



UNISUL

UNIVERSIDADE DO SUL DE SANTA CATARINA

LEONARDO MELHADO

**CONTROLE DIRECIONAL EM BIMOTORES LEVES: PERFORMANCE
ESPERADA QUANDO EM OPERAÇÃO MONOMOTOR**

Palhoça

2020

LEONARDO MELHADO

**CONTROLE DIRECIONAL EM BIMOTORES LEVES: PERFORMANCE
ESPERADA QUANDO EM OPERAÇÃO MONOMOTOR**

Monografia apresentada ao Curso de graduação em Ciências Aeronáuticas, da Universidade do Sul de Santa Catarina, como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel.

Orientador: Prof. Angelo Damigo Tavares, MSc

Palhoça

2020

LEONARDO MELHADO

**CONTROLE DIRECIONAL EM BIMOTORES LEVES: PERFORMANCE
ESPERADA QUANDO EM OPERAÇÃO MONOMOTOR**

Esta monografia foi julgada adequada à obtenção do título de Bacharel em Ciências Aeronáuticas e aprovada em sua forma final pelo Curso de Ciências Aeronáuticas, da Universidade do Sul de Santa Catarina.

Palhoça, 23 de novembro de 2020.

Orientador: Prof. Angelo Damigo Tavares, MSc

Avaliador: Prof. Marcos Fernando Severo de Oliveira, Esp

AGRADECIMENTOS

Primeiramente agradeço a Deus pelo dom da vida e por me proporcionar a tão sonhada graduação. Agradeço aos meus pais que a todo instante me ajudaram e apoiaram nessa caminhada. Ao meu irmão que sempre me incentivou a fazer um curso superior. A minha namorada por todo auxílio, companheirismo e por compartilhar desse meu sonho. Agradecimento especial ao David Robson e ao Paul A. Craig pela doação de seus livros: *Multi-Engine Piston* e *Multiengine Flying*, que tanto enriqueceram esse trabalho. Ao Comandante David Branco Filho pelas diversas conversas sobre segurança em bimotores leves, o que me inspirou muito na escolha do tema. A meu professor orientador Angelo Damigo Tavares, pela dedicação e suporte na orientação do meu trabalho, e por todos os professores que me ajudaram na caminhada dessa graduação.

“É difícil dizer o que é impossível, pois o sonho de ontem, é a esperança de hoje e a realidade de amanhã”. (Goddard, 1904, *online*, tradução nossa)

RESUMO

Esta pesquisa teve como objetivo geral compreender os aspectos de controle direcional e performance esperados em bimotores leves, quando em operação monomotor, ou seja, após falha de um dos motores, e também fazer uma análise do índice de ocorrências fatais em bimotores leves. A pesquisa caracterizou-se como exploratória descritiva, utilizando procedimento bibliográfico e documental por meio de livros, manuais, sites, artigos, regulamentos, e dados do CENIPA e ANAC. A abordagem utilizada foi qualitativa e quantitativa. Para a análise dos dados foram extraídos dos gráficos os índices de acidentes em relação aos dados levantados e analisados conforme a fundamentação teórica. Sabe-se que esse modelo de aeronave possui características distintas de operação, se comparadas aos monomotores, esta abordagem se faz necessária para enfatizar ao piloto sobre os requisitos de homologação dessas aeronaves e compreender os fatores que afetam a perda de controle direcional e a performance em voo. Além de não ter sido encontrado na ANAC um manual específico para a padronização do curso de aeronaves bimotoras leves a pistão no Brasil. Ao finalizar este trabalho observou-se os problemas enfrentados devido a assimetria de potência, além da importância da VMCA para o controle direcional e da VYse para obter-se a melhor performance da aeronave quando em operação monomotor. Concluiu-se que há desconhecimento e não observância aos requisitos de homologação dos bimotores leves, sendo esse fator contribuinte para a ocorrência de incidentes e acidentes aeronáuticos, com alto índice de letalidade, na qual ocorreu perda de controle em voo após uma situação de assimetria de potência, em que o piloto tentou extrair uma performance para qual esse tipo de aeronave não é capaz de cumprir.

Palavras-chave: Bimotores. Assimetria de Potência. Performance. Controle Direcional. Falha de Motor. Acidentes Aeronáuticos.

ABSTRACT

This main goal of this research is to understand the aspects of directional control and performance expected in light twin-engines, when in single-engine operation, that is, after the failure of one of the engines, and also to make an analysis of the fatal occurrences index in light twin-engines. The research was characterized as exploratory descriptive, using bibliographic and documentary procedures by means of books, manuals, websites, articles, regulations, and data from CENIPA and ANAC.

A qualitative and quantitative approach was used. As for the analysis of the data, the accident rates in relation to the data collected were extracted out of the graphs and analyzed according to the theoretical foundation. It is known that this model of aircraft has distinct operating characteristics, when compared to single engines. This approach is necessary to emphasize to the pilot about the approval requirements of this aircraft and to understand the factors that affect the loss of directional control and the performance in flight. Furthermore, there is the fact that it was not found a specific manual at ANAC for the standardization of the course of light piston twin-engines in Brazil. At the end of this work, the problems faced due to power asymmetry were observed, in addition to the importance of VMCA for directional control and VYse to obtain the best performance of the aircraft when in single-engine operation. It was concluded that there is a lack of knowledge and non-compliance with the homologation requirements for light twin-engines. This is a contributing factor to the occurrence of aeronautical incidents and accidents, with a high lethality rate, in situations that present loss of control in flight after an asymmetric situation in which the pilot tried to extract a performance for which this type of aircraft is not able to comply.

Key Words: Twin-Engines. Power Asymmetry. Performance. Directional Control. Engine Failure. Aeronautical Accidents.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - <i>Cessna 337 Skymaster</i>	21
Figura 2 - PA-34 Sêneca I.....	22
Figura 3 - <i>Beech Baron 58</i>	23
Figura 4 - As forças em monomotores e bimotores.....	24
Figura 5 - Sustentação gerada pela asa	25
Figura 6 - Fluxo Induzido gerado sobre as asas.	25
Figura 7 - Efeito torque em bimotores convencionais	26
Figura 8 - Efeito <i>P-factor</i> em bimotores convencionais	27
Figura 9 - Efeito torque em bimotores contrarrotativos	27
Figura 10 - Efeito <i>P-factor</i> em bimotores contrarrotativos	28
Figura 11 - Antes da falha do motor e após a falha do motor	29
Figura 12 - Momento de Guinada.....	30
Figura 13 - Momento de Rolagem – Vista traseira	30
Figura 14 - Efeito Torque	31
Figura 15 - Efeito torque em bimotores convencionais	32
Figura 16 - Efeito torque em bimotores contrarrotativos	33
Figura 17 - Voo nivelado com motores operacionais	33
Figura 18 - Efeito <i>P-Factor</i>	34
Figura 19 - Efeito <i>P-Factor</i> em bimotores convencionais.....	35
Figura 20 - Efeito <i>P-Factor</i> em bimotores contrarrotativos	35
Figura 21 - Efeito <i>Slipstream</i> em bimotores convencionais.....	36
Figura 22 - Efeito <i>Slipstream</i> em bimotores convencionais com falha de motor	37
Figura 23 - Efeito escoamento helicoidal em aeronaves.....	37
Figura 24 - Efeito escoamento helicoidal em bimotores convencionais	38
Figura 25 - Efeito escoamento helicoidal em bimotores convencionais	39
Figura 26 - <i>Accelerate and stop distance e climb performance</i>	40
Figura 27 - Típico indicador de velocidade aerodinâmica de um bimotor.	41
Figura 28 - VXSE - Velocidade x Tração disponível x Tração requerida.....	42

Figura 29 - VYSE - Velocidade x Potência disponível x Potência requerida	43
Figura 30 - Perda de controle em voo	47
Figura 31 - Inclinação para o lado do motor bom, sem aplicação de pedal	48
Figura 32 - Pedal pra neutralizar a guinada, com as asas niveladas	49
Figura 33 - Leme de direção e leve inclinação para o lado do motor bom	50
Figura 34 - Somente rolagem, somente leme, leme e rolagem.....	51
Figura 35 - Efeito Torque	52
Figura 36 - <i>P-Factor</i>	52
Figura 37 - Potencia no motor bom	53
Figura 38 - Tração x altitude.....	54
Figura 39 - Arrasto gerado com a hélice em molinete ou embandeirada	54
Figura 40 - Gráfico de arrasto - hélice em molinete ou embandeirada.....	55
Figura 41 - Diferença de sustentação devido ao fluxo induzido	55
Figura 42 - Braço de momento do leme com relação a posição do CG	56
Figura 43 - Tração necessária e disponível x velocidade em voo nivelado.....	61
Figura 44 - Redução da Performance na subida Monomotor.....	61
Figura 45 - Exemplo de carta de gradiente de subida em condição monomotor	63
Figura 46 - Histórico de acidentes da aviação civil brasileira	64
Figura 47 - Tipos de operação no total de acidentes 2015 a 2019.....	65
Figura 48 - Principais tipos de ocorrências nos acidentes entre 2015 e 2019	66
Figura 49 - Histórico de acidentes com e sem fatalidades nos ultimos 5 anos	66
Figura 50 - Acidentes com fatalidades por tipo de operação 2015 a 2019.....	67
Figura 51 - Histórico de fatalidades na aviação civil brasileira	68
Figura 52 - Quantidade de aeronaves de acordo com o RAB	69
Figura 53 - Participação nos acidentes por tipo de aeronave de 2015 a 2019.....	69
Figura 54 - Ocorrências por classificação	70
Figura 55 - Ocorrências por tipo	71
Figura 56 - Ocorrências por fatores contribuintes	71
Figura 57 - Ocorrências por modelo de aeronave	72

Figura 58 - Ocorrências entre monomotores e bimotores	72
Figura 59 - Panorama dos acidentes com monomotores - últimos 10 anos.....	73
Figura 60 - Panorama dos acidentes com bimotores - últimos 10 anos.....	73

LISTA DE SIGLAS

AFM	Aircraft Flight Manual
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CG	Centro de Gravidade
FAA	Administração Federal de Aviação (<i>Federal Aviation Administration</i>)
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i>
POH	Pilot Operating Handbook
RAB	Registro Aeronáutico Brasileiro (ANAC)
SERIPA	Serviços Regionais de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
VMC	Velocidade Mínima de Controle
VMCA	Velocidade Mínima de Controle no ar
VS0	Velocidade de Estol na Configuração para Pouso.
VS1	Velocidade de Estol na Configuração Limpa
VSSE	Velocidade Mínima Intencional com Motor Crítico Inoperante
VXSE	Velocidade Melhor Ângulo de Subida Monomotor
YSE	Velocidade Melhor Razão de Subida Monomotor

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	13
1.1 PROBLEMA DA PESQUISA.....	15
1.2 OBJETIVOS	16
1.2.1 Objetivo Geral	16
1.2.2 Objetivos Específicos.....	16
1.3 JUSTIFICATIVA.....	16
1.4 METODOLOGIA	17
1.4.1 Natureza e Tipo da Pesquisa.....	17
1.4.2 Materiais e Métodos	18
1.4.3 Procedimentos de Coleta e Análise dos Dados	19
1.5 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO.....	19
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	20
2.1 TIPOS DE BIMOTORES LEVES	20
2.1.1 Motores em <i>tandem</i> em bimotores.....	21
2.1.2 Motores com hélices contrarrotativas em bimotores	22
2.1.3 Motores com hélices rotativas (<i>clockwise</i>) em bimotores.....	22
2.2 INTRODUÇÃO AO VOO EM BIMOTORES - AERODINÂMICA	23
2.2.1 Forças e momentos em voo normal.....	23
2.2.2 Aerodinâmica nos bimotores – Fluxo induzido e tendência de rolagem.....	25
2.3 FALHA DE MOTOR - ENTENDENDO A ASSIMETRIA.....	28
2.3.1 Forças e momentos em voo monomotor – Guinada e Rolagem	28
2.3.2 Qual é o motor crítico?	31
2.3.3 Falha de motor durante a decolagem.....	39
2.4 PRINCIPAIS VELOCIDADES NOS BIMOTORES	40
2.4.1 VXse – Best angle of climb single engine.....	41
2.4.2 VYse – Best rate of climb single engine	42
2.4.3 VSse – Safe, Intentional one-engine-inoperative speed.....	44
2.4.4 VMCA – Minimum control speed airborne	45
2.5 CONTROLE DIRECIONAL	46

2.5.1 Controle direcional após falha de motor – condição monomotor.....	46
2.5.2 Principais fatores que afetam o controle da aeronave	51
2.5.3 VMCA versus Controle versus Performance	57
2.6 HOMOLOGAÇÃO E PERFORMANCE	58
2.6.1 Requisitos para homologação de bimotores leves	58
2.6.2 Performance de decolagem e subida após falha de motor	60
2.7 SEGURANÇA EM BIMOTORES LEVES	64
2.7.1 Índice de Letalidade em Bimotores	64
3 CONCLUSÃO	75
REFERÊNCIAS.....	79
APÊNDICE A - VMCA X Controlabilidade X Performance.....	81

1 INTRODUÇÃO

Há pouco mais de cem anos, no Campo de Bagatelle em Paris na França, mais precisamente em 23 de outubro de 1906, Santos Dumont decolou por meios próprios seu avião 14-Bis, intitulado o mais pesado que o ar. Para que se chegasse a esse feito, muitos incidentes e acidentes ocorreram com diversos pilotos e ainda ocorrem, mesmo com a significativa melhora na investigação e prevenção desses eventos nos dias atuais.

Embora a atividade de prevenção de acidentes remonte aos próprios primórdios da aviação, o nascimento formal desta atividade, no Brasil, se deu em 1948, com a criação do Serviço de Investigação.

Mais tarde, com o novo regulamento da então Inspetoria Geral da Aeronáutica, nasce a sigla SIPAER, identificando o Serviço de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos, fazendo parte da sua estrutura organizacional. É criado, então, o primeiro Programa de Prevenção de Acidentes Aeronáuticos para a aviação brasileira.

Em 11 de outubro de 1965, através do decreto nº 57.055, a estrutura do SIPAER é alterada e a sigla passa a significar a atividade de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos, agora com novo regulamento (CESV, 2017, *online*).

A partir desse fato, a indústria aeronáutica não parou mais sua corrida para desenvolver novas e modernas aeronaves; principalmente durante o período das duas guerras mundiais obtiveram-se os maiores avanços no desenvolvimento de aeronaves e em tecnologias que são utilizados até os dias de hoje.

