150			235	178
never exceed speed	kn	170	175	173	182	230	
Cruise speed 75%	Kn	125	145	143	139	222	164
Maneuver speed	kn					158	125
Stall speed c/ flaps	kn	60	49	53	35	60	54
Stall speed s/ flaps	kn	63	54	56	0.00	73	62
Climb rate	ft/min	964	924	850	1500	1500	1050
Service Ceiling	ft	13680	18100	13800	20000	25000	27000
Takeoff run	ft	560	590	854	250	1279.53	910
Landing run	ft	1250	795	410		1259.84	735
Alcance	mn	620	915	681	478	1250	915
<b>Grupo Motopropulsor</b>							
Tipo de motor		Pistão	Pistão	Pistão	Pistão	Pistão, turbocharged	Pistão, turbocharged
Nº de motores		1	1	1	1	1	1
Motor/Modelo		Lycoming O 540-J3A5	Lycoming IO-540-AB1A5	Lycoming O-360-A4K	Lycoming O 540-J1A5	Continental TSIO-550-C	Lycoming TIO-540-A11A
Potência	hp	235	230	180	235	310	310
Peso do motor	lbs					442	
Hélice/Modelo		MT Propeller	McCaughey	Sensenich	Hartzell	McCaughey	McCaughey
Nº de pás		3	3	2	2	3	3
Ø Hélice	in	77	79	76	80	78	79
Peso/potência	lbs/hp	12.66	13.48	13.33	10.64	11.61	11.61
<b>Características gerais</b>							
Posição da asa		Baixa	Alta	Baixa	Alta	Baixa	Alta
Posição do motor		Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz
Posição da empenagem		Convencional	Convencional	convencional	Convencional	Convencional	Convencional
Tipo de trem de pouso		Triciclo/Fixo	Triciclo/Fixo	Triciclo/Fixo	Triciclo/Fixo	Triciclo/Fixo	Triciclo/Fixo
Material utilizado		Metal	Metal	Metal	Metal	Compósito	Compósito
Ano de fabricação		1992	2010	2001	1992	2004	1998
Cost	US\$	150000	390000	235000	214900	799000	525000

