

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

FELIPE PINHEIRO

Análise Evolutiva de Aeronaves da Aviação Geral:

São João da Boa Vista

2021

Felipe Pinheiro

Análise Evolutiva de Aeronaves da Aviação Geral:

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Prof^o Dr. Elmer Mateus Gennaro

Coorientador: Prof^a Dr^a. Leandra Isabel de Abreu

São João da Boa Vista

2021

P654a Pinheiro, Felipe
Análise evolutiva de aeronaves da aviação geral / Felipe Pinheiro. --
São João da Boa Vista, 2021
83 p. : il., tabs., fotos

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia
Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Câmpus
Experimental de São João da Boa Vista, São João da Boa Vista
Orientador: Elmer Mateus Gennaro
Coorientadora: Leandra Isabel de Abreu

1. Aviação. 2. Aeronaves. 3. Desempenho. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca do Câmpus
Experimental 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
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

ANÁLISE EVOLUTIVA DE AERONAVES DA AVIAÇÃO GERAL

Aluno: Felipe Pinheiro
Orientador: Prof. Dr. Elmer Mateus Gennaro

Banca Examinadora:

- Leandra Isabel de Abreu (Co-Orientadora)
- Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo (Examinador)
- Rui Marcos Grombone de Vasconcellos (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 044/2021)

São João da Boa Vista, 08 de dezembro de 2021

AGRADECIMENTOS

Início meus agradecimentos mencionando o quão importante e essencial foi ter o apoio incondicional do meu pai, minha mãe e minha irmã no caminho que trilhei, sempre me auxiliando nas dificuldades e inspirando a alcançar grandes conquistas.

Gostaria de agradecer também aos docentes que fizeram a diferença na minha formação como profissional e também como indivíduo, especialmente: Profa. Dra. Leandra Isabel de Abreu, Prof. Dr. Rui Marcos Grombone Vasconcellos e o Prof. Dr. Elmer Mateus Gennaro.

“Inventar é imaginar o que ninguém pensou; é acreditar no que ninguém jurou; é arriscar o que ninguém ousou; é realizar o que ninguém tentou. Inventar é transcender.”
(Alberto Santos Dumont)

RESUMO

A frota de aviões no Brasil e nos Estados Unidos, os dois países com as maiores frotas do mundo, é predominantemente composta por aeronaves da aviação geral como monomotores e bimotores à pistão e turboélice. O impacto econômico que estas aeronaves geram e o crescimento da frota mundial são expressivos. O presente trabalho analisa aeronaves da aviação geral concebidas entre as décadas de 1970 e 2010 e faz estudos paramétricos e comparativos afim de estudar os parâmetros de performance e identificar tendências. Fazendo uso dos manuais de voo das aeronaves, foi possível extrair dados e realizar estimativas para os parâmetros de desempenho desejados. Esses resultados apontaram tendências de aumento de velocidade de cruzeiro, aumento de consumo de combustível e diminuição da distância por consumo para as aeronaves monomotoras pistão e diminuição da velocidade de cruzeiro, diminuição de consumo de combustível e aumento da distância por consumo das aeronaves bimotoras à pistão, monomotoras e bimotoras turboélice.

PALAVRAS-CHAVE: Aviação Geral, Performance, Desempenho.

ABSTRACT

The aircraft fleet in Brazil and the United States, the two countries with the largest fleets in the world, is predominantly composed of General Aviation aircraft such as single and twin-engine piston and turboprop aircraft. The economic impact that these aircraft generate and the growth of the world fleet are expressive. This work analyzes general aviation aircraft conceived between the 1970s and 2010 and makes parametric and comparative studies in order to study the performance parameters and identify trends. Using the aircraft flight handbooks, it was possible to extract data and make estimates for the desired performance parameters. These results pointed to trends of increased cruise speed, increased fuel consumption and decreased distance due to consumption for single-engine piston aircraft and decreased cruise speed, decreased fuel consumption and increased distance due to consumption of twin-engine piston aircraft , single-engine and twin-engine turboprop.

KEYWORDS: General Aviation; Performance.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Contribuição ao PIB.	15
Figura 2	Exportação de aeronaves	16
Figura 3	Frota americana	16
Figura 4	Frota brasileira	17
Figura 5	Variação da temperatura com a altitude.	20
Figura 6	Altímetro	20
Figura 7	Definição de Altura, Altitude e Nível de Voo	21
Figura 8	Aeronave Monomotora	23
Figura 9	Aeronave Bimotora	23
Figura 10	Motor de cilindros em linha	24
Figura 11	Motor de cilindros em "V"	24
Figura 12	Motor radial	25
Figura 13	Motor de cilindros opostos horizontalmente	25
Figura 14	Arranjo de um motor de cilindros opostos horizontalmente	26
Figura 15	Carburador	26
Figura 16	Injetora	26
Figura 17	Motor Sobrealimentado com sistema do tipo "Turbocharger"	27
Figura 18	Performance de um motor aspirado em função da altitude	28
Figura 19	Performance de um motor sobrealimentado em função da altitude	28
Figura 20	Turboélice	29
Figura 21	Diagrama da Hélice Forças Aerodinâmicas	30
Figura 22	Comparação da eficiência dos diferentes tipos de passo de hélice	30
Figura 23	Hélice Quadripá	31
Figura 24	Razão de Aspecto dos Monomotores à Pistão	39
Figura 25	Peso Vazio/Peso Máximo de Decolagem dos Monomotores à Pistão	40
Figura 26	Velocidade Máxima em Cruzeiro dos Monomotores à Pistão	40
Figura 27	Coeficiente de Arrasto Parasita dos Monomotores à Pistão	41
Figura 28	Passeio do CG dos Monomotores à Pistão	41
Figura 29	Velocidade de Cruzeiro dos Monomotores à Pistão a 6000 pés	42
Figura 30	Consumo Horário dos Monomotores à Pistão a 6000 pés	42
Figura 31	Consumo Específico dos Monomotores à Pistão a 6000 pés	43
Figura 32	Distância por Consumo Horário dos Monomotores à Pistão a 6000 pés	43
Figura 33	Distância por Consumo Horário e Passageiros dos Monomotores à Pistão a 6000 pés	44
Figura 34	Velocidade de Cruzeiro dos Monomotores à Pistão a 10000 pés	44
Figura 35	Consumo Horário dos Monomotores à Pistão a 10000 pés	45
Figura 36	Consumo Específico dos Monomotores à Pistão a 10000 pés	45

Figura 37	Distância Percorrida por Consumo Horário dos Monomotores à Pistão a 10000 pés	46
Figura 38	Distância por Consumo Horário e Passageiros dos Monomotores à Pistão a 10000 pés	46
Figura 39	Razão de Aspecto dos Bimotores à Pistão	47
Figura 40	Peso Vazio/Peso Máximo de Decolagem dos Bimotores à Pistão	47
Figura 41	Velocidade Máxima em Cruzeiro dos Bimotores à Pistão	48
Figura 42	Coefficiente de Arrasto Parasita dos Bimotores à Pistão	49
Figura 43	Passeio do CG dos Bimotores à Pistão	49
Figura 44	Velocidade de Cruzeiro dos Bimotores à Pistão a 6000 pés	50
Figura 45	Consumo Horário dos Bimotores à Pistão a 6000 pés	50
Figura 46	Consumo Específico dos Monomotores à Pistão a 6000 pés	50
Figura 47	Distância percorrida por Consumo Horário dos Bimotores à Pistão a 6000 pés .	51
Figura 48	Distância por Consumo Horário e Passageiros dos Bimotores à Pistão a 6000 pés	51
Figura 49	Velocidade de Cruzeiro dos Bimotores à Pistão a 10000 pés	52
Figura 50	Consumo Horário dos Bimotores à Pistão a 10000 pés	52
Figura 51	Consumo Específico dos Bimotores à Pistão a 10000 pés	53
Figura 52	Distância Percorrida por Consumo Horário dos Bimotores à Pistão a 10000 pés	53
Figura 53	Distância por Consumo Horário e Passageiros dos Bimotores à Pistão a 10000 pés	54
Figura 54	Razão de Aspecto das Aeronaves Turboélice	54
Figura 55	Peso Vazio/Peso Máximo de Decolagem das Aeronaves Turboélice	55
Figura 56	Velocidade Máxima em Cruzeiro das Aeronaves Turboélice	55
Figura 57	Coefficiente de Arrasto Parasita das Aeronaves Turboélice	56
Figura 58	Passeio do CG das Aeronaves Turboélice	56
Figura 59	Velocidade de Cruzeiro das Aeronaves Turboélice	57
Figura 60	Consumo Horário das Aeronaves Turboélice	57
Figura 61	Consumo Específico das Aeronaves Turboélice	58
Figura 62	Distância percorrida por Consumo Horário das Aeronaves Turboélice	58
Figura 63	Distância por Consumo Horário e Passageiros das Aeronaves Turboélice	59
Figura 64	Ficha Descritiva Cirrus SR20	64
Figura 65	Ficha Descritiva Cirrus SR22	65
Figura 66	Ficha Descritiva Cessna C350	66
Figura 67	Ficha Descritiva Cessna C172	67
Figura 68	Ficha Descritiva Cessna C182T	68
Figura 69	Ficha Descritiva Cessna C206	69
Figura 70	Ficha Descritiva Mooney M20J	70
Figura 71	Ficha Descritiva Mooney M20TN	71
Figura 72	Ficha Descritiva Diamond DA40	72
Figura 73	Ficha Descritiva Beechcraft Bonanza G36	73
Figura 74	Ficha Descritiva Socata TB20	74
Figura 75	Ficha Descritiva Piper PA-28-161	75

Figura 76	Ficha Descritiva Diamond DA42	76
Figura 77	Ficha Descritiva Diamond DA62	77
Figura 78	Ficha Descritiva Vulcanair P68CC	78
Figura 79	Ficha Descritiva Piper Navajo PA-31-325	79
Figura 80	Ficha Descritiva Cessna C208B Caravan	80
Figura 81	Ficha Descritiva Pilatus PC12	81
Figura 82	Ficha Descritiva Socata TBM 700	82
Figura 83	Ficha Descritiva Beechcraft King Air C90	83

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Altitudes em função da potência disponível	56
Tabela 2 – Faixa de valores e valores médios para a condição de cruzeiro de acordo com a categoria das aeronaves	59

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UNESP	Universidade Estadual Paulista
ASTM	American Society for Testing and Materials
AVGAS	Gasolina de Aviação
CL _{max}	Coefficiente de sustentação máximo
C _{Do}	Coefficiente de arrasto parasita
FAA	Agência Federal de Aviação dos Estados Unidos (do inglês, Federal Aviation Administration)
KIAS	Velocidade indicada aerodinâmica em nós
KTAS	Velocidade aerodinâmica verdadeira em nós
kt	Unidade de velocidade (nós)
POB	Unidade de medida de passageiros a bordo (do inglês, Passengers On Board)
POH	Pilot's Operating Handbook
S _w	Área alar
MTOW	Maximum Takeoff Weight ou peso máximo de decolagem.
V _s	Velocidade de Estol
W _c	Peso da tripulação
W _e	Peso vazio
W _f	Peso do combustível
W _u	Peso da carga útil ou carga paga.

LISTA DE SÍMBOLOS

ρ	Densidade do Ar em kg/m^3
e	Coeficiente de Oswald
R\$	Unidade monetária Brasileira (Real)
US\$	Unidade monetária Americana (Dólar)

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
2	OBJETIVOS	18
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	19
3.1	Atmosfera Padrão	19
3.2	Indicadores de Pressão	19
3.2.1	Altímetro	19
3.2.2	Velocímetro	20
3.3	Classificação das aeronaves	22
3.3.1	Monomotores	22
3.3.2	Bimotores	22
3.4	Tipos de motores	22
3.4.1	Pistão	23
3.4.2	Turboélice	27
3.5	Hélices	29
4	METODOLOGIA	32
4.1	Estudos Comparativos	32
4.2	Metodologia de obtenção dos parâmetros	33
4.3	Aeronaves Seleccionadas	36
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES	38
5.1	Aeronaves Monomotoras à Pistão	39
5.1.1	Fichas Descritivas	39
5.1.2	Resultados Gráficos	39
5.2	Aeronaves Bimotoras à Pistão	46
5.2.1	Fichas Descritivas	46
5.2.2	Resultados Gráficos	46
5.3	Aeronaves Turboélice	53
5.3.1	Fichas Descritivas	53
5.3.2	Resultados Gráficos	54
6	CONCLUSÃO	60
6.1	Sugestões para trabalhos futuros	61
	REFERÊNCIAS	62

APÊNDICE A – FICHAS DESCRITIVAS DAS AERONAVES MONOMOTORAS À PISTÃO	64
APÊNDICE B – FICHAS DESCRITIVAS DAS AERONAVES BIMOTORAS À PISTÃO	76
APÊNDICE C – FICHAS DESCRITIVAS DAS AERONAVES TURBOÉLICES	80

1 INTRODUÇÃO

O termo “Aviação Geral” é empregado pela Organização da Aviação Civil Internacional (OACI, ou ICAO, em inglês) para designar as aeronaves, sejam de asa fixa ou rotativa (aviões ou helicópteros), independente de seu tamanho e capacidade, exceto as militares e as de linhas aéreas comerciais. 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.

A indústria da aviação geral é crescente e está cada vez mais presente nas contribuições financeiras globais, na geração de empregos, na mobilidade de pessoas e bens, no avanço da tecnologia e no treinamento de pilotos. Sua importância é tanta, que todos os pilotos que escalaram a profissão até a posição de piloto comercial ou mesmo militar, passaram por instrução e experiência em aeronaves da Aviação Geral durante o acúmulo de horas de voo. Os benefícios para a sociedade estão presentes em diversas áreas, como na agricultura, com o impacto direto na produção de alimentos e sua qualidade, no transporte de enfermos e órgãos através dos serviços médicos de emergência, no combate a incêndios, no acesso de áreas remotas sem acesso terrestre e tantos outros.

O impacto dessas aeronaves como ferramenta de acessibilidade a lugares com poucos recursos terrestres de locomoção é notável. Segundo (GAMA, 2019), no ano de 2019, nos Estados Unidos, existiam cerca de 4000 pistas pavimentadas disponíveis para aviões civis das quais menos de 500 permitiam a operação de aeronaves comerciais de grande porte e na Europa a frota de aviões da aviação geral podia operar em mais de 4000 aeroportos.

Para evidenciar o tamanho dessa indústria e de seu impacto na sociedade e na economia, buscou-se por dados estatísticos e financeiros das contribuições exercidas pela aviação geral nos Estados Unidos, país com a maior frota operacional.

Segundo PWC, no ano de 2018, a aviação geral gerou uma contribuição de U\$128 bilhões no produto interno bruto dos Estados Unidos, representando uma parcela 0,62% da economia americana. Nesse ano, a frota composta por mais de 210.000 aeronaves da aviação geral contabilizou cerca de 25,5 milhões de horas somadas de voo. Entre empregos diretos, indiretos e relacionados, totalizaram 1.178.200, representando 0.59% da mão de obra americana.

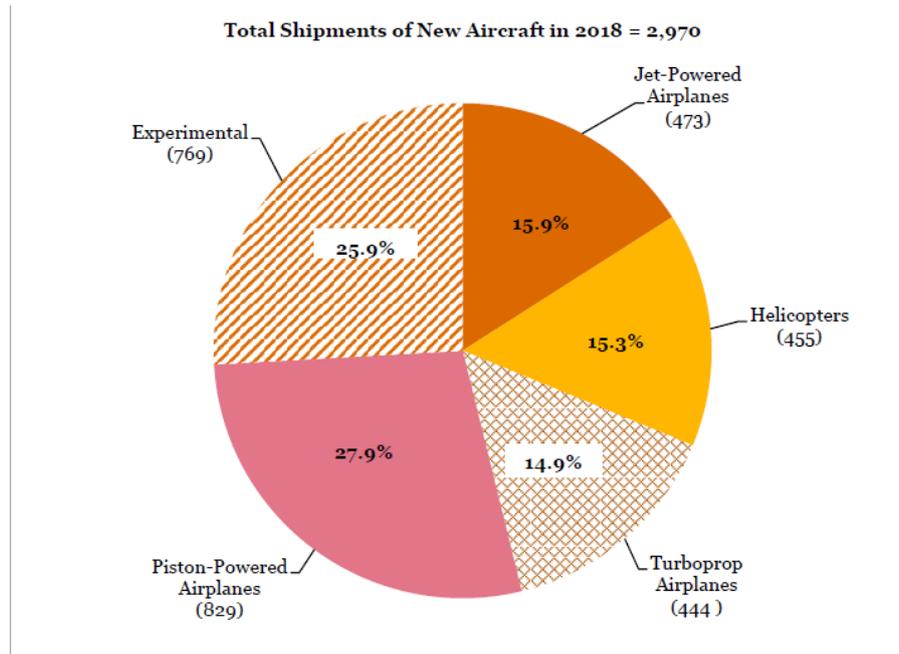
Figura 1 – Contribuição ao PIB.

Item	Direct	Indirect and Induced	Enabled	Total	Percent of US Economy
Employment (Jobs) ⁽¹⁾	273,500	791,300	114,400	1,179,200	0.59%
Labor Income ⁽²⁾	\$25.5	\$46.3	\$4.9	\$76.7	0.61%
Output	\$90.1	\$142.1	\$14.6	\$246.8	0.73%
Contribution to GDP	\$41.6	\$78.2	\$8.5	\$128.3	0.62%

fonte: (PWC, 2018)

Ainda no ano de 2018, foram exportadas cerca de 3000 aeronaves da aviação geral fabricadas nos Estados Unidos, das quais aproximadamente 28% foram aeronaves à pistão (PWC, 2018).

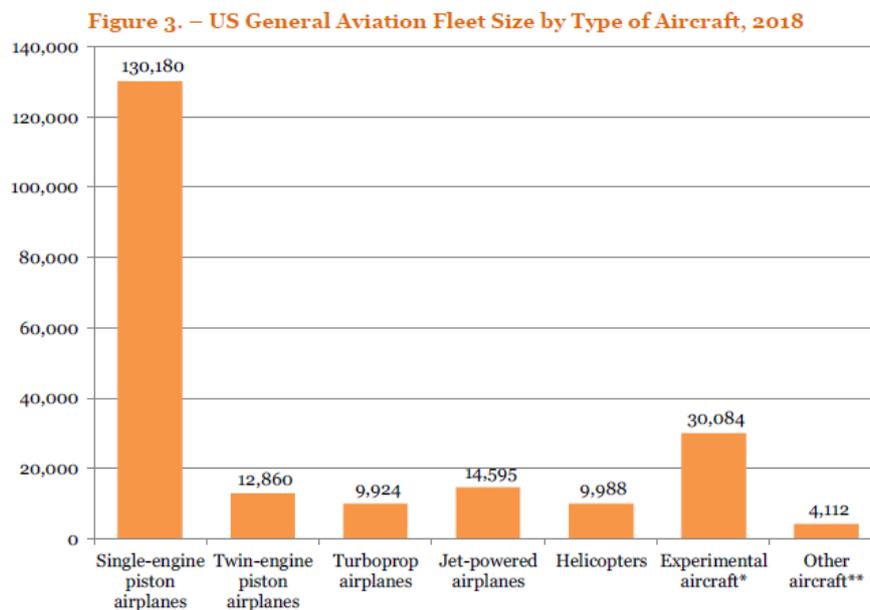
Figura 2 – Exportação de aeronaves



fonte: (PWC, 2018)

Neste período, a frota era composta predominantemente por aeronaves monomotoras com motorização convencional.

Figura 3 – Frota americana



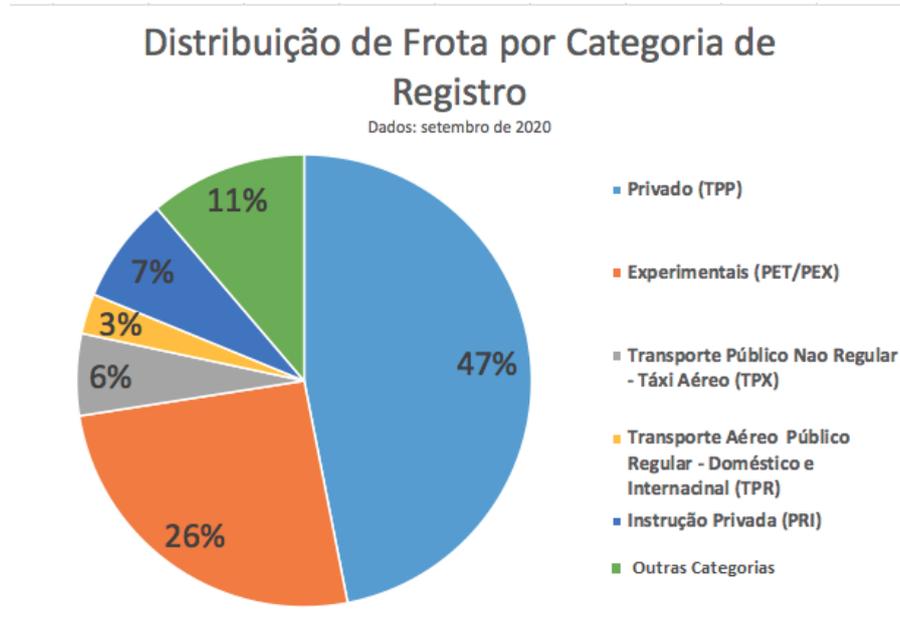
fonte: (PWC, 2018)

De acordo com (NEWS, 2021) e (AVWEB, 2021), no ano de 2019, as vendas de aeronaves da aviação geral movimentaram U\$27,8 bilhões. Já no ano de 2020, com o impacto da pandemia global de Covid-19, as vendas movimentaram U\$22,8 bi. A demanda foi decrescente, porém a categoria de aeronaves menos afetada foi a de aeronaves à pistão. De acordo com (GAMA, 2019), a fabricante de aeronaves Cirrus Aircraft, domina o mercado dos monomotores à pistão com o maior número absoluto

de vendas desde o ano de 2013.

Segundo o RAB (Registro Aeronáutico Brasileiro), no Brasil, nos dados de 2020, constavam 22.409 aeronaves registradas no sistema. Dessas, a aviação geral é caracterizada pela quantidade total de aeronaves menos o Transporte Público Regular (TPR), resultando em 21.767 aeronaves. O Brasil é o país com a segunda maior frota de aviação geral do mundo, apenas atrás dos Estados Unidos.

Figura 4 – Frota brasileira



fonte: (ANAC, 2020)

Segundo a FAA, no ano de 2017, somente nos Estados Unidos, 209 milhões de galões de AVGAS foram consumidos por aeronaves da aviação geral.

A demanda por combustível de aviação é crescente, assim como o preço internacional do petróleo (CNN, 2021). Esse fator, adicionado às medidas ambientais que estão sendo adotadas pelos países, inspira a busca pelo projeto de aeronaves mais econômicas, de baixo consumo horário ou mesmo elétricas, que não dependem da flutuação do valor do petróleo para operar.

2 OBJETIVOS

O objetivo deste trabalho é elaborar uma base de dados de aeronaves da aviação geral, monomotoras e bimotoras, separadas pelos tipos de motores, à pistão e turboélice, que foram fabricadas entre as décadas de 1970 à década de 2010, a fim de analisar as tendências históricas dessas aeronaves, de acordo com a tecnologia de cada época. Esse estudo tem por finalidade analisar tendências e auxiliar na estimativa de parâmetros iniciais de desempenho durante a fase conceitual de um projeto aeronáutico, para desenvolvimento de aeronaves mais competitivas no mercado atual.

Para atender os objetivos propostos, este trabalho está dividido da seguinte maneira: primeiramente é apresentada na Seção 3 uma breve revisão bibliográfica introduzindo os principais assuntos relacionados ao tema; em seguida, na Seção 4, detalha-se a metodologia utilizada para obtenção dos resultados; na Seção 5 são apresentados os resultados e as discussões; e, por fim, na Seção 6, é apresentada uma breve conclusão sobre os resultados obtidos nesse estudo, e sugestões para trabalhos futuros.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo será realizada uma breve revisão sobre os principais tópicos envolvidos no presente trabalho de conclusão de curso. Primeiramente, para analisar os parâmetros de performance de aeronaves, faz-se necessário conhecer seu meio de operação: a atmosfera, que será apresentada na Seção 3.1. Em seguida, na Seção 3.2, será apresentado os indicadores de pressão. Uma breve revisão sobre a classificação das aeronaves será feita na Seção 3.3. Também será apresentado os tipos de motores que podem ser encontrados nessas aeronaves, na Seção 3.4. Finalmente uma breve revisão sobre hélices, que influencia diretamente nos parâmetros de desempenho, será realizada na Seção 3.5.

3.1 ATMOSFERA PADRÃO

A atmosfera terrestre é um meio dinamicamente mutável. A pressão, a temperatura e a densidade variam de acordo com a altitude, posição global, estação do ano e hora do dia. Dentro das variações periódicas conhecidas, um modelo proposto pela ICAO denominado de Atmosfera Padrão ISA, foi adotado para a utilização padronizada de valores médios de pressão, temperatura e densidade do ar, todas em função da altitude em relação ao nível do mar, como pode ser observado na Figura 5 (SADRAEY, 2017).

A Atmosfera Padrão ISA definida para o nível do mar traz os seguintes parâmetros:

- Pressão (P_o) = $101,325\text{N}/\text{m}^2$ ou $1013,25\text{hPa}$;
- Temperatura (T_o) = 15°C ;
- Densidade (ρ_o) = $1,225\text{kg}/\text{m}^3$;

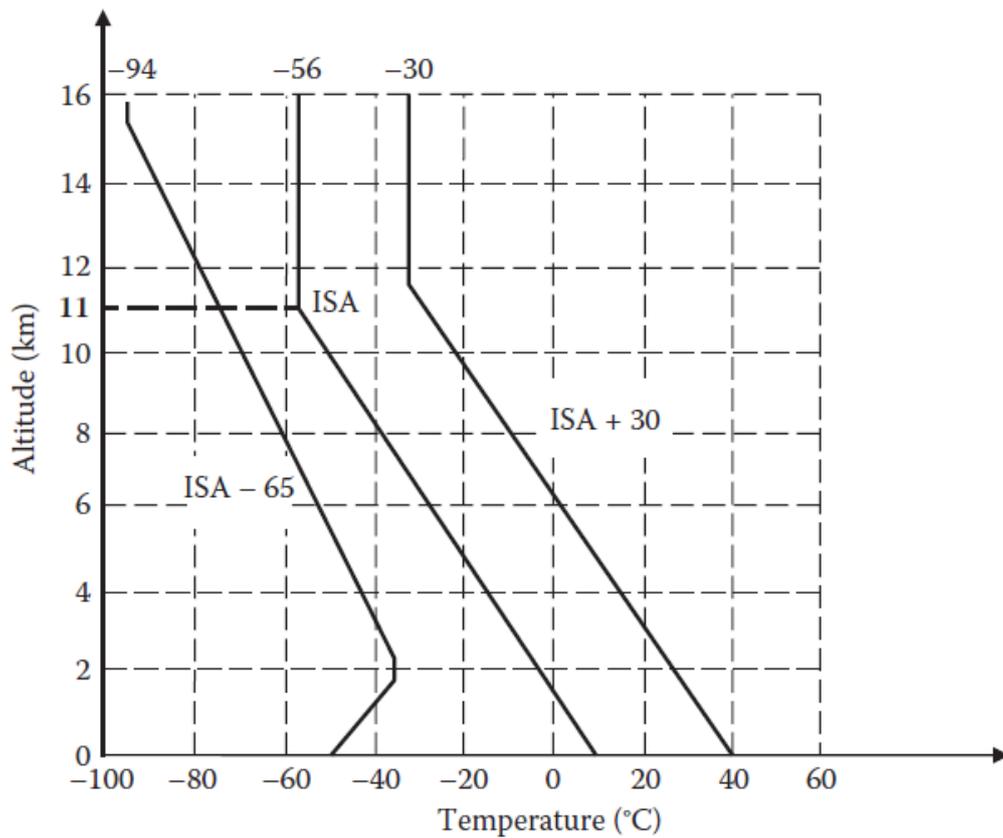
3.2 INDICADORES DE PRESSÃO

3.2.1 Altímetro

A altitude é a nomenclatura dada para a distância vertical entre um ponto no espaço e o nível médio do mar. Para mensurar a altitude de uma aeronave utiliza-se o sistema de Pitot estático, que mede a pressão estática atmosférica local de onde a mesma se encontra, e a partir desta pressão é feito o cálculo da altitude da aeronave (BINNS, 2018).

O modelo de altitude utilizado pela ICAO propõe que os níveis de voo sejam padronizados utilizando a pressão média ao nível do mar, P_o , chamado de "Nível Padrão". Dessa forma, para uma aeronave voar em um nível de voo estabelecido, deve-se realizar o ajuste de pressão através do botão de ajuste do altímetro (instrumento ilustrado pela Figura 6) para que o valor da pressão P_o esteja definido na abertura do ajuste, chamada de "Janela de Kollsman". Voando com este ajuste, estabelece-se o que se chama de "Ajuste Padrão". Nesta condição, a altitude indicada pelo altímetro representa a altitude pressão, a distância vertical que separa um ponto no espaço do nível do mar (BANCI, 2018). As definições de distância vertical estão ilustradas na Figura 7.

Figura 5 – Variação da temperatura com a altitude.



fonte: (SADRAEY, 2017)

Figura 6 – Altímetro

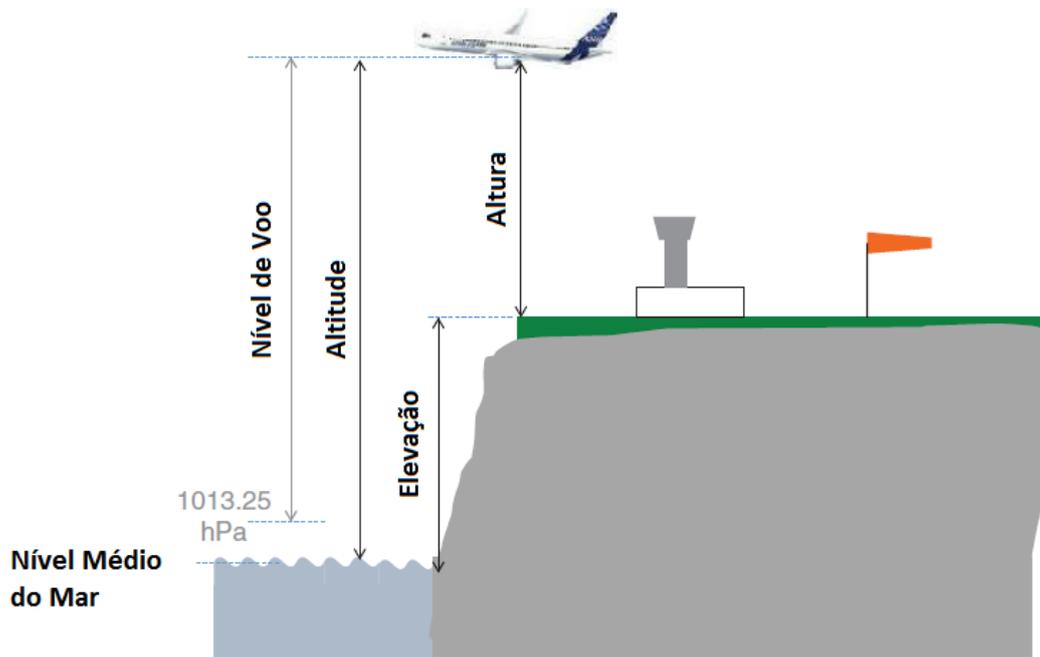


fonte: (LICHTENBERG, 2021)

3.2.2 Velocímetro

O sistema de medição de velocidade do ar de uma aeronave é baseado no sistema de Pitot dinâmico, que mede a velocidade do ar realizando a diferença entre a pressão total de captação da entrada da sonda dinâmica e a pressão estática referente ao respectivo nível de voo, esta é a chamada velocidade indicada (V_I) (BINNS, 2018). A medida que uma aeronave está subindo, a pressão atmosférica que

Figura 7 – Definição de Altura, Altitude e Nível de Voo



fonte: (BINNS, 2018)

ela enfrenta diminui e sua velocidade indicada pelo sistema Pitot é afetada. Para saber a velocidade verdadeira da aeronave, utiliza-se o seguinte equacionamento (ANDERSON; BOWDEN, 2005):

$$q = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2, \quad (1)$$

onde q é a pressão dinâmica, ρ é a densidade do ar e V é a velocidade da aeronave.