Foi durante esse crescimento e sentindo a necessidade de aeronaves mais seguras e com melhor performance, para sobrevoar maiores distancias sobre algumas áreas remotas e inóspitas, que se começou a fazer a utilização de aeronaves bimotoras a pistão, nas quais se enquadram os bimotores leves. A ideia era desenvolver aeronaves com maiores velocidades, alcance, capacidade de carga e passageiros, gradientes de subida e mais seguras do que os monomotores, não somente devido ao incremento de um motor, mas pelos sistemas redundantes dessa aeronave.

A aeronave bimotora tem vantagens distintas sobre as monomotoras em muitas áreas. A mais importante vantagem é a redundância. Basta que a aeronave tenha velocidade suficiente, dois motores podem ser um salva-

vidas. Por favor, entenda que há momentos em que aviões bimotores são duas vezes mais seguros, mas também há momentos em que aviões multimotores são duas vezes mais perigosos (CRAIG, 2003, p.xiv, tradução nossa).

Essa é uma questão que divide opiniões e que sempre esteve nas conversas entre pilotos em hangares e aeroclubes: afinal, dentre os modelos de aeronaves, qual a mais segura, os monomotores ou bimotores?

O argumento de que o bimotor é mais seguro por ter dois motores, ao invés de um, tem grande relevância, além de que dois motores elevam a capacidade de carga dos aviões, sem contar as redundâncias de sistemas.

A principal diferença entre pilotar um avião bimotor leve e um monomotor é saber como gerenciar o voo se um motor perder potência. O voo seguro com um motor inoperante requer uma compreensão da aerodinâmica básica envolvida, bem como proficiência em voo monomotor. (EUA, 2008, p.1, tradução nossa).

Se o piloto experimentar uma falha de motor em um monomotor, durante um voo à noite, sobre áreas remotas, oceânicas, sobre uma cadeia de montanhas ou a Amazônia, certamente se encontrará em piores condições, do que se estivesse voando um bimotor. Por outro lado durante uma corrida de decolagem, logo após rodar a aeronave, ainda na configuração de decolagem, o piloto for surpreendido por uma falha de motor em um bimotor, lidar com a assimetria de potência a baixa altura pode ser também um grande desafio com a segurança do voo para até mesmos os experientes pilotos.

Um famoso ditado de hangar citado por muitos pilotos experientes e novatos diz que “por ter dois motores, um Sêneca tem duas vezes mais chances de ter uma pane”, faz muito sentido.

Entretanto, ter dois motores algumas vezes é muito bom, algumas vezes é muito ruim. Como um piloto determina quando é bom e quando é ruim? Onde está a linha de fronteira que deve ser ultrapassada para fazer um avião bimotor mais seguro que um monomotor? A linha de fronteira é um valor denominado de VMCA. A velocidade mínima de controle aerodinâmico, VMCA é essa velocidade, o limite entre seguro e inseguro. (CRAIG, 2003, p.8, tradução nossa).

Pode ser um erro acreditar que um avião bimotor será sempre mais seguro e confiável que um avião monomotor, pois após a falha de um motor, a tração dos motores não está alinhada com o eixo longitudinal da aeronave como nos monomotores, gerando uma assimetria aerodinâmica. Tal assimetria de potência poderá resultar na perda de controle em voo, antes mesmo de se atingir a velocidade de estol¹, pelo fato de se ter atingido a velocidade mínima de controle no ar (VMCA). Essa nova velocidade - não encontrada nos monomotores - exige que o piloto esteja bem treinado e conheça os principais fatores de desempenho esperado para a aeronave, o que corresponde a ir muito além da rápida leitura dos respectivos manuais.

Dois motores produzem mais força e, com isso, podem elevar a capacidade de carga nos aviões. Salvo exceções, não estão instalados no mesmo eixo longitudinal. Por isso, na falha de um deles, é de se esperar uma assimetria na força de tração gerada pelo empuxo. E é nesse ponto que os aviões multimotores podem ser mais vulneráveis. A assimetria eventual precisa ser reequilibrada com a pronta ação do piloto, que deve fazer diminuir rapidamente o arrasto produzido pelo deslocamento lateral da aeronave. (BARROS, 2018, *online*)

Para fins de conceituação e delimitação da abordagem durante o trabalho, a expressão “bimotores leves a pistão” será simplificada pelo termo “bimotores”.

Os conceitos apresentados nessa pesquisa são genéricos, em caso de divergir de outras informações, devem-se seguir os constantes no manual da aeronave.

1.1 PROBLEMA DA PESQUISA

Quais os aspectos de controle direcional e performance esperados em bimotores leves, quando em operação monomotora?

¹ Velocidade de Estol - Velocidade de uma aeronave em voo estável em seu coeficiente máximo de sustentação.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo Geral

Compreender os aspectos de controle direcional e performance esperados em bimotores leves, quando em operação monomotor.

1.2.2 Objetivos Específicos

- a) Abordar aspectos inerentes à aerodinâmica envolvida nos bimotores leves, seus principais tipos e velocidades, assim como os problemas de assimetria aerodinâmica.
- b) Caracterizar as condições relativas ao controle e performance esperados nos bimotores leves durante a operação em condição monomotora.
- c) Conhecer os requisitos de homologação exigidos para essa classe de aeronave, especialmente sobre a performance após falha de motor na decolagem.
- d) Analisar a incidência de acidentes em voo de bimotores leves a pistão no Brasil, que culminaram em acidentes fatais, nos últimos cinco anos.

1.3 JUSTIFICATIVA

O Brasil acolhe a segunda maior frota de aeronaves do mundo - atrás apenas dos Estados Unidos – e possui uma extensa área territorial, sendo que alguns longínquos lugares apenas são acessíveis por via aérea, como a imponente Amazônia.

A motivação para o trabalho decorreu dos relatos de hangar acerca de acidentes em que a perda de controle em voo esteve relacionada à falha do motor, especialmente nas fases críticas de decolagem e de pouso, como os acidentes ocorridos com o King Air no município de Jundiaí em 2012 e um Baron 58 no município de São Paulo em 2020, ambos com destruição total das aeronaves e vítimas fatais.

Por fazer parte da aviação geral e de pequeno porte, especialmente a que opera as aeronaves bimotores com motores a pistão, seja pra instrução, recreação,

desporto, serviços especializados, privados entre outros, este autor resolveu compreender a aerodinâmica quando em voo assimétrico, onde se modificam o controle e performance, além de fazer uma análise do índice de ocorrências fatais nesse tema.

Sendo assim, por meio deste trabalho buscou-se contribuir com o conteúdo bibliográfico nacional disponível, mostrando as principais características de controle aerodinâmico e performance de bimotores leves, principalmente para os pilotos em transição do voo de monomotores para essas aeronaves, corroborando para a comunidade aeronáutica, especialmente para autoridade aeronáutica, pilotos, instrutores e aeroclubes.

A inquietação para este trabalho surgiu ainda pela carência de literatura específica principalmente em português, tanto de técnicas de pilotagem em bimotores leves, como da transição do voo monomotor para multimotores, alto índice de letalidade nessa classe de aeronaves, além de se perceber a necessidade de um manual específico para a padronização do treinamento em aeronave bimotora leve a pistão no Brasil.

1.4 METODOLOGIA

1.4.1 Natureza e Tipo da Pesquisa

Esta pesquisa caracterizou-se como exploratória e descritiva, pois buscou sintetizar as informações sobre o tema ao estudar, descrever, observar, analisar e relacionar alguns fenômenos e suas causas, servindo de base para formularem-se conclusões acerca do tema proposto.

Estas pesquisas têm como objetivo proporcionar maior familiaridade com o problema, com vistas a torná-lo mais explícito ou a constituir hipóteses. Pode-se dizer que estas pesquisas têm como objetivo principal o aprimoramento de ideias ou a descoberta de intuições. Seu planejamento é, portanto, bastante flexível, de modo que possibilite a consideração dos mais variados aspectos relativos ao fato estudado. Embora o planejamento da pesquisa exploratória seja bastante flexível, na maioria dos casos assume a forma de pesquisa bibliográfica ou de estudo de caso. As pesquisas descritivas têm como objetivo primordial a descrição das características de determinada população ou fenômeno ou, então, o estabelecimento de relações entre variáveis (GIL, 2002, p.41 e 42).

Quanto ao procedimento de coleta de dados, a base teórica se compõe de recursos bibliográficos e documentais, para um maior conhecimento do material relevante já publicado referente ao tema abordado.

A pesquisa documental assemelha-se muito à pesquisa bibliográfica. A diferença essencial entre ambas está na natureza das fontes/Enquanto a pesquisa bibliográfica se utiliza fundamentalmente das contribuições dos diversos autores sobre determinado assunto, a pesquisa documental vale-se de materiais que não recebem ainda um tratamento analítico, ou que ainda podem ser reelaborados de acordo com os objetos da pesquisa (GIL, 2002, p.45).

Por meio de abordagem qualitativa e quantitativa, permitiu-se compreender a complexidade e os detalhes das informações obtidas, além de quantificar, através da análise dos resultados, os números e índices que norteiam um dos objetivos da pesquisa.

“A partir desses métodos é possível obter os melhores resultados para a pesquisa proposta.” (GIL, 2002).

1.4.2 Materiais e Métodos

Os métodos de pesquisa foram bibliográficos e documentais.

Quanto às bibliografias, estudaram-se livros sobre bimotores e a transição para voos em aeronaves multimotores, periódicos e revistas sobre aviação, vídeos, informações de sites da internet de autores conhecidos e outras fontes confiáveis sobre temas correlacionados aos bimotores leves.

Dentre as fontes documentais, este autor debruçou-se sobre: manuais específicos, documentos e relatórios estatísticos de acidentes do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), documentos e relatórios da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

1.4.3 Procedimentos de Coleta e Análise dos Dados

A coleta de dados foi baseada em bibliografias como livros, sites e manuais específicos, documentos de legislação, dados estatísticos de acidentes, para verificação dos dados relevantes para essa monografia.

Para análise dos dados analisou-se o conteúdo teórico dos livros, sites, manuais, da legislação brasileira, os quais serão confrontados os resultados estatísticos colhidos junto ao CENIPA e ANAC.

1.5 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Este trabalho foi confeccionado segundo a seguinte estrutura:

No Capítulo 1 compuseram o corpo do estudo a introdução, o problema do estudo, o objetivo geral, os objetivos específicos, a justificativa e a metodologia.

O Capítulo 2 foi subdividido em sete tópicos. No primeiro tópico foram descritos os tipos de bimotores leves; no segundo tópico foram abordados os conceitos relativos a introdução ao voo em bimotores e aerodinâmica; no terceiro tópico foi entendida a assimetria de potência após falha de um dos motores; no quarto tópico foram descritas as principais velocidades aplicadas aos bimotores; no quinto tópico foram abordados conceitos sobre controle direcional e fatores que afetam o controle após falha de motor; no sexto tópico foram sintetizados os requisitos de homologação e performance exigidos e no sétimo e último tópico foi abordado sobre segurança em bimotores leves.

No Capítulo 3 apresentou-se a conclusão do trabalho, sintetizando as informações levantadas, de modo a analisar os pontos mais importantes.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 TIPOS DE BIMOTORES LEVES

Embora o termo bimotor leve não esteja formalmente definido na *Federal Aviation Administration* (FAA), essas aeronaves são classificadas como pequenos multimotores com peso máximo de decolagem certificado de até 6000 libras, aproximadamente 2721 quilogramas. Além de serem subdividas em duas classes de certificação com relação ao gradiente de subida na condição de um motor inoperativo: com velocidade de estol (VS_0) maior que 61kt e menor que 61kt (EUA, 1996).

A diferença básica entre operar uma aeronave bimotora e uma monomotora se verifica basicamente nas velocidades e altitudes de operação. Os bimotores são tipicamente aeronaves com maiores dimensões, com sistemas mais complexos, o que demanda conhecimento específico dos pilotos, além de compreender as condições relativas à operação principalmente com um motor inoperativo, onde a assimetria de potência torna-se um novo desafio para a controlabilidade.

A operação de bimotores com um motor inoperativo penaliza tanto o controle direcional quanto a performance. A potência remanescente apenas no motor bom, por não ser mais aplicada simetricamente, irá comprometer a controlabilidade, e essa redução de 50% de potência penalizará, portanto, a performance de subida em algo entre 80 a 90% ou mais. (THOMAS, 2009). Nesse sentido, a transição do voo dos monomotores para o voo em bimotores, demanda incremento de treinamento e proficiência para gerenciar o voo, especialmente nas fases críticas, como pouso e decolagem quando advir uma falha de motor.

Os fabricantes adotaram basicamente três tipos de configurações para equipar os motores nas aeronaves bimotoras. O padrão mais adotado foi dos motores montados sobre as asas, os quais podem ser rotativos (ambos os motores no mesmo sentido de rotação) ou contrarrotativos (um motor tem a rotação no sentido horário e o outro motor no sentido anti-horário), o que elimina o motor crítico². Por outro lado,

² Motor Critico - Motor cuja falha afeta mais adversamente o desempenho ou as características de manobrabilidade de uma aeronave.

produziram-se os motores em *tandem* (um motor montado no nariz e um na traseira da aeronave, ambos sobre o eixo longitudinal), cuja disposição elimina os efeitos de assimetria de potência.

2.1.1 Motores em *tandem* em bimotores

A fim de mitigar o problema de assimetria de tração com motores montados sobre as asas, a fabricante Cessna desenvolveu o Cessna 337 *Skymaster*, conforme Figura 1, com os dois motores montados na fuselagem, com o empuxo alinhado sobre o eixo longitudinal da aeronave. Assim, tem-se a construção de um motor montado no nariz da aeronave, da mesma forma que nos monomotores, com a adição de um motor na traseira, em *tandem*, o que permitia um comportamento de um monomotor, voando-se em um bimotor.

Figura 1 - Cessna 337 *Skymaster*



Fonte: Portal *airplane-pictures.net*, 2020

Esse tipo de configuração foi apelidada de “puxa-empurra”, na qual se verifica um grupo motopropulsor com uma hélice tratora e outra impulsora; sendo assim o torque de um motor acaba por compensar o do outro, eliminando-se a assimetria que ocorre nos bimotores convencionais. Tal padrão de alocação dos motores não teve continuidade e poucos exemplares foram produzidos. Após consulta no Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB), verificou-se o registro de apenas treze aeronaves e a maioria não se encontrava em condições de aeronavegabilidade.

2.1.2 Motores com hélices contrarrotativas em bimotores

Devido à necessidade de se eliminar o motor crítico nos aviões com motores montados sobre as asas, os fabricantes desenvolveram os motores com hélices contrarrotativas, as quais giram em sentido opostos, ou seja, enquanto a hélice do motor esquerdo gira no sentido horário, a do motor direito gira no sentido anti-horário, visto da posição do piloto. Esse modelo de aeronave está representado na Figura 2.