Fonte: Autor

## APÊNDICE A – Tabela comparativa de aeronaves monomotoras a pistão

TABELA COMPARATIVA - MONOMOTOR (PISTÃO)	Unidade	19	20	21	22	23
Fabricante		CIRRUS	EXTRA	LANCAIR	DIAMON	PIPISTREL
AERONAVE		SR22	EA 400	Lancair IV	DA40-NG Club Star	Panthera
<b>Configuração interna</b>						
Nº de assentos		4	6	4	4	4
Nº de tripulantes		1	1	1	1	1
Nº de passageiros		3	5	3	3	3
<b>Dimensões externas</b>						
Envergadura	ft	38.48	37.73	32.578	39.173	35.63
Comprimento total	ft	26	31.36	25	26.443	24.476
Altura total	ft	8.59	10.13	7.677	6.463	7.185
Comprimento da cabine	ft	7.545	13.484	10.498		
Altura da cabine	ft	4.16	4.6	4		
Largura da cabine	ft	4.06	4	3.838		
Corde na raiz	ft	5.21		3.507		4.232
Corde na ponta	ft	2.69		1.752		1.607
<b>Características da Asa</b>						
Forma em planta		Trapezoidal	Trapezoidal	Trapezoidal	Trapezoidal	Trapezoidal
Razão de aspecto		10.2	9.3	9.8	10.53	10.5
Diedro	graus	5.8		4		5.7
Perfil na raiz		Roncz Airfoil		McWilliams RXMS-217	Wortmann FX 63-144-4-20	
Perfil na ponta		Roncz Airfoil		NACA 64-212	Wortmann FX 63-144-4-20	
<b>Características das empenagens</b>						
Razão de aspecto EH		4.43	5.14	5	4.683	
Envergadura EH	ft	12.89	12.47	13.057	10.826	10.36
Corde na raiz	ft	2.75		3.182		2.198
Corde na ponta	ft	1.61		1.279		0.656
<b>Áreas</b>						
Asa	ft²	144.9	153.5	108	142.6	120.558
Empenagem horizontal	ft²	29.17	30.25	34.09	25.18	
Profundor	ft²				6.24	
Empenagem Vertical	ft²	18.73	25.94		22.28	
Leme	ft²				5.06	
<b>Pesos e Cargas</b>						
Peso vazio	lbs	2250	3062	2000	1940	1797
Peso máximo de decolagem	lbs	3400	4407	3550	2821	2899
Carga útil	lbs	1338	1150	1550	904	1203
Peso do combustível	lbs	480	500		202	870
Carga alar máxima	lbs/sq.ft	23.46	28.71	36.22	17.40	24.05
<b>Desempenho</b>						
Max level speed	kn	183		220		203
never exceed speed	kn	204	219	274	172	220
Cruise speed 75%	kn	180	212			194
Maneuver speed	kn	142	156	170		143
Stall speed c/ flaps	kn	59	59	61		60
Stall speed s/ flaps	kn	70	76.00	69	52	65
Climb rate	ft/min	1400	1070	1500	789	1200
Service Ceiling	ft	17500	25000	29000	16400	20000
Takeoff run	ft	1020	1640	1500	985	1197
Landing run	ft	1140	900	1700	945	1135
Alcance	mn	1000	1060	1347	940	1000
<b>Grupo Motopropulsor</b>						
Tipo de motor		Pistão	Pistão, turbocharged	Pistão, turbocharged	Pistão	Pistão
Nº de motores		1	1	1	1	1
Motor/Modelo		Continental IO-550-N	Continental TS10L-550C	Continental TS10-550-E	Austro Engine E4	Lycoming IO-540-V V4A5
Potência	hp	310	350	350	165.6	260
Peso do motor	lbs	412.11	415.10	415.10	410	411
Hélice/Modelo		Hartzell	MT Propeller	Hartzell	MT Propeller	Pipistrel LN3
Nº de pás		3	4	3	4	3
Ø Hélice	in	84	83	76		69
Peso/Potência	lbs/hp	10.97	12.58	10.14	19.06	11.15
<b>Características gerais</b>						
Posição da asa		Baixa	Alta	Baixa	Baixa	Baixa
Posição do motor		Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz
Posição da empenagem		Convencional	Em "T"	Convencional	Em "T"	Em "T"
Tipo de trem de pouso		Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil
Material utilizado		Compósito	Compósito	Compósito	Compósito	Compósito
Ano de fabricação		2001	1998	2012	2010	2013
Cost	US\$	629000	400000	500000	237000	500000