Para uma leitura de velocidade no nível de voo, existe uma velocidade equivalente (V_E) que ao nível do mar promoveria a mesma pressão dinâmica, esta é denominada de velocidade equivalente e pode ser calculada da seguinte forma (ANDERSON; BOWDEN, 2005):

$$q_o = q_\infty, \quad (2)$$

Onde q_o e q_∞ são, respectivamente, a pressão dinâmica ao nível do mar e ao nível de voo. Podemos reescrever a Equação 2 como:

$$\frac{1}{2} \times \rho_o \times V_o^2 = \frac{1}{2} \times \rho_\infty \times V_\infty^2, \quad (3)$$

Em termos da velocidade indicada e equivalente temos:

$$\frac{1}{2} \times \rho_o \times V_E^2 = \frac{1}{2} \times \rho_\infty \times V_I^2. \quad (4)$$

Para descobrir a velocidade em que a aeronave está voando em relação ao ar, calcula-se a velocidade verdadeira, também chamada de velocidade aerodinâmica (V_A), que é a correção da velocidade equivalente para a densidade real do nível de voo de interesse. Essa velocidade é igual à velocidade de

solo em atmosfera sem vento. Sua formulação é (ANDERSON; BOWDEN, 2005):

$$\frac{1}{2} \times \rho_{real} \times V_A^2 = \frac{1}{2} \times \rho_{\infty} \times V_E^2. \quad (5)$$

Para fins de análise de performance, serão utilizados dados apenas em velocidade verdadeira neste trabalho.

3.3 CLASSIFICAÇÃO DAS AERONAVES

Uma aeronave é definida como um equipamento capaz de sustentar voo, sendo propelido por meio próprio ou não. As aeronaves são classificadas de acordo com seu meio de sustentação, resumidas em dois grandes grupos, as contidas no primeiro são denominadas de aeróstatos, aeronaves que se sustentam através do empuxo estático ou Arquimediano, sendo mais leves que o ar, com o caso dos balões e dirigíveis. As aeronaves do segundo grupo são denominadas de aeródinos e se sustentam através da sustentação aerodinâmica da interação entre sua área sustentadora e o escoamento do vento relativo, são aparelhos mais pesados que o ar como os aviões e os helicópteros. Segundo a definição da FAA, um avião é definido como um aparelho de asa fixa mais pesado que o ar e que dispõe de propulsão mecânica.

Neste trabalho, propõe-se o estudo de aeronaves em configurações mais tradicionais, como aviões de asa fixa propélidos por um ou dois motores, algumas equipadas com motor à combustão e outras por motor turboélice.

3.3.1 Monomotores

Aeronaves que dispõem de um motor para sua propulsão são definidas como monomotoras, como o Cirrus SR22, ilustrado na Figura 8. São aeronaves de operação mais simples, geralmente com menor consumo de combustível absoluto se comparadas às bimotoras (ROSKAM, 1985).

3.3.2 Bimotores

Aeronaves que dispõem de dois motores para sua propulsão são definidas como bimotoras, como o Diamond DA62, ilustrado na Figura 9. São aeronaves de operação mais complexa, geralmente com maior consumo de combustível absoluto se comparadas às monomotoras (ROSKAM, 1985) e o custo de manutenção é maior pois engloba um conjunto de motor e hélice a mais. Dispõem de maior flexibilidade e segurança para operar sobre regiões remotas pois em falha de um dos motores, a potência do motor remanescente promove propulsão para conduzir a aeronave até um local para pouso de emergência (SANTANA, 2016).

3.4 TIPOS DE MOTORES

Motores à combustão interna são utilizados por conta de sua confiabilidade, grande disponibilidade de combustíveis, operação em faixa larga de altitude e disponibilidade de uso, uma vez que a maior parte dos meios de transporte da atualidade são baseados em motores à combustão interna (ANDERSON;

Figura 8 – Aeronave Monomotora



fonte: (AOPA, 2021a)

Figura 9 – Aeronave Bimotora



fonte:(AOPA, 2021a)

BOWDEN, 2005). Nesta seção será feita uma breve descrição sobre os motores à combustão interna, também chamados de motores à pistão, e em seguida apresenta-se um resumo sobre os motores turboélice, que é um tipo de motor à combustão interna.

3.4.1 Pistão

Os motores à pistão mais utilizados tipicamente trabalham no chamado Ciclo de Otto, uma teoria termodinâmica que descreve o funcionamento de um motor quatro tempos. Em seu ciclo de funcionamento, o primeiro tempo é a admissão, onde a mistura ar-combustível é introduzida à câmara de combustão do motor. O segundo tempo é a compressão, quando há a redução volumétrica desta mistura. O terceiro é a combustão, onde uma vela de ignição promove uma centelha, produzindo uma explosão rápida da mistura que como consequência, se expande e transmite movimento linear

em angular para o eixo de manivelas. E o quarto e último tempo é o escapamento, onde os gases provenientes da combustão são expelidos da câmara de combustão (SADRAEY, 2017).

Esses motores, são classificados de acordo com o número de cilindros e sua disposição. As configurações mais convencionais são (SADRAEY, 2017):

a) Em linha: Os cilindros estão localizados paralelamente em fileira única, como pode ser observado na Figura 10. Equipou aeronaves da Segunda Guerra Mundial e é visto em aeronaves antigas, réplicas de aeronaves clássicas de guerra ou experimentais.

Figura 10 – Motor de cilindros em linha



fonte: (Wikipedia contributors, 2021)

b) Em "V": Os cilindros estão arranjados em duas fileiras, havendo um ângulo de inclinação entre elas, comumente de 45° ou 60°, como ilustrados na Figura 11. Equipou aeronaves da Segunda Guerra Mundial e não é comumente visto equipando aeronaves modernas, somente nas aeronaves antigas preservadas ou restauradas. Seu consumo de combustível é alto se comparado com os motores modernos que entregam potência similar.

Figura 11 – Motor de cilindros em "V"



fonte: (WIKIPÉDIA, 2021)

c) Radial: Os cilindros estão alocados em um mesmo plano circular e arranjados radialmente, havendo sempre um número ímpar de cilindros. É ilustrado pela Figura 12. Equipou aeronaves da Primeira e Segunda Guerra Mundial e não é comumente visto equipando aeronaves modernas, somente nas aeronaves antigas preservadas ou restauradas. Seu consumo de combustível é alto se comparado com os motores modernos que entregam potência similar. e sua área frontal penaliza a performance das aeronaves que por ele são equipadas.

d) Cilindros opostos horizontalmente: Os cilindros estão localizados com um ângulo relativo de 180° entre si. O número de cilindros é sempre par e quando dispostos de dois ou mais cilindros

Figura 12 – Motor radial



fonte: (ABBOT, 2017)

por lado do motor, estes estão paralelos entre si, como é visto na Figura 13 e seu arranjo é visto na Figura 14. É a configuração mais comum de motor que equipa aeronaves da aviação geral e as aeronaves a pistão deste trabalho são equipadas com essa configuração de motor, tanto os monomotores quanto os bimotores.

Figura 13 – Motor de cilindros opostos horizontalmente

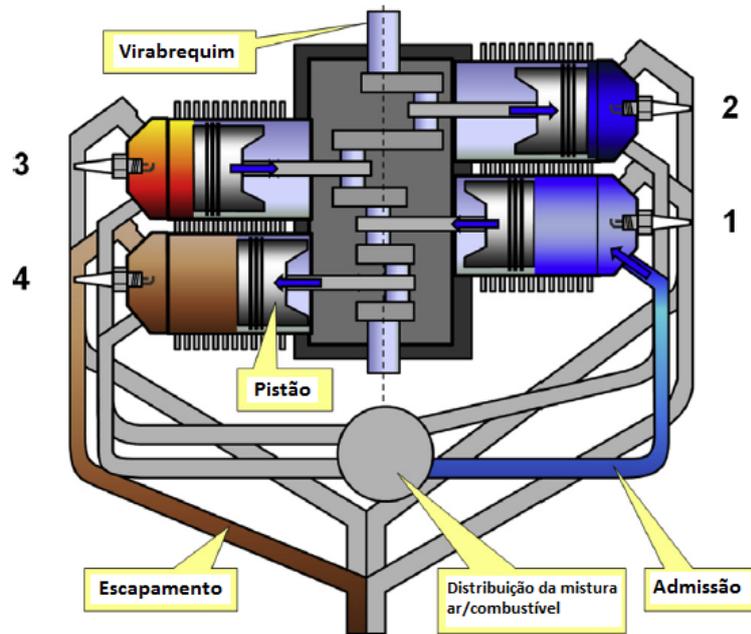


fonte: (ENGINES, 2021)

Os motores à pistão podem possuir sistema de admissão via carburador ou injeção de combustível com injetora. O carburador, ilustrado pela Figura 15, é um dispositivo que realiza a mistura ar-combustível de forma mecânica, possuindo uma cuba para o combustível, uma entrada em formato de Venturi para o ar e orifícios calibrados que promovem a dispersão de combustível no ar ingerido, formando assim a mistura.

O sistema de injeção com injetora, ilustrada pela Figura 16, regula através de uma bomba e um distribuidor a entrada de combustível no ar ingerido, promovendo uma mistura mais uniforme que a gerada pelo carburador pois a quantidade de combustível é idêntica para cada cilindro, promovendo

Figura 14 – Arranjo de um motor de cilindros opostos horizontalmente



fonte: (GUDMUNDSSON, 2013)

Figura 15 – Carburador



fonte: (SPRUCE, 2021)

queima regular e eficiente, além de um funcionamento mais suave do motor. A nomenclatura dos motores carburados é iniciada pela letra "O", já os que dispõem do sistema de injeção de combustível eletrônico são iniciados por "IO".

Figura 16 – Injetora



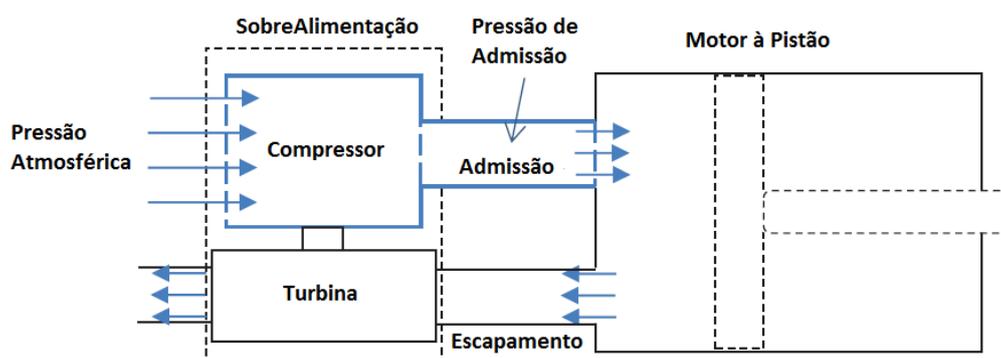
fonte: (SUPPLY, 2021)

Estes motores podem possuir alimentação à pressão atmosférica (motor aspirado) ou sobrealimentada. Conforme a aeronave sobe, a densidade e a pressão atmosférica diminuem. A 18000 pés de

altitude a pressão atmosférica equivale a metade da pressão ao nível do mar e a disponibilidade de ar para a mistura ar-combustível também resultando em decréscimo da produção de potência pelo motor (SADRAEY, 2017). A performance de um motor pode ser melhorada em grandes altitudes com um processo chamado de "Sobrealimentação" ou "Superalimentação" que envolve a compressão do ar previamente à entrada da admissão, promovendo maior pressão de admissão do motor, atrasando a perda de potência em função da altitude (ANDERSON; BOWDEN, 2005). A compressão do ar antes de ser direcionado ao coletor de admissão do motor se dá em um turbocompressor que força a entrada de maior volume de ar para dentro do cilindro do que se entraria em uma condição de aspiração à pressão atmosférica. Os gases de escape do motor giram a turbina, essa através de um eixo promovem a rotação do compressor. Nota-se maior disponibilidade de potência e melhor eficiência em níveis mais altos do que os motores aspirados. A nomenclatura dos motores sobrealimentados é iniciada pela letra "T".

O esquema dos motores sobrealimentados é ilustrado pela ilustrada pela Figura 17.

Figura 17 – Motor Sobrealimentado com sistema do tipo "Turbocharger"



fonte: (SADRAEY, 2017)

Os gráficos de eficiência dos motores aspirados à pressão atmosférica e sobrealimentados em função da altitude são ilustrados pelas Figura 18 e Figura 19 respectivamente (SADRAEY, 2017).

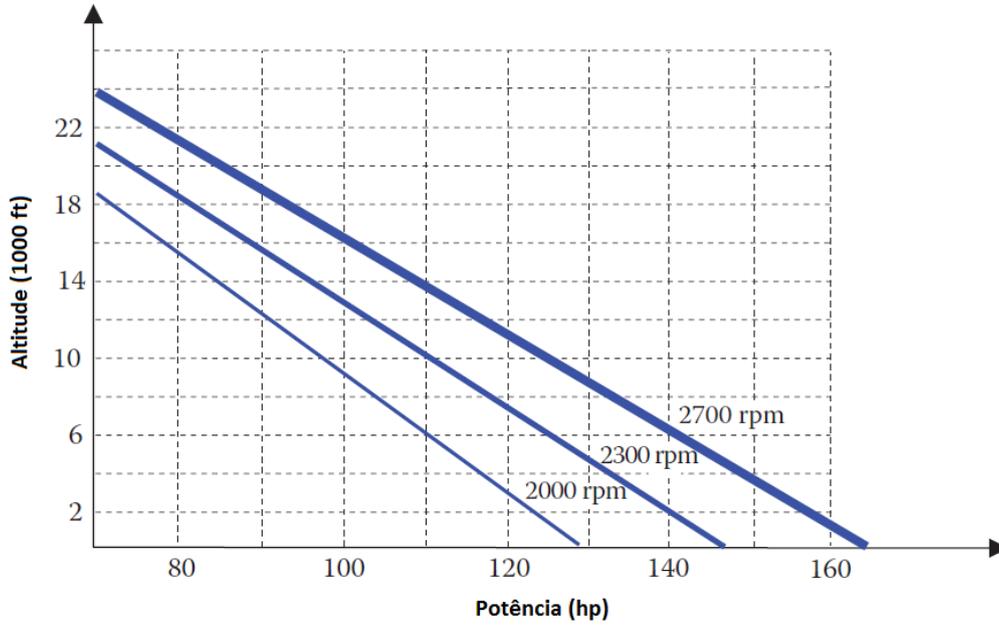
Os combustíveis mais utilizados nos motores à pistão são a gasolina, o etanol e o diesel. O combustível amplamente utilizado na aviação geral é a AVGAS, como é chamada a gasolina de aviação, que é um combustível de alta octanagem.

As principais vantagens dos motores à pistão são o baixo custo e o baixo consumo de combustível em baixas velocidades. Suas principais desvantagens são a vibração, produção de ruído e a impossibilidade de descidas rápidas por conta do gradiente térmico que pode danificar sua estrutura.

3.4.2 Turboélice

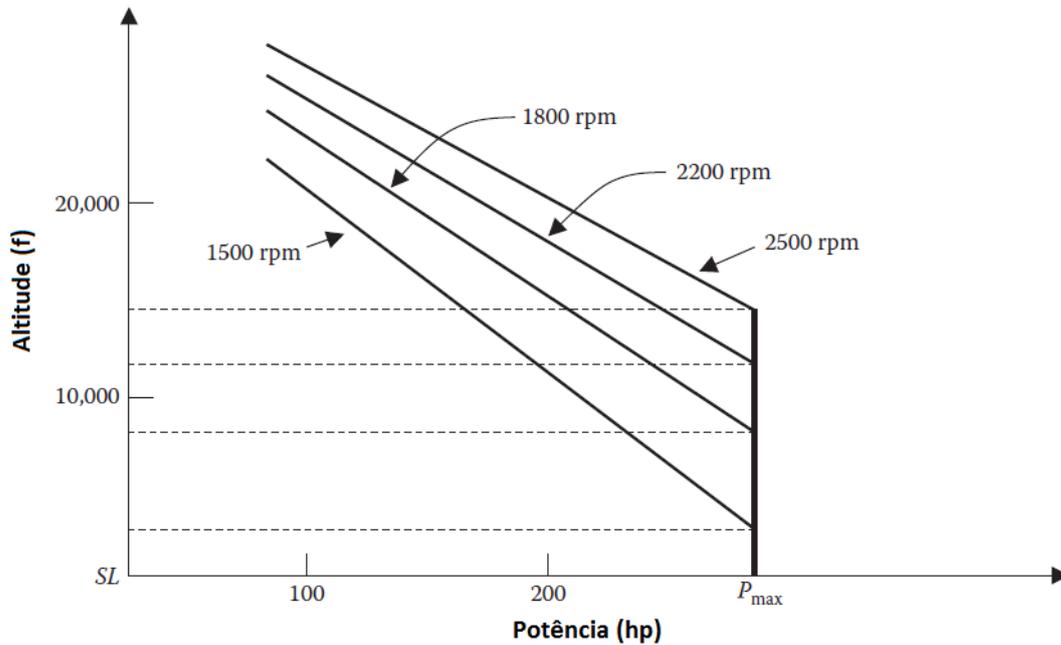
Os motores à reação, popularmente conhecidos como "turbinas", possuem também um ciclo termodinâmico para a geração de potência, este chamado de Ciclo Brayton. Neste ciclo, o ar é admitido no motor a uma pressão específica e logo é comprimido pela seção de compressores, tendo seu volume

Figura 18 – Performance de um motor aspirado em função da altitude



fonte: (SADRAEY, 2017)

Figura 19 – Performance de um motor sobrealimentado em função da altitude



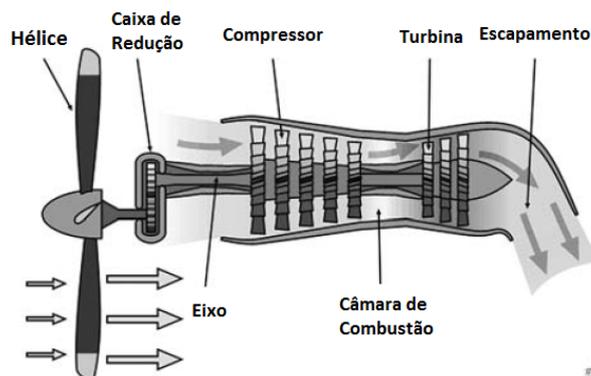
fonte: (SADRAEY, 2017)

reduzido. Este ar comprimido é conduzido até a câmara de combustão, misturado com combustível e passa pelo processo de combustão. A geometria da câmara de combustão força a expansão volumétrica sem mudanças drásticas de pressão promovendo o avanço desta parcela de ar proveniente da combustão através de uma abertura direcionada à seção de turbinas, que são propelidas por este ar, convertendo energia térmica em mecânica (SADRAEY, 2017).

A geração de tração por este motor está relacionada ao fato de o eixo de potência do motor estar atrelado a uma caixa de redução acoplada a uma hélice, que por sua vez, traciona a aeronave. Este

motor é ilustrado pela Figura 20.

Figura 20 – Turboélice



fonte: (EL-SAYED, 2017)

O combustível utilizado nesses motores é o querosene de aviação, também denominado QAV ou JET A-1.

3.5 HÉLICES

Hélices são o meio mais comum de produção de tração pelas aeronaves da aviação geral, utilizadas tanto para aeronaves com motores à pistão quanto turboélice. Este trabalho estará restrito a essas aeronaves.

A hélice é um dispositivo que converte energia mecânica em força propulsiva. O elemento que gera sustentação é chamado de "pá" e está submetido a uma grande velocidade angular e em consequência de sua geometria e ângulo de ataque em relação a seu vento relativo, produz sustentação, analogamente à sustentação produzida pelas asas (SADRAEY, 2017). A Figura 21 ilustra seu diagrama de forças aerodinâmicas.

Hélices podem dispor várias configurações, principalmente quanto ao número de pás e a seu ajuste de passo. O número mais comum de pás varia entre 2 e 5 para as aeronaves da aviação geral. Quanto ao ajuste de passo, de forma crescente em relação a sua eficiência, tem-se (SADRAEY, 2017):

a) Passo fixo: tem uma eficiência máxima em uma determinada velocidade;

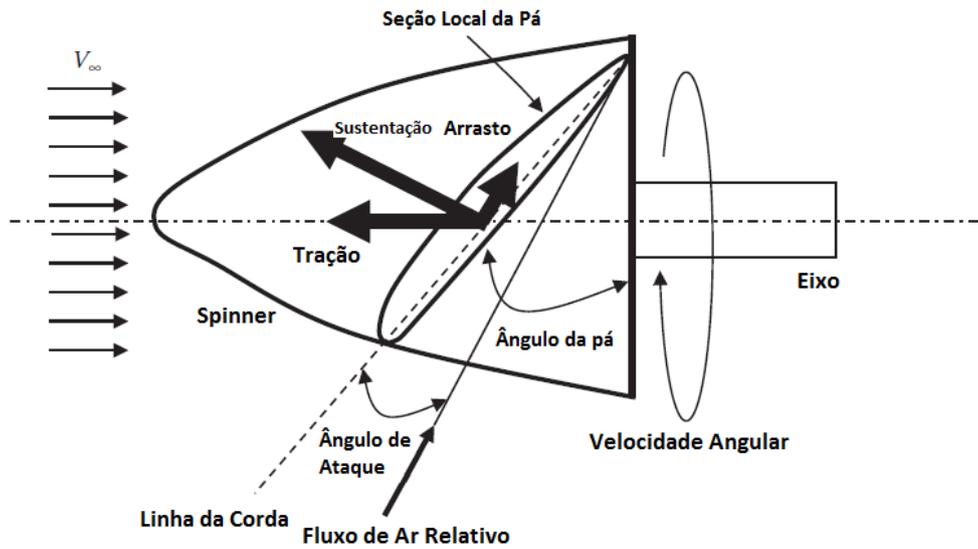
b) Passo ajustável em solo: pode ser ajustada para ter sua eficiência máxima em uma velocidade de desejo;

c) Passo variável em voo: é controlado pelos pilotos através de uma manete com o propósito de sempre manterem um ângulo de passo ótimo para toda a faixa de velocidade de operação;

d) Velocidade constante: os pilotos ajustam a velocidade (RPM) do motor e o governador da hélice promove controle de passo para que este regime de velocidade seja mantido.

As eficiências dos tipos de ajuste de passo citados são ilustradas na Figura 22 de acordo sua capacidade de promover razão de subida à aeronave. As hélices de velocidade constante promovem a maior razão de subida. A aeronave atinge a uma maior altitude em menos tempo e percorrendo menos distância. Em seguida, as hélices de passo ajustável em solo promovem razão de subida menos eficiente

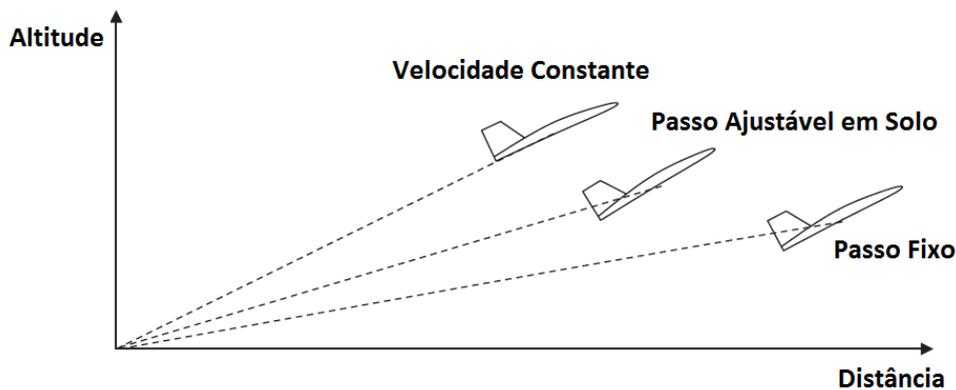
Figura 21 – Diagrama da Hélice Forças Aerodinâmicas



fonte: (SADRAEY, 2017)

se comparada às de velocidade constante. Por fim, as de passo fixo apresentam menor eficiência se comparadas às outras.

Figura 22 – Comparação da eficiência dos diferentes tipos de passo de hélice



fonte: (SADRAEY, 2017)

As composições mais comuns são: ligas metálicas, materiais compósitos e "blends" de madeira. A Figura 23 exibe uma hélice de 4 pás, denominada "quadripá", feita de material compósito equipando uma aeronave Cirrus SR-22.

Figura 23 – Hélice Quadripá



fonte: (AOPA, 2021b)

4 METODOLOGIA

O projeto de aeronaves consiste em integrar muitas variáveis de diversas áreas como aerodinâmica, desempenho, estruturas, propulsão, entre várias outras, para obter-se um produto final, a aeronave, que cumpra todos os requisitos da missão e também atenda às normas de certificação de onde será operada. Todo esse processo do desenvolvimento de uma aeronave é bastante complexo, portanto, com o intuito de introduzir uma sequência lógica, padronizada e com validação de sua funcionalidade, diversos autores como RAYMER, ROSKAM, VANDAELE, KOVACS, BARROS; PINTO; OLIVEIRA, STINTON, TORENBEEK entre outros, escreveram suas próprias metodologias de projeto aeronáutico aplicando uma sequência que ao longo do tempo se mostrou eficaz e satisfatória para os projetistas. Suas metodologias possuem aspectos gerais muito semelhantes, apesar de pequenas características e considerações serem diferentes, a depender da categoria da aeronave que se está projetando.

Durante o desenvolvimento de uma aeronave, é essencial que o projetista tenha base quantitativa para realizar suas estimativas de projeto. Durante o projeto conceitual, os autores RAYMER e ROSKAM se referem a essa fase como "*Preliminar Sizing*", pois é o momento em que os cálculos dos parâmetros básicos da aeronave são realizados. Nessa fase é estimado o tamanho do avião, é realizada a estimativa inicial de seu peso e sua potência do motor. Esses resultados guiam os projetistas no desenho da aeronave, no seu dimensionamento estrutural das asas, do trem de pouso, tanques de combustível e servirá de base para escolha do grupo motopropulsor existente no mercado.

Segundo BARROS; PINTO; OLIVEIRA, os avanços tecnológicos que seguem os fatores de novas concepções, de continuidade de padrões existentes, de introdução de novos conhecimentos na indústria aeronáutica, de novos materiais e técnicas de fabricação, fazem parte de um processo evolutivo contínuo que tende a se tornar cada vez mais complexo à medida em que a tecnologia avança.

Dentro de um mercado competitivo, sobressai-se quem apresentar um projeto mais eficiente e viável quando comparado com o dos concorrentes. Por esses motivos, ROSKAM compilou os dados históricos de aeronaves de sua época e os apresentou em sua metodologia de projeto, promovendo um ponto de partida para as estimativas de parâmetros de uma nova aeronave a ser projetada.

4.1 ESTUDOS COMPARATIVOS

Seguindo a metodologia de Métodos Comparativos proposta por BARROS; PINTO; OLIVEIRA, pode-se organizar as informações coletadas das aeronaves da seguinte maneira:

- Fichas Técnicas;
- Tabela Comparativa;
- Gráficos Lineares;
- Gráficos Paramétricos.

Com o objetivo de estimar parâmetros ou pontos iniciais para um novo projeto, estudam-se fichas técnicas de aeronaves existentes para obter dados de interesse com a finalidade de montar uma base de dados para uma missão específica.

Com este objetivo, de acordo com BARROS; PINTO; OLIVEIRA, é conveniente a elaboração de tabelas comparativas, gráficos, fichas ou quaisquer comparações visuais dos parâmetros presentes em uma série de aeronaves selecionadas para serem analisadas. Dentro desses parâmetros, as características básicas geométricas e construtivas devem estar presentes: dimensões, áreas, pesos, parâmetros de desempenho, perfis aerodinâmicos, potência e modelo do motor, material de construção e outros.

A análise de tendências pode levar a adoção de parâmetros que melhoram alguns aspectos da aeronave, como seu desempenho, custo operacional, ergonomia ou mesmo da aparência da aeronave. Por esse motivo, neste trabalho utiliza-se essa abordagem dos Métodos Comparativos descritos em BARROS; PINTO; OLIVEIRA para analisar as tendências evolutivas das aeronaves da aviação civil, começando pela elaboração de fichas técnicas e montagem de uma tabela comparativa desses aviões através da base de dados. Gráficos lineares e paramétricos serão utilizados para melhor entendimento e comparação dos resultados. Portanto essa metodologia de estudos comparativos será de grande importância para o presente trabalho.

4.2 METODOLOGIA DE OBTENÇÃO DOS PARÂMETROS

Os Manuais de Operação do Piloto (POH, em inglês - *Pilot's Operation Handbook*) são confeccionados segundo as normas FAR 23 (FAA, 2021c) em suas Seções §23.1581 ao §23.1589, a publicação técnica para o Manual de Operação do piloto "Specification N.01" da Associação de Fabricantes de Aeronaves da Aviação Geral (GAMA, 2021) e seguindo os métodos estatísticos de redução de dados sugeridos pela norma AC 23-8C (FAA, 2021a). Portanto, esses dados apresentados nos manuais correspondem a um levantamento estatístico realizado pelo fabricante durante a campanha de ensaios em voo e certificação e apresentam alto grau de confiabilidade. Um POH por si só, dependendo da avaliação da FAA, pode constituir o manual de voo e operação de uma aeronave.

Para obter os parâmetros das aeronaves citadas, obtiveram-se os Manuais de Operação do Piloto das aeronaves apresentadas na Seção 4.3 e para o caso de cada aeronave em particular, estudou-se suas características contidas no manual.

Na seção 1 do POH, denominada de “Características Gerais”, são encontrados os seguintes parâmetros:

- Dimensões gerais;
- Desenho em 3 vistas;
- S_w – Área alar;
- Motorização e potência;
- Características da hélice e seu diâmetro;
- MTOW – Peso máximo de decolagem;

- W_e – Peso vazio;
- W_f – Peso de combustível usável;
- Carga alar;
- Relação peso potência.

Dispondo da envergadura e da área alar, é possível calcular a razão de aspecto (do inglês - *Aspect Ratio*), também chamada de alongamento, propriedade que afeta diretamente o arrasto induzido da aeronave e a inclinação da reta $C_L x \alpha$ e também influencia diretamente performance e estabilidade. Sua fórmula é (GUDMUNDSSON, 2013):

$$AR = \frac{B^2}{S_w}, \quad (6)$$

onde B é a envergadura da aeronave.

Outro parâmetro de grande importância para o cálculo do arrasto induzido, é o Coeficiente de Eficiência de Oswald, que relaciona a distribuição real de sustentação em uma asa sobre sua envergadura com a de uma asa elíptica para estimar seu acréscimo de arrasto. Sua fórmula para asas retas é dada por (GUDMUNDSSON, 2013):

$$e = 1.78(1 - 0.045 \times AR^{0.68}) - 0.64. \quad (7)$$

Na seção 2 do POH, denominada de “Limitações”, são descritas as limitações dos equipamentos, como as velocidades máximas para cada tipo de operação da aeronave, limitações de potência do conjunto propulsivo e as limitações do Envelope de CG (Centro de Gravidade), que expressa os pesos e a posição do centro de gravidade em que a aeronave pode operar seguramente. As condições mais severas do envelope de CG expressam os passeios de momento que asseguram as condições marginais de estabilidade longitudinal da aeronave. Portanto estudou-se os valores mais dianteiro e mais traseiro em termos percentuais da corda média aerodinâmica.