Figura 2 - PA-34 Sêneca I



Fonte: Portal airplane-pictures.net, 2020

Por meio dessa nova configuração de rotação das hélices, foi possível harmonizar os efeitos do torque nos dois motores, um compensando o outro, assim como o *P-factor*, o que eliminou o motor crítico em caso de falha de um dos motores nesse tipo de aeronave.

2.1.3 Motores com hélices rotativas (*clockwise*) em bimotores

Essas aeronaves com motores também montados sobre as asas, em que ambas as hélices giram no mesmo sentido de rotação (sentido horário quando observadas na posição do piloto dentro da cabine), foram nomeadas de bimotores convencionais. A Figura 3 representa esse modelo de aeronave.

Figura 3 - *Beech Baron 58*



Fonte: Portal *airplane-pictures.net*, 2020

Tal configuração de rotação do eixo do motor foi a mais adotada na indústria aeronáutica, porém desse conceito surge o motor crítico, na qual na maioria das vezes é o motor esquerdo.

O motor crítico é aquele cuja falha afetaria mais adversamente o desempenho do avião ou as qualidades de manuseio. Em aviões bimotores com ambos os motores girando no sentido horário convencional (visto da cabine), o motor esquerdo é o crítico. (EUA, 2016, p.1)

A pane no motor crítico, acarretaria a pior situação para que o piloto consiga manter o controle da aeronave e esse tipo de configuração apresenta os maiores problemas de controle, assimetria e de desempenho.

2.2 INTRODUÇÃO AO VOO EM BIMOTORES - AERODINÂMICA

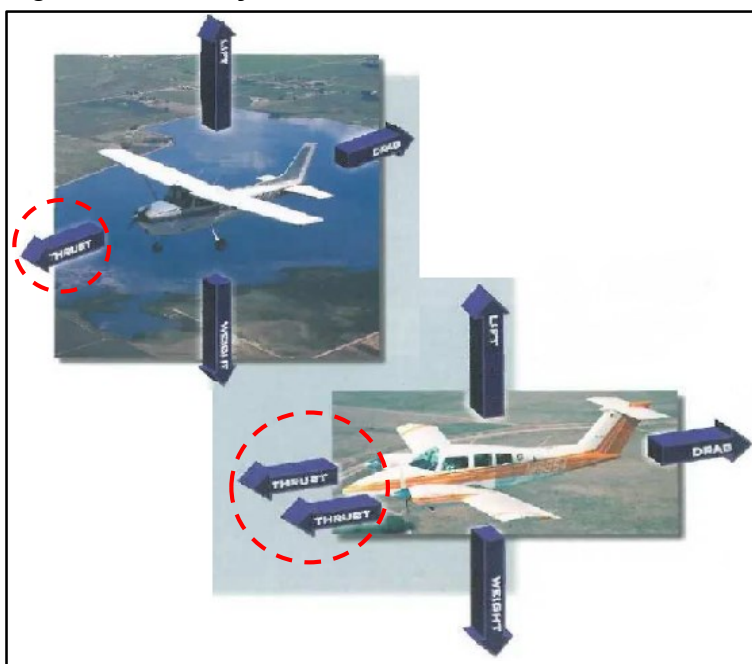
2.2.1 Forças e momentos em voo normal

A mesma teoria de voo que foi aprendida para se voar um monomotor, se aplica na transição ao voo em bimotores. As mesmas quatro forças que atuavam no voo de um monomotor - sustentação, arrasto, tração e peso - assim como os três eixos

de rotação da aeronave em torno do CG³ – eixo longitudinal, eixo lateral e eixo vertical -, o *P-factor*, torques, momentos, efeito de guinada, derrapagem, balanço, também são encontradas no voo bimotor, apenas com maior ou menor intensidade.

Em voo reto e nivelado, com velocidade constante e aeronave estabilizada, as forças e momentos aplicados sobre o avião se encontram balanceadas. A grande diferença surge devido à tração não estar mais alinhada no eixo longitudinal da aeronave como ocorre nos monomotores, mas passa a ser dividida em duas forças de tração, uma sobre cada asa do bimotor, devido à posição de instalação dos motores, conforme Figura 4.

Figura 4 - As forças em monomotores e bimotores.



Fonte: *Multi-Engine Manual*, Jeppesen, 1996

Justamente quando se altera a tração de um dos motores, decorrente de falha de um deles, passa-se a encontrar a assimetria de potência, que causa os momentos de guinada e rolagem a serem abordados mais adiante.

Não há significativos momentos de guinada e rolagem em um voo estabilizado, a menos que ocorra um desbalanceamento de combustível, ou

³ CG – Centro de Gravidade é o local em um corpo onde é aplicada a resultante das forças peso, como se toda a massa do corpo estivesse concentrada neste ponto.

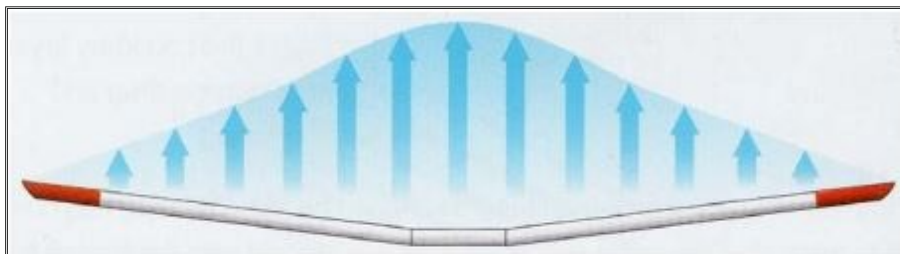
mínimas variações de potência entre os motores. Os bimotores leves possuem trimagem tanto de aileron como de leme de direção. (ROBSON, 2014, p.36)

2.2.2 Aerodinâmica nos bimotores – Fluxo induzido e tendência de rolagem

Uma vantagem dos motores montados sobre as asas se verifica em face à sustentação criada pelo fluxo de ar acelerado produzido pelas hélices. Esse fluxo induzido de ar também é encontrado nos monomotores, porém, devido à localização dos motores com relação às asas, não é um fator tão importante por não influenciar na sustentação (JEPPESEN, 1996, DVD).

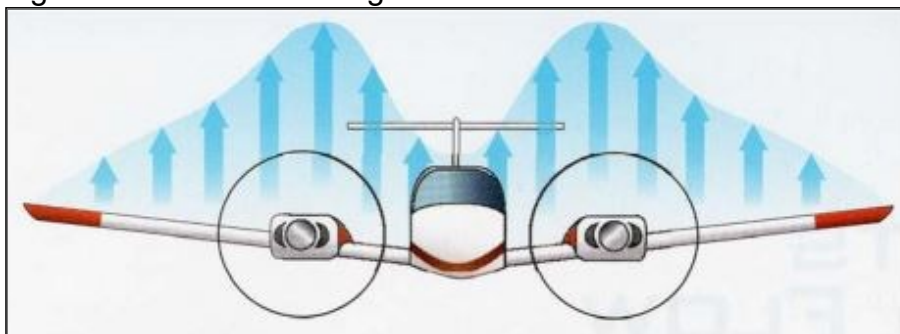
Nas figuras abaixo é possível verificar a criação do fluxo induzido sobre o avião. Na Figura 5, suprimem-se os motores e a fuselagem de forma a verificar apenas a sustentação gerada pela asa; na Figura 6 observa-se pelos vetores um incremento da sustentação devido o fluxo induzido criado pelas hélices dos motores instalados sobre as asas.

Figura 5 - Sustentação gerada pela asa



Fonte: *Multi-Engine Manual* – Jeppesen, 1996

Figura 6 - Fluxo Induzido gerado sobre as asas.



Fonte: *Multi-Engine Manual* – Jeppesen, 1996

O sentido de rotação das hélices do bimotor desempenha um importante papel nas forças que irão atuar na estabilidade direcional do avião. Nas primeiras

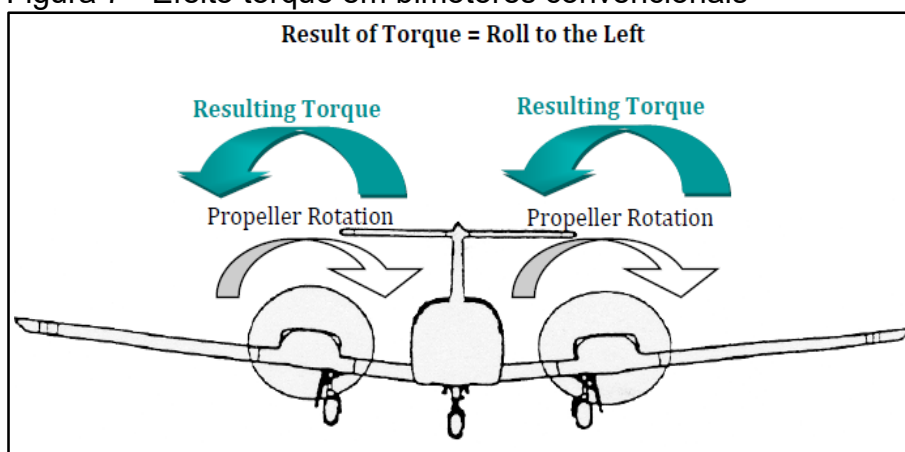
experiências de voo em um monomotor, o piloto já toma ciência dos efeitos do torque e *P-factor* e o que se deve fazer para compensá-los com o uso dos pedais. Essas tendências se tornam mais pronunciadas nos bimotores convencionais, em que ambos os motores possuem o mesmo sentido de rotação.

No projeto dos bimotores com motores contrarrotativos, esses efeitos negativos foram cancelados, pois a rotação no sentido horário de um motor anulam o torque e o *P-factor*, em face à rotação no sentido anti-horário do outro motor.

As tendências de rolagem que afetam os aviões monomotores (ou seja, torque e *P-factor*) também afetam os aviões bimotores. Uma vez que o avião bimotor tem dois motores, esses efeitos são aumentados. Aviões bimotores onde as hélices de cada motor giram nas mesmas direções são chamados de bimotores convencionais. Para combater as tendências de torque e *P-factor*, foram criados os aviões bimotores com hélices contrarrotativas, ou hélices que giram em direções opostas. Os efeitos do torque e do *P-factor* com hélices contra rotativas se cancelarão, resultando em menos leme de direção necessário para opor essas forças. (THOMAS, 2009, p.6, tradução nossa)

A Figura 7 demonstra o efeito do torque no bimotor convencional, na qual se observa como resultado um rolagem no sentido anti-horário, quando ambos os motores estão em funcionamento no sentido horário.

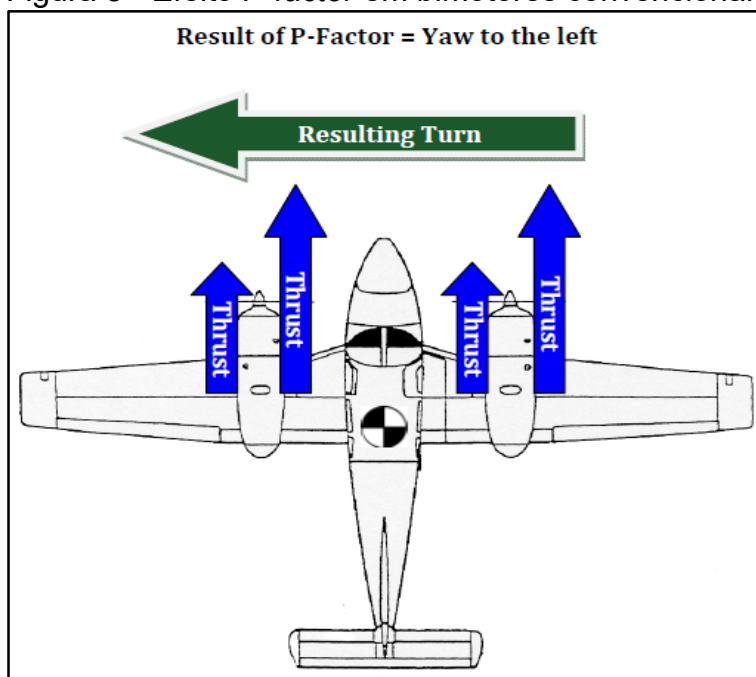
Figura 7 - Efeito torque em bimotores convencionais



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

A Figura 8 demonstra o efeito do *P-factor* do motor no bimotor convencional, que devido à assimetria de tração resulta em uma guinada para a esquerda, quando ambos os motores estão em funcionamento e no sentido horário.

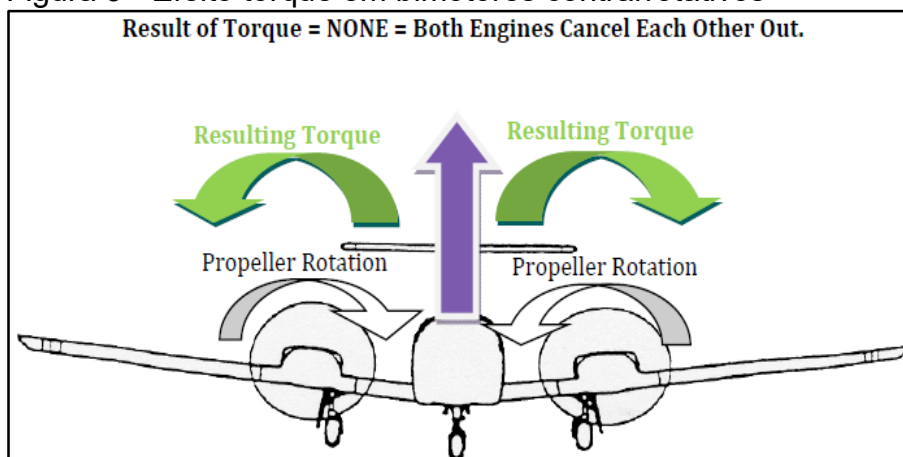
Figura 8 - Efeito *P-factor* em bimotores convencionais



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

A Figura 9 demonstra o efeito do torque do motor nos bimotores contrarrotativos, visto que um motor anula o efeito de rolagem do outro, quando ambos os motores estão em operação.