Fonte: Autor

## APÊNDICE B – Tabela comparativa de aeronaves bimotoras a pistão

TABELA COMPARATIVA - BIMOTOR (PISTÃO)	Unidade	1	2	3	4	5	6
Fabricante		VULCANAIR	BNG	BEECHCRAFT	PIPER	PIPER	TECNAM
AERONAVE		P68C	BN2B Islander	Baron 58	PA34 Seneca V	PA44 Seminole	P2006T
<b>Configuração Interna</b>							
Nº de assentos		6	10	6	6	4	4
Nº de tripulantes		1	1	1	1	1	1
Nº de passageiros		5	9	5	5	3	3
<b>Dimensões externas</b>							
Envergadura	ft	39.37	49	37.828	38.878	38.55	37.401
Comprimento total	ft	31.33	35.63	29.822	28.608	27.591	28.412
Altura total	ft	11.155	13.71	9.744	9.908	8.497	9.350
Comprimento da cabine	ft	13.287	10	12.598	10.334	8.07	11
Altura da cabine	ft	3.937	4.166	4.166	3.51	4.10	3
Largura da cabine	ft	3.8	3.576	3.51	4.068	3.444	4.101
Corda na raiz	ft	5.085	6.7	7	5.249	5.324	4.733
Corda na ponta	ft	5.085	6.7	2.95	5.249	3.382	3
<b>Características da Asa</b>							
Forma em planta		Retangular	Retangular	Trapezoidal	Retangular	Reto-trapezoidal	Reto-trapezoidal
Razão de aspecto		7.7	7.4	7.2	7.3	8.1	7.8
Diedro	graus	1	0	6	7	7	
Perfil na raiz		NACA 63-3515	NACA 23012	NACA 23015.5	NACA 65-415	NACA 65-415	NACA 63A
Perfil na ponta		NACA 63-3515	NACA 23012	NACA 23010.5	NACA 65-415	NACA 65-415	NACA 63A
<b>Características das empenagens</b>							
Razão de aspecto EH		3.446	3.21	4.75	4.761	4.098	4.176
Envergadura EH	ft	12.79	15.32	15.91	13.582	10	10.958
Corda na raiz	ft		4	2.56	2.821	2.132	2.624
Corda na ponta	ft		4	1.312	2.821	2.132	2.624
<b>Áreas</b>							
Asa	ft²	200.2	325	199.2	208.7	183.8	158.9
Empenagem horizontal	ft²		106.16	41.1	38.74	24.4	28.75
Profundor	ft²		33.16	19.8			
Empenagem Vertical	ft²	21.85	53.84	24.42	19.94	21.77	
Leme	ft²	4.74	17.20	8.75	7.62	8.21	
<b>Pesos e Cargas</b>							
Peso vazio	lbs	2910	4144	3600	3413	2600	1676
Peso máximo de decolagem	lbs	4594	6600	5500	4750	3800	2601
Carga útil	lbs	1499		1559	1331.6	1190	906
Peso do combustível	lbs	427	780	1164	778	668	317
Carga alar máxima	lbs/sq.ft	22.94	20.31	27.61	22.76	20.67	16.37
<b>Desempenho</b>							
Max level speed	kn	173	148	208	217	168	155
never exceed speed	kn	193	183	223	204	202	168
Cruise speed 75%	Kn	165	139	202	187	162	145
Maneuver speed	kn			165	169	135	
Stall speed c/ flaps	kn	57	40	75	61	55	47
Stall speed s/ flaps	kn	68	50	84	67	57	56
Climb rate	ft/min	1240	860	1735	1462	1340	1260
Service Ceiling	ft	18250	13600	20680	25000	15000	15000
Takeoff run	ft	790	915	1185	1145	880	770
Landing run	ft	656	460	1425	1400	590	625
Alcance	mn	1600	755	1559	828	700	742
<b>Grupo Motopropulsor</b>							
Tipo de motor		Pistão	Pistão	Pistão	Pistão, turbocharged	Pistão	Pistão, turbocharged
Nº de motores		2	2	2	2	2	2
Motor/Modelo		Lycoming IO-360-A186	Lycoming O-540-E4C5	Continental IO-550C	Continental TSIO-360-RB	Lycoming O-360-A1H6	Rotax 912S3
Potência	hp	400	520	600	440	360	197.2
Peso do motor	lbs			884	586.46	600	
Hélice/Modelo		Hartzell	Hartzell	Hartzell	Hartzell	Hartzell	MT Propeller
Nº de pás		2	2	3	3	2	2
Ø Hélice	in	78	78	77	76	74	70
Peso/Potência	lbs/hp	11.49	12.69	9.17	10.8	10.55	13.19
<b>Características gerais</b>							
Posição da asa		Alta	Alta	Baixa	Baixa	Baixa	Alta
Posição do motor		Asas	Asas	Asas	Asas	Asas	Asas
Posição da empenagem		Convencional	Convencional	Convencional	Convencional	Em "T"	Convencional
Tipo de trem de pouso		Triciclo/Fixo	Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil
Material utilizado		Metal	Metal	Metal	Metal	Metal	Metal
Ano de fabricação		1980	1979	2005	1997	1978	2007
Cost	US\$	1000000	3000000	1486000	1242000	663500	443900