Desta seção, foram obtidas as limitações do Envelope de CG para aeronave em peso máximo de decolagem nas condições mais dianteira e mais traseira, pois são as condições críticas de estabilidade da aeronave. Quando na condição mais dianteira de CG, a aeronave tem a tendência a entrar em Stall em velocidades maiores, pois o momento do nariz pesado exige maior ângulo de ataque para o voo nivelado e no caso mais traseiro, a aeronave tem a tendência de entrar em parafuso. Estes valores são expressos em percentual da corda média aerodinâmica da asa.

Na seção 5 do POH, denominada de “Performance”, são descritos os dados de performance da aeronave para diferentes configurações de peso e atmosfera. Os parâmetros de interesse nesse estudo são as velocidades de Stall e os dados de performance em cruzeiro.

A velocidade de Stall é descrita uma função do ângulo de inclinação das asas, do peso, da condição de envelope de CG e da configuração dos flaps. Essa velocidade disposta em manual é uma velocidade indicada (KIAS), portanto, para se obter a mesma em termos de velocidade verdadeira (KTAS), considera-se o caso ao nível médio do mar. Portanto, fazendo uso das velocidades de stall dadas pelo

fabricante, e considerando o caso em atmosfera ISA e ao nível do mar, sabendo a área alar da aeronave, é possível calcular o coeficiente de sustentação máximo $C_{L_{max}}$. É comum que as velocidades de stall sejam dadas para diferentes configurações de flap, possuindo um $C_{L_{max}}$ respectivo para cada uma delas. Sua formulação é (ANDERSON; BOWDEN, 2005):

$$C_{L_{max}} = \frac{2 \times MTOW}{\rho \times S_w \times (V_s)^2}, \quad (8)$$

onde V_s é a velocidade de estol e MTOW é o peso máximo de decolagem.

A performance em cruzeiro é descrita em função do peso da aeronave, da altitude, da condição atmosférica, do RPM, da potência ou torque do motor e os parâmetros de interesse são a velocidade verdadeira (KTAS) e o consumo de combustível, que para aeronaves à pistão é em galões americanos por hora (GPH) e para aeronaves turboélice é em libras por hora.

O consumo horário de aeronaves à pistão é dado por unidade de galões americanos por hora, ou seja, $GPH = Gal/h$. Já o consumo horário de aeronaves turboélice é dado por libras por hora, ou seja, $Consumo = lb/h$. O consumo específico (SFC) é o dado por unidade de massa de combustível (em libras) gasta por hora, para cada hp de potência do motor (ROSKAM, 1985), ou seja, $SFC = lb/h \cdot hp$. Segundo GUDMUNDSSON, a densidade do combustível das aeronaves à pistão (AVGAS) é de 6 lb/Galão e turboélice (JET-A1) é de 6.6 Lb/Galão.

Um parâmetro de grande interesse por parte de quem opera uma aeronave é o quanto se consome em galões por milha náutica (NMPG), para poder estabelecer uma relação de eficiência energética e de custo operacional. Para isso, dividiu-se a velocidade verdadeira de voo pelo consumo em galões por hora, resultando no parâmetro de interesse, dado por $NMPG = NM/Gal$.

Para a estimativa da razão da sustentação sobre o arrasto (L/D), parâmetro que mede a eficiência aerodinâmica, usou-se os gráficos de voo em cruzeiro onde a sustentação é igual ao peso da aeronave e se estimou o arrasto da seguinte maneira (ANDERSON; BOWDEN, 2005):

$$T = D, \quad (9)$$

onde T é a tração, dada por: (ANDERSON; BOWDEN, 2005):

$$T = \frac{P}{V}, \quad (10)$$

onde P é a potência do motor e V é a velocidade da aeronave.

Logo, a razão entre a potência aplicada e a velocidade de voo é equivalente ao arrasto da aeronave nesta condição. É importante ressaltar que a potência aplicada (P_A) durante o cruzeiro é igual ao percentual da potência ($\%P$) (dado pelo fabricante para cada regime de cruzeiro) vezes a potência nominal (P_N) vezes a eficiência da hélice (η_p).

$$P_A = \%P \times P_N \times \eta_p. \quad (11)$$

A potência deve estar na unidade de Watts, portanto é necessária a conversão. Deve-se multiplicar a potência em HP por 746. A velocidade deve estar na unidade de m/s.

A eficiência de hélice, segundo (GUDMUNDSSON, 2013) pode ser estimada utilizando as seguintes relações:

$$\eta_p = 0.096574 + 1.703049 \times J - 0.952281 \times J^2, \quad (12)$$

onde J é a razão de avanço da hélice em um determinado regime de RPM e em determinada velocidade de voo. É dada por (GUDMUNDSSON, 2013):

$$J = \frac{60 \times V}{RPM \times D}, \quad (13)$$

onde a velocidade V deve estar em ft/s e o diâmetro da hélice D em ft.

Uma vez dispo do dos parâmetros de eficiência de hélice, potência aplicada e velocidade de voo o arrasto é equivalente à tração e é possível de ser calculado.

$$D = \frac{P_A}{V}. \quad (14)$$

Para calcular a eficiência aerodinâmica da aeronave, divide-se a sustentação que em voo de cruzeiro é igual ao peso pelo arrasto.

$$\frac{L}{D} = \frac{W \times g}{D}, \quad (15)$$

onde W é o peso da aeronave em regime de cruzeiro.

De maneira oportuna, fazendo uso do valor material do arrasto, o coeficiente de arrasto parasita pode ser estimado. A equação que rege o arrasto total da aeronave é (ANDERSON; BOWDEN, 2005):

$$D = 0.5 \times \rho \times V^2 \times S_w \left(C_{D_o} + \frac{C_L^2}{\pi \times e \times AR} \right) \quad (16)$$

Portanto, o coeficiente de arrasto parasita (C_{D_o}) é dado por:

$$C_{D_o} = \frac{2 \times D}{\rho \times V^2 \times S_w} - \frac{C_L^2}{\pi \times e \times AR} \quad (17)$$

O arrasto parasita é o arrasto gerado pela aeronave em uma condição de sustentação nula, com ângulo de ataque próximo a zero. Para obter os dados mais coerentes, buscou-se dos gráficos de performance da aeronave a condição de maior potência aplicada e maior velocidade, o que implica em menor coeficiente de sustentação necessário para o voo nivelado e conseqüentemente um menor ângulo de ataque.

4.3 AERONAVES SELECIONADAS

Nesta seção serão listadas as aeronaves selecionadas de acordo com as categorias estudadas: aeronaves monomotoras à pistão, aeronaves bimotoras à pistão, aeronaves monomotoras turboélice e aeronaves bimotoras turboélice. A escolha das aeronaves foi baseada na sua participação nas frotas mundiais, número absoluto de aeronaves voando, categorias e missões equivalentes e disponibilidade

de manuais. Algumas aeronaves diferem em características e missões trazendo desvio de média aos resultados obtidos, mas seus dados são de grande importância na composição do presente trabalho.

a) Aeronaves monomotoras à pistão:

- Cirrus SR-20;
- Cirrus SR-22;
- Cessna 172SP;
- Cessna T182;
- Cessna 206 Turbo;
- Bonanza G36;
- Mooney M20TN;
- Mooney M20J;
- Socata TB20;
- Piper Warrior III;
- Diamond DA-40;

b) Aeronaves bimotoras à pistão:

- Vulcanair P-68C;
- Piper Navajo PA-31-325;
- Diamond DA-42;
- Diamond DA-62;

c) Aeronaves monomotoras turboélice:

- Cessna 208B Grand Caravan;
- Pilatus PC-12;
- TBM-700;

d) Aeronaves bimotoras turboélice:

- King Air C-90;

5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Através da metodologia detalhada na Seção 4.2, pode-se gerar os gráficos presentes nesta seção e seguindo as classificações das aeronaves como apontada na Seção 3.3, utiliza-se de três seções de fichas técnicas descritivas e resultados gráficos para a demonstração dos resultados de cada categoria:

- Aeronaves Monomotoras à Pistão;
- Aeronaves Bimotoras à Pistão;
- Aeronaves Monomotoras e Bimotoras Turboélice;

A Seção 5.1 tratará das aeronaves monomotoras à pistão. A ficha descritiva de cada aeronave, contendo seu desenho três vistas é dada na seção na Subseção 5.1.1 e os resultados obtidos estão na Subseção 5.1.2.

A Seção 5.2 tratará das aeronaves bimotoras à pistão. A ficha descritiva de cada aeronave, contendo seu desenho três vistas é dada na seção na Subseção 5.2.1 e os resultados obtidos estão na Subseção 5.2.2.

A Seção 5.3 tratará das aeronaves turboélice monomotoras e bimotoras. A ficha descritiva de cada aeronave, contendo seu desenho três vistas é dada na seção na Subseção 5.3.1 e os resultados obtidos estão na Subseção 5.3.2.

5.1 AERONAVES MONOMOTORAS À PISTÃO

5.1.1 Fichas Descritivas

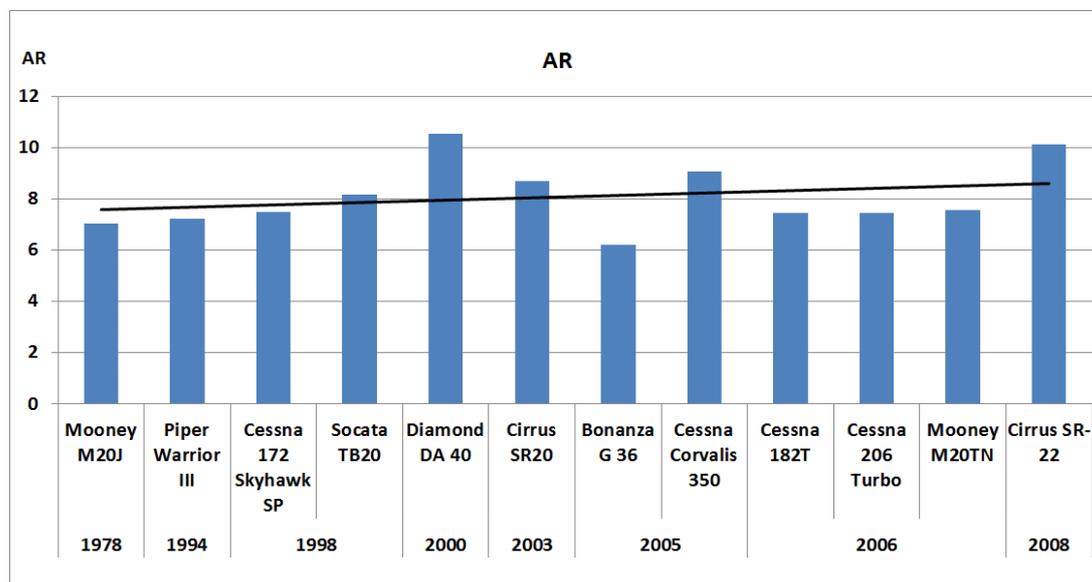
As fichas descritivas das aeronaves monomotores à pistão estão apresentadas no Apêndice A.

5.1.2 Resultados Gráficos

Fazendo uso do contexto histórico, os gráficos foram gerados para a visualização das tendências dos parâmetros de acordo com o ano de início de fabricação de cada modelo de aeronave estudada e de acordo com sua categoria quanto ao número e tipo de motores. Nos gráficos de barras, utiliza-se o recurso de exibição de tendência linear para auxiliar na análise de tendência dos parâmetros estudados. Cada análise possui comentários pertinentes sobre seu meio de obtenção, objetivo e resultado.

O primeiro resultado, ilustrado pela Figura 24, exibe a razão de aspecto das aeronaves. É visto um crescimento na razão de aspecto das aeronaves ao longo do tempo. Dentre as possíveis razões para compreender essa tendência, é possível correlacionar que quanto maior a razão de aspecto das asas das aeronaves, menor é a parcela do arrasto induzido. Essa tendência pode ser uma busca por projetos mais eficientes e com menor arrasto induzido. Uma tecnologia notável que permitiu essa característica é a técnica de construção de estruturas aeronáuticas com material compósito.

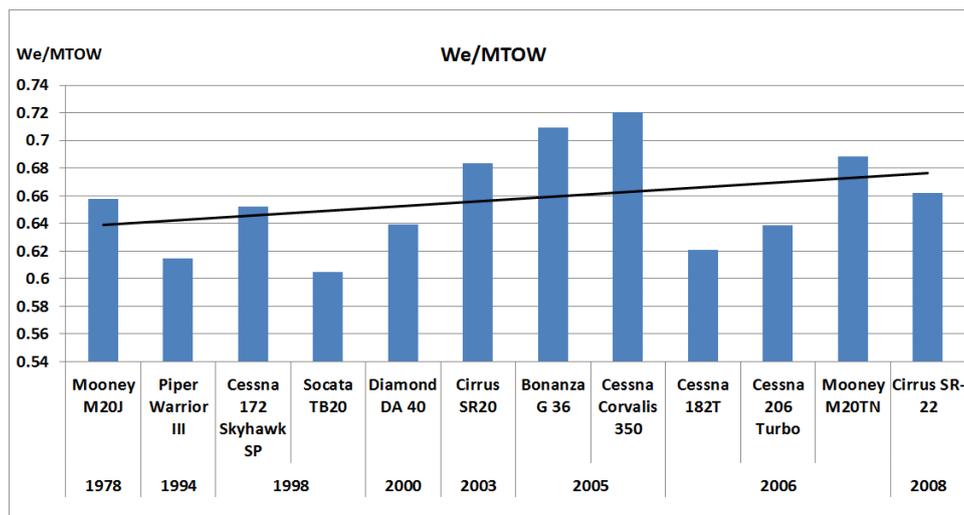
Figura 24 – Razão de Aspecto dos Monomotores à Pistão



fonte: Autor

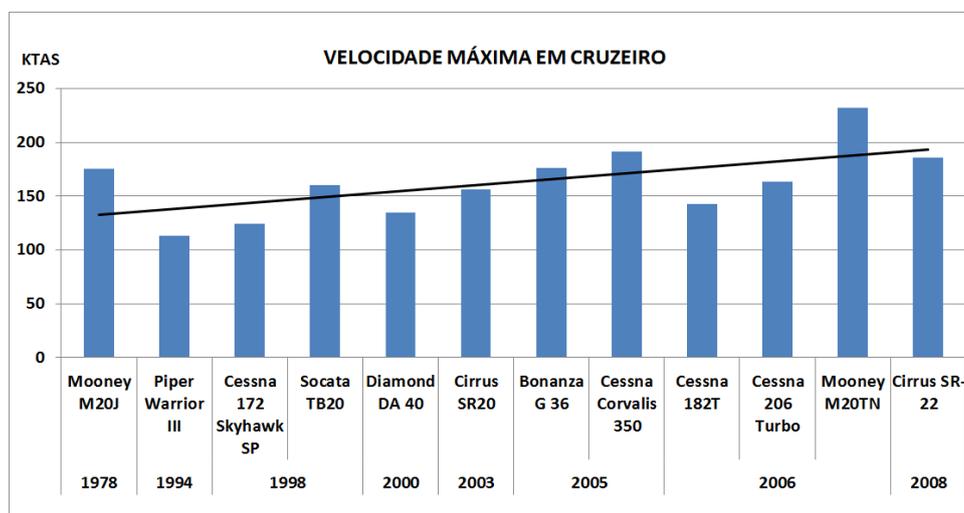
O segundo resultado, ilustrado pela Figura 25, exibe a relação entre o peso vazio e o peso máximo de decolagem das aeronaves. Este parâmetro indica o percentual do peso vazio em relação ao peso máximo de decolagem. É observado um crescimento deste parâmetro, indicando que as aeronaves tiveram seu peso vazio aumentado ao longo dos anos, tendo assim sua capacidade de levar carga útil decrescida. Nota-se que as aeronaves Cessna 182T e Cessna 206 Turbo possuem relativamente os menores valores deste parâmetro para as aeronaves mais recentes. Isto indica que são aeronaves que levam mais carga útil em relação às demais.

Figura 25 – Peso Vazio/Peso Máximo de Decolagem dos Monomotores à Pistão



fonte: Autor

Figura 26 – Velocidade Máxima em Cruzeiro dos Monomotores à Pistão



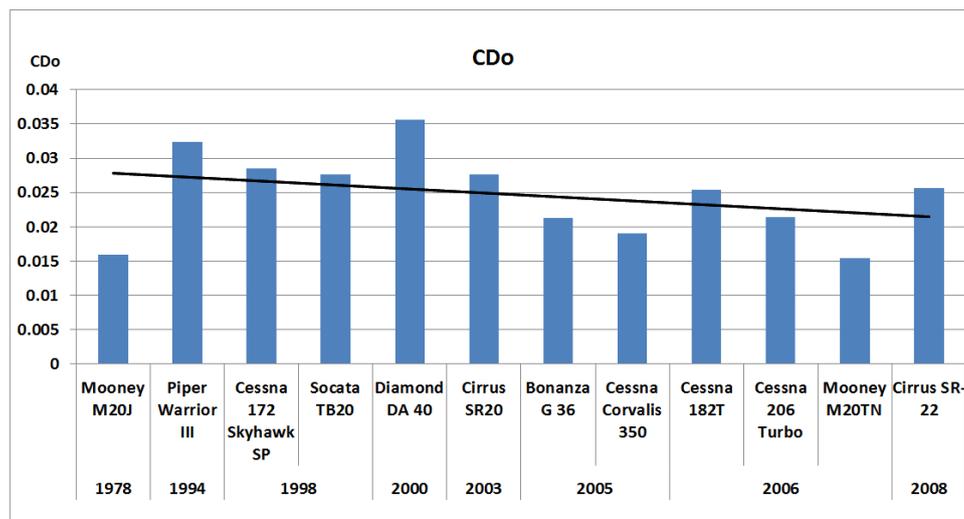
fonte: Autor

O terceiro resultado, ilustrado pela Figura 26, exibe os valores de velocidade máxima em voo de cruzeiro das aeronaves. É visto um crescimento da velocidade máxima em cruzeiro, indicando que as aeronaves passaram a atingir maiores velocidades ao longo dos anos, fato que pode estar correlacionado ao primeiro resultado, uma vez que o arrasto induzido é reduzido com a técnica de aumentar a razão de aspecto das asas.

O quarto resultado, ilustrado pela Figura 27, exibe os valores do coeficiente de arrasto parasita das aeronaves. É observada uma diminuição do coeficiente de arrasto parasita ao longo dos anos. Das técnicas empregadas para se atingir esta diminuição, podem-se destacar o uso de trem de pouso retrátil, empregado nas aeronaves Mooney M20TN, Mooney M20J e Bonanza G36 e superfície aerodinâmica em material compósito, empregada nas aeronaves Cirrus SR20, Cirrus SR22, Diamond DA-40 e Cessna Corvallis 350.

O quinto resultado, ilustrado pela Figura 28, exibe os valores das condições mais dianteira e mais traseira do passeio do CG para o peso máximo de decolagem das aeronaves em termos percentuais da

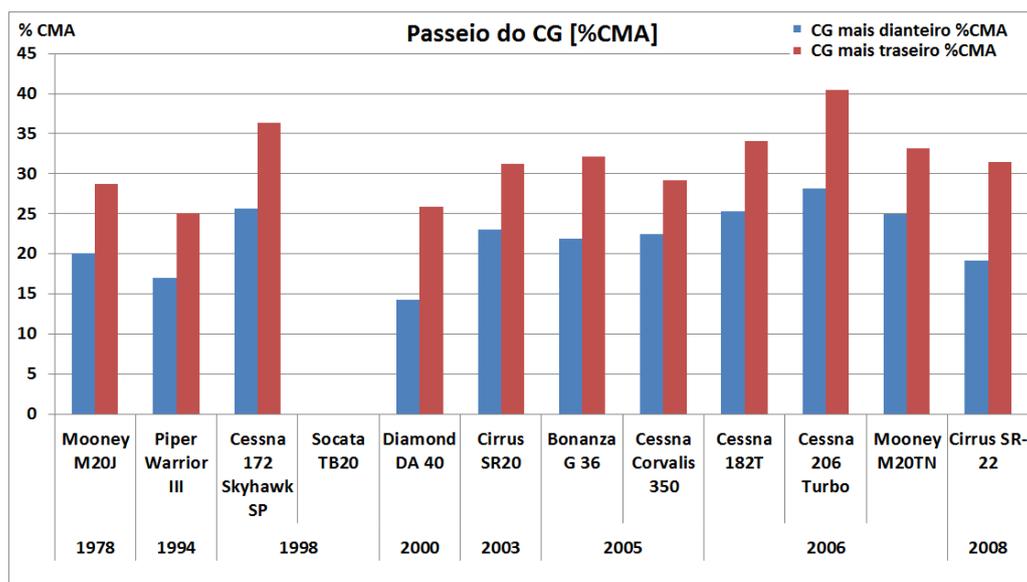
Figura 27 – Coeficiente de Arrasto Parasita dos Monomotores à Pistão



fonte: Autor

corda média aerodinâmica.

Figura 28 – Passeio do CG dos Monomotores à Pistão

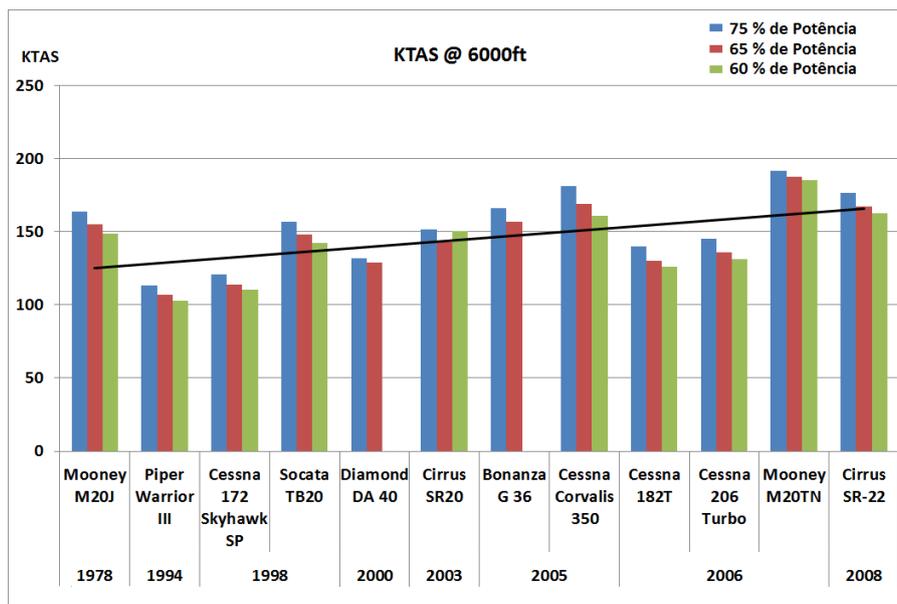


fonte: Autor

Analisando as potências disponíveis para as aeronaves e sabendo que usualmente considera-se a condição de potência em cruzeiro normal entre 65% e 75% da potência total do motor (ROSKAM, 1985), determinou-se que a análise das velocidades de cruzeiro das aeronaves à pistão seria no nível de voo de 6000 pés, pois é uma altitude onde tanto as aeronaves aspiradas à pressão atmosférica quanto sobrealimentadas entregam esta faixa de potência. Para análise em condição de cruzeiro, estudou-se o consumo horário a 75%, 65% e a 60% de potência, as respectivas velocidades, o consumo específico de combustível, o parâmetro de eficiência de consumo em milha náutica por galão e a distância percorrida por galão e passageiro para cada condição.

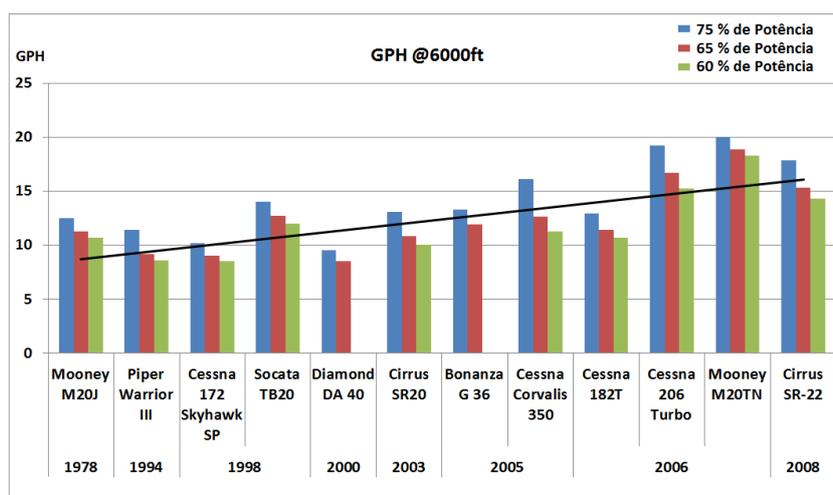
O sexto resultado, ilustrado pela Figura 29, é a velocidade de cruzeiro a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. Conforme evidenciado na Figura 26, há uma

Figura 29 – Velocidade de Cruzeiro dos Monomotores à Pistão a 6000 pés



fonte: Autor

Figura 30 – Consumo Horário dos Monomotores à Pistão a 6000 pés



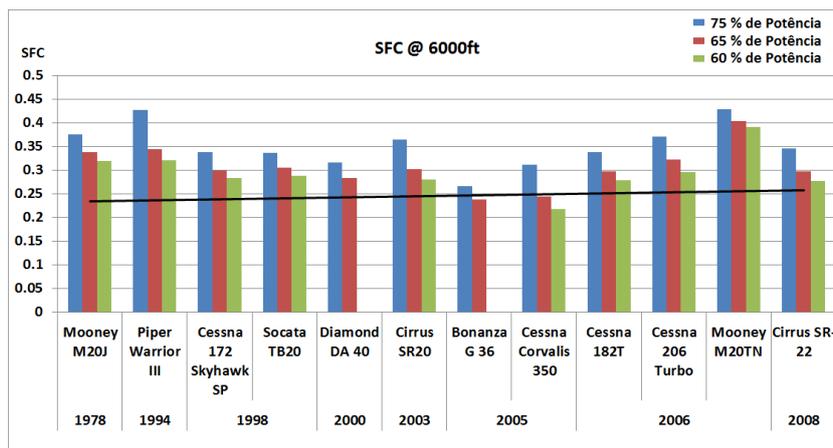
fonte: Autor

tendência do aumento da velocidade de cruzeiro das aeronaves. As técnicas discutidas anteriormente corroboram com este resultado, aumentando a razão de aspecto das asas se diminui o arrasto induzido, utilizando de trem de pouso retrátil ou uma estrutura lisa em material compósito se diminui o arrasto parasita, dessa forma, promovendo menor arrasto total à aeronave e maior velocidade de voo em cruzeiro.

O sétimo resultado, ilustrado pela Figura 30, é o consumo horário a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. Nota-se um aumento do consumo absoluto de combustível ao longo dos anos. As aeronaves monomotoras à pistão passaram a consumir mais combustível para voar em maiores velocidades de cruzeiro.

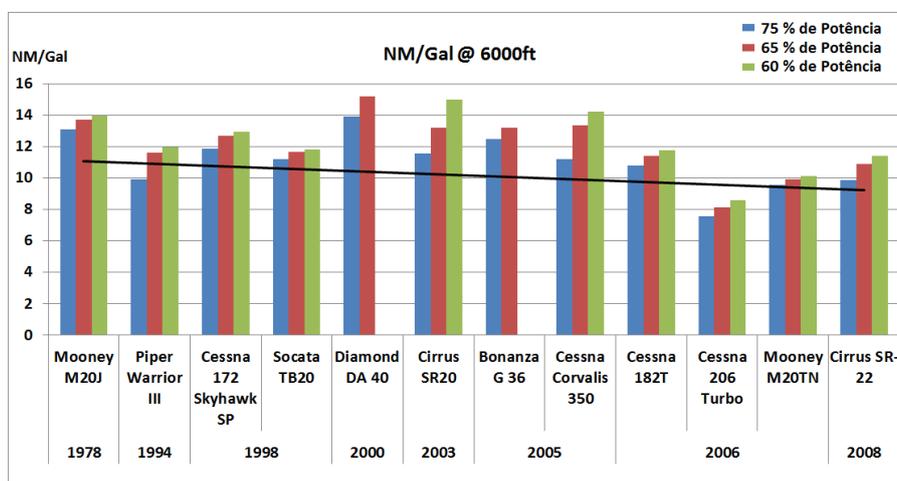
O oitavo resultado, ilustrado pela Figura 31, é o consumo específico a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. Conforme evidenciado na Figura 30, o consumo absoluto

Figura 31 – Consumo Específico dos Monomotores à Pistão a 6000 pés



fonte: Autor

Figura 32 – Distância por Consumo Horário dos Monomotores à Pistão a 6000 pés



fonte: Autor

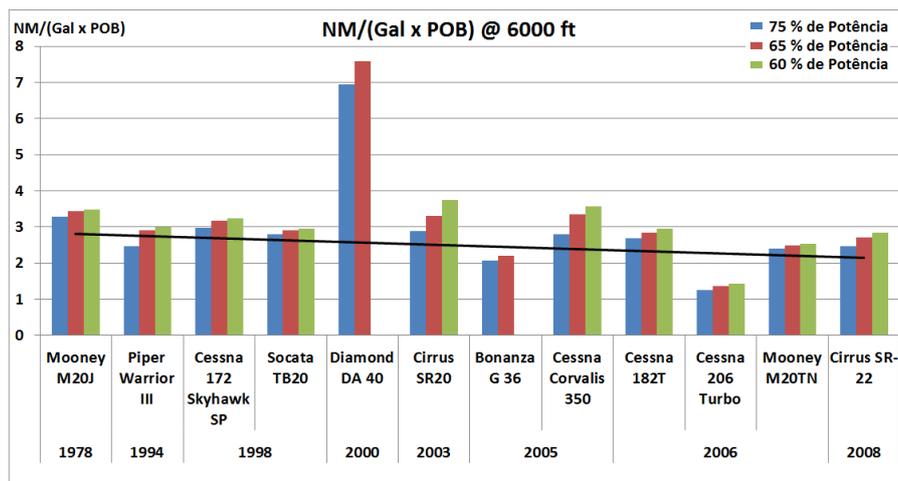
aumentou, mas com o aumento da potência dos motores, a tendência do consumo específico foi praticamente constante.

O nono resultado, ilustrado pela Figura 32, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas pelo consumo de combustível a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. É possível notar que a distância percorrida por unidade de combustível gasto foi decrescente. Esse resultado evidencia que a taxa de aumento do consumo horário superou a taxa de aumento da velocidade em cruzeiro, denotando decréscimo da eficiência energética das aeronaves monomotoras à pistão.

O décimo resultado, ilustrado pela Figura 33, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas pelo consumo de combustível por passageiro que pode ocupar a aeronave a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. É possível notar que esse parâmetro foi decrescente nessa configuração, conforme evidenciado no resultado anterior acerca do decréscimo da eficiência energética da categoria de aeronaves em questão. Um desvio de média presente nessa análise ocorreu com a aeronave Diamond DA-40, a qual possui capacidade para duas pessoas.