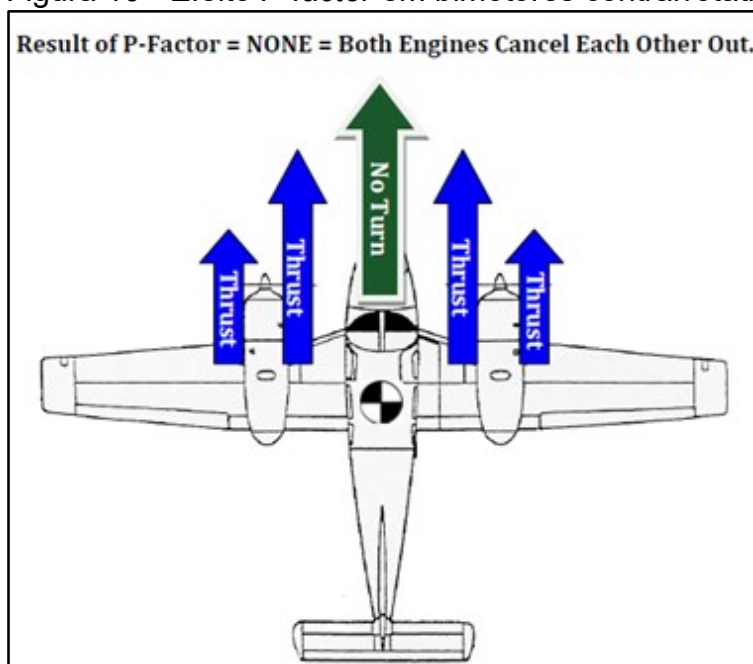
Figura 9 - Efeito torque em bimotores contrarrotativos



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

A Figura 10 demonstra o efeito do *P-factor* do motor nos bimotores contrarrotativos, visto que um motor anula o efeito de guinada do outro, quando ambos os motores estão em funcionamento.

Figura 10 - Efeito *P-factor* em bimotores contrarrotativos



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

De acordo com as figuras acima se torna notório que tanto o efeito torque, como o *P-factor* são mais relevantes nos bimotores convencionais do que nos bimotores com motores contrarrotativos.

2.3 FALHA DE MOTOR - ENTENDENDO A ASSIMETRIA

2.3.1 Forças e momentos em voo monomotor – Guinada e Rolagem

O que acontece quando um motor falha? Nos bimotores convencionais a potência dos motores é dividida em duas parcelas iguais e aplicada sobre as asas, fora do eixo longitudinal da aeronave. Na visão de Thomas (2009), quando ocorre uma falha de motor em voo, observa-se uma drástica redução da tração em um motor, com um incremento do arrasto no lado do motor inoperativo, criando dificuldades de controle e desempenho em face à assimetria de tração, tanto devido ao arrasto gerado em função do motor inoperativo, como pela tração remanescente no motor operacional.

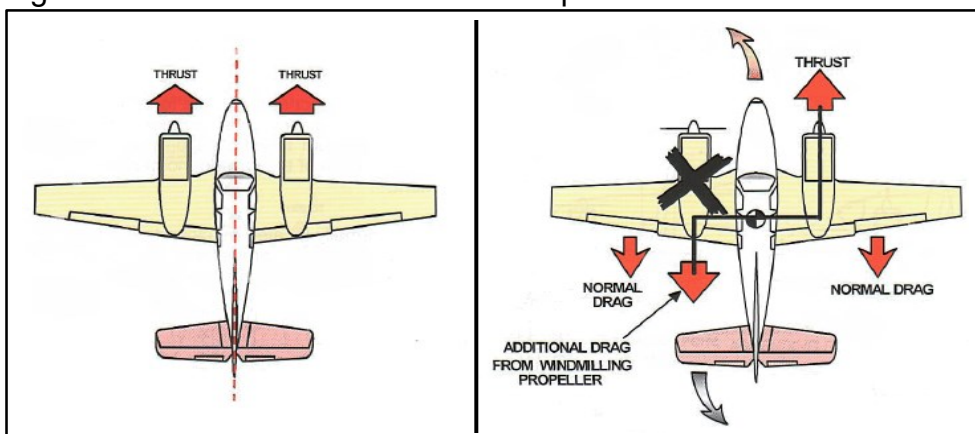
Quanto maior a distância do eixo longitudinal estiver instalado o motor, e quanto maior potência estiver desenvolvendo o motor operacional, maior o braço da

alavanca em torno do CG e mais profunda será a guinada em direção ao motor falhado.

Mas afinal, o que é esse efeito assimétrico? Nada mais nada menos, em resumo, que a tendência revelada pelos aviões bimotores (e polimotores também) de abandonar o voo reto nivelado sempre que não forem exatamente iguais as forças aplicadas, sob a forma de potência, de cada lado do seu eixo longitudinal. (BOTURRA, 1989, p.38).

A Figura 11 representa a simetria e a assimetria de tração após a falha do motor.

Figura 11 - Antes da falha do motor e após a falha do motor



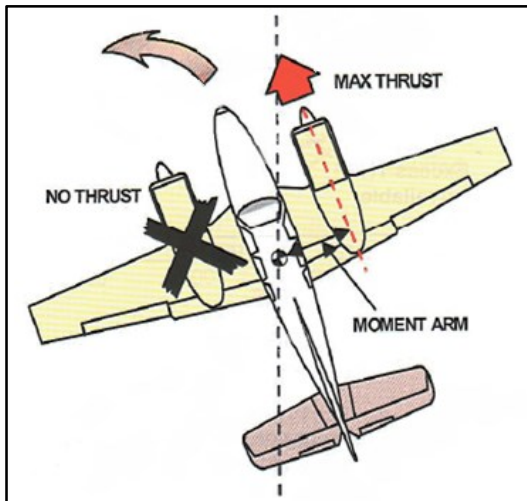
Fonte: *Principles of Flight* - Jeppesen, 2007

Essa assimetria na relação de arrasto total, tração total e sustentação resultam na desaceleração da aeronave, seguida de um momento de guinada e rolagem no sentido do motor falhado, ainda mais pronunciado em caso de perda do motor crítico em um bimotor convencional.

A diferença entre tração e arrasto causa um imediato momento de guinada em direção ao motor morto. A guinada causa uma imediata derrapagem, e a empenagem vertical e o leme lutam para manter a aeronave apontada para o fluxo do vento relativo. Em alta velocidade essa força estabilizadora é grande. Em baixa velocidade, ela é sobrecarregada pela guinada devido a assimetria de tração. (ROBSON, 2014, p.37).

A Guinada em torno do CG em direção ao motor inoperante resulta da condição do empuxo assimétrico dos motores, como se observa na Figura 12.

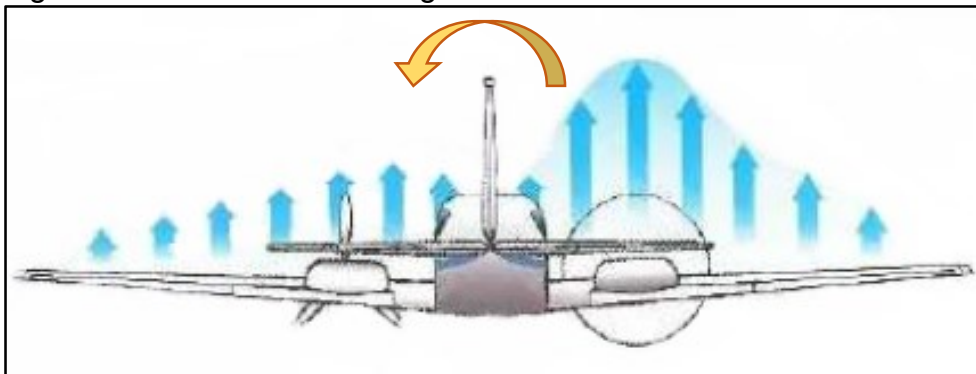
Figura 12 - Momento de Guinada



Fonte: *Principles of Flight* - Jeppesen, 2007

O momento de guinada demonstrado acima fará com que a asa do motor operativo se mova mais rapidamente pelo ar, se comparado com a asa do motor inoperativo. Esse fluxo induzido, ou seja, o fluxo de ar acelerado sobre a asa do motor operativo, e a redução do fluxo induzido sobre o motor inoperante, também causarão a elevação assimétrica das asas, resultando em um momento de rolagem ao redor do CG do avião em direção ao motor inoperante, conforme a Figura 13 (THOMAS, 2009).

Figura 13 - Momento de Rolagem – Vista traseira



Fonte: *Principles of Flight* - Jeppesen, 2007

Quando os motores estão operando no regime de alta potência e a aeronave voa com elevado ângulo de ataque, os efeitos da assimétrica se tornam mais pronunciados, especialmente se o motor inoperante for o motor crítico.

2.3.2 Qual é o motor crítico?

Embora os bimotores com motores contrarrotativos tenham sido desenvolvidos como método para eliminar o problema do motor crítico, a grande maioria dos bimotores em operação são convencionais, e se faz necessário conhecer os fatores que definem o motor crítico, pois a falha deste acarreta nas piores condições de controle e performance, fruto da assimetria de potência.

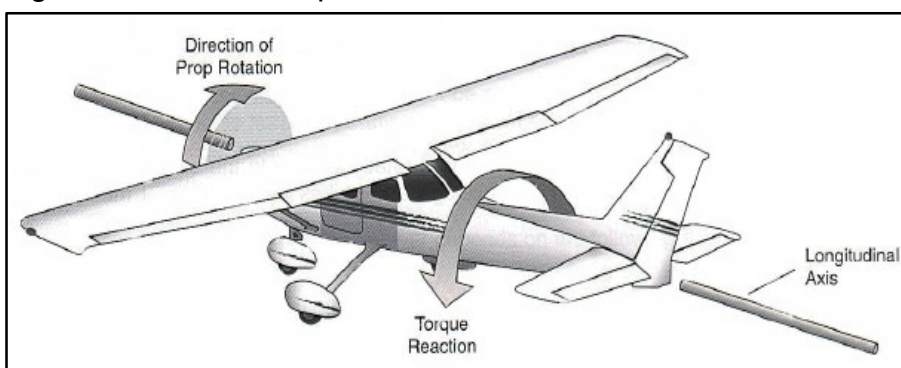
Conforme Thomas (2009), basicamente quatro fatores são responsáveis por determinar o motor crítico: torque, *P-factor*, fluxo acelerado (*slipstream*) e escoamento helicoidal (*spiraling slipstream*). Todos os efeitos a seguir foram analisados considerando o sentido de rotação na visão da cabine.

a) Torque - Relembrando teoria de voo, a terceira lei de Newton afirma que toda ação corresponde a uma reação de igual intensidade, mas que atua no sentido oposto, sendo a força o produto da interação entre os corpos, em que um corpo produz a força e o outro recebe a mesma.

Conforme o motor gira a hélice em uma direção, eles, por sua vez, tentam girar o avião na outra direção. Isso se deve à terceira lei de Newton, que afirma: "Para cada ação há uma reação igual e oposta." Essa força também atua quando um motor falha porque ainda há um segundo motor em operação. (THOMAS, 2009, p.13, tradução nossa).

Nos bimotores convencionais com a hélice girando no sentido horário, nota-se o torque sobre o avião a girá-lo ao contrário, no sentido anti-horário, conforme Figura 14.

Figura 14 - Efeito Torque



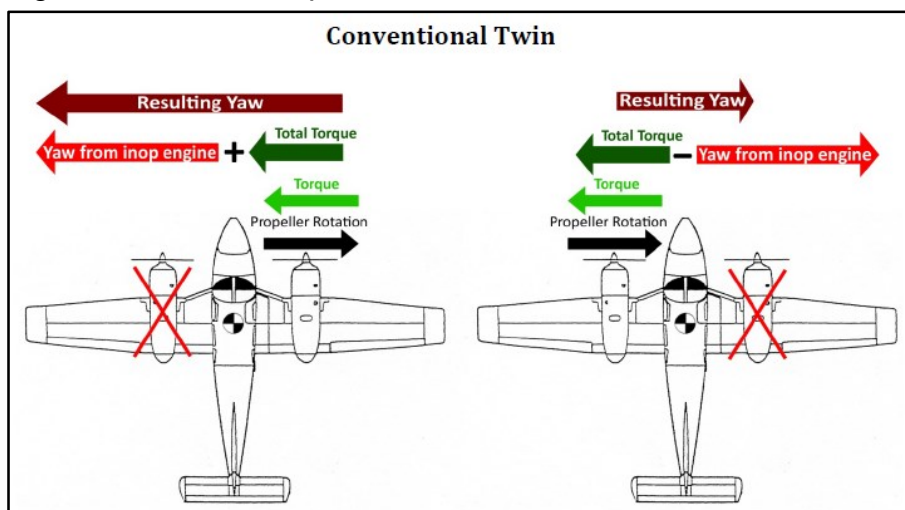
Fonte: *Principles of Flight* - Jeppesen, 2007

No solo, durante a corrida de decolagem nos monomotores, já é possível sentir o torque gerando maior peso sobre o trem de pouso esquerdo, cujo maior atrito resulta na tendência do avião guinar à esquerda, contrariada por meio do uso do pedal direito. Em voo, o resultado do torque é um rolamento na direção apostada da rotação da hélice, e essa tendência deverá ser contrariada com o uso dos controles de voo.

Na falha do motor esquerdo, o torque e o momento de guinada do empuxo do motor direito se somam, por estarem em mesmo sentido, gerando um momento de guinada e rolagem do avião para a esquerda.

Em caso de falha do motor direito, o torque e o momento de guinada do empuxo do motor esquerdo não se somam, por não estarem em mesmo sentido, resultando em menor momento de rolagem e guinada para a direita. Isso significa que nos bimotores convencionais o momento de guinada será maior caso o motor esquerdo falhar, o que torna o motor esquerdo o motor crítico, conforme os vetores simbolizados na Figura 15.

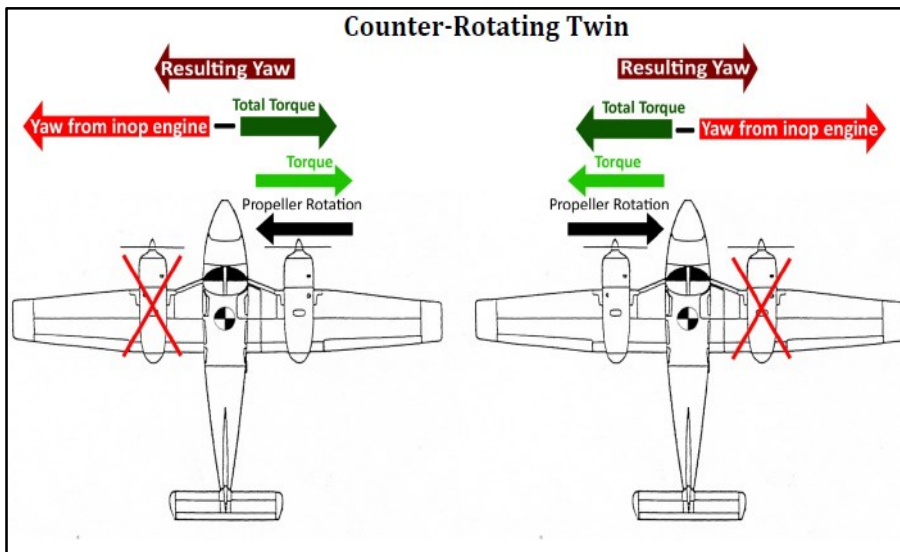
Figura 15 - Efeito torque em bimotores convencionais



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

Na Figura 16, estão representadas as forças de torque e guinada em bimotores contrarrotativos, no qual independente do motor inoperativo, o resultado obtido será de momentos de guinada e rolagem conforme os vetores representados.