Fonte: Autor

## APÊNDICE B – Tabela comparativa de aeronaves bimotoras a pistão

TABELA COMPARATIVA - BIMOTOR (PISTÃO)		7	8	9	10	11
Fabricante		AVIA	BEEHCRAFT	PIPER	DIAMON	MMZL
AERONAVE		Accord 201	Beech 60Duke	PA-31 Navajo	DA42 Twin Star	EM 11C Orka
<b>Configuração interna</b>						
Nº de assentos		7	6	7	4	4
Nº de tripulantes		1	1	2	1	1
Nº de passageiros		6	5	5	3	3
<b>Dimensões externas</b>						
Envergadura	ft	45.111	39.271	40.649	44.028	44.291
Comprimento total	ft	26.509	33.825	32.644	27.985	28.559
Altura total	ft	10	12.336	12.992	8.169	8.481
Comprimento da cabine	ft	11.482	11.833			
Altura da cabine	ft	3.937	4.330	4.921		
Largura da cabine	ft	4.297	4.166	4.888		4.429
Corda na raiz	ft	4.265	7.747	7.742	5.872	5.204
Corda na ponta	ft	4.265	3.072	2.903	3.084	2.775
<b>Características da Asa</b>						
Forma em planta		Retangular	Reto-trapezoidal	Trapezoidal	Trapezoidal	Trapezoidal
Razão de aspecto		11.1	7.2	7.2	11	11
Diedro	graus	2.5			5	
Perfil na raiz		CAHI TsAGI PII	NACA 23016.5	NACA 63A415	Wortmann FX 63-137/20-W4	
Perfil na ponta		CAHI TsAGI PIII	NACA 23012	NACA 63A212	Wortmann FX 63-137/20-W4	
<b>Características das empenagens</b>						
Razão de aspecto EH		3.376		4.9	6.145	
Envergadura EH	ft	12	17	16.60	12.467	13.254
Corda na raiz	ft	3.697	4.675	4.691	3.116	3.469
Corda na ponta	ft	3.697	2.671	2.067	1.378	2.312
<b>Áreas</b>						
Asa	ft²	183.4	212.9	229.05	175.3	177.6
Empenagem horizontal	ft²	42.63		56.23	25.29	
Profundor	ft²	19.16			7.10	
Empenagem Vertical	ft²	29.28			34.56	
Leme	ft²	14.64			8.40	
<b>Pesos e Cargas</b>						
Peso vazio	lbs	2976	4275	4387	2756	2800
Peso máximo de decolagem	lbs	4850	6775	6500	3935	4012
Carga útil	lbs		2096	2112	1180	1212
Peso do combustível	lbs	1175	1391		478	529
Carga alar máxima	lbs/sq.ft	26.51	31.93	28.38	22.45	22.59
<b>Desempenho</b>						
Max level speed	kn	140	228	218	178	156
never exceed speed	kn	159	233	227	192	189
Cruise speed 75%	Kn	119	212	201	162	142
Maneuver speed	kn		160	163		
Stall speed c/ flaps	kn	58	73	73		59
Stall speed s/ flaps	kn	0,00	0,00	80	63	0,00
Climb rate	ft/min	1460	1601	1395	2000	984
Service Ceiling	ft	20020	30000	26300	18000	
Takeoff run	ft	820	2006			1280
Landing run	ft	725	1318		1070	1345
Alcance	mn	1300	1100	840	800	920
<b>Grupo Motopropulsor</b>						
Tipo de motor		Pistão	Pistão, turbocharged	Pistão, turbocharged	Pistão	Pistão
Nº de motores		2	2	2	2	2
Motor/Modelo		Continental IO-360-ES7B	Lycoming TIO-541-E1A4	Lycoming TIO-540-A1A	Lycoming IO-360	Lycoming IO-320-B1A
Potência	hp	420	760	620	360	320
Peso do motor	lbs		1097	815	600	
Hélice/Modelo		Hartzell	Hartzell	Hartzell	Hartzell	MT Propeller
Nº de pás		3	3	3	2	3
Ø Hélice	in	76	74	80	74	
Peso/Potência	lbs/hp	11.55	8.91	10.48	10.93	12.54
<b>Características gerais</b>						
Posição da asa		Alta	Baixa	Baixa	Baixa	Alta
Posição do motor		Asas	Asas	Asas	Asas	Asas (traseira)
Posição da empenagem		Em "H"	Convencional	Convencional	Em "T"	Em "T"
Tipo de trem de pouso		Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil
Material utilizado		Metal	Metal	Metal	Composito	Composito
Ano de fabricação		2010		1968	1967	2004
Cost	US\$	300000		161000		600000
						210000