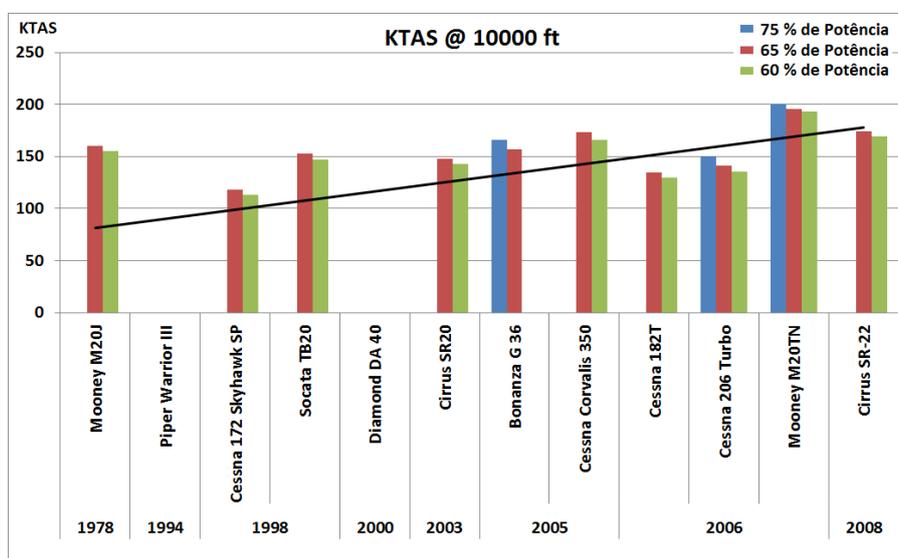
Ainda analisando aeronaves à pistão, escolheu-se estudar sua performance a 10000 pés de acordo com a potência disponível entre os valores selecionados de 75%, 65% e 60%. A essa altitude, as

Figura 33 – Distância por Consumo Horário e Passageiros dos Monomotores à Pistão a 6000 pés



fonte: Autor

Figura 34 – Velocidade de Cruzeiro dos Monomotores à Pistão a 10000 pés



fonte: Autor

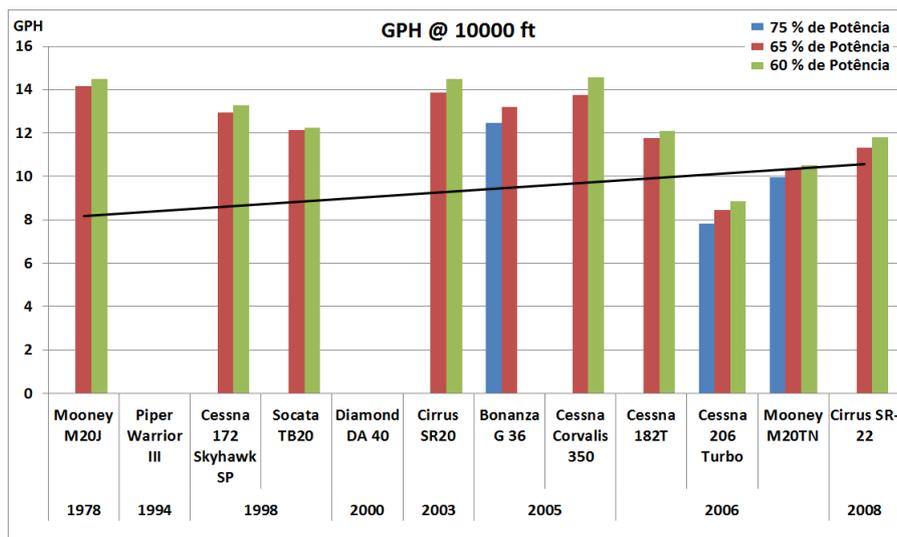
aeronaves superalimentadas mostram ter vantagem sobre as aspiradas à pressão atmosférica, dispendo de maior potência disponível devido ao sistema de superalimentação. Os mesmos parâmetros foram estudados e mostram-se os resultados a seguir.

O décimo primeiro resultado, ilustrado pela Figura 34, é a velocidade de cruzeiro a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. Conforme evidenciado na Figura 26, há uma tendência do aumento da velocidade de cruzeiro das aeronaves.

O décimo segundo resultado, ilustrado pela Figura 35, é o consumo horário a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. Apesar da linha de tendência estar positiva, nota-se uma pequena diminuição do consumo absoluto de combustível ao longo dos anos.

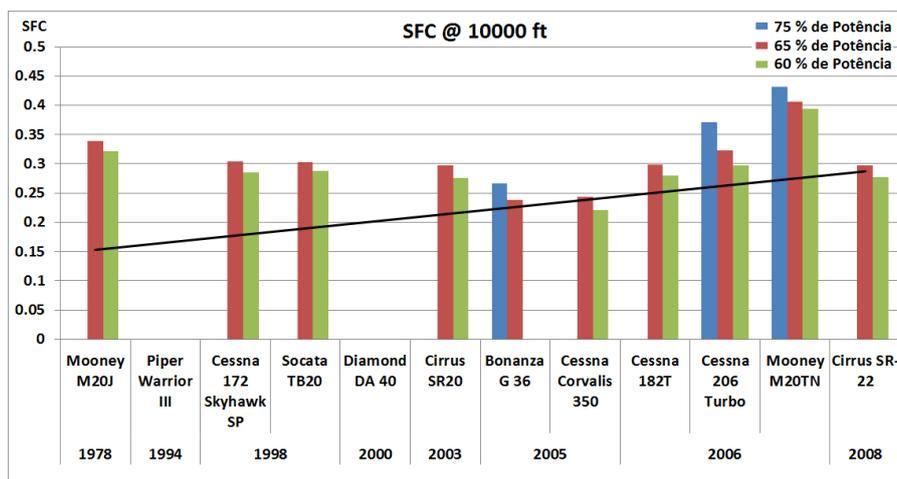
O décimo terceiro resultado, ilustrado pela Figura 36, é o consumo específico a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. Conforme evidenciado na Figura 35, o consumo absoluto teve uma pequena diminuição, mas com o aumento da potência dos motores, a tendência do consumo específico foi praticamente constante, apesar da linha de tendência estar positiva.

Figura 35 – Consumo Horário dos Monomotores à Pistão a 10000 pés



fonte: Autor

Figura 36 – Consumo Específico dos Monomotores à Pistão a 10000 pés

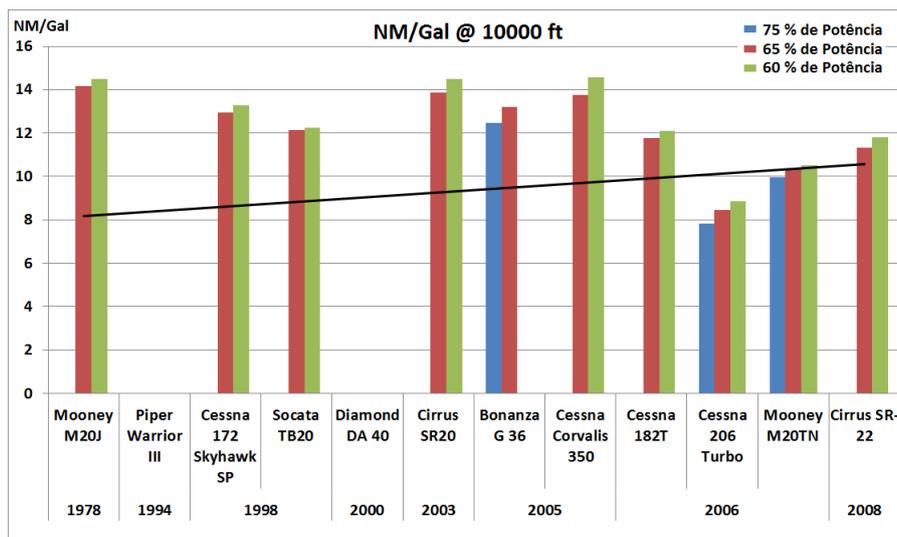


fonte: Autor

O décimo quarto resultado, ilustrado pela Figura 37, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas pelo consumo de combustível a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. Apesar da linha de tendência estar positiva, é possível notar que a distância percorrida por unidade de combustível gasto foi decrescente.

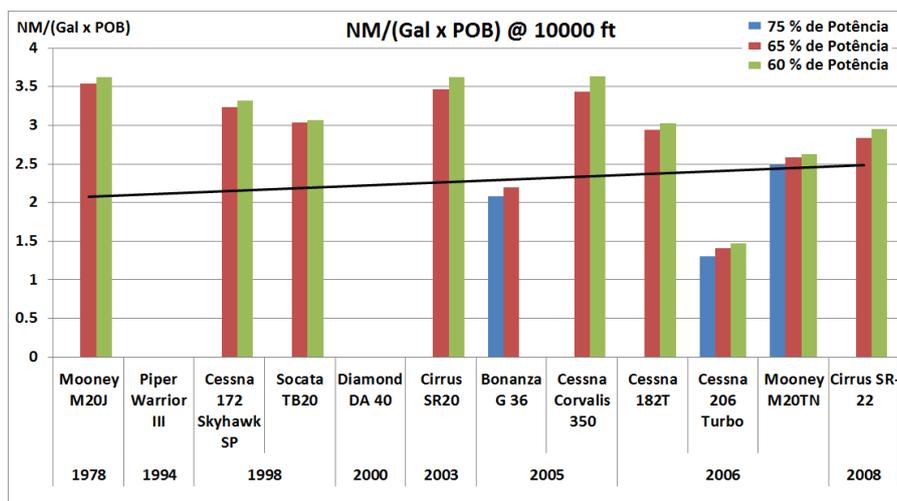
O décimo quinto resultado, ilustrado pela Figura 38, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas pelo consumo de combustível por passageiro que pode ocupar a aeronave a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. Apesar da linha de tendência estar positiva, é possível notar que esse parâmetro foi decrescente nessa configuração.

Figura 37 – Distância Percorrida por Consumo Horário dos Monomotores à Pistão a 10000 pés



fonte: Autor

Figura 38 – Distância por Consumo Horário e Passageiros dos Monomotores à Pistão a 10000 pés



fonte: Autor

5.2 AERONAVES BIMOTORAS À PISTÃO

5.2.1 Fichas Descritivas

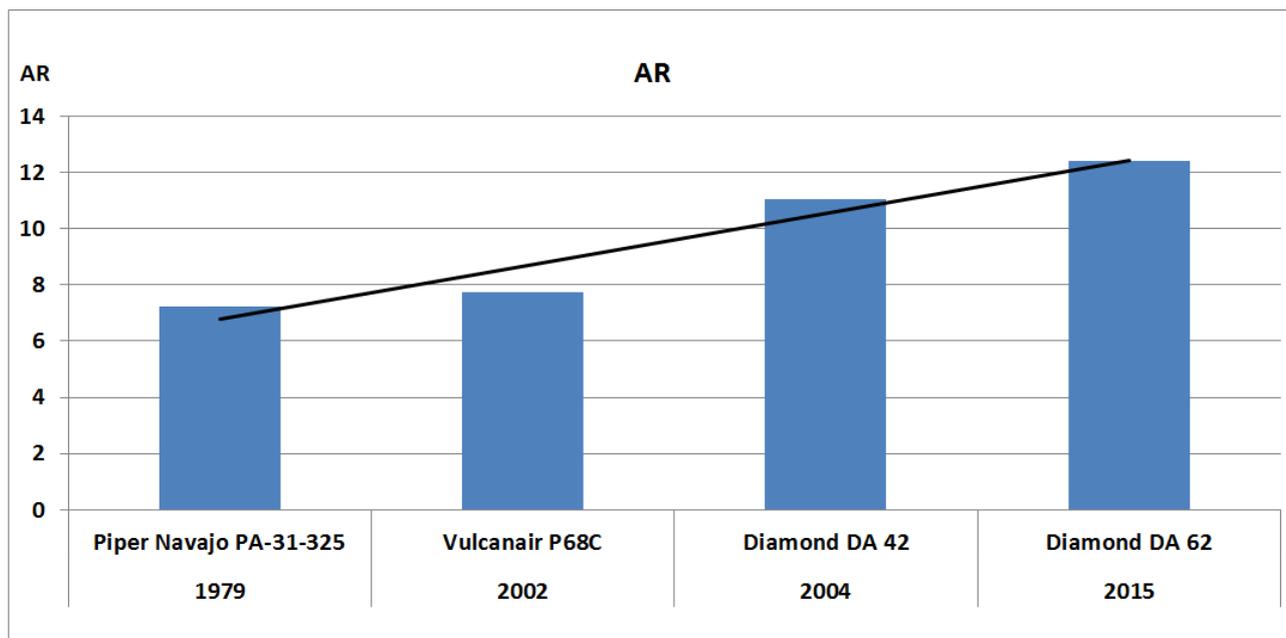
As fichas descritivas das aeronaves bimotoras à pistão estão apresentadas no Apêndice B.

5.2.2 Resultados Gráficos

O primeiro resultado, ilustrado pela Figura 39, exibe a razão de aspecto das aeronaves. É visto um crescimento agressivo na razão de aspecto das aeronaves ao longo do tempo. Fato este, discutido anteriormente, pode ser associado com a busca pelo emprego de técnicas que geram menos arrasto como o aumento da razão de aspecto, recurso facilitado através das técnicas de construção de aeronaves em material compósito empregado nas aeronaves Diamond DA-42 e DA-62.

O segundo resultado, ilustrado pela Figura 40, exibe a relação entre o peso vazio e o peso máximo

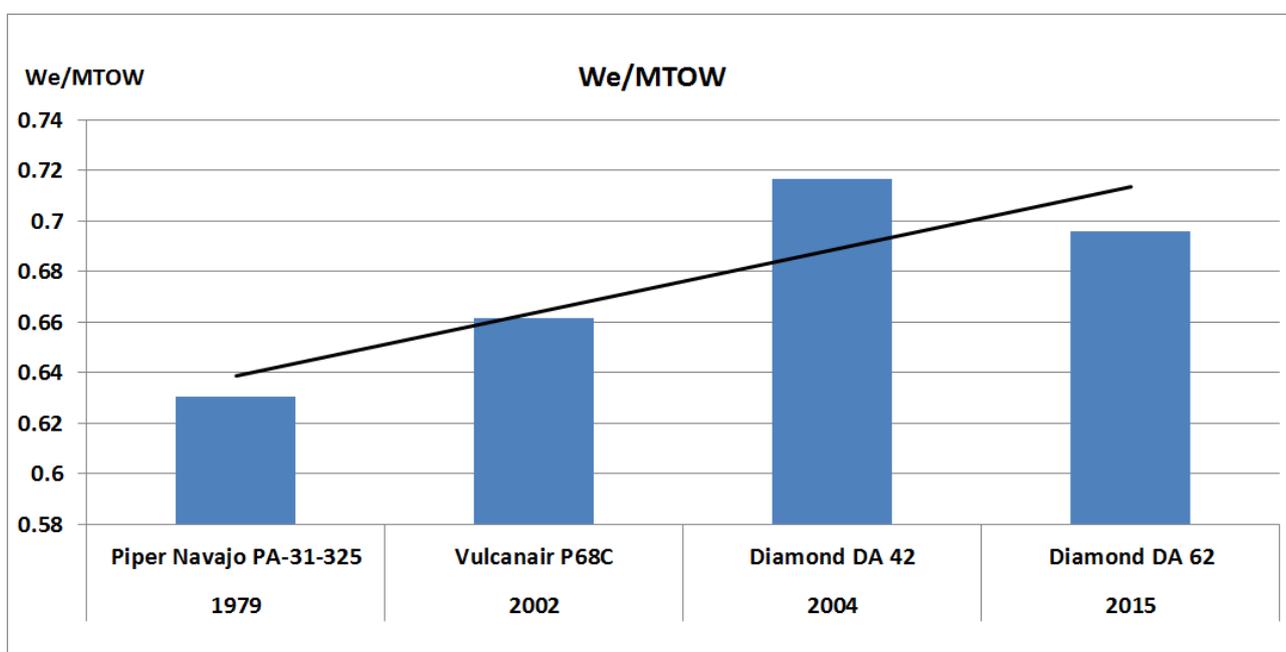
Figura 39 – Razão de Aspecto dos Bimotores à Pistão



fonte: Autor

de decolagem das aeronaves. É visto um crescimento nesta relação ao longo do tempo. Este resultado denota que as aeronaves tiveram seu peso vazio acrescido em relação a seu peso máximo de decolagem, levando menos carga útil. Um desvio de média ocorreu com a aeronave Diamond DA-42, a única aeronave capaz de levar apenas 4 pessoas a bordo desta categoria, frente à 7 pessoas no Piper Navajo PA-31-325 e 6 nas aeronaves Vulcanair P68C e Diamond DA-62.

Figura 40 – Peso Vazio/Peso Máximo de Decolagem dos Bimotores à Pistão

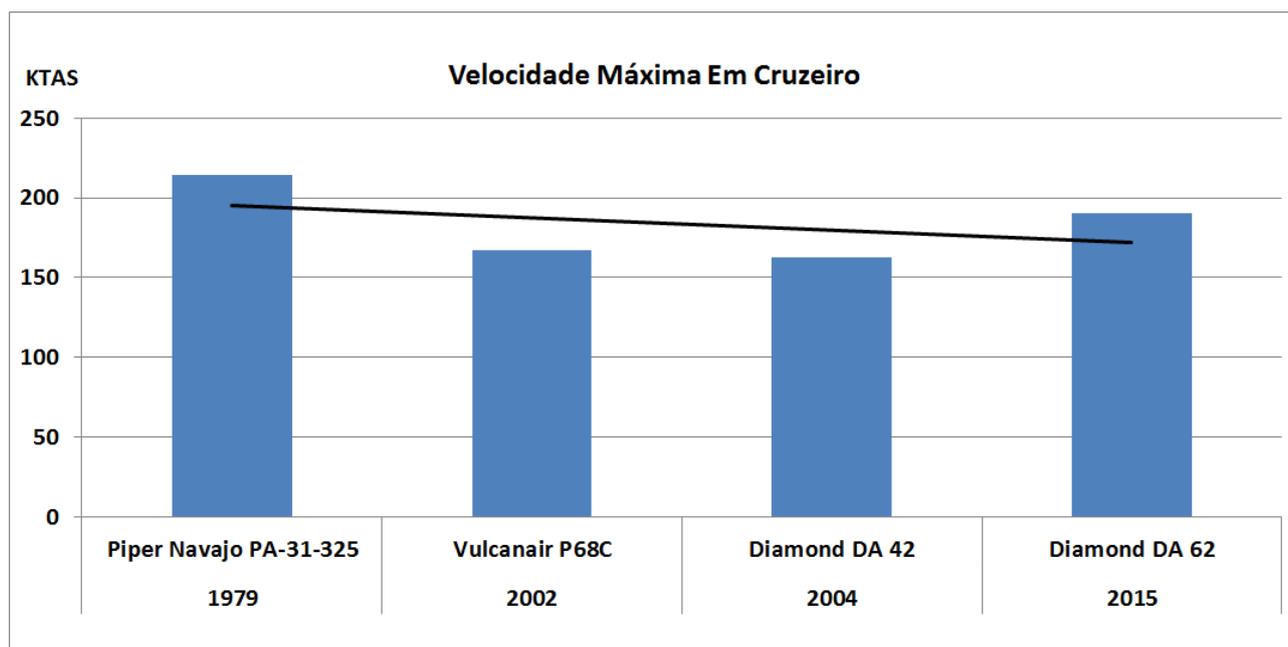


fonte: Autor

O terceiro resultado, ilustrado pela Figura 41, exibe os valores de velocidade máxima em voo de cruzeiro das aeronaves. É notada uma diminuição da velocidade máxima em cruzeiro, indicando que

as aeronaves recuaram a velocidade máxima de cruzeiro ao longo dos anos. Estudando os fatores que podem ter influenciado essas características, pode-se associar a diminuição da potência dos motores empregados ao longo dos anos. A aeronave Piper Navajo é equipada com dois motores de 325 hp, o Vulcanair P68C com dois motores de 200 hp, o Diamond DA-42 com dois motores de 135 hp e o Diamond DA-62 com dois motores de 180 hp. É interessante notar que mesmo com uma motorização de potência inferior, a aeronave Diamond D-42 voa em velocidade similar ao Vulcanair P68C e a aeronave Diamond DA-62 voa mais rápido com a mesma capacidade de assentos e menor motorização.

Figura 41 – Velocidade Máxima em Cruzeiro dos Bimotores à Pistão



fonte: Autor

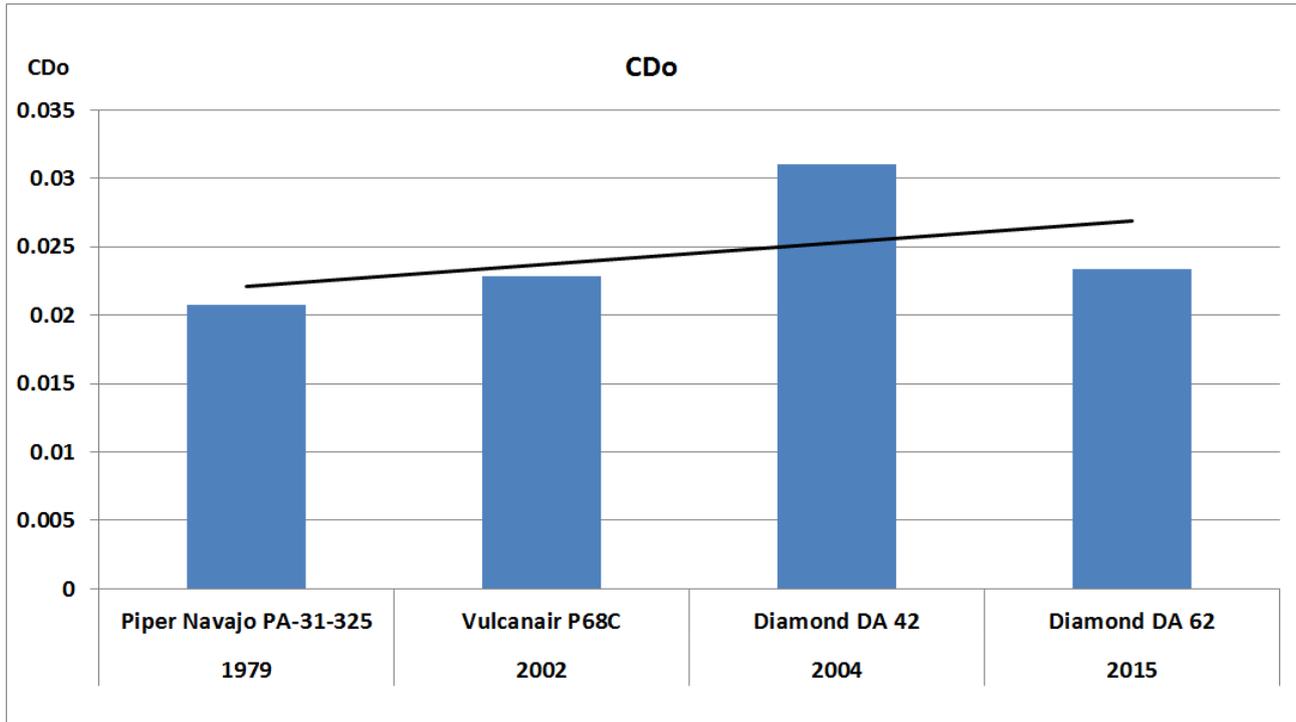
O quarto resultado, ilustrado pela Figura 42, exibe os valores do coeficiente de arrasto parasita das aeronaves. É observado um leve aumento do coeficiente de arrasto parasita ao longo dos anos. Nota-se que a aeronave Diamond DA-42, possui o maior valor, aumentando a linha de tendência, porém, os valores do coeficiente de arrasto parasita das aeronaves Piper PA-31-325 Navajo, Vulcanair P68C e Diamond DA-62 são muito próximos. Da análise do desenho 3 vistas da aeronave Diamond DA-42 é possível notar que as carenagens dos motores são grandes e sua grande área frontal pode promover o aumento do coeficiente de arrasto parasita evidenciado na análise.

O quinto resultado, ilustrado pela Figura 43, exibe os valores das condições mais dianteira e mais traseira do passeio do CG para o peso máximo de decolagem das aeronaves em termos percentuais da corda média aerodinâmica.

Similar ao realizado na Seção 5.1, analisou-se as potências em cruzeiro normal entre 65% e 75% da potência total do motor no nível de voo de 6000 pés. Os mesmos parâmetros foram estudados.

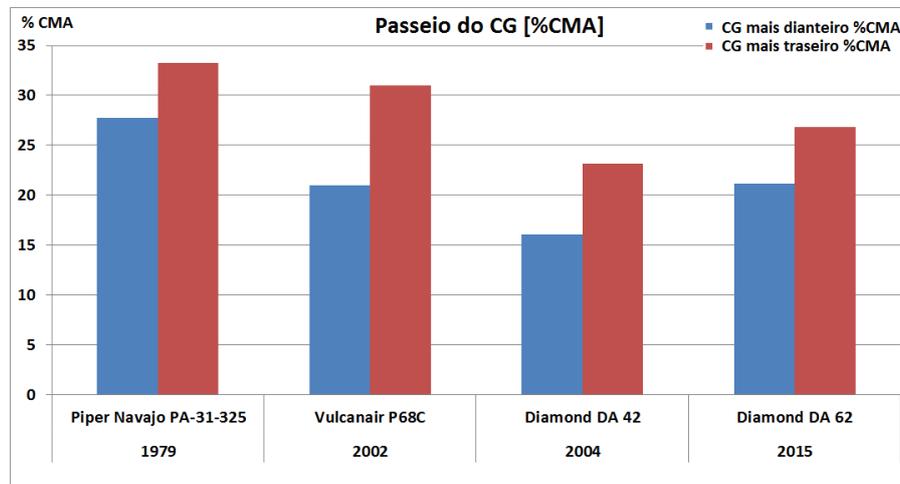
O sexto resultado, ilustrado pela Figura 44, é a velocidade de cruzeiro a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. Conforme evidenciado na Figura 41, há uma tendência de sutil diminuição da velocidade de cruzeiro das aeronaves ao longo dos anos. Entre os fatores que podem influenciar esse resultado estão a diminuição da potência dos motores ao longo dos anos e o aumento do coeficiente de arrasto parasita.

Figura 42 – Coeficiente de Arrasto Parasita dos Bimotores à Pistão



fonte: Autor

Figura 43 – Passeio do CG dos Bimotores à Pistão



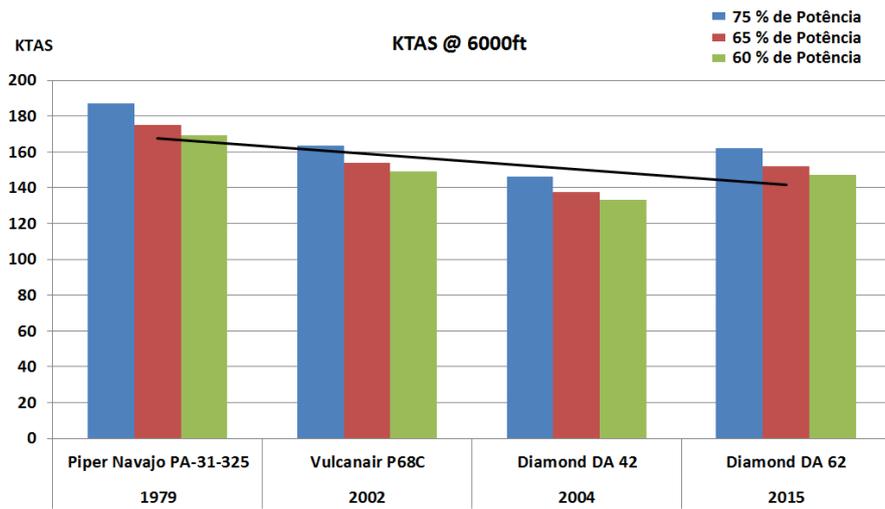
fonte: Autor

O sétimo resultado, ilustrado pela Figura 45, é o consumo horário a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. Nota-se uma diminuição considerável do consumo absoluto de combustível ao longo dos anos, fato que pode ser consequência da diminuição da potência dos motores.

O oitavo resultado, ilustrado pela Figura 46, é o consumo específico a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. É evidenciada diminuição no consumo específico de combustível. Como houve diminuição da potência dos motores ao longo dos anos, é possível inferir que este fato é decorrente do avanço de tecnologia dos motores empregados.

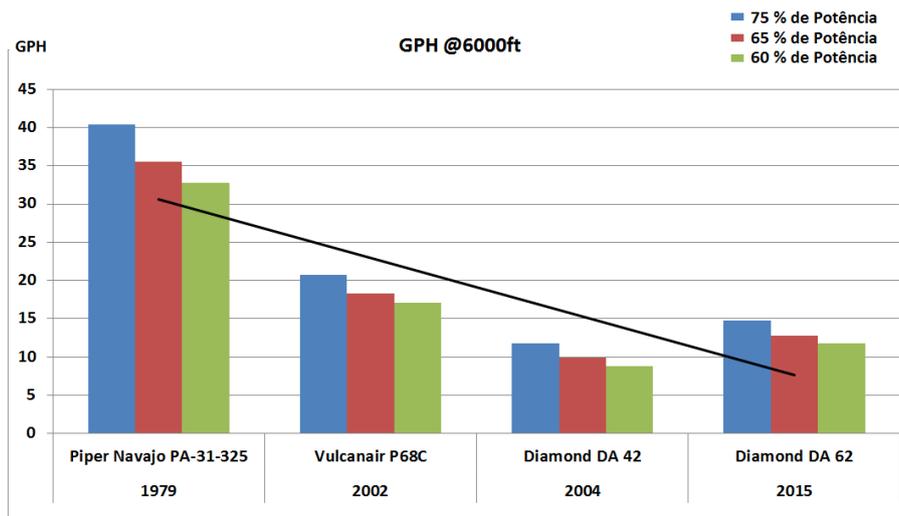
O nono resultado, ilustrado pela Figura 47, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas

Figura 44 – Velocidade de Cruzeiro dos Bimotores à Pistão a 6000 pés



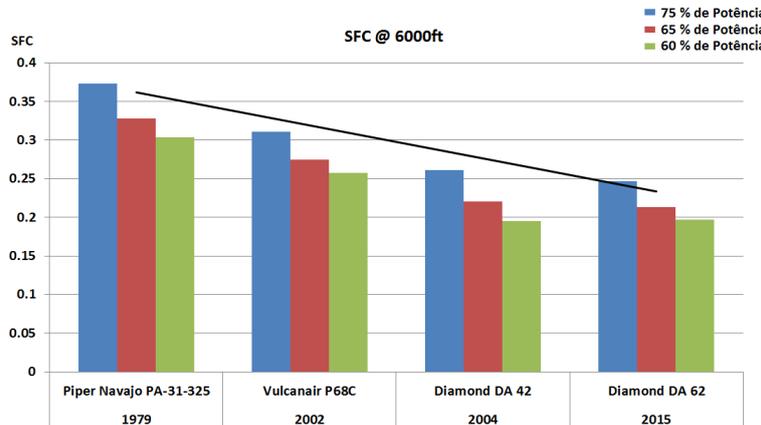
fonte: Autor

Figura 45 – Consumo Horário dos Bimotores à Pistão a 6000 pés



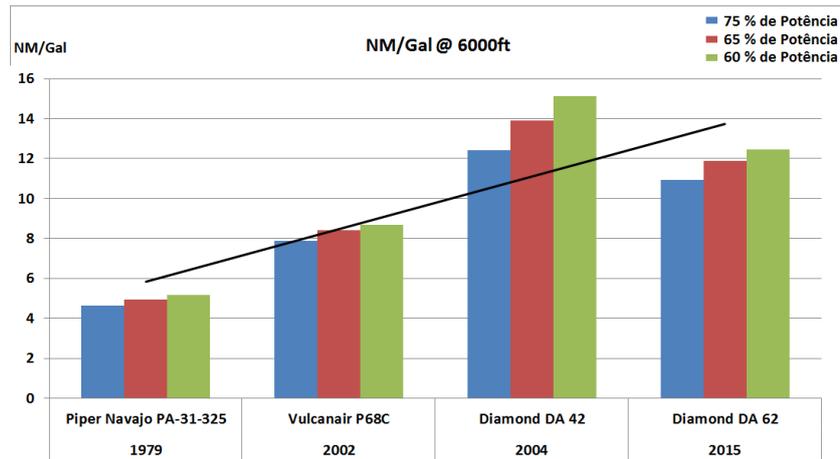
fonte: Autor

Figura 46 – Consumo Específico dos Monomotores à Pistão a 6000 pés



fonte: Autor

Figura 47 – Distância percorrida por Consumo Horário dos Bimotores à Pistão a 6000 pés

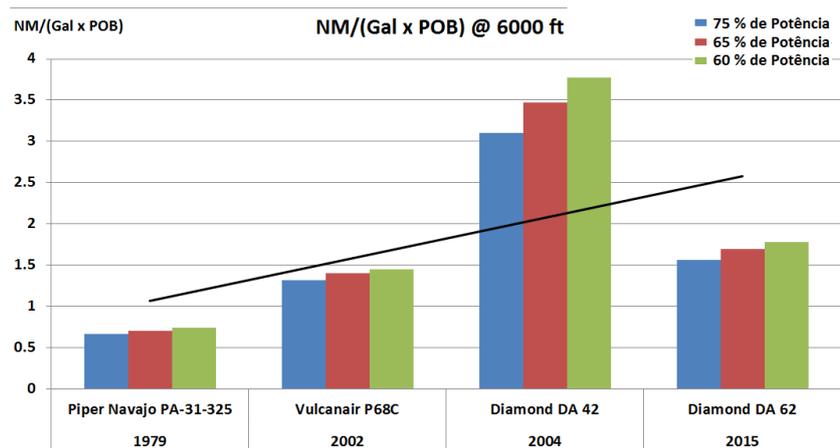


fonte: Autor

pelo consumo de combustível a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. É possível notar que a distância percorrida por unidade de combustível gasto foi crescente. As aeronaves bimotoras à pistão aumentaram sua eficiência energética ao passarem a voar em velocidades sutilmente menores em cruzeiro e consumindo drasticamente menos combustível.