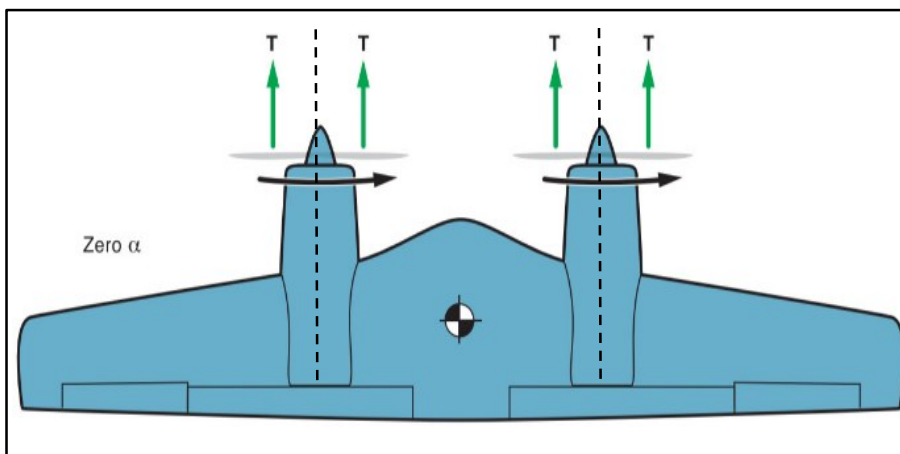
Figura 16 - Efeito torque em bimotores contrarrotativos



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

b) *P-Factor*- Enquanto a aeronave se encontra em voo reto e nivelado, com ambos os motores operacionais, tanto a pá em trajetória de descida quanto a pá em trajetória de subida cortam o ar no mesmo ângulo de ataque, tracionando a mesma quantidade de ar, ou seja, a linha de tração da hélice está centrada no eixo do motor, conforme os vetores simbolizados na Figura 17.

Figura 17 - Voo nivelado com motores operacionais

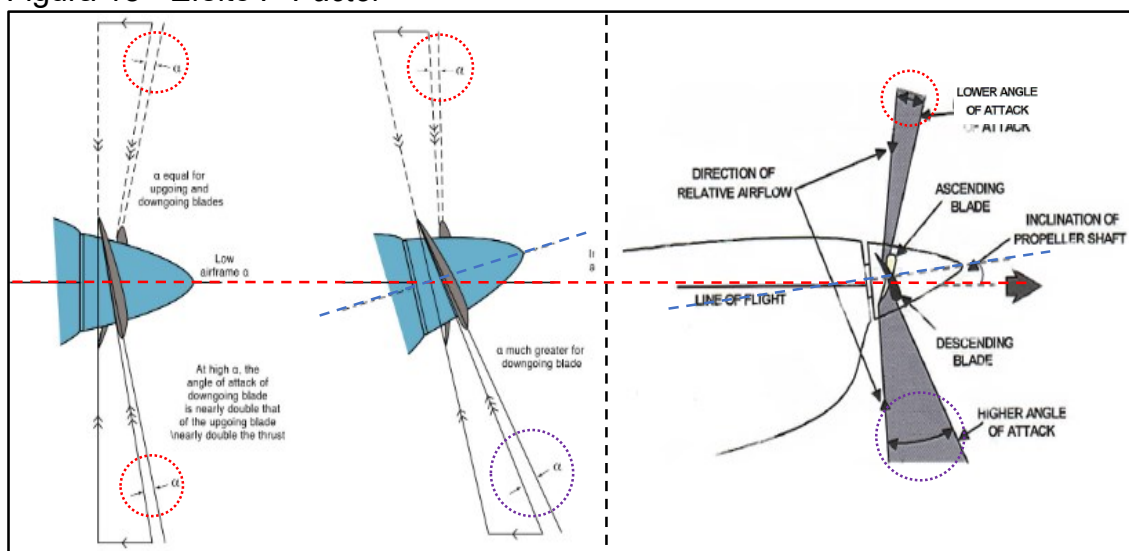


Fonte: Multi Engine Pilot, 2014

Não apenas, mas especialmente na corrida para decolagem, quando o piloto tira a aeronave do solo, ocorre um aumento no ângulo de ataque da hélice, operando ainda em baixa velocidade e com alta potência, o que proporciona uma

assimetria na tração sobre a rotação das pás da hélice. Isso faz com que no sentido horário de rotação, a pá que percorre a trajetória descendente encontre um ângulo de ataque maior com relação ao vento relativo que incide sobre a mesma, do que a pá que percorre a trajetória ascendente, conforme Figura 18.

Figura 18 - Efeito *P-Factor*

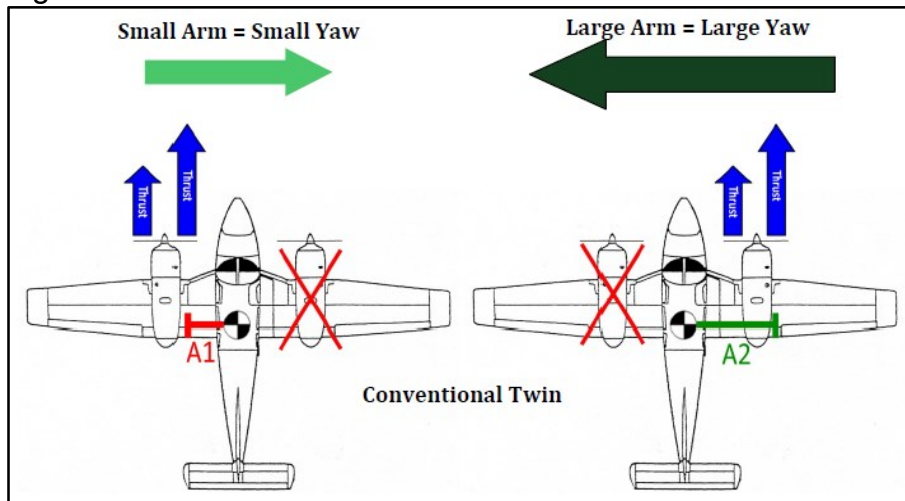


Fonte: *Multi Engine Pilot*, Jeppesen, 2014 / *Principles of Flight* - Jeppesen, 2007

“O *P-Factor* é o resultado da tração não similar da rotação das pás da hélice durante as condições de voo. As lâminas da hélice que se movem para baixo possuem um ângulo de ataque maior do que as lâminas que se movem para cima quando o fluxo do vento relativo que incide nas lâminas não está alinhado com a linha de tração”. (ONE-ENGINE, 2001, tradução nossa).

Nessas condições as hélices deixam de ter o eixo de tração alinhado com o eixo do motor e as hélices com sentido horário de rotação passam a ter o seu eixo de tração ligeiramente deslocado para a direita; como resultado a pá em decida gera maior sustentação que a pá em subida. Assim, o eixo de tração do motor direito terá um maior momento em relação ao eixo longitudinal da aeronave, ou seja, maior braço de alavanca com relação ao motor esquerdo, o qual terá um menor braço de alavanca por estar mais próximo à fuselagem, conforme as distancias A1 e A2 e os vetores da Figura 19.

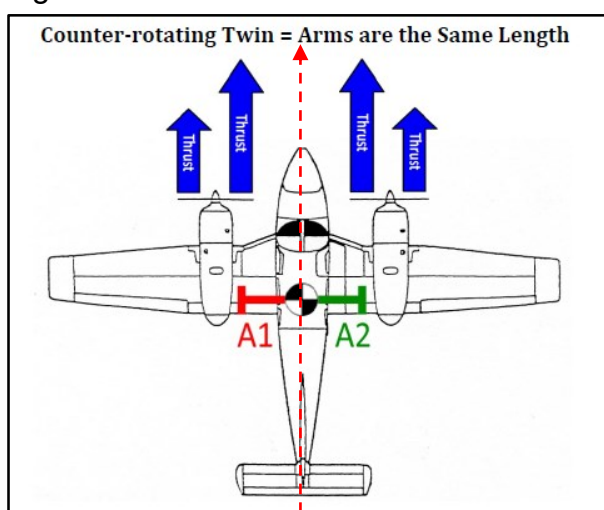
Figura 19 - Efeito *P-Factor* em bimotores convencionais



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

De acordo com Thomas (2009), com o efeito *P-Factor*, o avião apresentará um maior momento de guinada para a esquerda com a falha do motor esquerdo (o motor crítico) do que com a falha do motor direito. Entretanto, nos aviões bimotores com motores contrarrotativos, os braços de distância com relação à pá descendente e o *P-Factor* que geram maior tração possuem o mesmo comprimento, o mesmo braço de alavanca e distâncias A1 e A2 conforme Figura 20, o que resulta na mesma guinada, independente de qual motor falhar, eliminando o motor crítico conforme demonstram os vetores abaixo representados.

Figura 20 - Efeito *P-Factor* em bimotores contrarrotativos

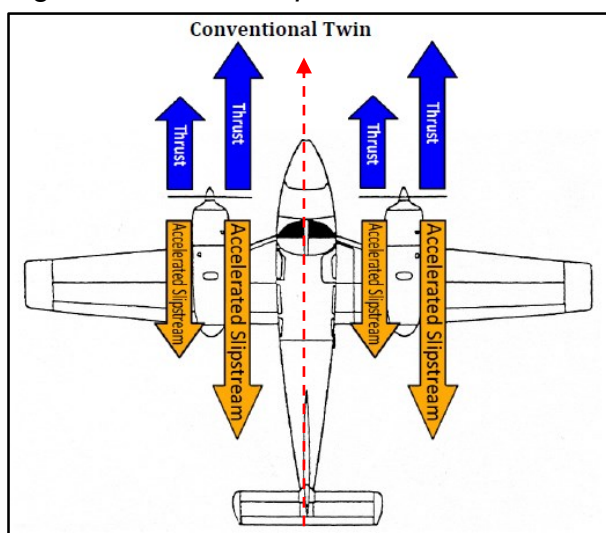


Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

c) Fluxo acelerado (*Slipstream*) – Nos bimotores, cujos motores são montados sobre as asas, as hélices acabam acelerando o fluxo de ar sobre as mesmas, criando uma sustentação adicional, chamado de fluxo induzido.

Durante certas condições de voo, como o efeito *P-Factor* resulta na tração não similar da rotação das pás da hélice, onde nos bimotores convencionais a pá descendente gera maior tração do que a pá ascendente (sentido horário de rotação), na qual esse mesmo lado da hélice com maior tração será também o lado a criar o maior fluxo de ar induzido atrás da hélice, conforme vetores da Figura 21, produzindo um efeito assimétrico, que também irá gerar momentos de rolagem e guinada.

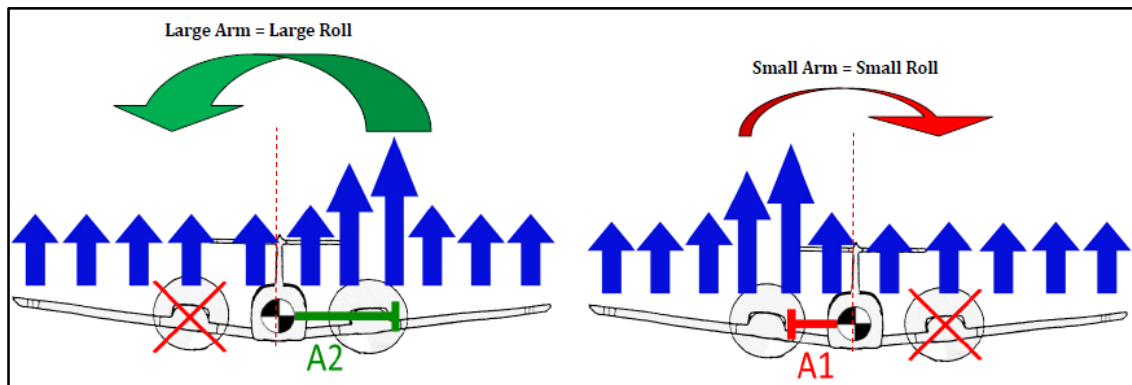
Figura 21 - Efeito *Slipstream* em bimotores convencionais



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

De acordo com Thomas (2009), quando um motor falha, o fluxo acelerado de ar do motor bom causa uma rolagem em direção ao motor inoperante; assim o *P-Factor* influencia o *slipstream*, em que o braço de alavanca do motor direito é maior do que o braço de alavanca do motor esquerdo, como pode ser observado com as distancias A1 e A2 da Figura 22. Isso significa que se o motor esquerdo falhar, o momento de rotação será maior para a esquerda (seta verde) do que se o motor direito falhar (seta vermelha). Portanto o motor esquerdo continua sendo o motor crítico.

Figura 22 - Efeito *Slipstream* em bimotores convencionais com falha de motor



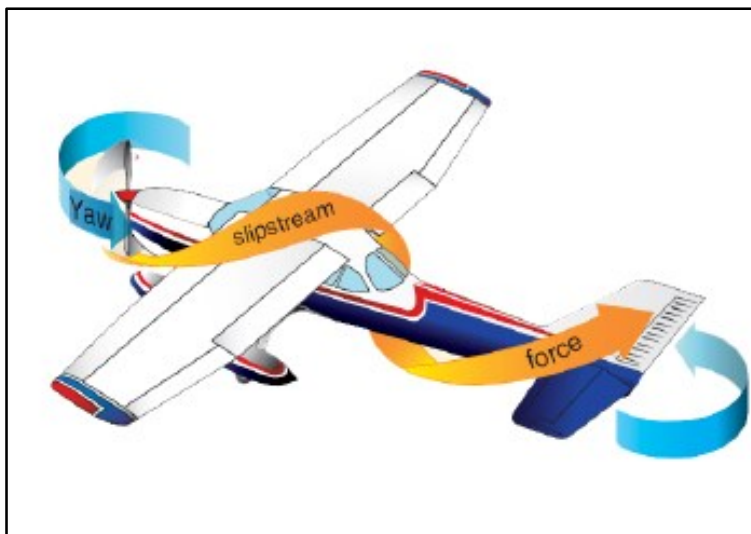
Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

d) Escoamento helicoidal (*spiraling slipstream*) – Como esse efeito na maioria das vezes é mínimo, alguns autores não o abordam, uma vez que é mais pronunciado nos monomotores.