Fonte: Autor

## APÊNDICE C – Tabela comparativa de aeronaves monomotoras turboélicas

TABELA COMPARATIVA - MONOMOTOR (TURBOÉLICE)	Unidade	1	2	3	4	5	6
Fabricante		CESSNA	SOCATA	PAC	INTRACOM	PILATUS	PIPER
AERONAVE		C208 Caravan	TBM700	750 XL	GM17 Viper	PC12	PA46 Malibu Mirage
<b>Configuração interna</b>							
Nº de assentos		11	6	10	8	10	6
Nº de tripulantes		2	1	1	2	1	1
Nº de passageiros		9	5	9	6	9	5
<b>Dimensões externas</b>							
Envergadura	ft	52.10	41.6	42	42.78	53.25	43
Comprimento total	ft	37.598	34.924	38.845	34.645	47.24	28.904
Altura total	ft	14.829	14.222	13.254	13.37	14	11.286
Comprimento da cabine	ft	15	13.287	13.156	14.435	16.929	12.335
Altura da cabine	ft	4.265	4	4.658	4.33	4.757	3.904
Largura da cabine	ft	5.151	3.97	4.166	4.33	4.986	4.134
Corda na raiz	ft	6.496	5.715	7	7.48		5.805
Corda na ponta	ft	4	3.61	7	3.23		3.265
<b>Características da Asa</b>							
Forma em planta		Trapezoidal	Trapezoidal	Retangular	Trapezoidal	Trapezoidal	Trapezoidal
Razão de aspecto		9,7	8,9	6	5,4	10,2	10,6
Diedro	graus	3	6,5	8	5	4,5	
Perfil na raiz		NACA 23017,424	RA 16-43	NACA 4415	NACA 63915	NACA LS(1)-0417-MOD	NACA 23016
Perfil na ponta		NACA 23012	RA 13.3-43	NACA 4415	NACA 63912	NACA LS(1)-0313	NACA 23009
<b>Características das empenagens</b>							
Razão de aspecto EH		6.003	5.229	4.26	5.46		
Envergadura EH	ft	20.505	16.37	16.207	19.832	17	14.501
Corda na raiz	ft		3.707				3.74
Corda na ponta	ft		2.723				1.738
<b>Áreas</b>							
Asa	ft²	279,4	193,95	305	336,9	277,8	175
Empenagem horizontal	ft²	70,04	51,24	61,56	98,7		
Profundor	ft²			27,92	26,37		
Empenagem Vertical	ft²	38,41	27,55	31,11	18,02		
Leme	ft²			11,70	9,31		
<b>Pesos e Cargas</b>							
Peso vazio	lbs	4039	4100	3100	3871	5732	3121
Peso máximo de decolagem	lbs	8000	6579	7500	7054	9920	4340
Carga útil	lbs	3305	2514	3900	2204	4454	1212
Peso do combustível	lbs	2224	1945	1512	2645	2703	718
Carga alar máxima	lbs/sq.ft	28,63	33,48	24,59	20,94	35,71	24,8
<b>Desempenho</b>							
Max level speed	kn	155	266	163	232	272	
never exceed speed	kn			170		233	198
Cruise speed 75%	Kn	162	193			223	191
Maneuver speed	kn	148	158	131			133
Stall speed c/ flaps	kn	61	61	58	67,00	64	58
Stall speed s/ flaps	kn	75	66	69	0,00	92	69
Climb rate	ft/min	1234	1570	1600	1398	1680	1220
Service Ceiling	ft	25000	31000	20000	23500	35000	25000
Takeoff run	ft	1160	1377,95	721	2035	1480	1090
Landing run	ft	745	1213,91	543	1148		1015
Alcance	mn	1295	1150	1179	1436	1845	1343
<b>Grupo Motopropulsor</b>							
Tipo de motor		Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice
Nº de motores		1	1	1	1	1	1
Motor/Modelo		Pratt & Whitney PT6A-114A	Pratt & Whitney PT6A-64	Pratt & Whitney PT6A-34	Walter M-601-E	Pratt & Whitney PT6A-67B	Lycoming TIO-540-AE2A
Potência	hp	675	850	750	757	1605	350
Peso do motor	lbs	359,35	474	445	445		595
Hélice/Modelo		McCaughey	Hartzell	Hartzell	Hartzell	Hartzell	Hartzell
Nº de pás		3	4	3	5	4	3
Ø Hélice	in	108	98	115	107	105	78
Peso/Potência	lbs/hp	11,85	7,74	10	9,39	8,27	12,40
<b>Características gerais</b>							
Posição da asa		Alta	Baixa	Baixa	Baixa	Baixa	Baixa
Posição do motor		Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz
Posição da empenagem		Convencional	Convencional	Convencional	Convencional	Em "T"	Convencional
Tipo de trem de pouso		Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil
Material utilizado		Metal	Metal	Metal	Metal	Metal	Metal
Ano de fabricação		1984	1990	2001	2000	1991	1988
Cost	US\$	2022450	2222450	2000000	860000	5700000	840000