O décimo resultado, ilustrado pela Figura 48, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas pelo consumo de combustível por passageiro que pode ocupar a aeronave a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. É possível notar que esse parâmetro foi crescente como evidenciado no nono resultado. O desvio de média associado a essa análise ocorreu com a aeronave Diamond DA-42 que tem capacidade para 4 assentos, frente às outras que levam de 6 a 7 passageiros.

Figura 48 – Distância por Consumo Horário e Passageiros dos Bimotores à Pistão a 6000 pés

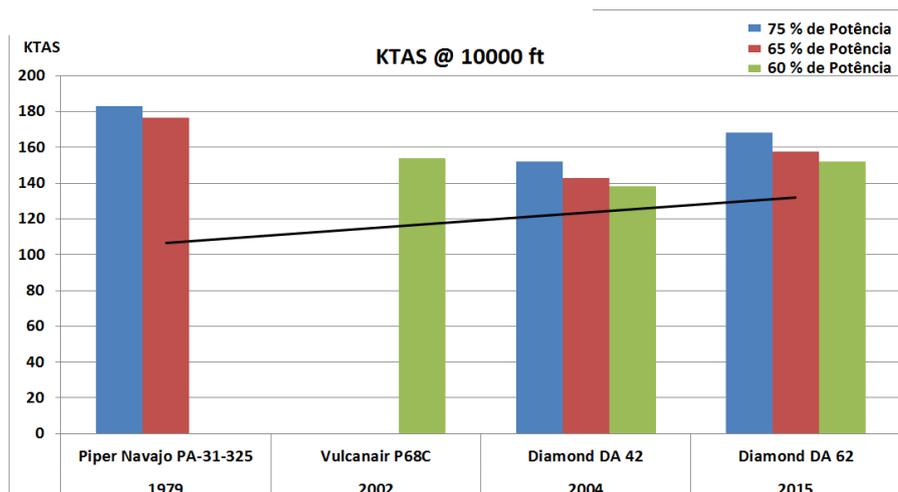


fonte: Autor

Conforme realizado na Seção 5.1 analisou-se a performance das aeronaves a 10000 a 75%, 65% e 60% de potência do motor

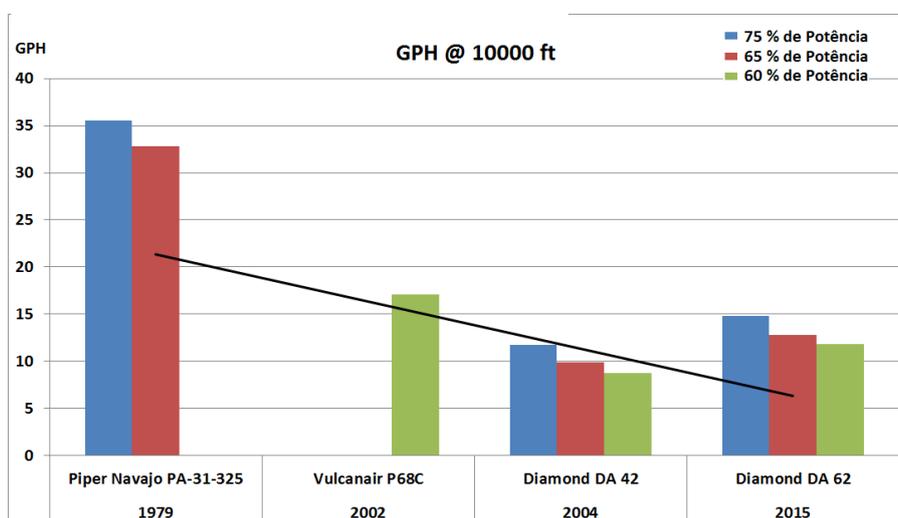
O décimo primeiro resultado, ilustrado pela Figura 49, é a velocidade de cruzeiro a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. Apesar da linha de tendência estar positiva, a velocidade de cruzeiro das aeronaves permaneceu praticamente constante.

Figura 49 – Velocidade de Cruzeiro dos Bimotores à Pistão a 10000 pés



fonte: Autor

Figura 50 – Consumo Horário dos Bimotores à Pistão a 10000 pés



fonte: Autor

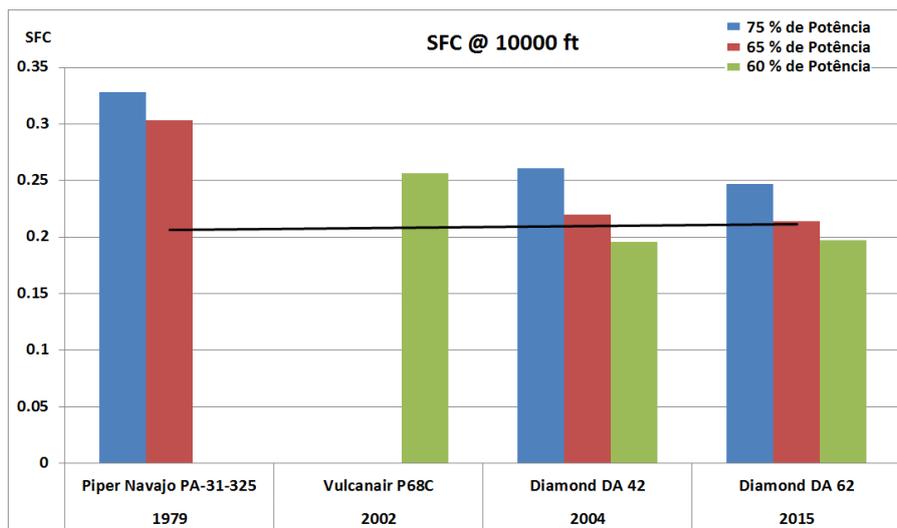
O décimo segundo resultado, ilustrado pela Figura 50, é o consumo horário a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. Nota-se uma diminuição abrupta do consumo absoluto de combustível ao longo dos anos, confirmando o que foi evidenciado no sétimo resultado.

O décimo terceiro resultado, ilustrado pela Figura 51, é o consumo específico a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. Conforme evidenciado na Figura 50, o consumo absoluto diminuiu, mas a tendência do consumo específico foi praticamente constante.

O décimo quarto resultado, ilustrado pela Figura 52, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas pelo consumo de combustível a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. É possível notar que a distância percorrida por unidade de combustível gasto foi crescente, confirmando o que se foi evidenciado no nono resultado.

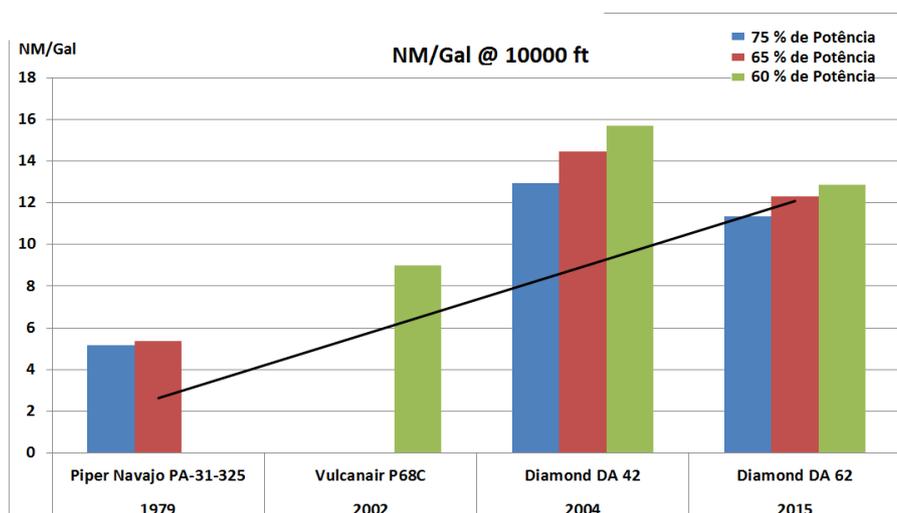
O décimo quinto resultado, ilustrado pela Figura 53, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas pelo consumo de combustível por passageiro que pode ocupar a aeronave a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 10000 pés de altitude. É possível notar que esse parâmetro foi

Figura 51 – Consumo Específico dos Bimotores à Pistão a 10000 pés



fonte: Autor

Figura 52 – Distância Percorrida por Consumo Horário dos Bimotores à Pistão a 10000 pés



fonte: Autor

crescente, confirmando o que se foi evidenciado no décimo resultado.

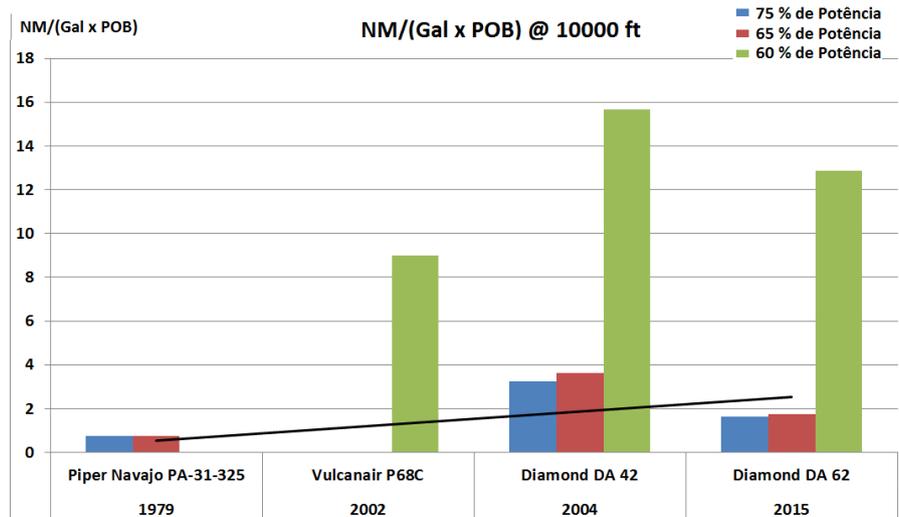
5.3 AERONAVES TURBOÉLICE

Nesta seção, estudam-se as aeronaves turboélice tanto monomotoras quanto bimotoras nos mesmos gráficos. As aeronaves monomotoras são o Cessna 208 Caravan, o Pilatus PC-12 e o TBM700. A aeronave bimotora é o King Air C-90.

5.3.1 Fichas Descritivas

As fichas descritivas das aeronaves turboélice estão apresentadas no Apêndice C.

Figura 53 – Distância por Consumo Horário e Passageiros dos Bimotores à Pistão a 10000 pés

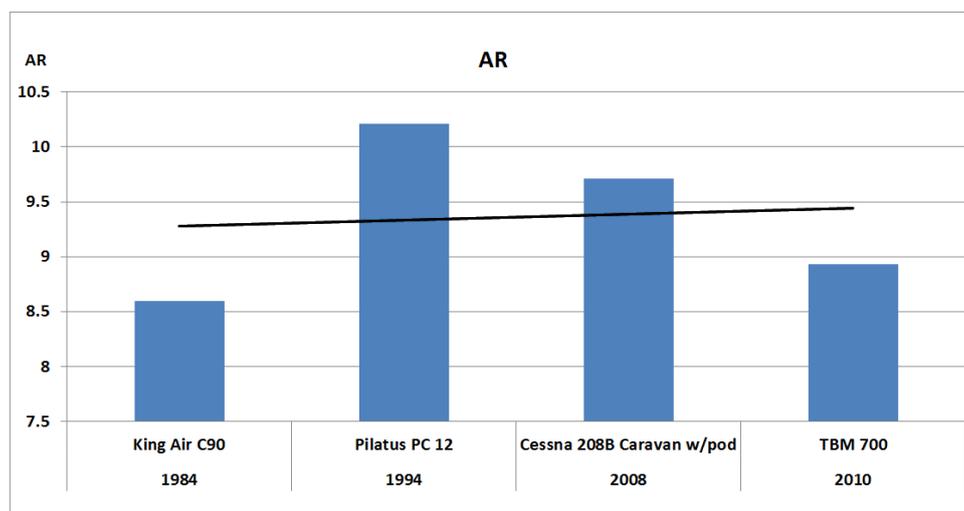


fonte: Autor

5.3.2 Resultados Gráficos

O primeiro resultado, ilustrado pela Figura 54, exibe a razão de aspecto das aeronaves. É visto um leve acréscimo geral na razão de aspecto das aeronaves ao longo do tempo. Entre as últimas 3 aeronaves mais recentes é notável um decréscimo deste parâmetro. As aeronaves com os menores valores de razão de aspecto são o King Air C90 e o TBM-700, ambas com capacidade para 8 assentos. As aeronaves Pilatus PC12 e Cessna Caravan possuem capacidade para 10 e 14 assentos, respectivamente.

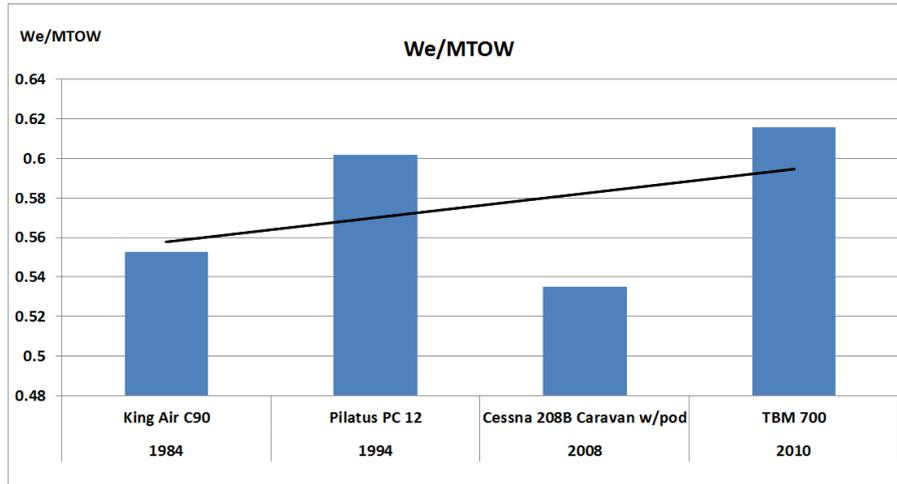
Figura 54 – Razão de Aspecto das Aeronaves Turboélice



fonte: Autor

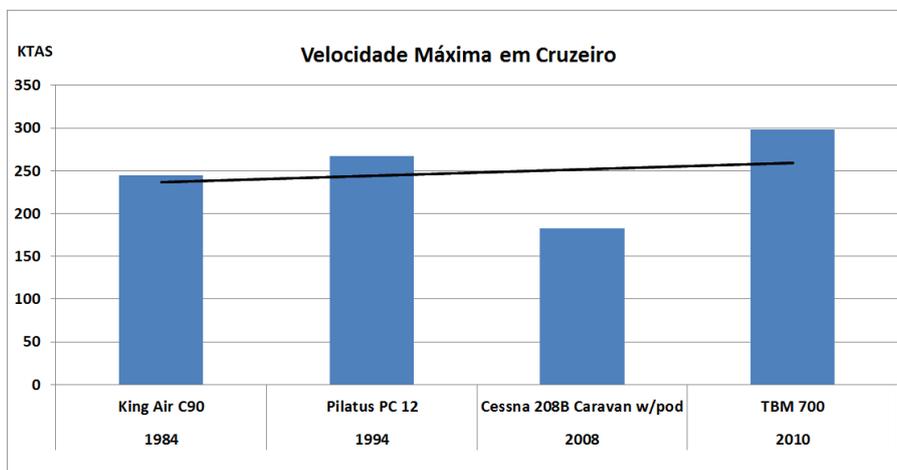
O segundo resultado, ilustrado pela Figura 55, exibe a relação entre o peso vazio e o peso máximo de decolagem das aeronaves. É visto um crescimento nesta razão ao longo do tempo, apesar das aeronaves King Air C90 e Cessna 208 Caravan apresentarem valores menores em relação às aeronaves Pilatus PC-12 e TBM700. Esse resultado aponta que o King Air C90 e Cessna Caravan levam relativamente mais carga útil que as demais aeronaves.

Figura 55 – Peso Vazio/Peso Máximo de Decolagem das Aeronaves Turboélice



fonte: Autor

Figura 56 – Velocidade Máxima em Cruzeiro das Aeronaves Turboélice



fonte: Autor

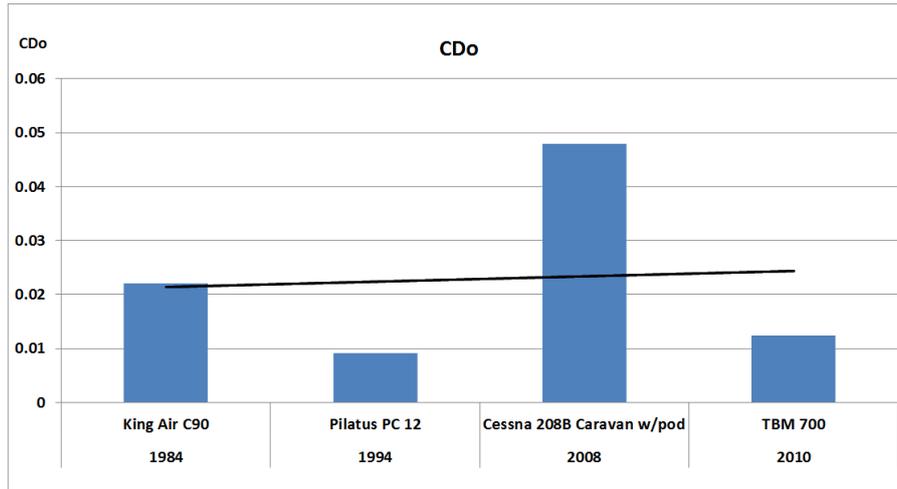
O terceiro resultado, ilustrado pela Figura 56, exibe os valores de velocidade máxima em voo de cruzeiro das aeronaves. É visto um pequeno aumento da velocidade máxima em cruzeiro, indicando que as aeronaves aumentaram a velocidade máxima de cruzeiro ao longo dos anos, apesar da aeronave Cessna 208 Caravan apresentar um valor menor em relação às aeronave King Air C90, Pilatus PC-12 e TBM700, pois trata-se de uma aeronave asa alta com bagageiro externo e trem de pouso fixo.

O quarto resultado, ilustrado pela Figura 57, exibe os valores do coeficiente de arrasto parasita das aeronaves. É observado um leve aumento do coeficiente de arrasto parasita ao longo dos anos. Nota-se que a aeronave Cessna 208 Caravan possui o maior valor, pois como discutido no terceiro resultado, trata-se de uma aeronave asa alta, com trem de pouso fixo e bagageiro externo, frente às outras com bagageiros internos e trens de pouso retráteis.

O quinto resultado, ilustrado pela Figura 58, exibe os valores das condições mais dianteira e mais traseira do passeio do CG para o peso máximo de decolagem das aeronaves em termos percentuais da corda média aerodinâmica.

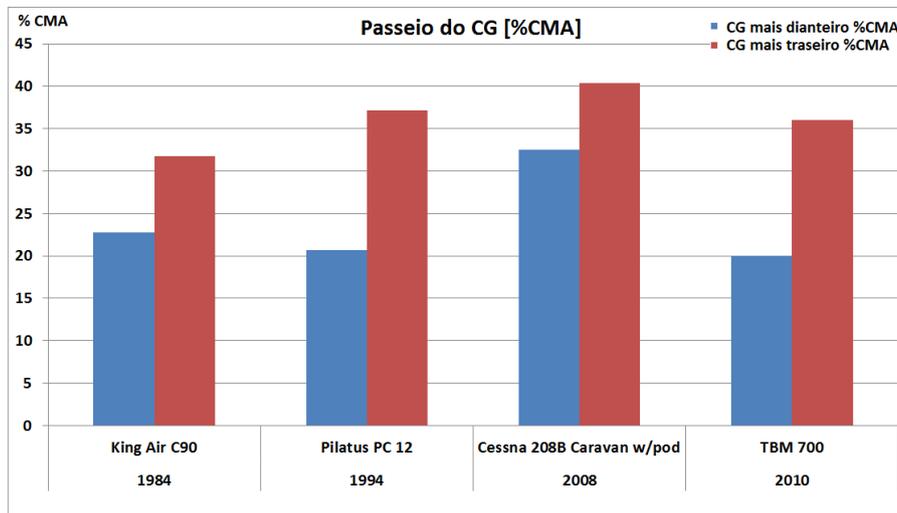
Similar ao realizado nas Seções 5.1 e 5.2, analisou-se as potências em cruzeiro normal entre 65%

Figura 57 – Coeficiente de Arrasto Parasita das Aeronaves Turboélice



fonte: Autor

Figura 58 – Passeio do CG das Aeronaves Turboélice



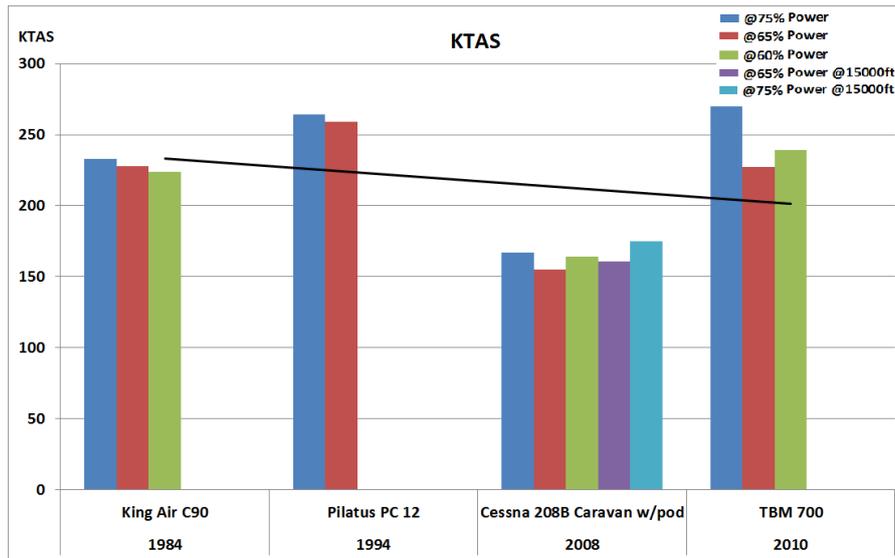
fonte: Autor

e 75% da potência total do motor, nesta vez, nos níveis de voo de 10000 e 15000 pés. Porém, as aeronaves equipadas com motores turboélice comumente operam com a maior potência disponível para o nível de voo em que voam, dessa forma, alguns manuais apresentam os dados em função dessa máxima potência disponível. Portanto, os dados obtidos da aeronave Cessna 208 Caravan foram em função das altitudes de interesse do autor e os dados das aeronaves King Air C90, Pilatus PC-12 e TBM 700 foram em função da potência disponível de interesse do autor. Para essas aeronaves, cada percentual de potência disponível corresponde a um nível de voo. Sua correspondência se dá na tabela 1.

Potência	King Air C90	Pilatus PC-12	TBM 700
75%	19000 pés	25000 pés	28000 pés
65%	23000 pés	29000 pés	15000 pés
60%	25000 pés	-	26000 pés

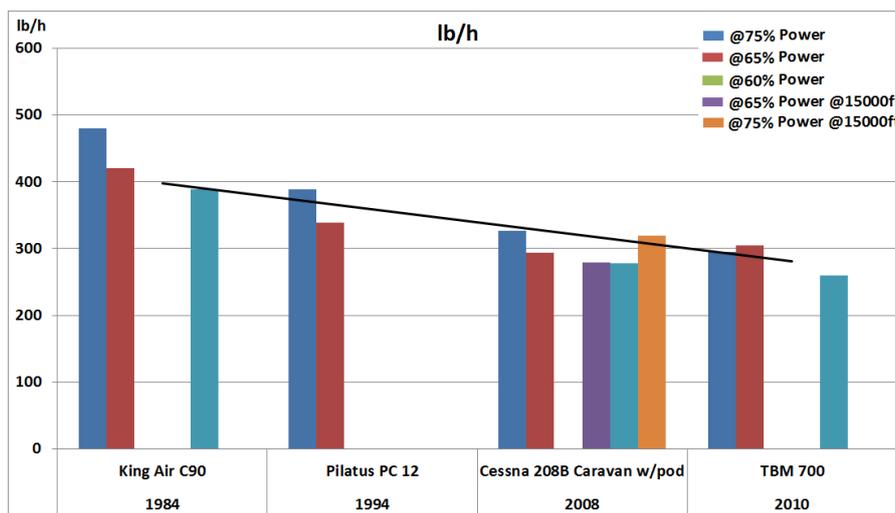
Tabela 1 – Altitudes em função da potência disponível

Figura 59 – Velocidade de Cruzeiro das Aeronaves Turboélice



fonte: Autor

Figura 60 – Consumo Horário das Aeronaves Turboélice



fonte: Autor

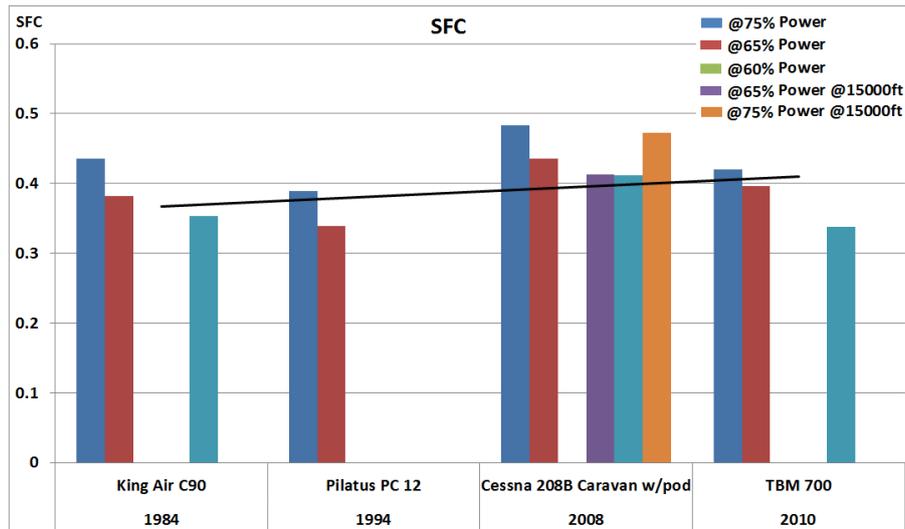
O sexto resultado, ilustrado pela Figura 59, é a velocidade de cruzeiro a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente. Há uma pequena diminuição da velocidade de cruzeiro das aeronaves ao longo dos anos. Ocorreu um desvio de média nessa análise, onde a aeronave Cessna Caravan voa a uma velocidade de cruzeiro substancialmente menor que as outras aeronaves por motivos discutidos na análise do terceiro e do quarto resultado .

O sétimo resultado, ilustrado pela Figura 60, é o consumo horário a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente. Nota-se uma diminuição do consumo horário absoluto de combustível ao longo dos anos.

O oitavo resultado, ilustrado pela Figura 61, é o consumo específico a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente. O consumo específico apresentou-se constante ao longo dos anos.

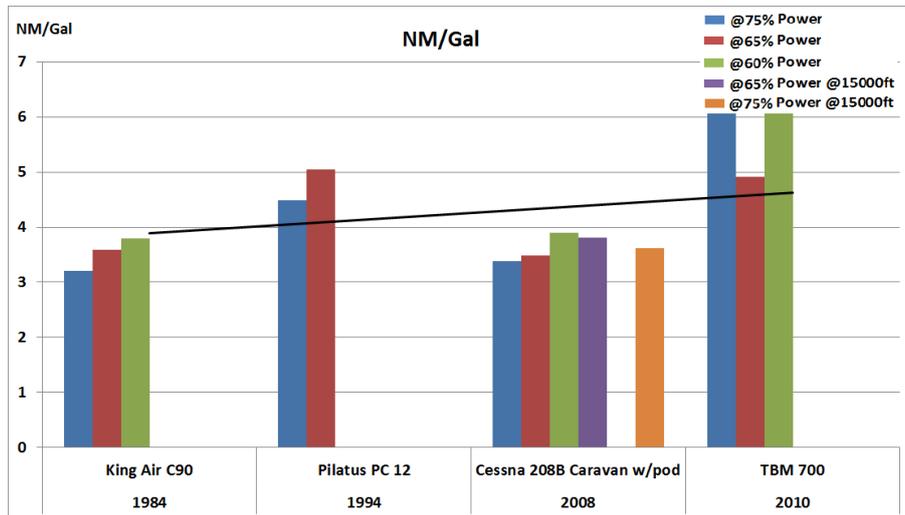
O nono resultado, ilustrado pela Figura 62, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas pelo consumo de combustível a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente. É possível notar que a

Figura 61 – Consumo Específico das Aeronaves Turboélice



fonte: Autor

Figura 62 – Distância percorrida por Consumo Horário das Aeronaves Turboélice

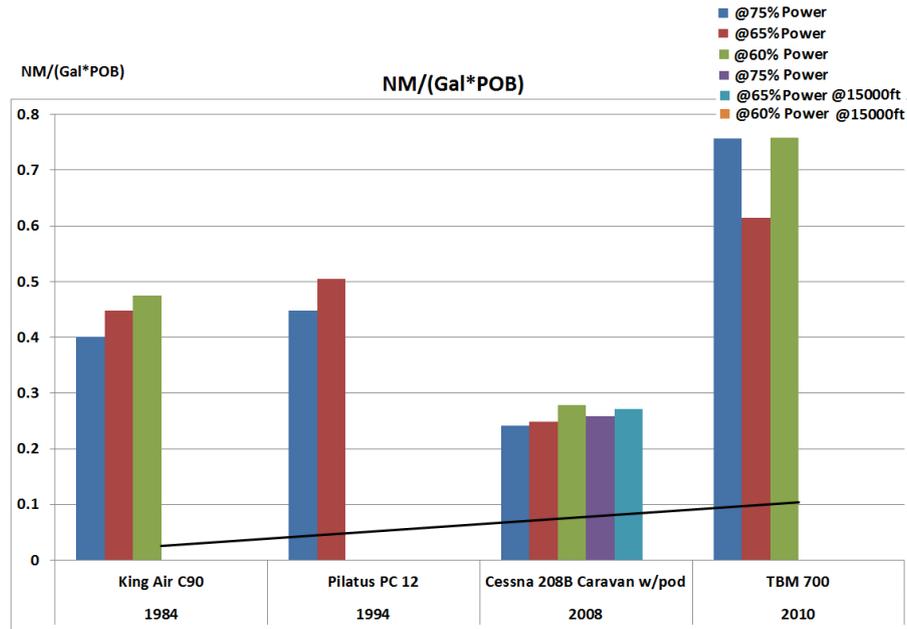


fonte: Autor

distância percorrida por unidade de combustível gasto foi crescente, indicando aumento da eficiência energética dessas aeronaves.

O décimo resultado, ilustrado pela Figura 63, é a razão entre a distância em milhas náuticas percorridas pelo consumo de combustível por passageiro que pode ocupar a aeronave a 75%, 65% e 60% de potência, respectivamente, a 6000 pés de altitude. É possível notar que esse parâmetro foi crescente.