Jeppesen (2007), afirma que, com a hélice desenvolvendo uma alta velocidade de rotação no sentido horário e com baixa velocidade de avanço - como acontece nas decolagens - cria-se um fluxo de ar acelerado e rotacional, que irá impactar e exercer uma força lateral na superfície esquerda do estabilizador vertical.

Exatamente quando este fluxo de ar acelerado e em espiral atinge a deriva vertical pelo lado esquerda, surge uma tendência de curva e guinada à esquerda em torno do eixo vertical do avião, conforme Figura 23.

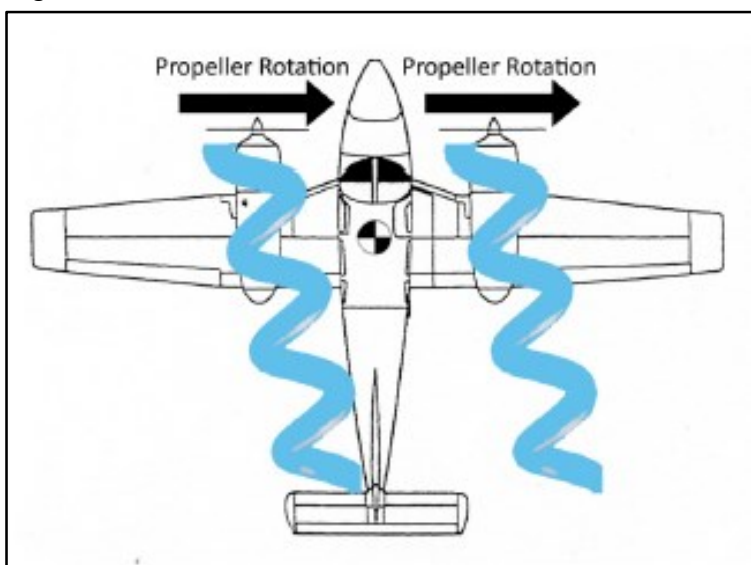
Figura 23 - Efeito escoamento helicoidal em aeronaves



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

Na medida em que aumenta a velocidade de avanço (velocidade aerodinâmica da aeronave), o comprimento dessa espiral se alonga, reduzindo a força no estabilizador vertical. O escoamento helicoidal gerado pela rotação da hélice se move para direita, no mesmo sentido de rotação da hélice. Na Figura 24 se verifica o deslocamento do escoamento helicoidal em um bimotor convencional com ambos os motores operativos.

Figura 24 - Efeito escoamento helicoidal em bimotores convencionais

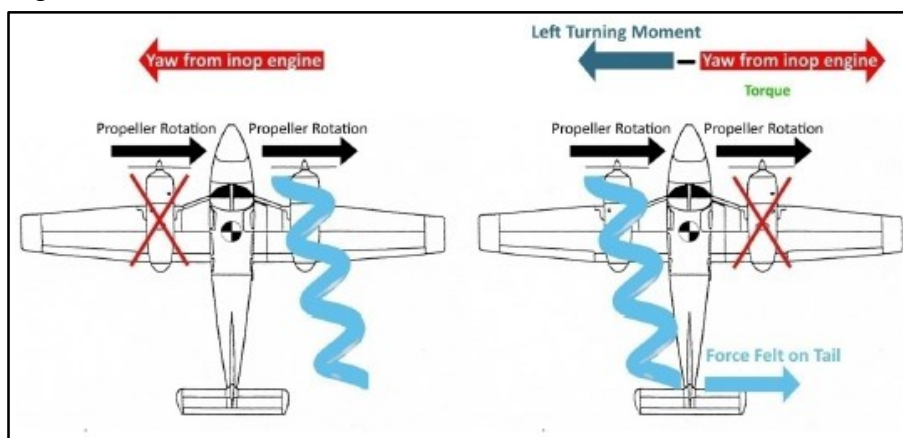


Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

De acordo com Thomas (2009) caso o motor esquerdo venha a falhar, o fluxo de ar em espiral não conseguira atingir a empenagem vertical, resultando em nenhuma força adicional de guinada. Entretanto, caso o motor direito venha a falhar, o fluxo de ar em espiral atingirá o lado esquerdo da cauda, causando uma guinada para a esquerda, exatamente na direção oposta da guinada para a direita causada pelo motor inoperante. Esta guinada causada pelo fluxo de ar em espiral ajudará a se opor à guinada do motor que falhou o que torna o motor esquerdo o crítico também.

A Figura 25 representa o escoamento helicoidal em bimotores convencionais, tanto em caso de falha do motor direito como em caso de falha do motor esquerdo.

Figura 25 - Efeito escoamento helicoidal em bimotores convencionais



Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009

Por meio dos vetores é possível identificar a maior resultante do momento de guinada (vetor vermelho) em caso de falha do motor esquerdo, o que o torna crítico, visto que em falha do motor direito o fluxo de ar do motor esquerdo sobre a empenagem vertical causará um momento de rolagem pra esquerda contrariando o momento de guinada a direita.

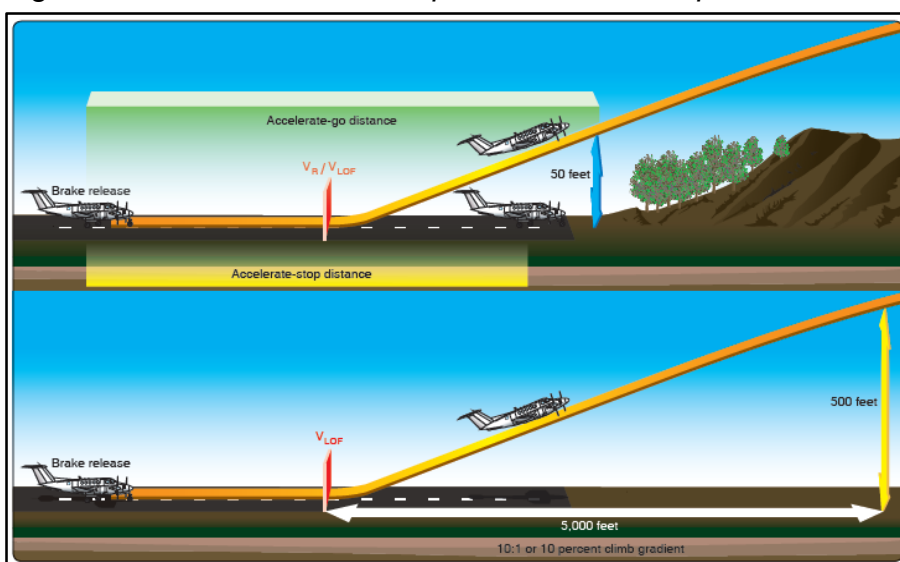
2.3.3 Falha de motor durante a decolagem

De acordo com EUA (2016), a decolagem em um avião bimotor deve ser muito bem planejada com riqueza de detalhes, para que, em caso de falha de motor, a ação apropriada do piloto seja prontamente tomada, o que exige do piloto familiarização com as capacidades e limitações de performance da sua aeronave. Isso resultará em tomada de decisão já prevista durante o planejamento de pré-vôo em caso de qualquer anormalidade.

No caso de falha do motor logo após a decolagem, a decisão é basicamente de continuar o voo ou pousar, mesmo fora do aeroporto. Se o desempenho de subida com um único motor for adequado para continuar o voo e o avião tiver sido configurado pronta e corretamente, a subida após a decolagem pode ser continuada. Se o desempenho de subida monomotor for tal que a subida seja improvável ou impossível, um pouso deve ser feito na área mais adequada. **Deve-se evitar acima de tudo tentar continuar o voo quando não estiver dentro da capacidade de desempenho do qual o avião possa fazê-lo.** (EUA, 2016, p.12-9, tradução nossa, grifo nosso).

Conforme aponta Jeppesen (1996, DVD) antes da decolagem dois cálculos específicos muito importantes do planejamento de voo de uma aeronave bimotora são necessários: a distância total requerida para acelerar até uma determinada velocidade, geralmente velocidade de rotação, experimentar uma falha de motor e trazer a aeronave para uma parada completa (*“Accelerate and stop distance”*) e a performance de subida esperada em operação monomotora, com trem de pouso recolhido (*Climb performance one engine operating gear up*), a Figura 26 ilustra essas distâncias.

Figura 26 - *Accelerate and stop distance e climb performance*



Fonte: *Airplane Flying Handbook*, 2016

Com esses dois cálculos específicos feitos no planejamento de voo antes da decolagem, o piloto consegue antecipar qual a performance esperada para aquelas condições específicas da aeronave e de clima caso ocorra uma falha de motor em situações críticas.

2.4 PRINCIPAIS VELOCIDADES NOS BIMOTORES

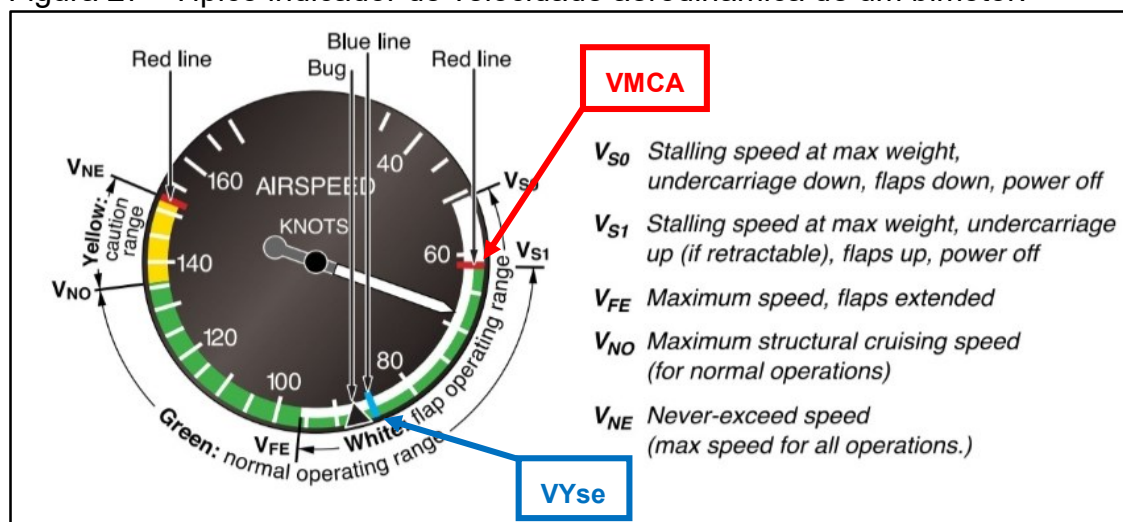
Antes de se abordar conceitos sobre controle direcional e performance, faz-se necessário pontuar as principais velocidades relacionadas quando em voo de bimotores, as quais não se encontram na operação dos monomotores. Especialmente

nas situações de um motor inoperante, essas velocidades além de garantir a melhor performance e controle do avião, oferecem segurança para a operação.

A velocidade é comprovada para ser não apenas para um melhor desempenho, mas também para segurança. Os pilotos de multimotores devem ter uma compreensão mais profunda de como as velocidades afetam o desempenho e o controle. Existem velocidades nas quais um piloto multimotor pode voar perfeitamente e ainda assim cair! (CRAIG, 2003, p.3, tradução nossa).

Observando a Figura 27, que apresenta um indicador de velocidade aerodinâmica típico de um bimotor, nota-se a semelhança com as representações encontradas nos monomotores, como a sinalização das velocidades de estol, velocidade máxima de flaps estendidos, velocidade máxima estrutural de cruzeiro e velocidade nunca exceder. Observando-se atentamente, porém, verificam-se duas novas indicações, uma linha radial vermelha (*red-line*) que representa a velocidade mínima de controle no ar (*VMCA - minimum control speed airborne*) e a famosa linha radial azul (*blue-line*) correspondendo a velocidade de melhor razão de subida (*VYse - best rate of climb single engine*).

Figura 27 - Típico indicador de velocidade aerodinâmica de um bimotor.



Fonte: Multi-Engine Piston, 2014

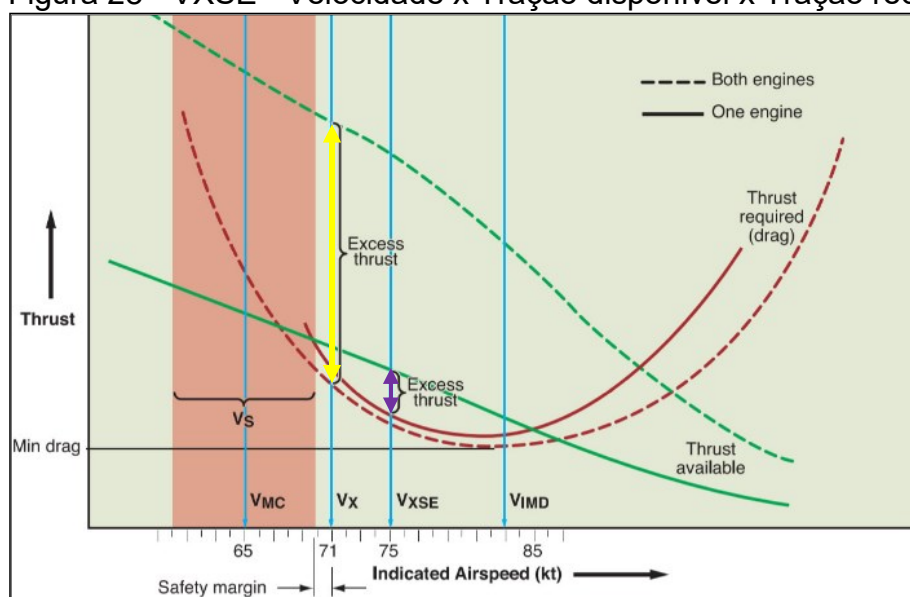
2.4.1 VXse – Best angle of climb single engine

A VXse é velocidade de melhor ângulo de subida com um motor inoperante. Tal velocidade permite ao piloto o maior ganho de altitude na menor distância

percorrida com relação ao solo, quando após a decolagem venha a perder potência em um dos motores. O piloto apenas deve manter V_{Xse} , a fim de superar obstáculos durante a reta de decolagem, então baixar o nariz da aeronave e aumentar para a velocidade de melhor razão de subida com um motor inoperante – V_{yse} . (CRAIG, 2003)

Na Figura 28, observa-se na seta amarela (maior seta) a maior diferença entre tração disponível e requerida, quando ambos os motores estão em operação; na seta roxa (menor seta) a maior diferença entre tração disponível e requerida, quando em operação monomotor. “Obtém-se o maior ângulo de subida na velocidade em que se atinge o maior excesso (sobra) de tração, exatamente onde no gráfico se define a V_{Xse} , quando em operação monomotor.” (CRAIG, 2003).