Fonte: Autor

## APÊNDICE C – Tabela comparativa de aeronaves monomotoras turboélices

TABELA COMPARATIVA - MONOMOTOR (TURBOÉLICE)	Unidade	7	8	9	10	11
Fabricante		QUEST	EXPLORER	EXTRA	LANCAIR	KESTREL
AERONAVE		Quest Kodiak	500T	EA 500	Evolution	K-350
<b>Configuração interna</b>						
Nº de assentos		10	10	6	4	6
Nº de tripulantes		1	1	1	1	1
Nº de passageiros		9	9	5	3	5
<b>Dimensões externas</b>						
Envergadura	ft	45	47.342	32.644	37	44.947
Comprimento total	ft	33.431	31.758	31.36	30	38.385
Altura total	ft	15.42	15.485	10.13	10	12.992
Comprimento da cabine	ft	15.485	11	13.484	11.581	17.585
Altura da cabine	ft	4.757	4.429	4.6	4.265	4.593
Largura da cabine	ft	4.494	5.085	4	4.166	4.921
Corda na raiz	ft	5.714			4.921	6.207
Corda na ponta	ft	5.714				3.973
<b>Características da Asa</b>						
Forma em planta		Reto-trapezoidal	Reto-trapezoidal	Trapezoidal	Trapezoidal	Trapezoidal
Razão de aspecto		8.4	11.3	9.3	9.3	6.7
Diedro	graus	3				
Perfil na raiz			Roncz			HLLF29155
Perfil na ponta			Roncz			HLLF13130
<b>Características das empenagens</b>						
Razão de aspecto EH		6.15		5.14		5.5
Envergadura EH	ft	20		12.47	13.32	18.044
Corda na raiz	ft	3.346			3.548	3.838
Corda na ponta	ft	3.346			2.28	2.690
<b>Áreas</b>						
Asa	ft²	240.1	197.6	153.5	148	301.4
Empenagem horizontal	ft²	65.06	56.90	30.25		61.82
Profundor	ft²	22.56				
Empenagem Vertical	ft²		30.90	25.94		
Leme	ft²					
<b>Pesos e Cargas</b>						
Peso vazio	lbs	3770	3800	2998	2500	5200
Peso máximo de decolagem	lbs	7255	6200	4409	4300	8500
Carga útil	lbs	3530	2800	1150	820	3351
Peso do combustível	lbs			500	1008	2151
Carga alar máxima	lbs/sq.ft	30.22	31.38	28.73	29.05	28.21
<b>Desempenho</b>						
Max level speed	kn		180			198
never exceed speed	kn				255	
Cruise speed 75%	Kn			210		
Maneuver speed	kn			158	190	
Stall speed c/ flaps	kn	60	61	61	61	53
Stall speed s/ flaps	kn	77	0,00	0,00	76	0,00
Climb rate	ft/min	1371	1000	1700	4000	2550
Service Ceiling	ft	25000	25000	25000	28000	31000
Takeoff run	ft	935	1200	1640	1000	
Landing run	ft	705		900	1000	
Alcance	mn	1132	950	1599	1400	1300
<b>Grupo Motopropulsor</b>						
Tipo de motor		Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice
Nº de motores		1	1	1	1	1
Motor/Modelo		Pratt & Whitney PT6A-34	Pratt & Whitney PT6A-135	Rolls Royce 250-B17F/2	Pratt & Whitney	Honeywell TPE331-14GR
Potência	hp	750	600	450	750	1000
Peso do motor	lbs				692	338
Hélice/Modelo		Hartzell	Hartzell	Allison	Hartzell	Hartzell
Nº de pás		4	4	5	4	4
Ø Hélice	in	96		78	82	93
Peso/Potência	lbs/hp	9.67	10.33	9.8	5.73	8.5
<b>Características gerais</b>						
Posição da asa		Alta	Alta	Alta	Baixa	Baixa
Posição do motor		Nariz	Nariz	Nariz	Nariz	Nariz
Posição da empenagem		Convencional	Convencional	Convencional	Convencional	Convencional
Tipo de trem de pouso		Triciclo/Fixo	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil
Material utilizado		Metal	Compósito	Compósito	Compósito	Compósito
Ano de fabricação		2008	1998	2002	2009	2006
Cost	US\$	2454000	1035000	1750000	1000000	3200000