Figura 63 – Distância por Consumo Horário e Passageiros das Aeronaves Turboélice



fonte: Autor

A tabela 2 traz a faixa de valores encontrados para a situação de cruzeiro dos parâmetros de L/D , η_p e os valores médios de CL_{max} sem flaps CL_{max} , CL_{max} com flaps na configuração de decolagem $CL_{max}TO$ e CL_{max} com flaps na configuração de pouso $CL_{max}L$.

Categoria	L/D	η_p	CL_{max}	$CL_{max}TO$	$CL_{max}L$
Monomotora Pistão	7 - 12	0.78 - 0.88	1.43	1.67	1.92
Bimotora Pistão	7 - 11	0.80 - 0.86	1.52	1.71	1.91
Mono/Bimotora Turboélice	5 - 13	0.86 - 0.88	1.45	1.77	2.42

Tabela 2 – Faixa de valores e valores médios para a condição de cruzeiro de acordo com a categoria das aeronaves

6 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi elaborada uma base de dados de parâmetros geométricos e de performance de aeronaves da aviação geral dos últimos 50 anos, que foi utilizada para analisar as tendências históricas de tais parâmetros, utilizando métodos comparativos proposto por BARROS; PINTO; OLIVEIRA. Quatro categorias diferentes de aeronaves da aviação geral foram estudadas: monomotores e bimotores à pistão, monomotores e bimotores turboélice.

Durante a elaboração da base de dados, foram analisadas 12 aeronaves monomotoras à pistão, 4 bimotoras à pistão, 3 monomotoras turboélice e 1 bimotora turboélice. Há uma escassez de dados disponíveis na literatura da aviação, por ser uma área muito restrita, muitas informações das aeronaves não são divulgadas ou o custo de aquisição é alto. Percebe-se que para a categoria de aeronaves monomotoras à pistão há uma disponibilidade maior de dados. Mas mesmo com um número reduzido de aeronaves analisadas, consegue-se ter uma percepção das tendências evolutivas das mesmas. A obtenção de dados de mais aeronaves seria de grande valia para reforçar as conclusões obtidas. É possível concluir que mesmo em uma comparação entre um número relativamente baixo de aeronaves e com distintas missões, é possível se observar uma tendência geral ao longo dos anos.

As análises evolutivas das aeronaves monomotoras à pistão levam a conclusão de que houve um aumento da performance ao longo do tempo, evidenciada pelo aumento da máxima velocidade em cruzeiro e pelas velocidades de cruzeiro nas condições de 60%, 65% e 75% da potência total do motor, o consumo horário de combustível aumentou, o consumo específico se manteve praticamente constante. A eficiência de consumo com base em milha náutica por galão e milha náutica por galão por pessoa a bordo foi uma variável decrescente. Por outro lado, as tendências históricas das aeronaves bimotoras à pistão mostraram uma tendência inversa, onde houve decréscimo da performance ao longo do tempo, evidenciado pela diminuição da máxima velocidade em cruzeiro e pelas velocidades de cruzeiro nas condições de 60%, 65% e 75% da potência total do motor, o consumo horário de combustível e o consumo específico diminuíram. A eficiência de consumo com base em milha náutica por galão e milha náutica por galão por pessoa a bordo foi uma variável crescente, indicando aumento da eficiência energética desta categoria de aeronaves. Da mesma maneira para as aeronaves com motor turboélice, tanto para as monomotoras quanto para as bimotoras, levam a conclusão de que apesar do leve crescimento da velocidade máxima em cruzeiro e uma tendência leve de diminuição das velocidades de cruzeiro nas condições de 60%, 65% e 75% da potência total do motor, o consumo horário de combustível diminuiu. Nota-se leve aumento no consumo específico, aumento da eficiência de milha náutica viajada por galão e milha náutica viajada por galão por pessoa a bordo, indicando aumento da eficiência energética desta categoria de aeronaves.

Com esse estudo pode-se concluir que apesar das aeronaves monomotoras à pistão terem aumentado sua velocidade de cruzeiro, o consumo também aumentou, fato que levou à diminuição da eficiência energética desta categoria de aeronaves. Por outro lado, as aeronaves bimotoras à pistão diminuíram sua velocidade de cruzeiro e passaram a consumir menos e apresentarem maior eficiência energética, bem como as aeronaves turboélice. Este estudo é um ponto de partida para análises de tendências históricas

de aeronaves de diversas categorias, que podem guiar a projetistas de aeronaves a desenvolverem projetos cada vez mais competitivos no mercado atual e futuro.

6.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

- Adquirir dados sobre mais aeronaves, principalmente para as categorias de bimotor à pistão, monomotor turboélice e bimotor turboélice;
- Estender a pesquisa para outros regimes de voo, como o cruzeiro econômico, regime de maior autonomia e regime de maior alcance;
- Estudar parâmetros de custo operacional;
- Estender o estudo para aeronaves turbojato;
- Utilizar a base de dados gerada para propor análises de performance em metodologias de projeto conceitual;

REFERÊNCIAS

- ABBOT, A. **Convington Aircraft Blog**. 2017. Disponível em: <<https://blog.convingtonaircraft.com/2017/04/14/what-is-the-pratt-whitney-r-1340-wasp-list-of-r-1340-powered-aircraft/>>.
- ANAC. **Registro Aeronáutico Brasileiro**. 2020. Disponível em: <<https://www.gov.br/anac/pt-br/sistemas/rab>>.
- ANDERSON, J. D.; BOWDEN, M. L. **Introduction to flight**. McGraw-Hill Higher Education, 2005.
- AOPA. **AOPA**. 2021. Disponível em: <<https://www.aopa.org/>>.
- AOPA. **AOPA**. 2021. Disponível em: <<https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2011/april/25/mt-offers-four-blade-prop-for-cirrus-sr22>>.
- AVWEB. **Piston Deliveries Hold On In A Down Year For GA Sales**. 2021. Disponível em: <<https://www.avweb.com/aviation-news/piston-deliveries-hold-on-in-a-down-year-for-ga-sales/>>.
- BANCI, D. **Meteorologia para Aviação (Teoria e Testes)**. [S.l.]: Outras, 2018.
- BARROS, C. P. de; PINTO, R. L. U. de F.; OLIVEIRA, P. H. I. A. de. **Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas**. [S.l.]: Ergonomia, 2000.
- BINNS, C. **Aircraft Systems: Instruments, Communications, Navigation, and Control**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2018.
- CNN. **Preço do petróleo já subiu 60% em 2021**. 2021. Disponível em: <<https://www.cnnbrasil.com.br/business/preco-do-petroleo-ja-subiu-60-em-2021-e-ha-quem-aposte-em-mais-aumentos/>>.
- EL-SAYED, A. F. **Aircraft propulsion and gas turbine engines**. [S.l.]: CRC press, 2017.
- ENGINES, L. **Lycoming Engines**. 2021. Disponível em: <<https://www.lycoming.com/node/20170>>.
- FAA. **AC 23-8CAC 23-8C - Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes**. 2021. Disponível em: <https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentid/1019676>.
- FAA. **Code of Federal Regulations - Title 14**. 2021. Disponível em: <<https://www.ecfr.gov/current/title-14>>.
- FAA. **PART 23 - AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL CATEGORY AIRPLANES**. 2021. Disponível em: <<https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-23>>.
- GAMA. **GAMA 2019 DATABOOK**. 2019. Disponível em: <<https://gama.aero/facts-and-statistics/statistical-databook-and-industry-outlook/>>.
- GAMA. **GAMA Specification No. 1: Specification for Pilot's Operating Handbook (Version 2.0)**. 2021. Disponível em: <<https://gama.aero/documents/gama-specification-1-specification-for-pilots-operating-handbook-version-2-0/>>.
- GUDMUNDSSON, S. **General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013.
- KOVACS, J. **Filosofia do Projeto**. [S.l.]: São José dos Campos, 1986.

LICHTENBERG, P. **LITCHco**. 2021. Disponível em: <https://lichtco.cz/side_vysk_uk.htm>.

NEWS, G. A. **Pandemic hits airplane deliveries in 2020**. 2021. Disponível em: <<https://generalaviationnews.com/2021/02/24/pandemic-hits-airplane-deliveries-in-2020/>>.

PWC, P. **Contribution of General Aviation to the US Economy in 2018**. 2018. Disponível em: <https://gama.aero/wp-content/uploads/General_Aviation_s_Contribution_to_the_US_Economy_FINAL_20200219.pdf>.

RAYMER, D. P. Aircraft design: a conceptual approach (aiaa education series). **Reston, Virginia**, 2012.

ROSKAM, J. **Airplane design**. [S.l.]: DARcorporation, 1985.

SADRAEY, M. H. **Aircraft performance: an engineering approach**. [S.l.]: CRC Press, 2017.

SANTANA, C. A. N. d. Monomotores versus bimotores. quais as vantagens e desvantagens operacionais destas classes de aeronaves leves a pistão na aviação geral? **Ciências Aeronáuticas- Unisul Virtual**, 2016.

SPRUCE, A. **Aircraft Spruce**. 2021. Disponível em: <<https://www.aircraftspruce.com/catalog/eppages/replacelyccarbs1.php>>.

STINTON, D. **The Design Of The Aeroplane**. [S.l.]: Granada Publishing, 1983.

SUPPLY, D. **DG Supply**. 2021. Disponível em: <<https://www.dgsupply.com/product-category/lycoming-fuel-injection-systems>>.

TORENBEEK, E. **Synthesis of subsonic airplane design**. [S.l.]: Delft University Press, 1976.

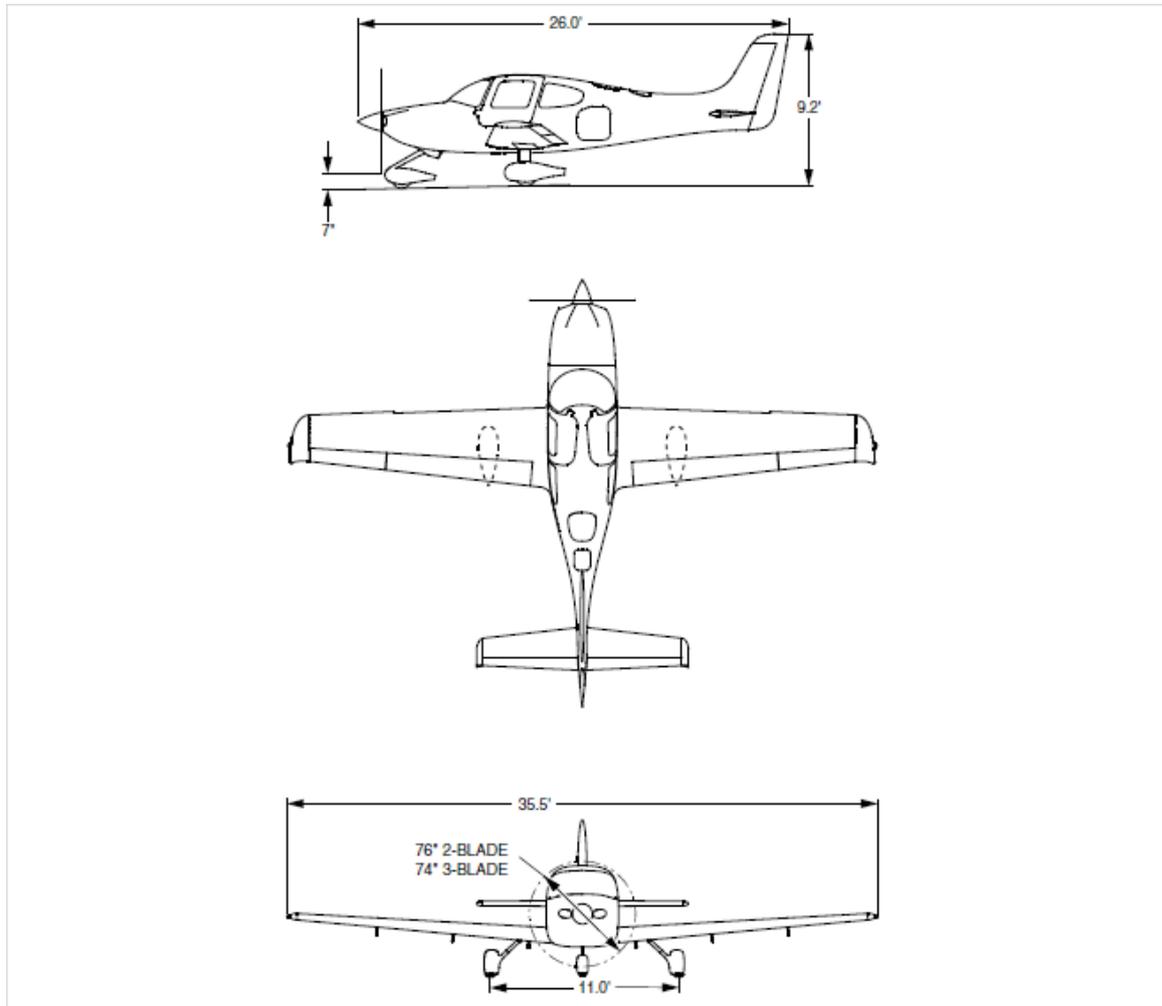
VANDAELE, R. M. **Introdução ao projeto de aeronaves**. [S.l.]: Instituto de Tecnologia de Aeronáutica - São José dos Campos, 1959.

WIKIPÉDIA. **Rolls-Royce Merlin — Wikipédia, a enciclopédia livre**. 2021. [Online; accessed 27-junho-2021]. Disponível em: <https://pt.wikipedia.org/w/index.php?title=Rolls-Royce_Merlin&oldid=61484649>.

Wikipedia contributors. **De Havilland Gipsy Major — Wikipedia, The Free Encyclopedia**. 2021. [Online; accessed 19-October-2021]. Disponível em: <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=De_Havilland_Gipsy_Major&oldid=1047951437>.

APÊNDICE A – FICHAS DESCRITIVAS DAS AERONAVES MONOMOTORAS À PISTÃO

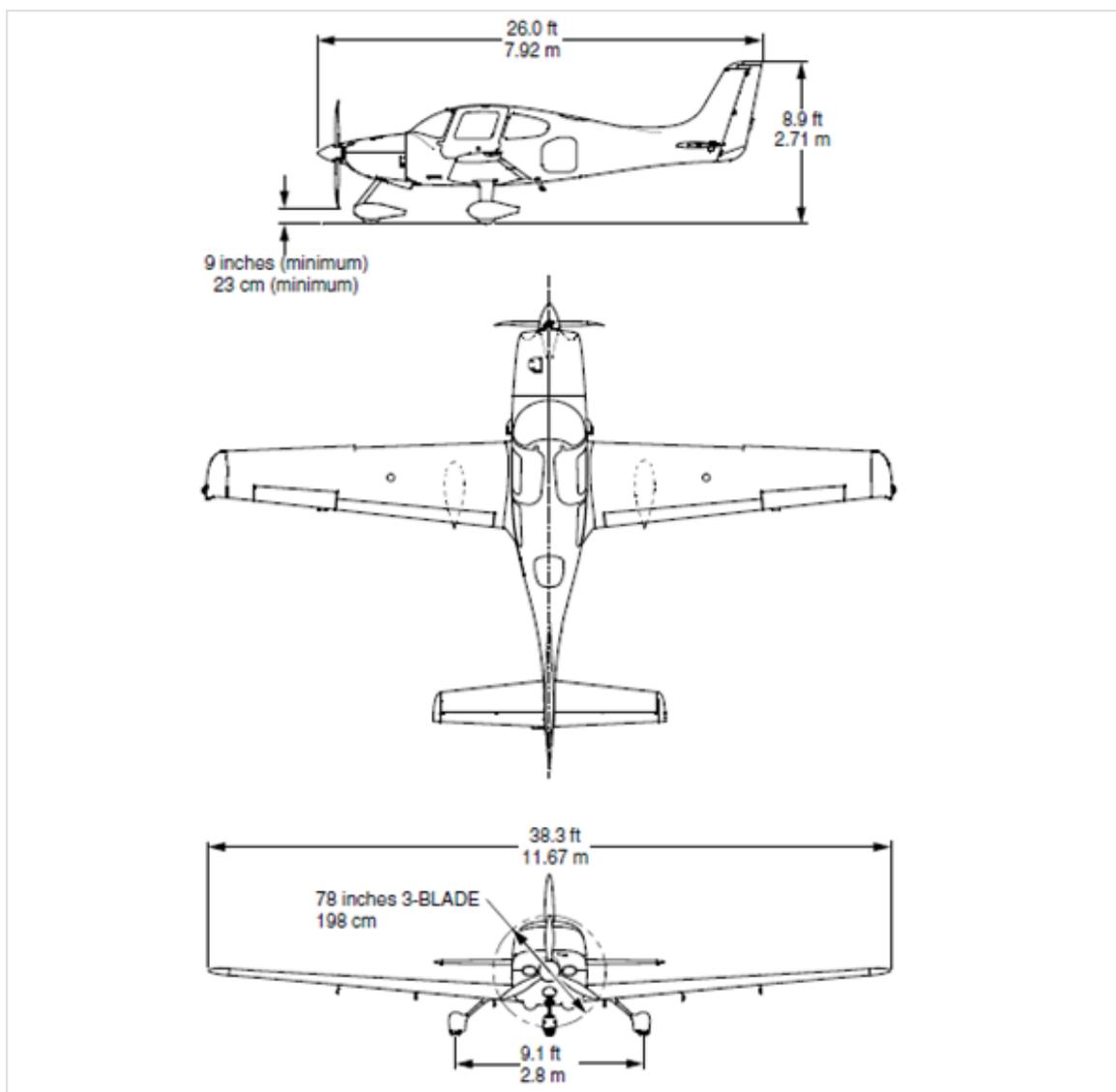
Figura 64 – Ficha Descritiva Cirrus SR20



Cirrus SR20			
Nº de Lugares	4	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	60
Envergadura [m]	10.8204	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	64
Comprimento [m]	7.9248	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	68
Área Alar [m ²]	13.46165	CLmax Flaps (Pouso)	1.783968163
Razão de Aspecto	8.697378	CLmax Flaps (Decolagem)	1.567940768
Peso Vazio [kg]	930	CLmax s/ Flaps	1.388902549
Peso Máximo Decolagem [kg]	1361	Motor	Continental IO-360-ES
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	108.3713	Potência [hp]	215
Peso/Potência [kg/hp]	6.802721	Trem de Pouso	Fixo
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	156	Material de Construção	Compósito

fonte: Autor

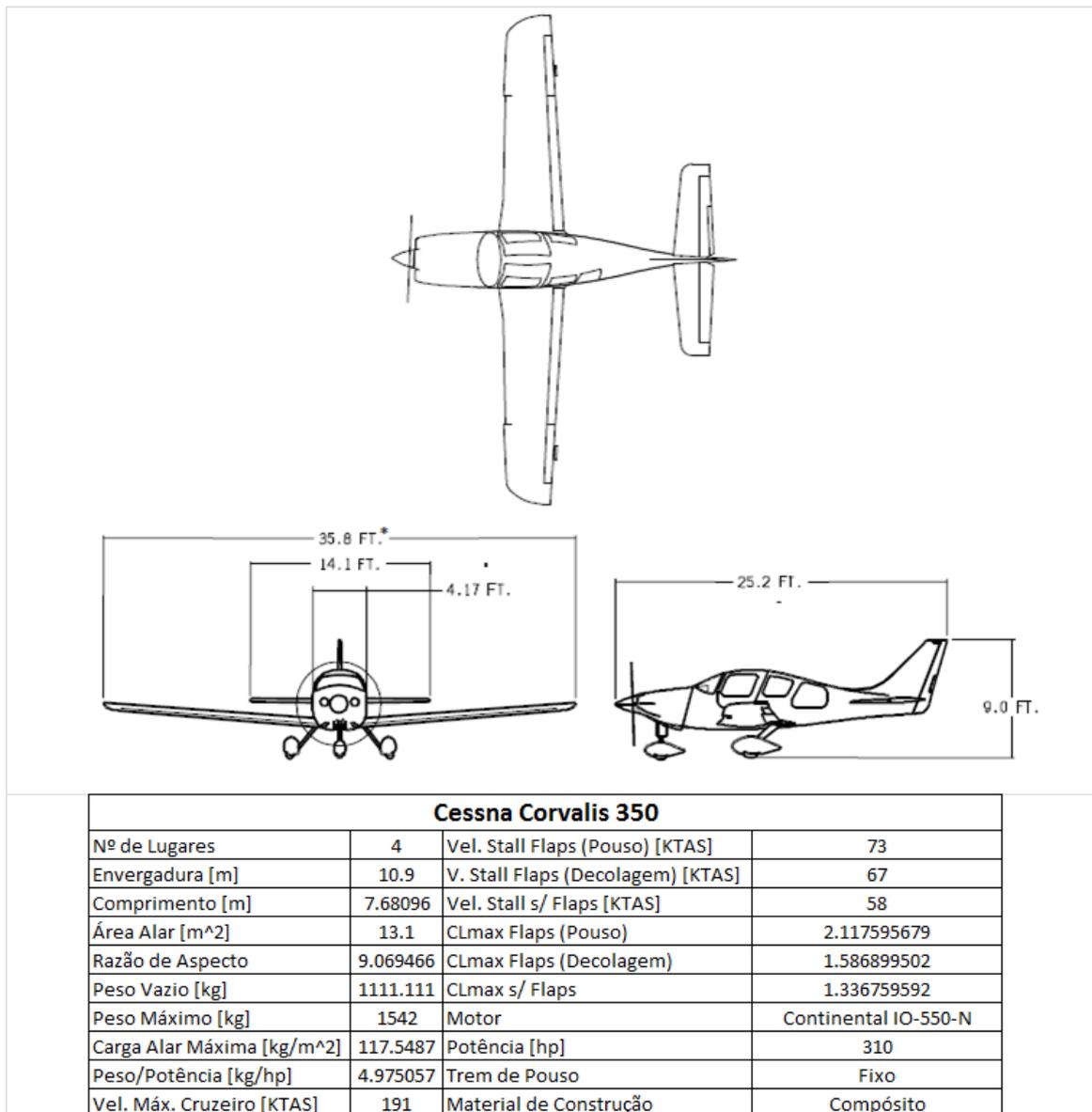
Figura 65 – Ficha Descritiva Cirrus SR22



Cirrus SR22			
Nº de Lugares	4	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	60
Envergadura [m]	11.67	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	64
Comprimento [m]	7.9248	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	70
Área Alar [m ²]	13.46165	CLmax Flaps (Pouso)	1.925552938
Razão de Aspecto	10.11681	CLmax Flaps (Decolagem)	1.692380512
Peso Vazio [kg]	1021	CLmax s/ Flaps	1.414691954
Peso Máximo [kg]	1542	Motor	Continental IO-550-N
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	114.7174	Potência [hp]	310
Peso/Potência [kg/hp]	4.988662	Trem de Pouso	Fixo
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	186	Material de Construção	Compósito

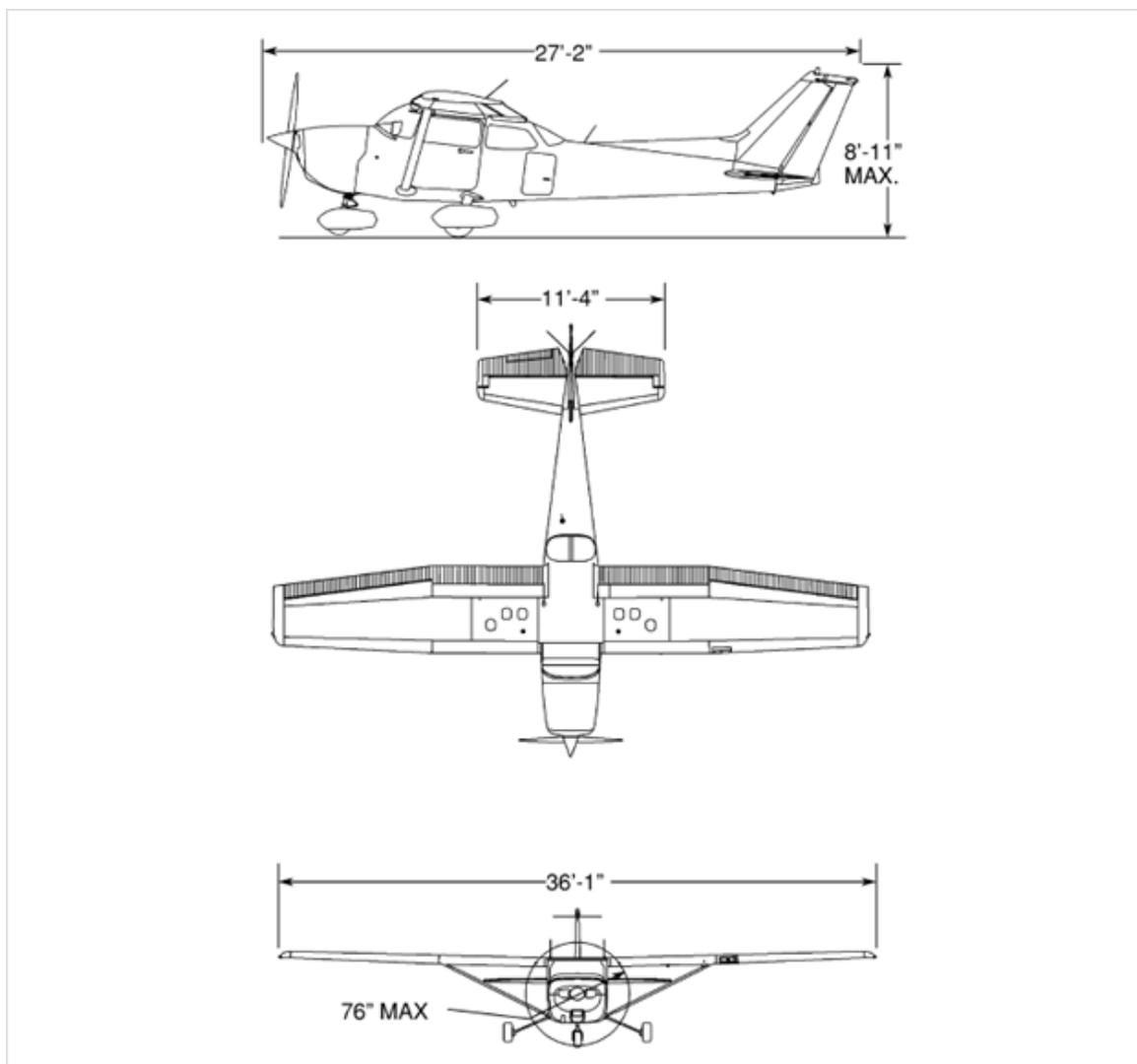
fonte: Autor

Figura 66 – Ficha Descritiva Cessna C350



fonte: Autor

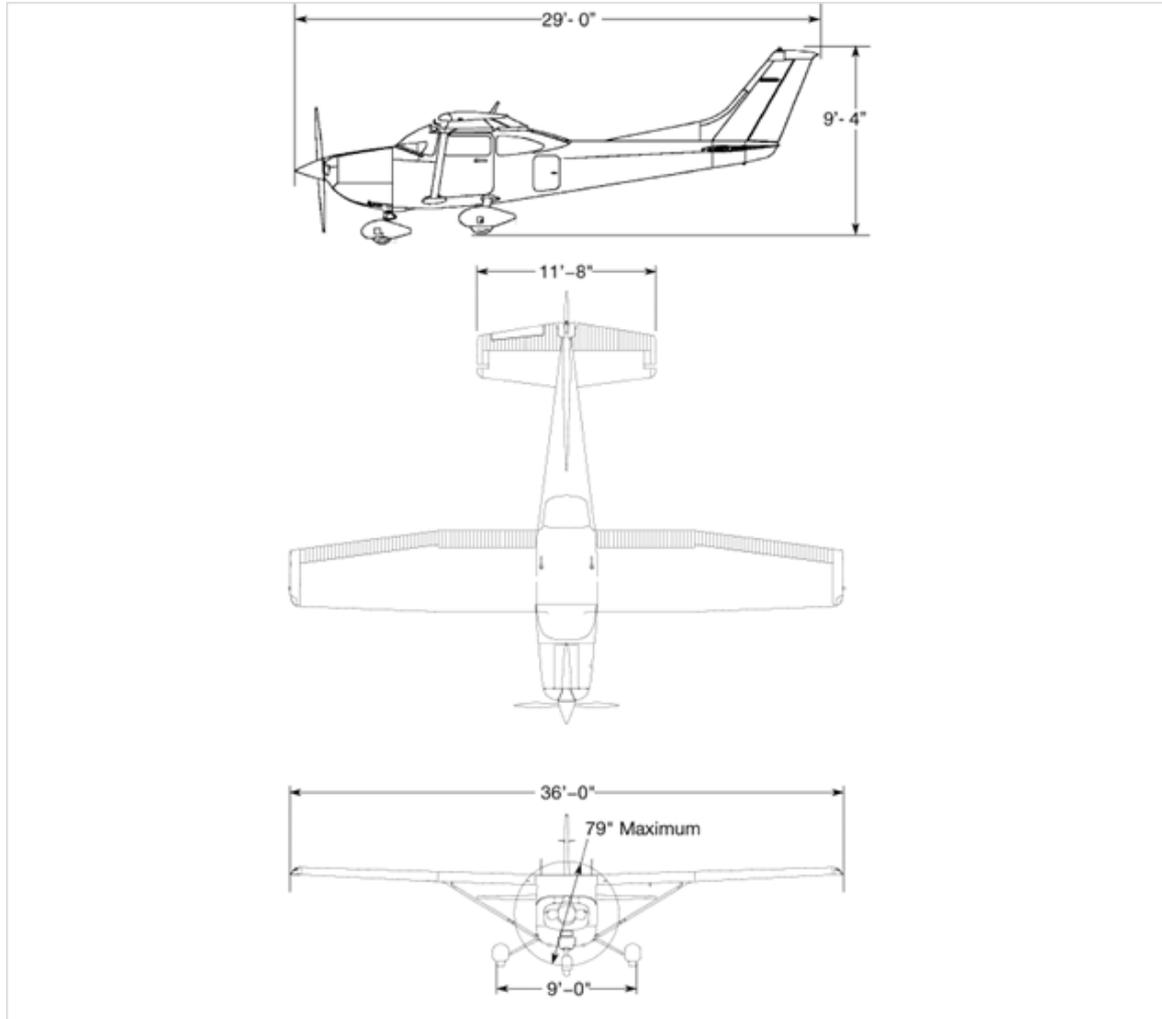
Figura 67 – Ficha Descritiva Cessna C172



Cessna 172 Skyhawk SP			
Nº de Lugares	4	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	48
Envergadura [m]	10.9982	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	50
Comprimento [m]	8.2804	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	53
Área Alar [m ²]	16.16513	CL _{max} Flaps (Pouso)	1.879125947
Razão de Aspecto	7.482799	CL _{max} Flaps (Decolagem)	1.731802473
Peso Vazio [kg]	754.195	CL _{max} s/ Flaps	1.541298036
Peso Máximo [kg]	1156.463	Motor	Lycoming IO-360-L2A
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	71.7594	Potência [hp]	180
Peso/Potência [kg/hp]	6.439909	Trem de Pouso	Fixo
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	124	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