Figura 28 - V_{XSE} - Velocidade x Tração disponível x Tração requerida



Fonte: *Multi-Engine Pilot*, 2014

2.4.2 V_{Yse} – Best rate of climb single engine

A V_{Yse} é a velocidade de melhor razão de subida com um motor inoperante, marcada por uma linha radial azul no indicador de velocidade das aeronaves certificadas a partir de 1965 (a conhecida *blue-line*). Essa velocidade deve ser mantida se não houver necessidade de livrar obstáculos; caso haja obstáculos na reta de decolagem o piloto deverá manter a V_{Xse} até livrar os obstáculos, então aumentar a velocidade para V_{Yse} .

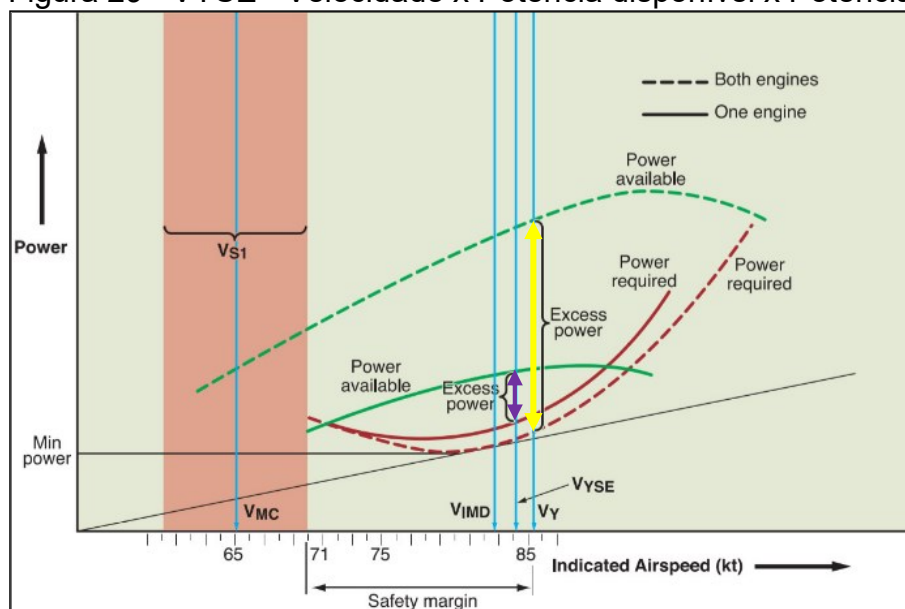
“A performance de subida monomotor é extremamente limitada nessas aeronaves como se verá mais adiante, por vezes poderá ser uma descida, entretanto manter a V_{Xse} ou V_{Yse} fornece o controle na aeronave.” (CRAIG, 2009, p.5, tradução nossa)

Na Figura 29 observa-se na seta amarela (maior seta) a maior diferença entre potência disponível e requerida, quando ambos os motores em operação; a seta roxa (menor seta) a maior diferença entre potência disponível e requerida, quando em operação monomotora.

“Para obter a máxima razão de subida, o avião deve voar na velocidade na qual haja a maior sobra de potência.” (HOMA, 1998, p.48).

Obtém-se a maior razão de subida na velocidade quando ocorre o maior excesso (sobra) de potência, ou seja, a maior diferença entre a curva de potência necessária e a curva de potência disponível, na qual o motor terá sobra disponível de potência para manter a subida, exatamente onde na Figura 29 se define a V_{Yse} , quando em operação monomotor.

Figura 29 - V_{YSE} - Velocidade x Potência disponível x Potência requerida



Fonte: *Multi-Engine Pilot*, 2014

De acordo com EUA (2008), para se obter o maior ganho de altitude por unidade de tempo o avião deverá voar na seguinte configuração:

- Hélice do motor inoperante na posição de arrasto mínimo (embandeirada);
- Potência máxima no motor restante (operacional);

- Trem de pouso retraído;
- Flaps de asa na posição mais favorável (melhor razão de sustentação / arrasto);
- *Cowl flaps* conforme necessário para resfriamento do motor;
- Avião voando sem derrapagem.

Após a decolagem, ganhe altitude o mais rápido possível. Ao sair do solo, o ganho de altitude é mais importante do que atingir o excesso de velocidade no ar. Altitude também dá ao piloto tempo para pensar e reagir se ocorrer uma falha do motor. VYse deve ser estabelecido e mantido até atingindo uma altitude de manobra segura do monomotor. Considerando o terreno e obstruções, isso é normalmente alcançado em um mínimo de 400-500 pés acima do terreno. (THOMAS, 2009, p.3, tradução nossa)

Jeppesen (1996, DVD) demonstra ainda a relação entre o teto absoluto e a VYse durante uma falha de motor, quando a razão de subida máxima é nula. Se a aeronave voar abaixo do teto absoluto, mantendo-se a VYse, será possível ainda obter um gradiente positivo de subida. Caso voe exatamente no teto absoluto, tal velocidade permitirá manter a aeronave nivelada. Se a aeronave estiver acima do teto absoluto, mantendo tal velocidade, ocorrerá necessariamente a descida (*Drift Down*), porém na menor razão de descida.

2.4.3 VSse – Safe, Intentional one-engine-inoperative speed

A VSse é a velocidade mínima recomendada para o piloto intencionalmente tornar inoperante o motor crítico; é a mais baixa velocidade que o fabricante recomenda para o treinamento com apenas um motor. Exigido pelo Título 14 *Code of Federal Regulations* (CFR) Parte 23 - Normas de Aeronavegabilidade, a ser estabelecido e publicado no manual da aeronave.

A velocidade monomotor segura (VSse) é a velocidade mínima na qual as falhas intencionais do motor devem ser realizadas. Esta velocidade é selecionada pelo fabricante para reduzir o potencial acidente por perda de controle devido a simular falhas de motor em velocidades no ar excessivamente lentas. Nenhuma falha intencional do motor em voo deve ser realizada abaixo de VSse. (EUA, 2008, p.4, tradução nossa)

2.4.4 VMCA – Minimum control speed airborne

A velocidade mínima de controle no ar (VMCA) é a mais importante velocidade relacionada aos bimotores, também conhecida em alguns países por VMC. Encontra-se marcada no indicador de velocidade por uma linha radial vermelha, chamada de *red-line*. "A velocidade mínima de controle no ar com o motor crítico inoperante é a menor velocidade em que é possível ainda manter o controle direcional da aeronave." (CRAIG, 2009)

De acordo com a *Federal Aviation Regulation FAR* - Parte 23, que trata da certificação de bimotores leves, a VMCA é a menor velocidade calibrada⁴ na qual, quando o motor crítico torna-se repentinamente inoperante, ainda é possível manter o controle do avião e a partir daí manter o voo reto na mesma velocidade com um ângulo de inclinação não superior a cinco graus. O método usado para simular a falha do motor deve representar o modo mais crítico de falha do motor esperado em voo, com relação à controlabilidade. A certificação ainda determina a VMCA sobre os seguintes critérios:

- Potência máxima de decolagem disponível;
- Hélice em molinete no passo de decolagem (ou embandeirada, se a aeronave estiver equipada com *auto-feather*);
- Centro de gravidade mais desfavorável (mais atrás);
- Peso máximo de decolagem (ou qualquer peso menor necessário para mostrar VMCA);
- Trem de pouso retraído;
- Flaps de asa e *cowl flaps* na posição de decolagem;
- Aeronave na trimagem⁵ para decolagem;
- Aeronave no ar fora do efeito solo.

⁴ Velocidade calibrada - Velocidade indicada de uma aeronave corrigida dos erros de posição e do instrumento.

⁵ Trimagem - significa que todas as forças e momentos agindo sobre a aeronave estão em equilíbrio

Qualquer alteração nos critérios acima estabelecidos resultará muitas das vezes em uma VMCA bem maior que o valor publicado no manual da aeronave e marcado na *red-line* do indicador de velocidade.

Se ocorrer uma falha de motor abaixo do VMCA enquanto o avião estiver no solo, a decolagem deve ser rejeitada. O controle direcional só pode ser mantido fechando imediatamente as duas manetes de potência e usando leme e freios conforme necessário. Se um motor falhar abaixo da VMCA enquanto no ar, o controle direcional não é possível com o motor restante produzindo potência de decolagem. Portanto, por razões de segurança, o avião nunca deve estar no ar durante a decolagem antes que a velocidade alcance e ultrapasse a VMCA. (THOMAS, 2009, p.3, tradução nossa).

A VMCA está relacionada apenas ao controle direcional da aeronave, não cabendo obrigações de performance, nas quais a aeronave tenha que demonstrar capacidade de manter um gradiente de subida nessa velocidade.

2.5 CONTROLE DIRECIONAL

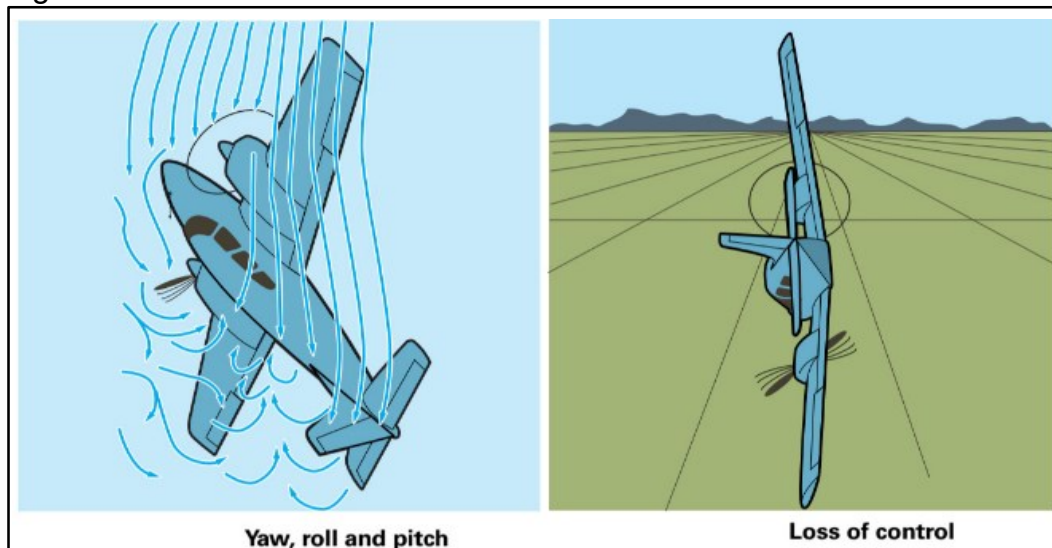
2.5.1 Controle direcional após falha de motor – condição monomotor

Os problemas na operação de um bimotor leve começam no momento em que ocorre a falha de um dos motores, principalmente se o for o motor crítico. Segundo Robson (2014), nesse momento a aeronave experimenta simultaneamente uma guinada e um rolamento em direção ao motor inoperante, seguido da desaceleração e tendência de descida, com forte arrasto devido o motor inoperativo e a redução da performance.

Entretanto, se durante esses momentos de guinada e rolagem, o piloto não os contrariar mantendo imediatamente o controle da aeronave por meio de uma velocidade segura acima da VMCA, haverá um aprofundamento dessa guinada, somado ao momento de rolagem, o que desenvolverá uma derrapagem e um aumento do arrasto. A aeronave rapidamente irá entrar em uma abrupta inclinação e espiral descendente para o lado do motor falhado, passando a desenvolver uma maior velocidade em face ao afundamento, entrando numa sequência incorreta e catastrófica de perda de controle, conforme a Figura 30.

“E este último estágio, quando a taxa de guinada se desenvolve e induz outros momentos de rolamento, que se pode levar à perda de controle.” (ROBSON, 2014, p.41, tradução nossa).

Figura 30 - Perda de controle em voo



Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

Já dizia uma antiga propaganda da Pirelli - "Potência não é nada sem controle", ou seja, na iminência da perda de um motor, antes de se preocupar com a performance, deve-se primeiro **retomar o controle da aeronave** (PIRELLI, online, grifo nosso).

Para manter o controle da aeronave, o primeiro e essencial passo é neutralizar a guinada. Não há outro meio senão o uso dos pedais para resolver esse problema, entretanto abaixo de determinada velocidade o controle do leme direcional se torna ineficiente.

Obviamente você não quer que a aeronave entre em estol. Mas qual outra função serve a velocidade aerodinâmica na situação de falha de motor? A resposta é simples, essa velocidade permite a autoridade dos pedais do leme para neutralizar a tendência de guinada e rolagem da aeronave. Abaixo de certa velocidade você não consegue criar força suficiente como o leme para evitar da aeronave continuar indo em direção do motor inoperativo. Essa velocidade mencionada como VMCA, velocidade mínima de controle. (Multi Engine Jeppesen, 2005, p.3-22 tradução nossa).

De acordo com Robson (2014), em algumas aeronaves o momento de rolagem e derrapagem, após a falha do motor torna-se mais perceptível que o

momento de guinada. Com a intenção de parar essa pronunciada rolagem, muitos pilotos acabam aplicando aileron antes da aplicação do leme, com a intenção de neutralizar a guinada, porém essa técnica tem retirado a vida de muitos pilotos experientes.