Fonte: Autor

## APÊNDICE D – Tabela comparativa de aeronaves bimotoras turboélices

TABELA COMPARATIVA - BIMOTOR (TURBOÉLICE)	Unidade	1	2	3	4	5
Fabricante		PIAGGIO	BEECHCRAFT	REIMS	VULCANAIR	PIPER
AERONAVE		P180 Avanti	King Air C90B	F406 Caravan II	AP68TP 600 A-Viator	PA-38 Cheyenne
<b>Configuração interna</b>						
Nº de assentos		11	7	13	11	6
Nº de tripulantes		2	2	1	1	1
Nº de passageiros		9	5	12	10	5
<b>Dimensões externas</b>						
Envergadura	ft	46.05	50.26	49.475	39.370	42.683
Comprimento total	ft	47.27	35.498	39.01	36.98	34.678
Altura total	ft	13.06	14.238	13.156	11.91	12.664
Comprimento da cabine	ft	14.927	12.401	18.733	17.355	
Altura da cabine	ft	5.74	4.757	4.298	4.133	
Largura da cabine	ft	6.07	4.494	4.658	3.707	
Corde na raiz	ft	5.97	7.053	5.850	5.085	
Corde na ponta	ft	2.03	3.51	3.677	5.085	
<b>Características da Asa</b>						
Forma em planta		Trapezoidal	Reto-trapezoidal	Reto-trapezoidal	Retangular	Trapezoidal
Razão de aspecto		12.3	8.6	9.7	7.7	8
Diedro	graus	2	7	3.5	1	5
Perfil na raiz		PE 1491 G	NACA 23014.1	NACA 23018	NACA 63-3515	NACA 63A415
Perfil na ponta		PE 1332 G	NACA 23012	NACA 23012	NACA 63-3515	NACA 63A212
<b>Características das empenagens</b>						
Razão de aspecto EH		3.575	4.718	4.612		
Envergadura EH	ft	13.97	17.257	19.258	13.156	
Corde na raiz	ft	3.9	4.232	4.178	3.743	
Corde na ponta	ft	2.07	3.116	2.507	2.495	
<b>Áreas</b>						
Asa	ft²	172.2	293.9	252.8	200.2	228.9
Empenagem horizontal	ft²	54.58	63.12	80.41		
Profundor	ft²	13.35	17.87	17.87		
Empenagem Vertical	ft²	62.21	37.87	59.74		
Leme	ft²	11.30	14	16.15		
<b>Pesos e Cargas</b>						
Peso vazio	lbs	7500	6702	5033	3704	5020
Peso máximo de decolagem	lbs	11550	10100	9360	6614	9000
Carga útil	lbs	3800	3090		2965	3983
Peso do combustível	lbs	2802	2573	3183	1488	2246
Carga alar máxima	lbs/sq.ft	67.07	34.36	38.97	31.38	39.91
<b>Desempenho</b>						
Max level speed	kn	247	249		200	
never exceed speed	kn	248				242
Cruise speed 75%	Kn					212
Maneuver speed	kn	199				177
Stall speed c/ flaps	kn	93	78	81	69	75
Stall speed s/ flaps	kn	109	88	94	75	86
Climb rate	ft/min	2950	2003	1850	1550	2260
Service Ceiling	ft	39000	30000	30000	25000	31000
Takeoff run	ft	808	2035	1725	1315	
Landing run	ft	964			1050	1588
Alcance	mn	1500	1325	1153	939	1320
<b>Grupo Motopropulsor</b>						
Tipo de motor		Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice	Turbohélice
Nº de motores		2	2	2	2	2
Motor/Modelo		Pratt & Whitney PT6A-66	Pratt & Whitney PT6A-21	Pratt & Whitney PT6A-112	Rolls Royce 250-B17C	Pratt & Whitney PT6A-28
Potência	hp	1700	1100	1000	656	1240
Peso do motor	lbs					418
Hélice/Modelo		Hartzell	Hartzell	McCaughey	Hartzell	Hartzell
Nº de pás		5	4	3	3	3
Ø Hélice	in	92	90	93	80	82
Peso/Potência	lbs/hp	6.79	9.18	9.85	10.08	7.26
<b>Características gerais</b>						
Posição da asa		Alta	Baixa	Baixa	Alta	Baixa
Posição do motor		Asas (traseira)	Asas	Asas	Asas	Asas
Posição da empenagem		Em "T"	Convencional	Cruciforme	Convencional	Em "T"
Tipo de trem de pouso		Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil	Triciclo/Retrátil
Material utilizado		Metal	Metal	Metal	Metal	Metal
Ano de fabricação		1990	1992	1983	2007	1974
Cost	US\$	7000000	2800000	3900000	2600000	

Fonte: Autor