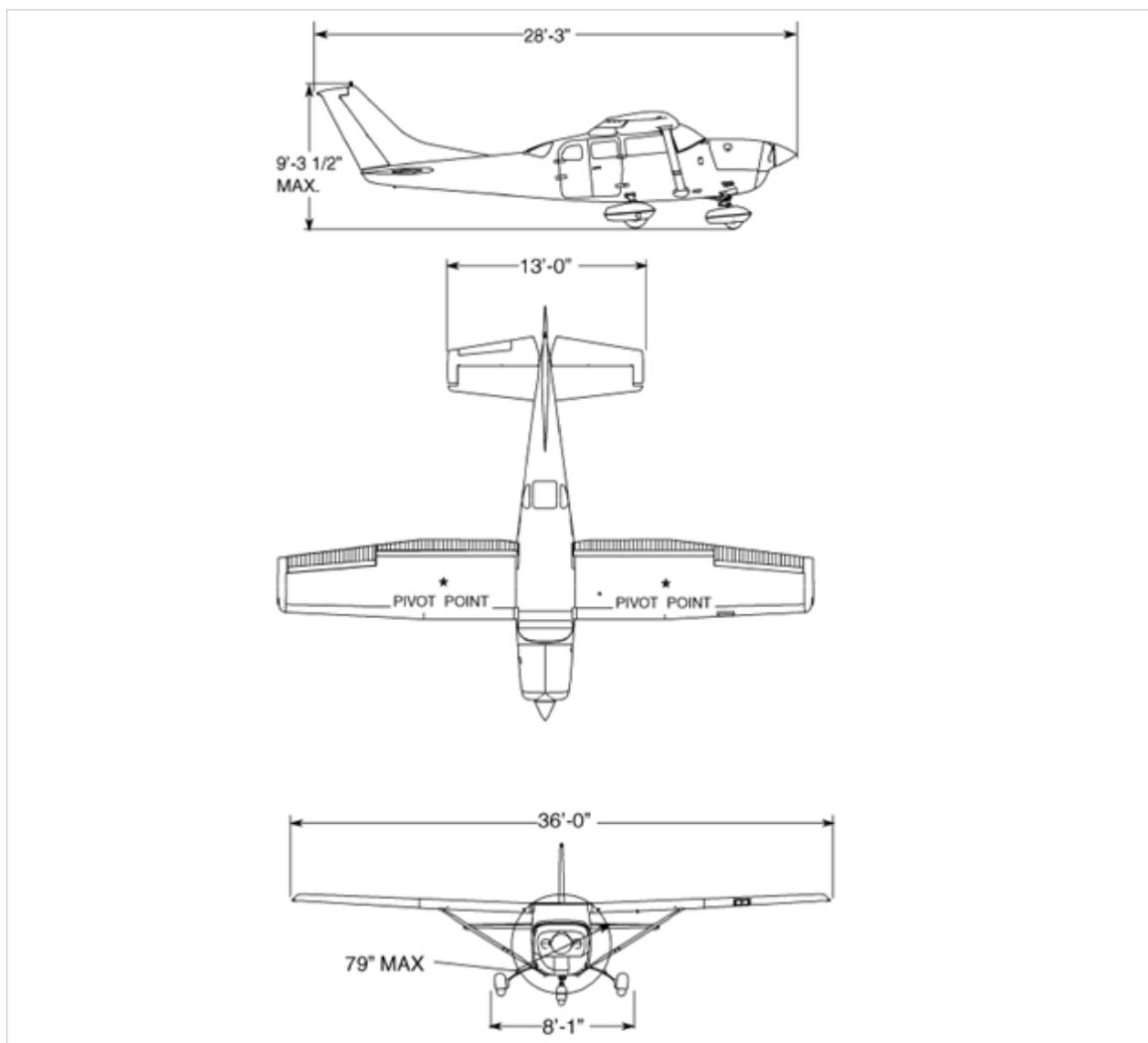
Figura 68 – Ficha Descritiva Cessna C182T



Cessna 182T			
Nº de Lugares	4	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	50
Envergadura [m]	10.9728	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	52
Comprimento [m]	8.8392	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	56
Área Alar [m ²]	16.16513	CLmax Flaps (Pouso)	2.105328497
Razão de Aspecto	7.448276	CLmax Flaps (Decolagem)	1.946494542
Peso Vazio [kg]	872.5624	CLmax s/ Flaps	1.678354988
Peso Máximo [kg]	1405.896	Motor	Lycoming IO-540-AB1A5
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	86.89234	Potência [hp]	230
Peso/Potência [kg/hp]	6.122449	Trem de Pouso	Fixo
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	143	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

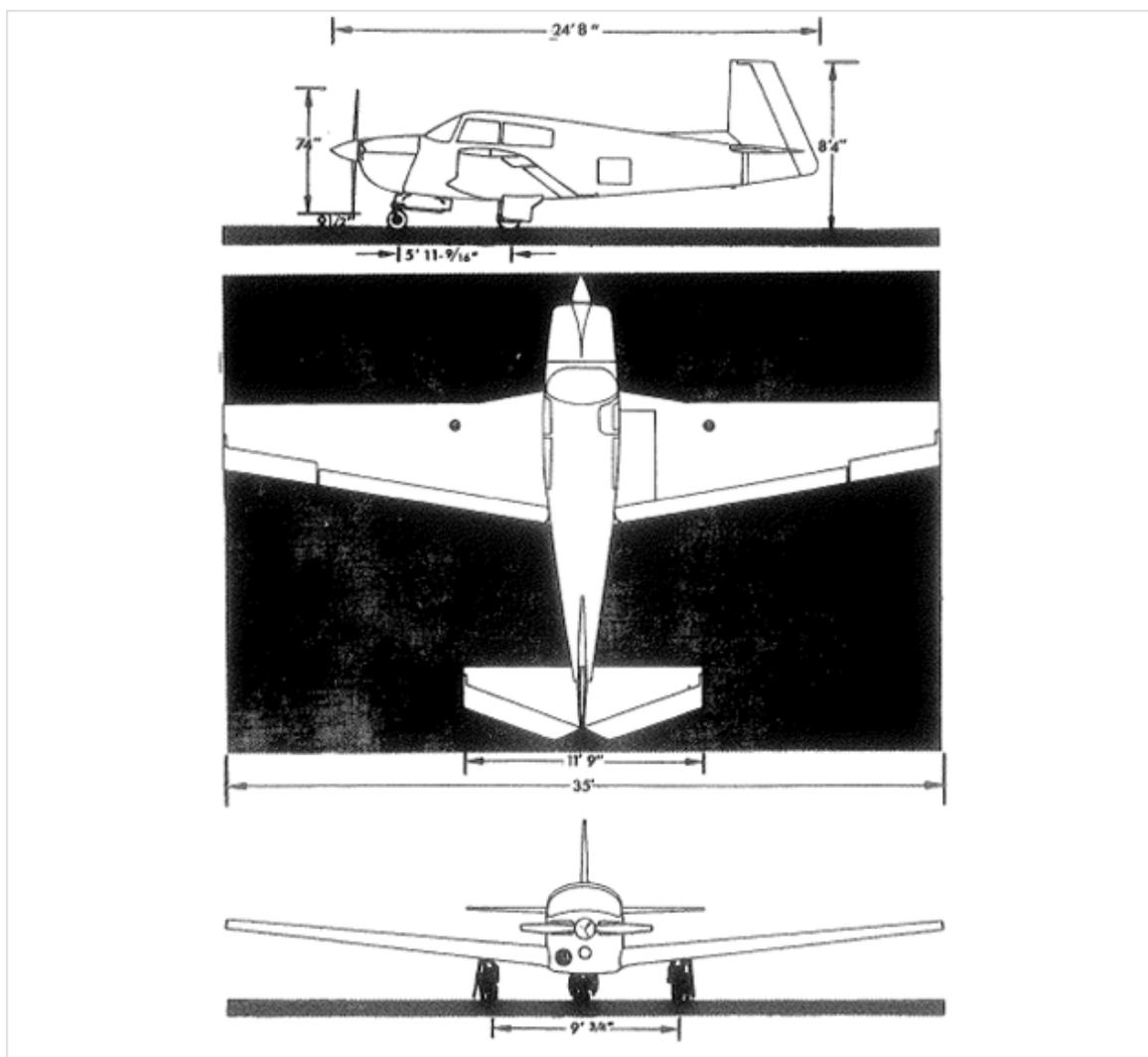
Figura 69 – Ficha Descritiva Cessna C206



Cessna 206 Turbo			
Nº de Lugares	6	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	57
Envergadura [m]	10.9728	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	60
Comprimento [m]	8.6106	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	67
Área Alar [m ²]	16.16513	CLmax Flaps (Pouso)	1.881269321
Razão de Aspecto	7.448276	CLmax Flaps (Decolagem)	1.697845562
Peso Vazio [kg]	1043.084	CLmax s/ Flaps	1.361604817
Peso Máximo [kg]	1632.653	Motor	Lycoming TIO-540-AJ1A
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	101.049	Potência [hp]	310
Peso/Potência [kg/hp]	5.260771	Trem de Pouso	Fixo
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	163	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

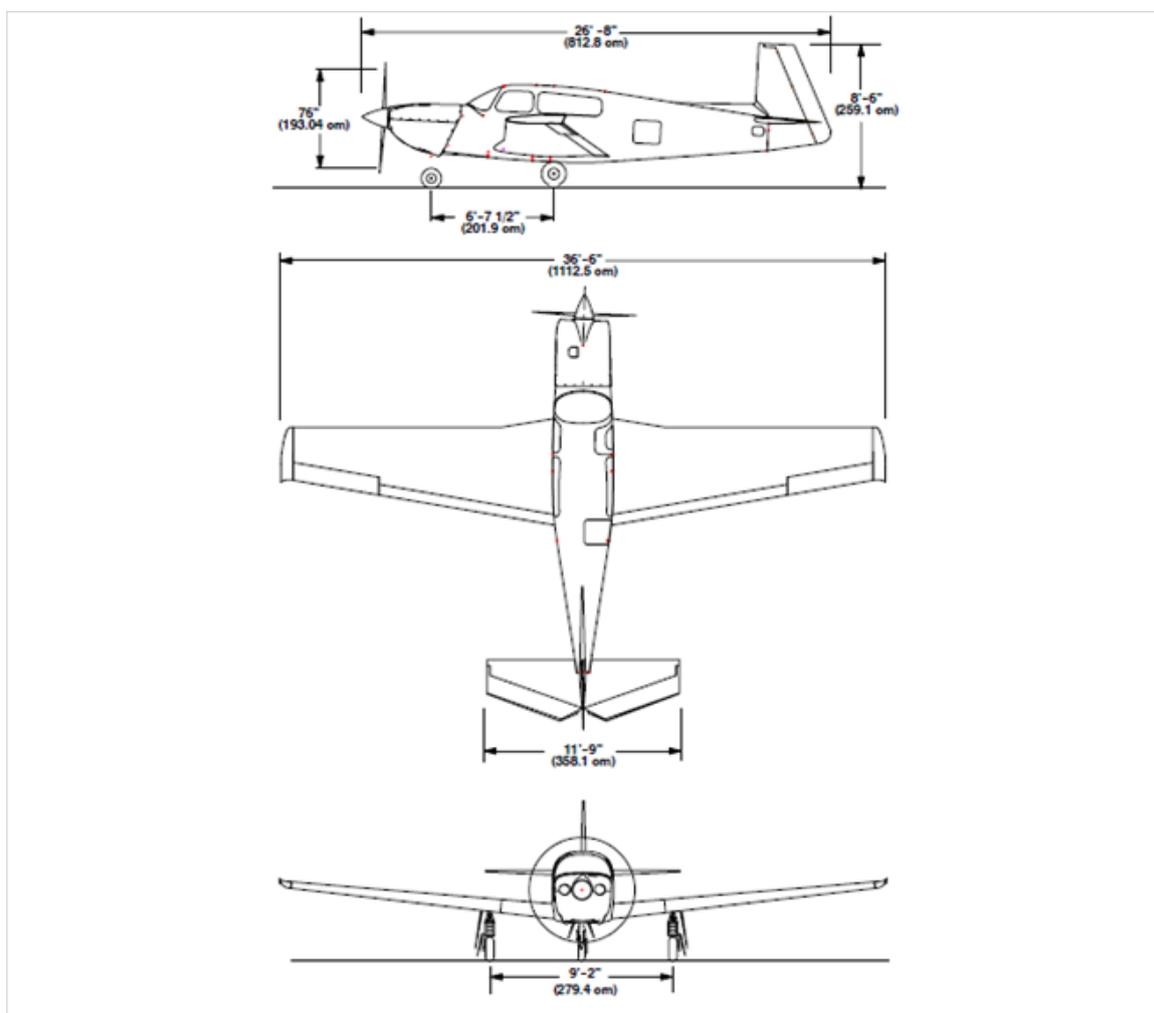
Figura 70 – Ficha Descritiva Mooney M20J



Mooney M20J			
Nº de Lugares	4	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	55
Envergadura [m]	10.668	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	57
Comprimento [m]	7.5184	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	63
Área Alar [m ²]	16.2	CLmax Flaps (Pouso)	1.534572908
Razão de Aspecto	7.025076	CLmax Flaps (Decolagem)	1.428772867
Peso Vazio [kg]	817.2336	CLmax s/ Flaps	1.169585046
Peso Máximo [kg]	1242.63	Motor	Lycoming IO-360-A3B6D
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	80.05811	Potência [hp]	200
Peso/Potência [kg/hp]	6.213152	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	175	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

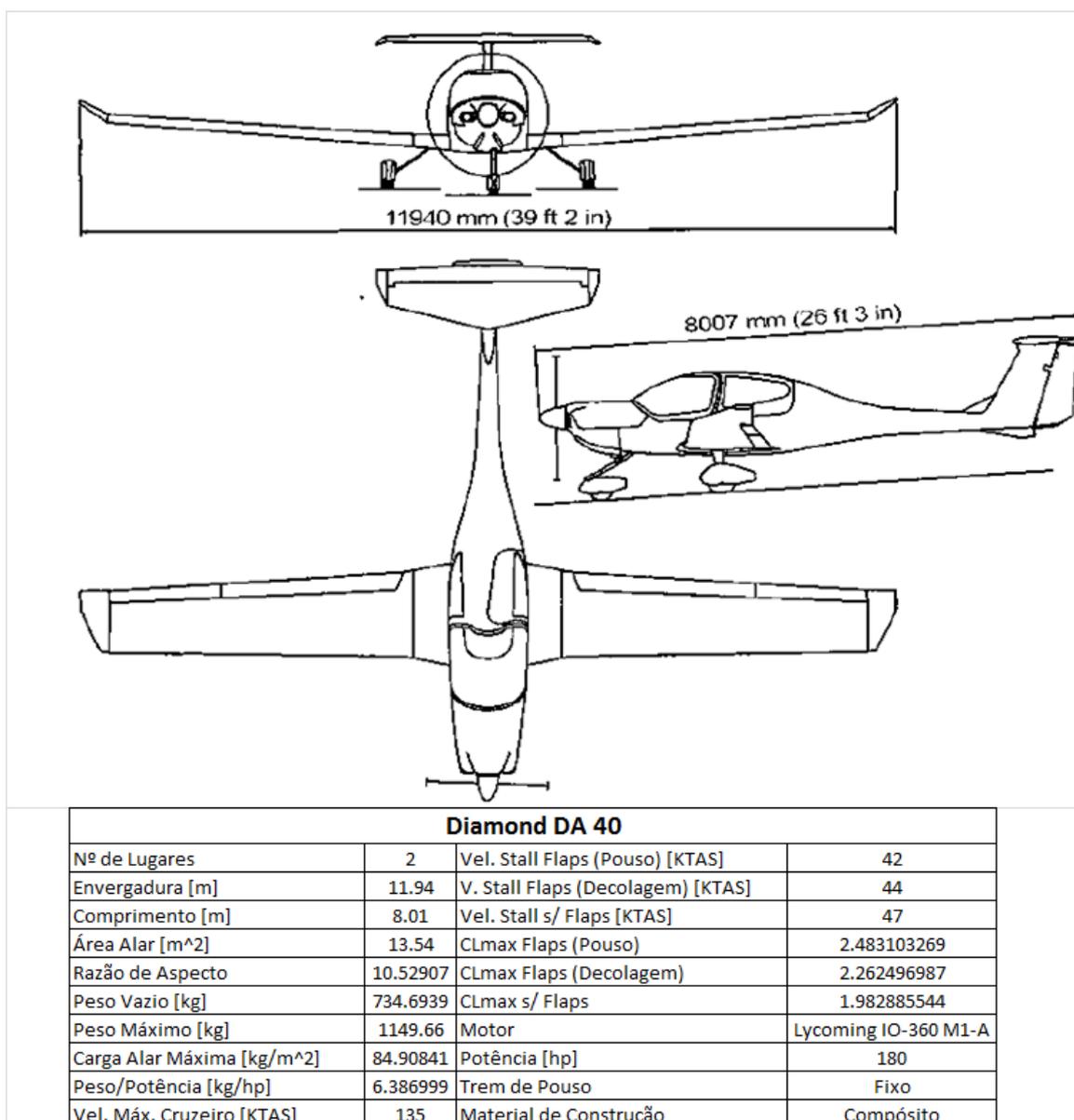
Figura 71 – Ficha Descritiva Mooney M20TN



Mooney M20TN			
Nº de Lugares	4	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	55.5
Envergadura [m]	11.125	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	61
Comprimento [m]	8.128	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	62.5
Área Alar [m ²]	16.32306	CLmax Flaps (Pouso)	1.6381604
Razão de Aspecto	7.582254	CLmax Flaps (Decolagem)	1.356071909
Peso Vazio [kg]	1051.701	CLmax s/ Flaps	1.291761554
Peso Máximo [kg]	1527.438	Motor	Continental TSIO-550-G
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	94.01946	Potência [hp]	310
Peso/Potência [kg/hp]	5.455782	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	232	Material de Construção	Alumínio

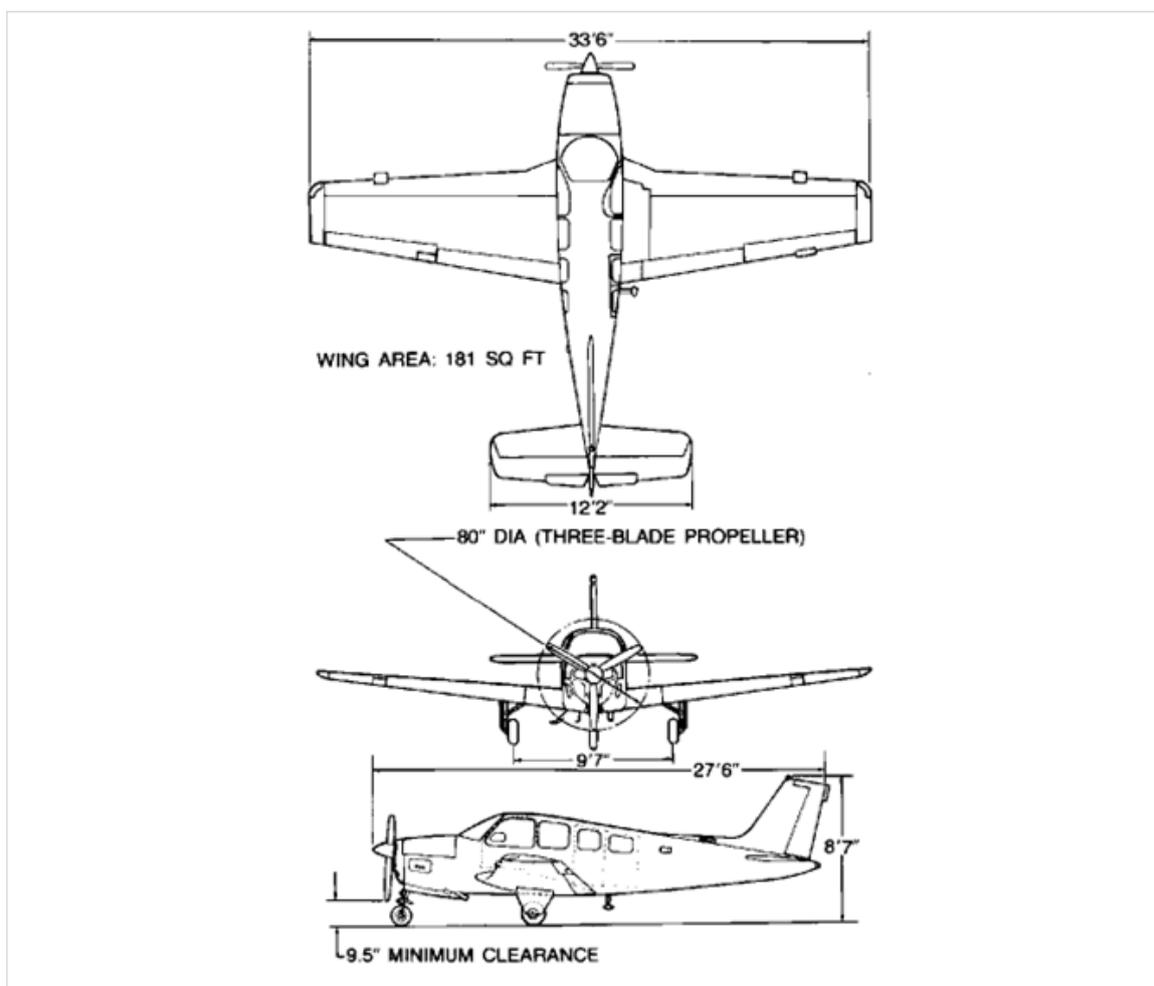
fonte: Autor

Figura 72 – Ficha Descritiva Diamond DA40



fonte: Autor

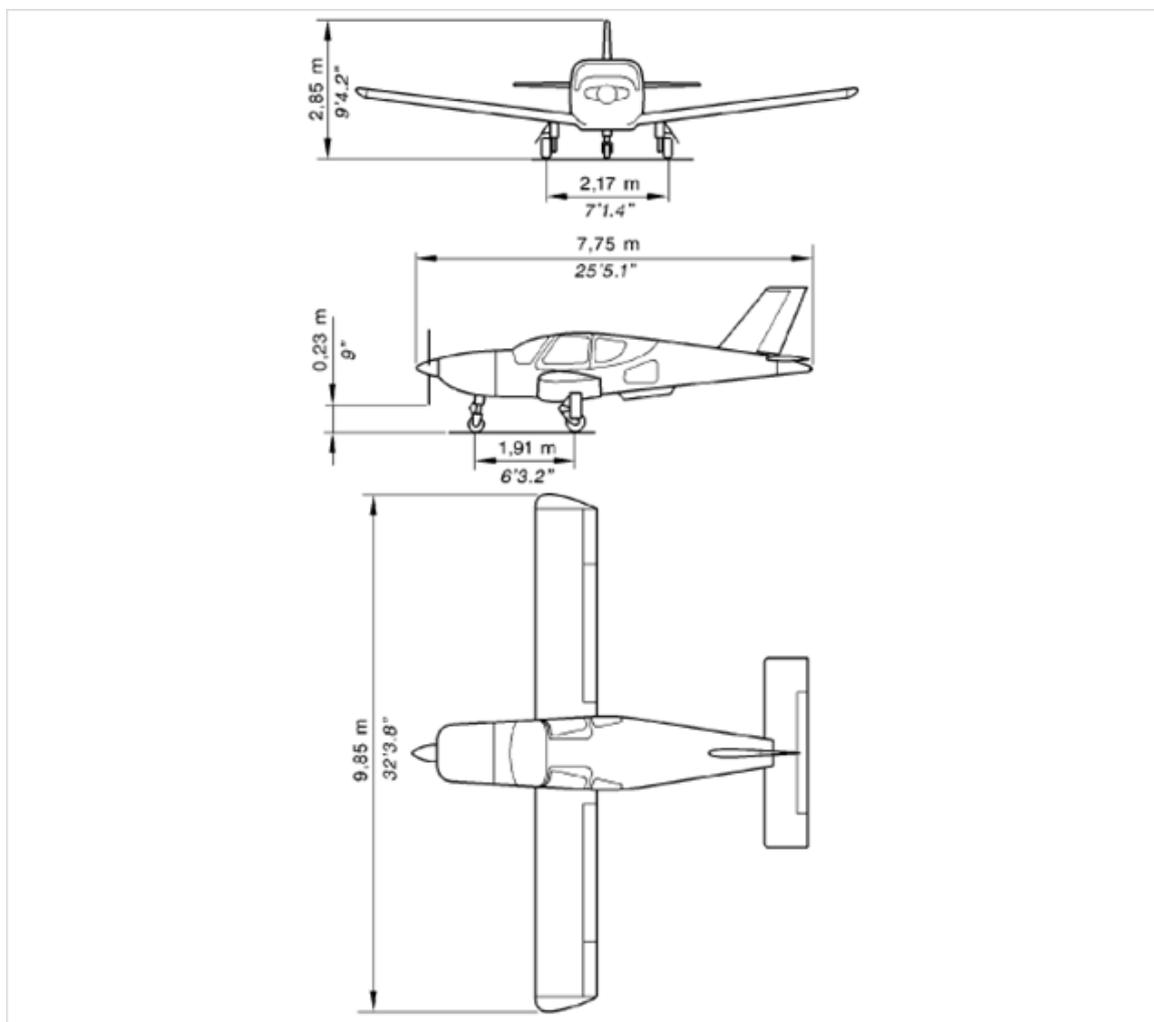
Figura 73 – Ficha Descritiva Beechcraft Bonanza G36



Bonanza G 36			
Nº de Lugares	6	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	60
Envergadura [m]	10.2108	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	63
Comprimento [m]	8.382	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	67
Área Alar [m ²]	16.81545	CLmax Flaps (Pouso)	1.586844609
Razão de Aspecto	6.200276	CLmax Flaps (Decolagem)	1.439314838
Peso Vazio [kg]	1174.603	CLmax s/ Flaps	1.272586454
Peso Máximo [kg]	1655.329	Motor	Continental IO-550-B
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	98.60816	Potência [hp]	300
Peso/Potência [kg/hp]	5.53288	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	176	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

Figura 74 – Ficha Descritiva Socata TB20

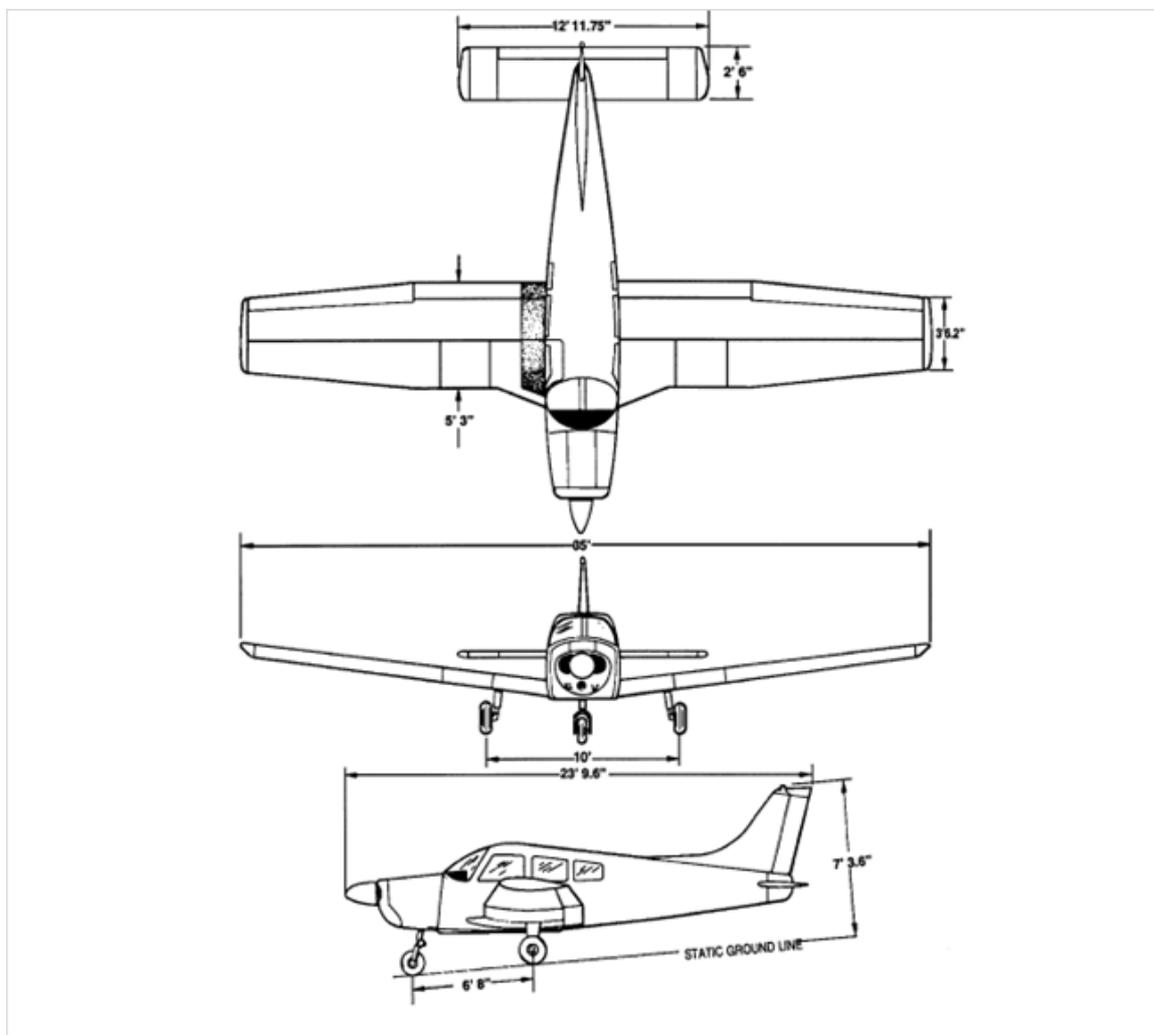


Socata TB20

Nº de Lugares	5	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	59
Envergadura [m]	9.85	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	65
Comprimento [m]	7.75	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	70
Área Alar [m ²]	11.9	CLmax Flaps (Pouso)	2.045328181
Razão de Aspecto	8.153151	CLmax Flaps (Decolagem)	1.685156781
Peso Vazio [kg]	846.2585	CLmax s/ Flaps	1.453017836
Peso Máximo [kg]	1399.546	Motor	Lycoming IO-540-C4 D5D
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	117.6089	Potência [hp]	250
Peso/Potência [kg/hp]	5.598186	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	160	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

Figura 75 – Ficha Descritiva Piper PA-28-161

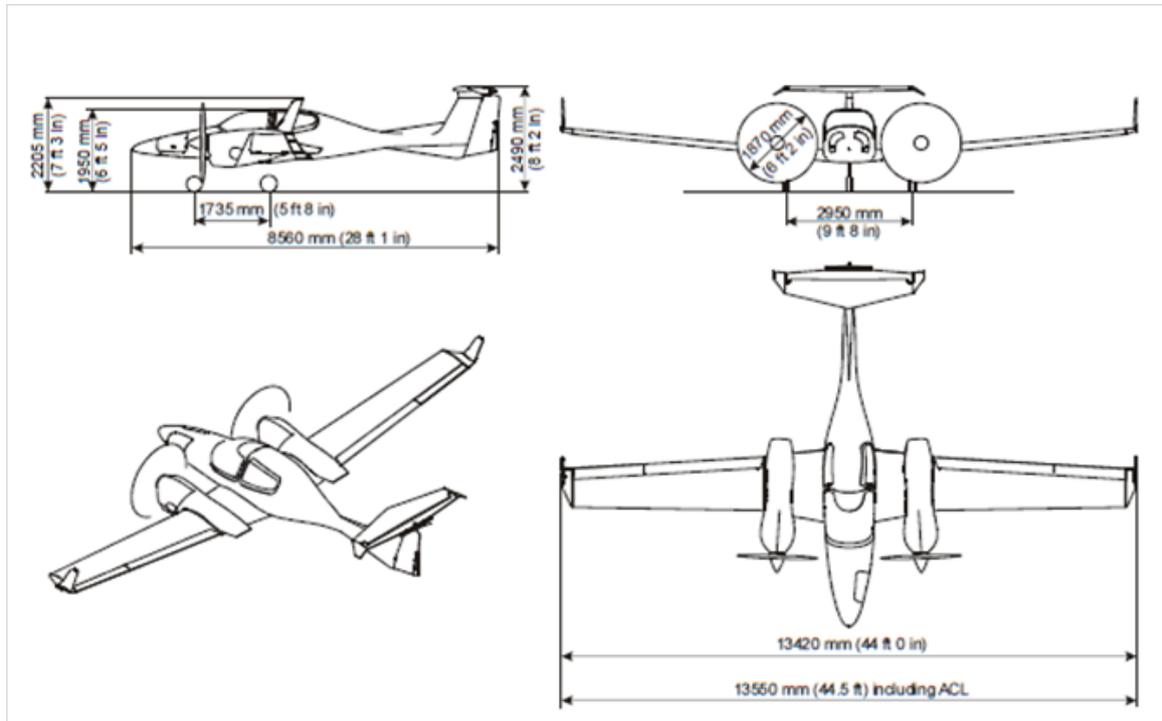


Piper Warrior III			
Nº de Lugares	4	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	43
Envergadura [m]	10.668	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	48
Comprimento [m]	7.25424	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	55
Área Alar [m ²]	15.79352	CLmax Flaps (Pouso)	2.067684539
Razão de Aspecto	7.205882	CLmax Flaps (Decolagem)	1.65935274
Peso Vazio [kg]	680.2721	CLmax s/ Flaps	1.263850814
Peso Máximo [kg]	1106.576	Motor	Lycoming O-320-D3G
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	70.29493	Potência [hp]	160
Peso/Potência [kg/hp]	6.938776	Trem de Pouso	Fixo
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	113	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

APÊNDICE B – FICHAS DESCRITIVAS DAS AERONAVES BIMOTORAS À PISTÃO

Figura 76 – Ficha Descritiva Diamond DA42

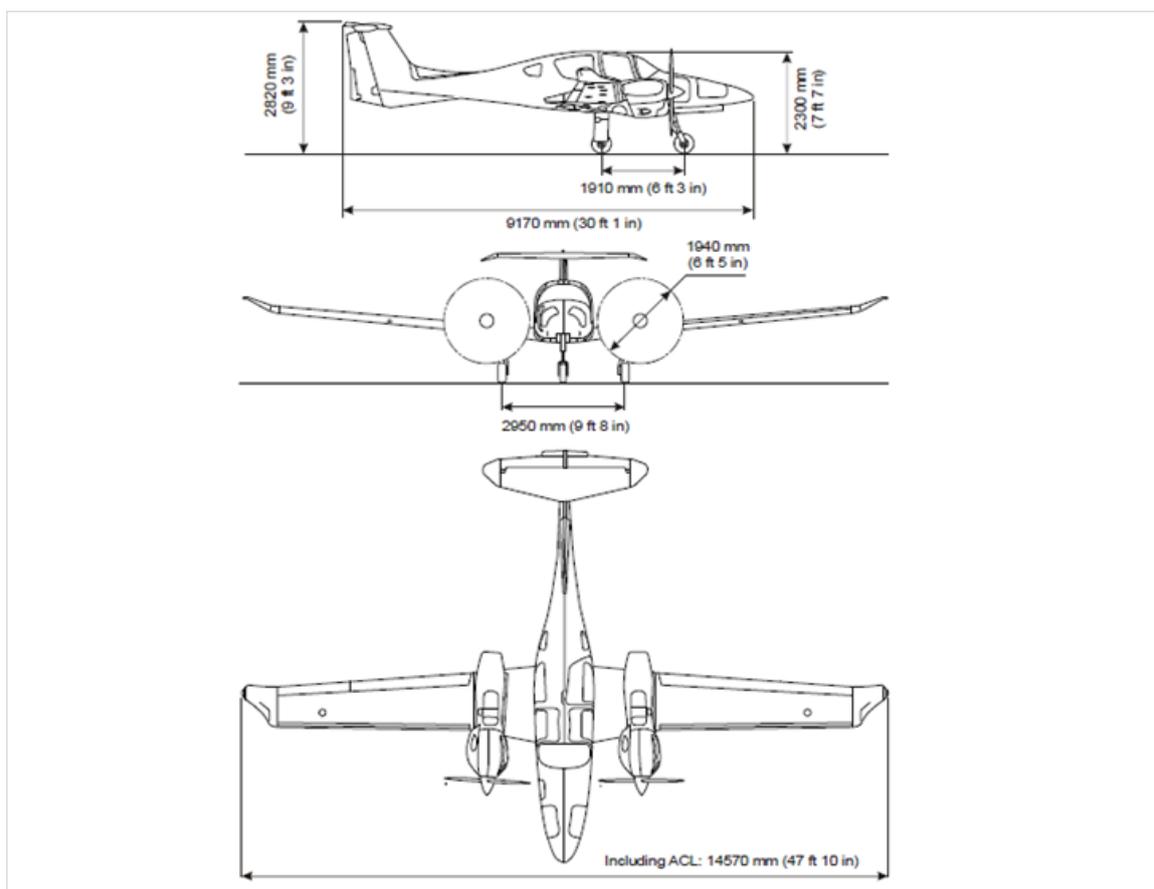


Diamond DA-42

Nº de Lugares	4	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	55
Envergadura [m]	13.42	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	59
Comprimento [m]	8.56	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	62
Área Alar [m ²]	16.29	CLmax Flaps (Pouso)	2.087797673
Razão de Aspecto	11.05564	CLmax Flaps (Decolagem)	1.814302776
Peso Vazio [kg]	1168.254	CLmax s/ Flaps	1.642972935
Peso Máximo [kg]	1630.385	Motor	2x Thielert TAE125-01 C1.7
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	100.0851	Potência [hp]	135
Peso/Potência [kg/hp]	6.038465	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	163	Material de Construção	Compósito

fonte: Autor

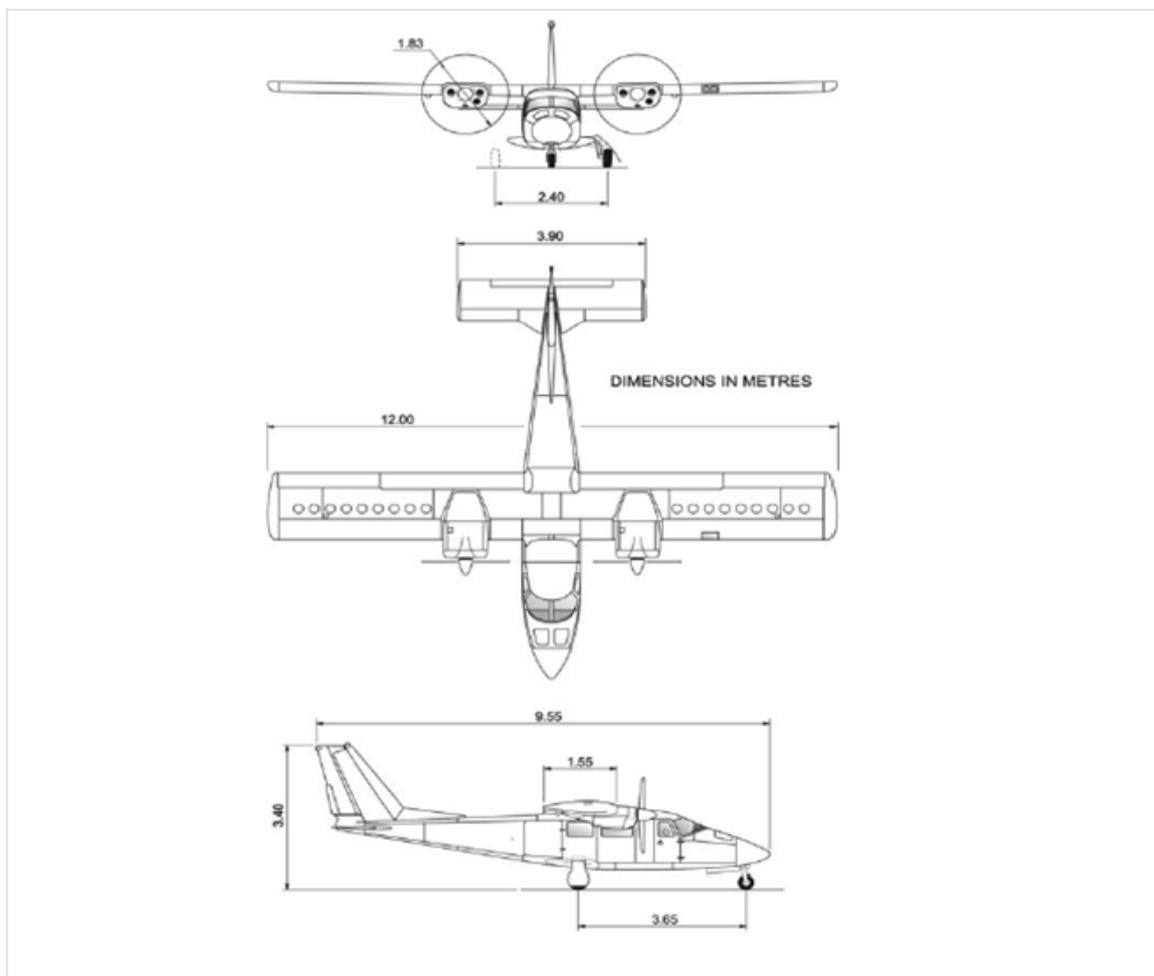
Figura 77 – Ficha Descritiva Diamond DA62

**Diamond DA-62**

Nº de Lugares	7	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	68
Envergadura [m]	14.56	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	71
Comprimento [m]	9.17	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	73
Área Alar [m ²]	17.1	CLmax Flaps (Pouso)	1.760353351
Razão de Aspecto	12.39729	CLmax Flaps (Decolagem)	1.614733961
Peso Vazio [kg]	1600	CLmax s/ Flaps	1.527467423
Peso Máximo [kg]	2299.773	Motor	2x Austro Engine E4P-C (Turbo)
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	134.4897	Potência [hp]	180
Peso/Potência [kg/hp]	6.388259	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	190	Material de Construção	Compósito

fonte: Autor

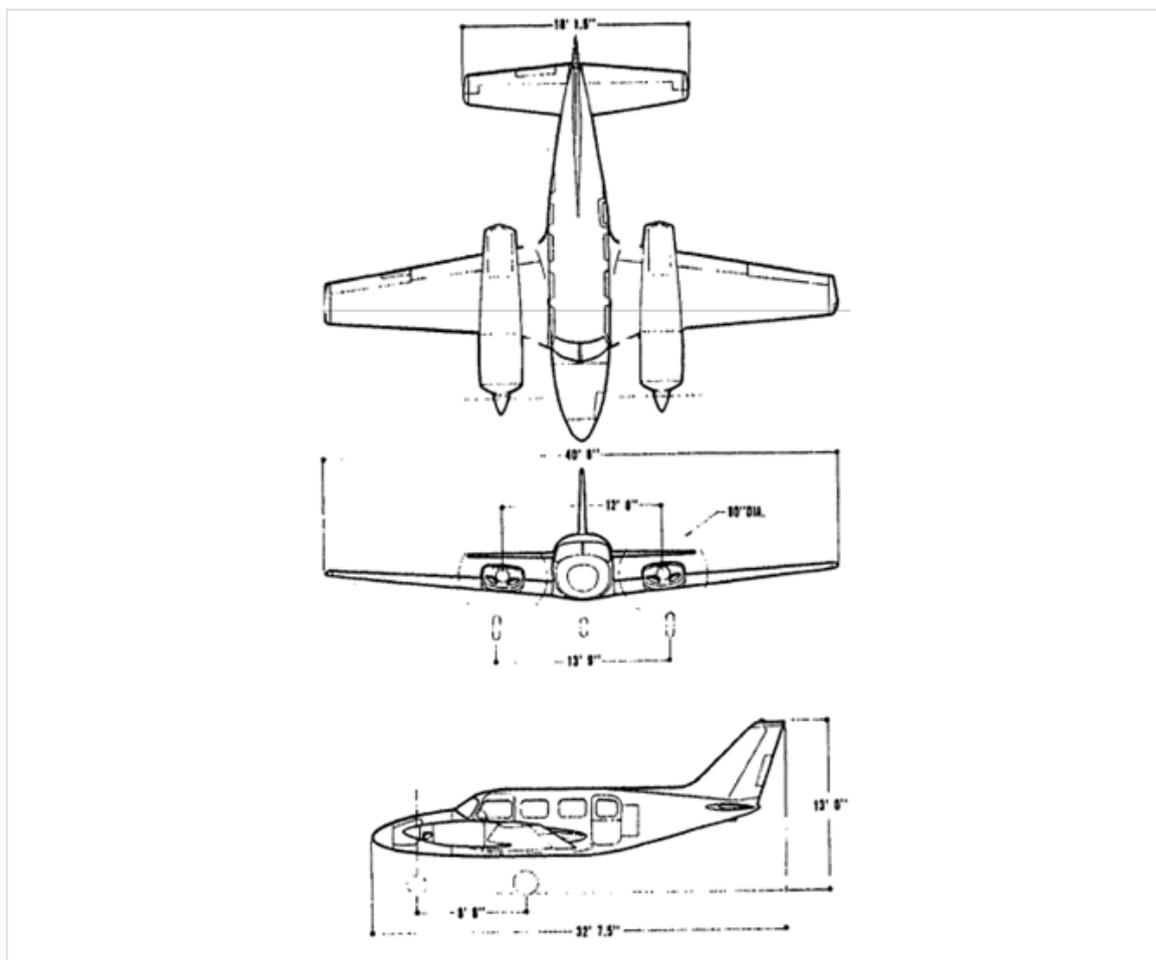
Figura 78 – Ficha Descritiva Vulcanair P68CC



Vulcanair P68C			
Nº de Lugares	6	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	57
Envergadura [m]	12	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	61
Comprimento [m]	9.55	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	68
Área Alar [m ²]	18.6	CLmax Flaps (Pouso)	2.086993086
Razão de Aspecto	7.741935	CLmax Flaps (Decolagem)	1.822262977
Peso Vazio [kg]	1378.685	CLmax s/ Flaps	1.4664015
Peso Máximo [kg]	2083.447	Motor	2x Lycoming IO-360-A1B6
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	112.0133	Potência [hp]	200
Peso/Potência [kg/hp]	5.208617	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	167	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

Figura 79 – Ficha Descritiva Piper Navajo PA-31-325

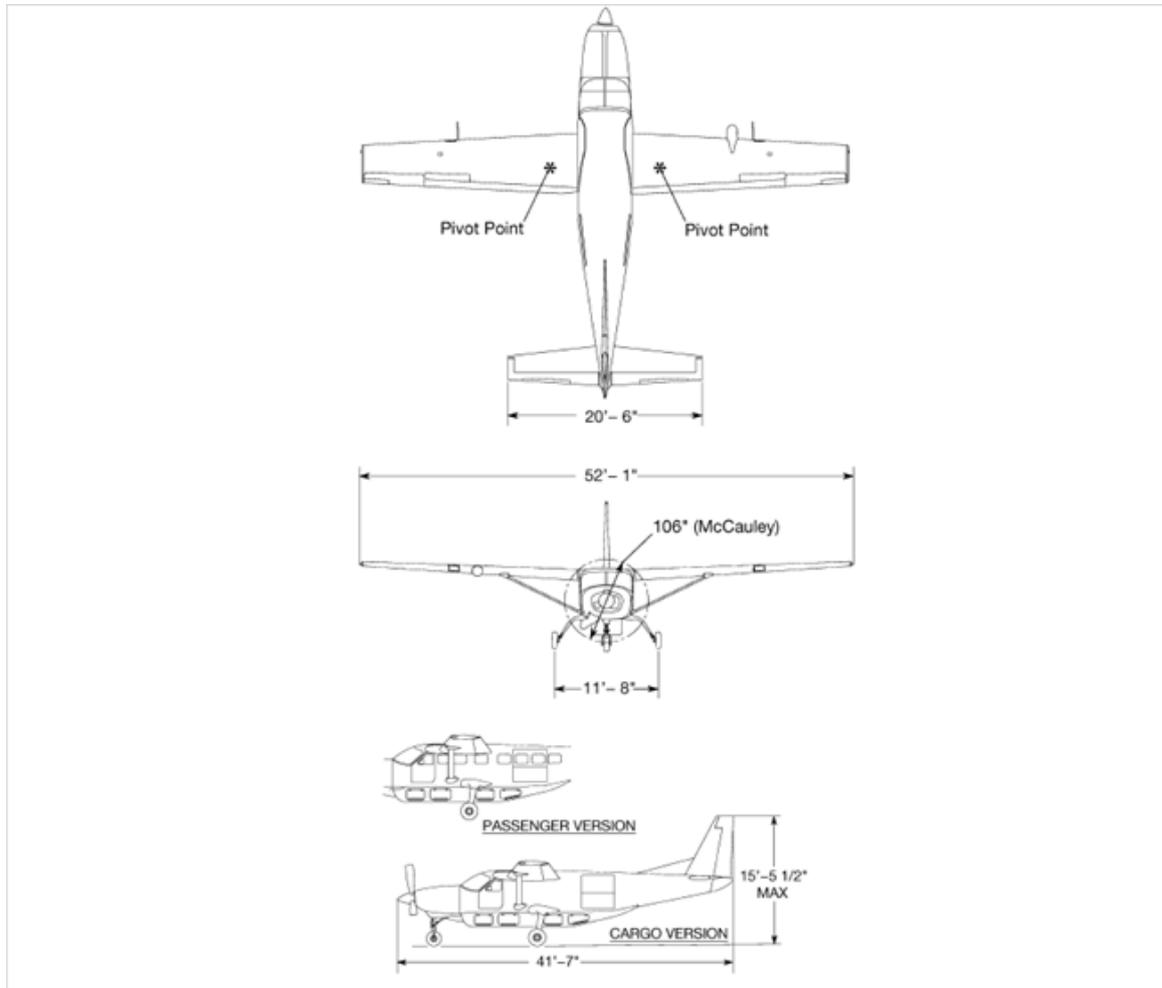


Piper PA-31-325 Navajo			
Nº de Lugares	7	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	70
Envergadura [m]	12.3952	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	72
Comprimento [m]	9.9441	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	76
Área Alar [m ²]	21.2748	CLmax Flaps (Pouso)	1.711312121
Razão de Aspecto	7.221737	CLmax Flaps (Decolagem)	1.617559682
Peso Vazio [kg]	1858.957	CLmax s/ Flaps	1.451771016
Peso Máximo [kg]	2947.846	Motor	2x Lycoming TIO-540-F2BD
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	138.5605	Potência [hp]	325
Peso/Potência [kg/hp]	4.535147	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	214	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

APÊNDICE C – FICHAS DESCRITIVAS DAS AERONAVES TURBOÉLICES

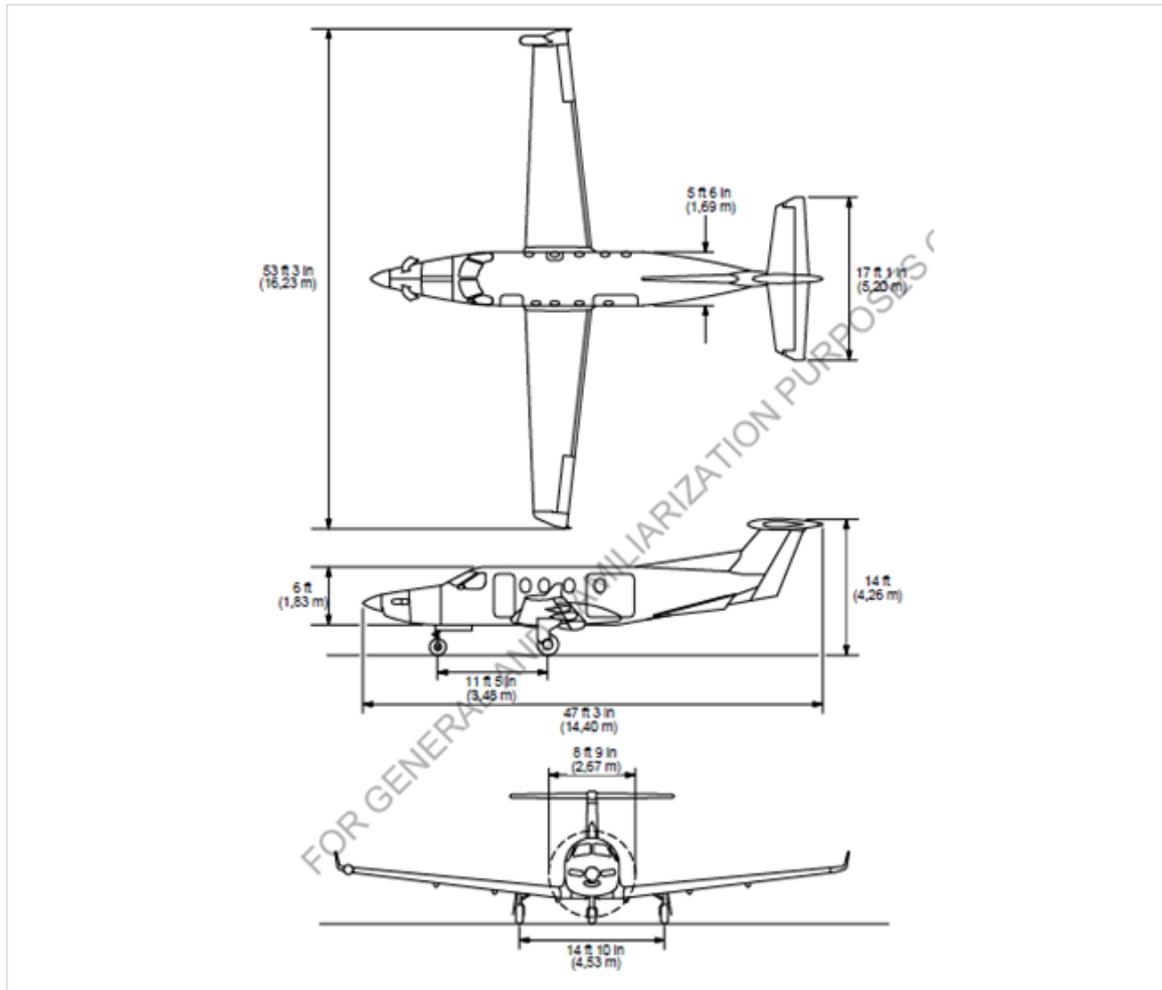
Figura 80 – Ficha Descritiva Cessna C208B Caravan



Cessna C208 Caravan			
Nº de Lugares	14	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	61
Envergadura [m]	15.875	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	70
Comprimento [m]	12.6746	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	78
Área Alar [m ²]	25.95711	CLmax Flaps (Pouso)	2.486390932
Razão de Aspecto	9.708925	CLmax Flaps (Decolagem)	1.888134828
Peso Vazio [kg]	2122.449	CLmax s/ Flaps	1.520687156
Peso Máximo [kg]	3968.254	Motor	PT6A-114
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	152.8773	Potência [shp]	675
Peso/Potência [kg/hp]	5.878895	Trem de Pouso	Fixo
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	183	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

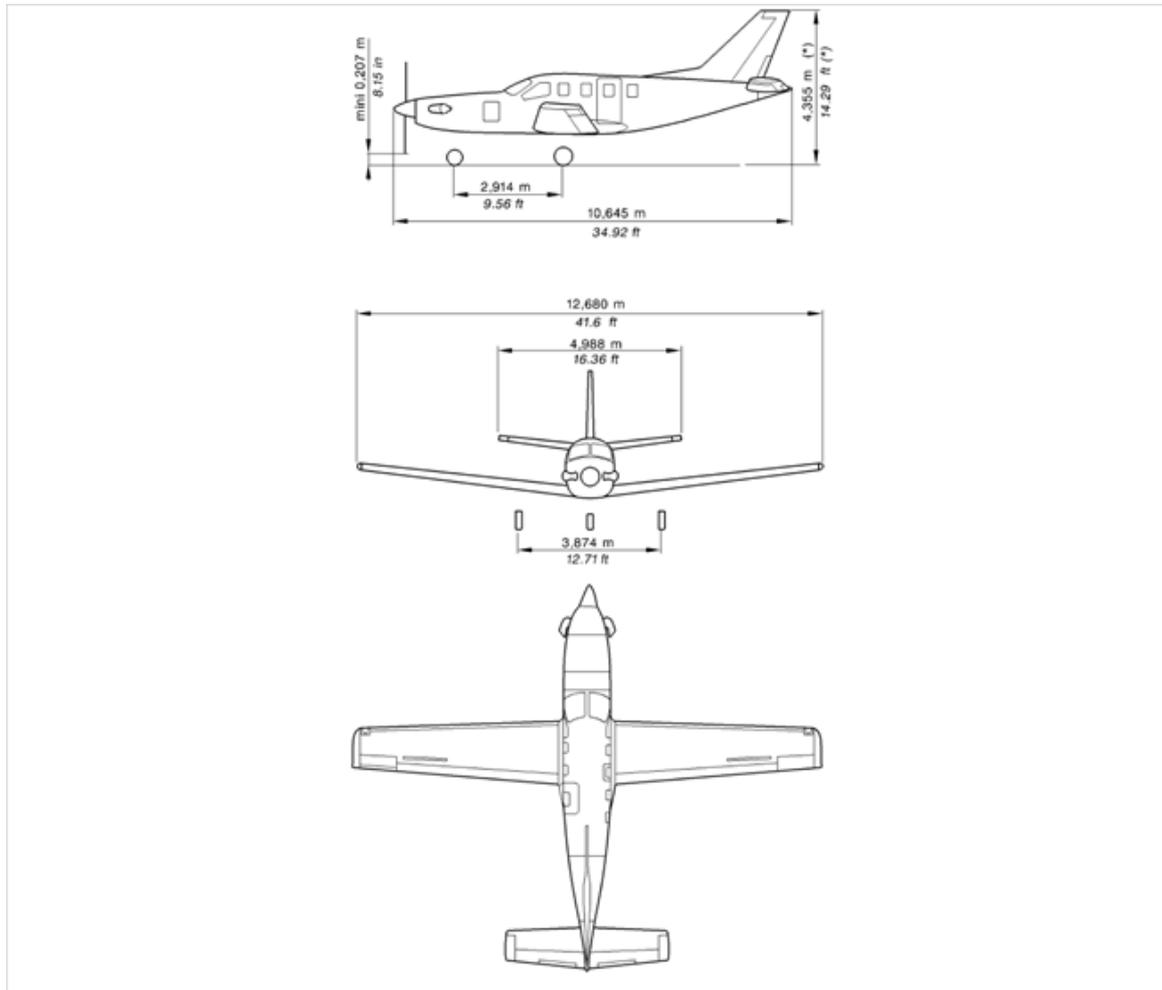
Figura 81 – Ficha Descritiva Pilatus PC12



Pilatus PC-12			
Nº de Lugares	10	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	53
Envergadura [m]	16.23	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	65
Comprimento [m]	14.4	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	76
Área Alar [m ²]	14.4	CLmax Flaps (Pouso)	2.650095297
Razão de Aspecto	18.29256	CLmax Flaps (Decolagem)	1.761921347
Peso Vazio [kg]	2466.667	CLmax s/ Flaps	1.288801539
Peso Máximo [kg]	4099.32	Motor	PT6A-67B
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	284.675	Potência [shp]	1200
Peso/Potência [kg/hp]	3.4161	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	267	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

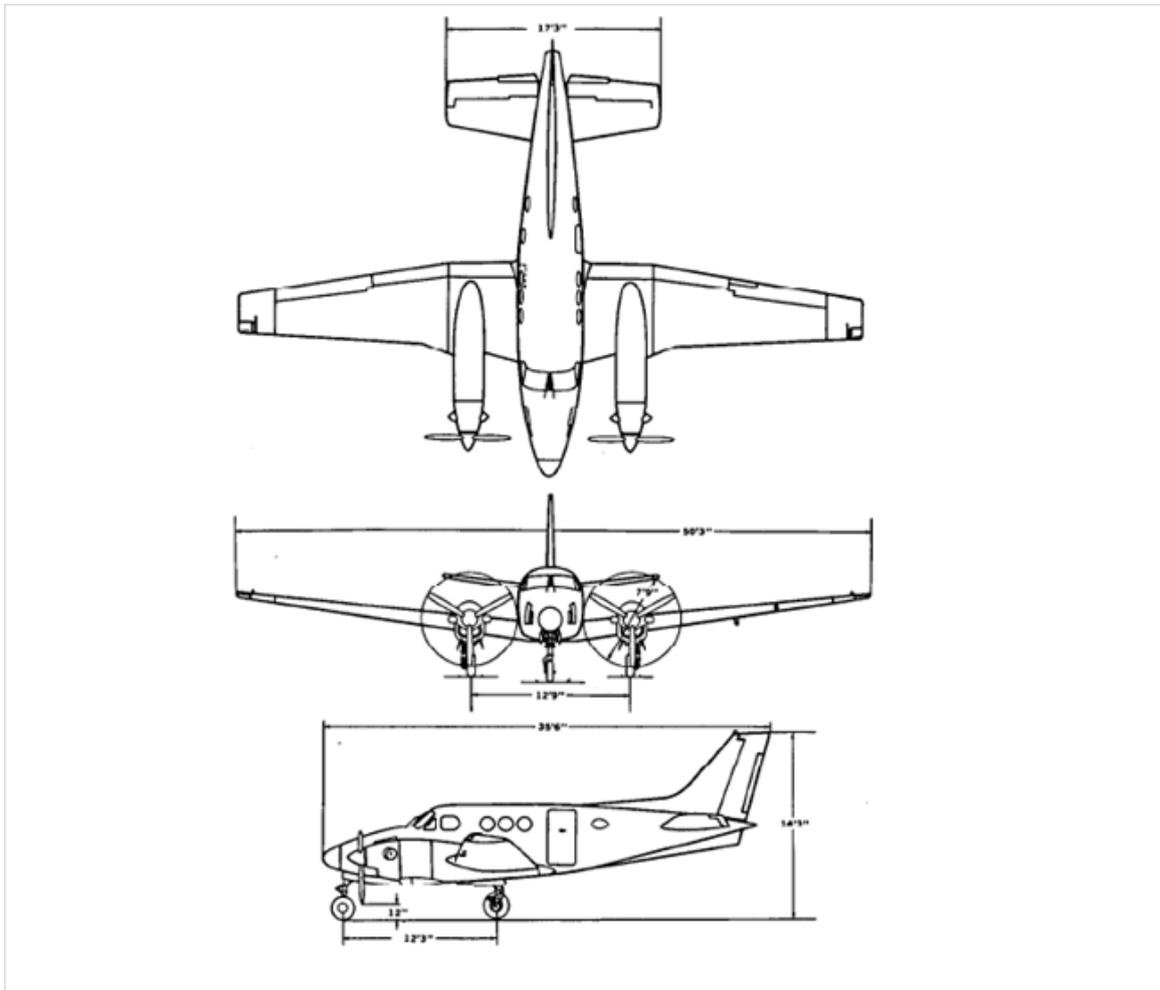
Figura 82 – Ficha Descritiva Socata TBM 700



TBM700			
Nº de Lugares	8	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	61
Envergadura [m]	12.68	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	72
Comprimento [m]	10.645	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	76
Área Alar [m ²]	18	CL _{max} Flaps (Pouso)	2.696203045
Razão de Aspecto	8.932356	CL _{max} Flaps (Decolagem)	1.935295434
Peso Vazio [kg]	1836.735	CL _{max} s/ Flaps	1.736941055
Peso Máximo [kg]	2983.673	Motor	PT6A-64
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	165.7596	Potência [shp]	700
Peso/Potência [kg/hp]	4.262391	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	298	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor

Figura 83 – Ficha Descritiva Beechcraft King Air C90



King Air C-90			
Nº de Lugares	8	Vel. Stall Flaps (Pouso) [KTAS]	70
Envergadura [m]	15.3162	V. Stall Flaps (Decolagem) [KTAS]	77
Comprimento [m]	10.8204	Vel. Stall s/ Flaps [KTAS]	84
Área Alar [m ²]	27.3042	CLmax Flaps (Pouso)	1.846266014
Razão de Aspecto	8.59157	CLmax Flaps (Decolagem)	1.525839681
Peso Vazio [kg]	2418.594	CLmax s/ Flaps	1.282129177
Peso Máximo [kg]	4376.417	Motor	2x PT6A-20
Carga Alar Máxima [kg/m ²]	160.2836	Potência [shp]	550
Peso/Potência [kg/hp]	3.978561	Trem de Pouso	Retrátil
Vel. Máx. Cruzeiro [KTAS]	245	Material de Construção	Alumínio

fonte: Autor