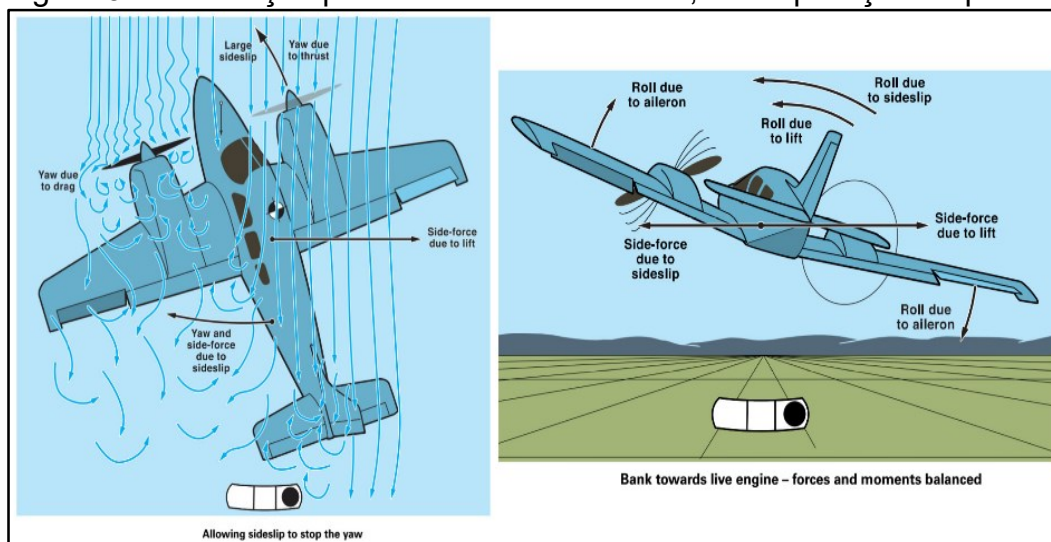
Quando se aplica apenas aileron para o lado contrário do motor inoperativo, na tentativa de controlar esse momento de rolagem, o aileron que deflete para cima está do mesmo lado do motor operativo, e o aileron que deflete para baixo está exatamente do lado do motor falhado, o que acarreta uma nova parcela de arrasto a ser somada com arrasto gerado do motor inoperativo. Na busca do controle da aeronave e um mínimo de performance de subida, esse arrasto adicional pode ser fatal.

A literatura informa basicamente três métodos de retomar o controle da aeronave:

- **Opção 1 - Inclinação para o lado do motor bom, sem aplicação de pedal.**

Como visto acima essa técnica não é viável, por ser muito perigosa e comprometer a performance. A deflexão do aileron causa uma perda de sustentação, devido ao arrasto causado pelo aileron pra baixo justamente na asa do motor falhado. Ocorre um grande aumento do arrasto, resultando num grande ângulo de derrapagem para o lado do motor operacional, o que encobre o fluxo de ar na área da asa do motor inoperativo, comprometendo ainda mais a sustentação conforme a Figura 31.

Figura 31 - Inclinação para o lado do motor bom, sem aplicação de pedal



Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

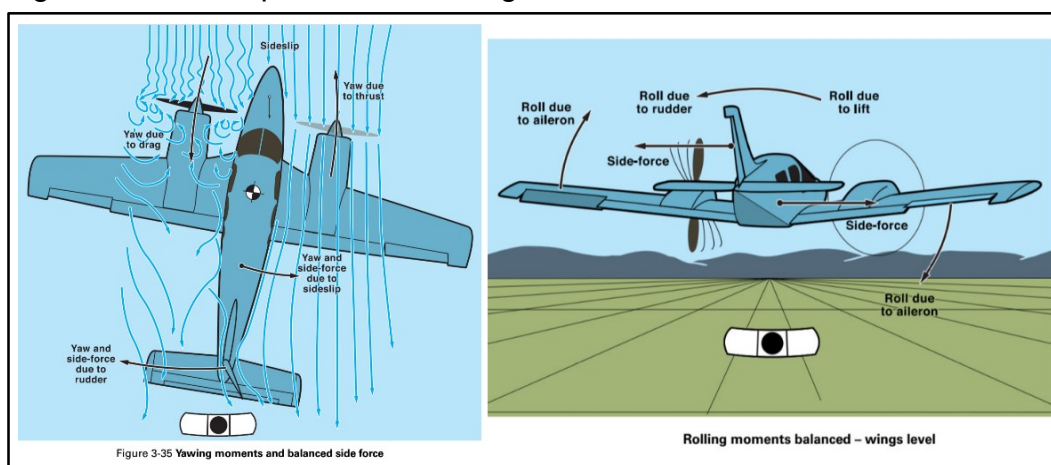
- **Opção 2 - Pedal para neutralizar a guinada, com as asas niveladas.**

Essa técnica é conhecida como método das asas niveladas, onde se aplica leme de direção para interromper a guinada enquanto se mantém as asas niveladas.

Esse método funciona, porém não é o mais eficaz visto que não se faz o melhor uso dos controles, uma vez que o leme está sendo aplicado contra a estabilidade direcional. A grande vantagem se dá devido a facilidade de se voar com as asas niveladas e a bolinha⁶ de derrapagem centrada, conforme Figura 32.

Existe um arrasto extra devido a derrapagem e por isso uma redução na performance. Essa técnica pode ser usada para controle em cruzeiro, mas ela não oferece a melhor performance para situações críticas quando ocorre uma falha de motor após a decolagem. Este método é um compromisso entre orientação e performance. Em uma curva ou em condições de voo por instrumentos e durante aproximações especialmente em condições de vento cruzado, ter a bolinha centrada no inclinômetro ou as asas niveladas, prove uma útil referência e por essa razão muitos instrutores recomendam o método de asas niveladas para todas as situações, exceto na falha de motor na decolagem. (ROBSON, 2014, p.45 e 46, tradução nossa).

Figura 32 - Pedal pra neutralizar a guinada, com as asas niveladas



Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

“Até meados de 1980 acreditava que esse era o melhor método utilizado para zero derrapagem, onde se mantinham as asas niveladas e a bolinha centrada no inclinômetro”. (JEPPESEN, 2005, p.03-28, tradução nossa).

⁶ A bolinha do inclinômetro é a responsável por sabermos se a curva está sendo coordenada ou se estamos derrapando (muito pedal) ou deslizando para dentro da curva (pouco pedal).

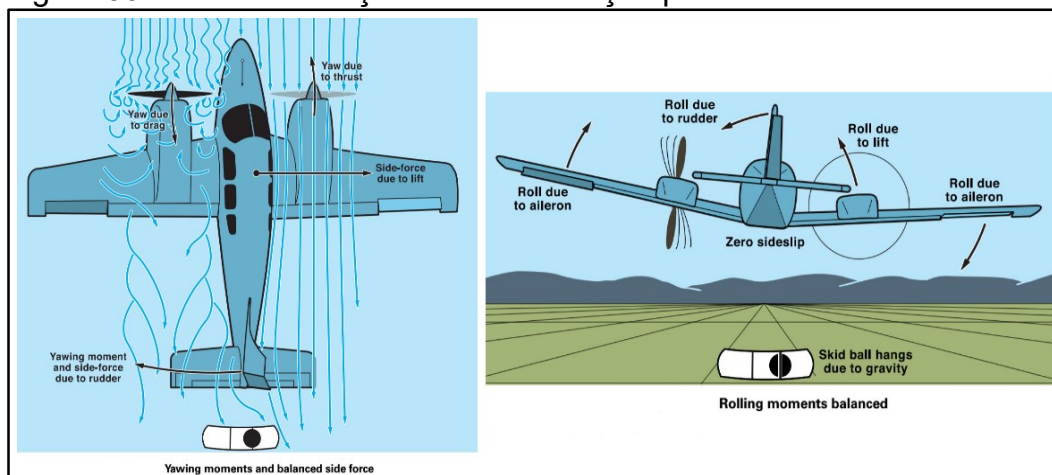
Abaixo veremos a técnica que garante a menor derrapagem, resultando na melhor performance.

- **Opção 3 - Pedal para neutralizar a guinada com leve inclinação para o lado do motor bom.**

Chamado de ângulo de inclinação, esse método foi o mais eficiente encontrado para controlar a aeronave e aumento da performance quando em caso de assimetria de potência.

Essa técnica utiliza leme para neutralizar a guinada, e se efetuar leve rolamento da asa, em sentido do motor operativo, entre 3° a 5°, não mais que 5°, de acordo com o manual de cada aeronave. Assim, faz-se o uso harmônico do leme e aileron, além de maximizar a performance, minimizando o arrasto, por manter a derrapagem em zero ou bem próxima disso, conforme Figura 33.

Figura 33 - Leme de direção e leve inclinação para o lado do motor bom

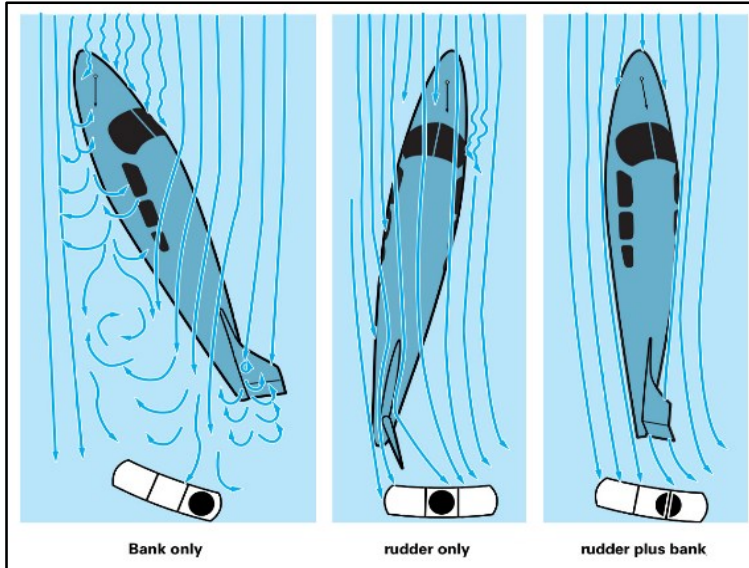


Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

Nota-se que de acordo com ROBSON (2014), quando a aeronave está entre 3° a 5° de rolamento em direção ao motor operativo, a bolinha no inclinômetro fica ligeiramente deslocada em sentido do motor operativo, pode isso se tornar uma imprecisa referência especialmente em condições de voo por instrumento ou em turbulência. Se alguma vez o piloto ficar em dúvida sobre a coordenação da aeronave, deve-se nivelar novamente as asas com uso do aileron, centralizar a bolinha do inclinômetro com o leme, e então reaplicar o rolamento em direção ao motor operacional, restaurando a melhor performance de subida.

A Figura 34 sintetiza na sequência os três métodos utilizados após falha de um dos motores. Nota-se na terceira figura que o fluxo de ar não está turbilhonado, gerando o menor arrasto.

Figura 34 - Somente rolagem, somente leme, leme e rolagem



Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

Somente um treinamento sólido e aderindo aos procedimentos e técnicas previstas nos manuais de cada aeronave poderá manter-se o avião voando sob controle em caso de falha de um dos motores, extraindo-se o melhor desempenho possível para uma operação segura.

2.5.2 Principais fatores que afetam o controle da aeronave

Todos os fatores que possam afetar os controles de voo, gerando momentos de guinada e rolagem, são fatores que afetam a controlabilidade.

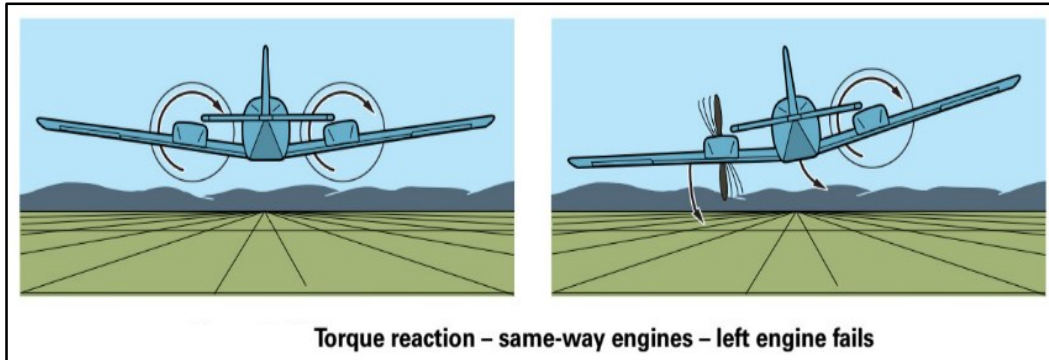
Segundo Robson (2014), os principais fatores que afetam a controlabilidade são: torque, *P-Factor*, potência no motor bom, altitude, arrasto gerado pelo motor inoperativo e pela hélice, diferença de sustentação devido ao *slipstream*, posição do CG e o mais importante de todos: a VELOCIDADE.

a) Torque

Como já mencionado o torque criado pela rotação dos motores, gera um contra torque na direção oposta da rotação.

A Figura 35 abaixo representa esse efeito torque.

Figura 35 - Efeito Torque

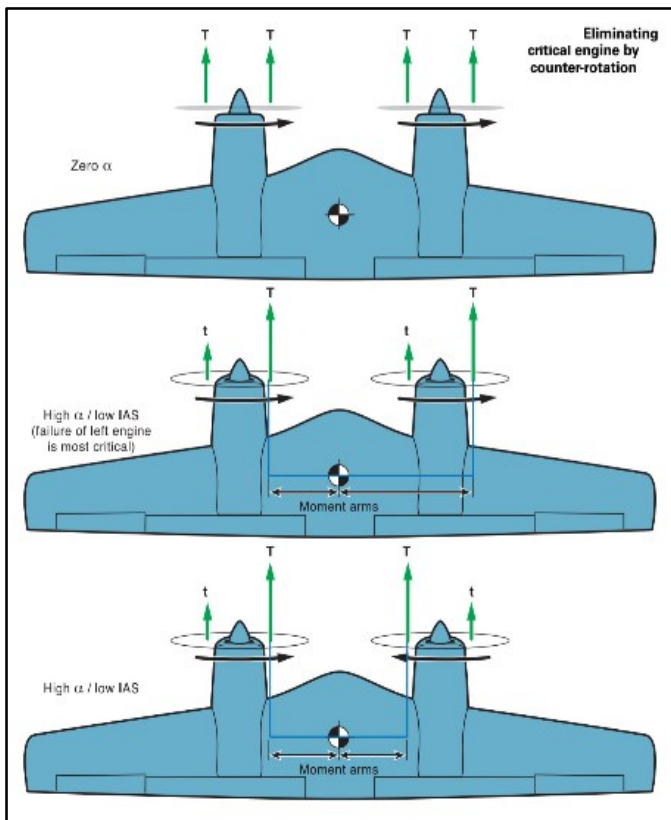


Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

b) *P-Factor*

Como já mencionado, quando a aeronave está em alto ângulo de ataque e baixa velocidade, o *P-Factor* altera a posição do centro de aplicação da força de tração, isso ocorre quando a direção de rotação da hélice não está alinhada com o vento relativo.

Figura 36 - *P-Factor*



Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

Na Figura 36 observa-se na sequência: uma aeronave fora do efeito *P-Factor*, um bimotor convencional e um bimotor com motores contrarrotativos, ambos sobre o efeito *P-Factor*, onde através dos vetores em verde se verifica o deslocamento da aplicação da força de tração.

c) Potencia no motor bom

Em baixas velocidades tem-se grande tração, obviamente essa tração sendo aplicada assimetricamente após a falha de um motor em apenas um dos lados da aeronave, resulta em um grande momento de guinada em direção ao motor falhado, como a Figura 37.

Figura 37 - Potencia no motor bom

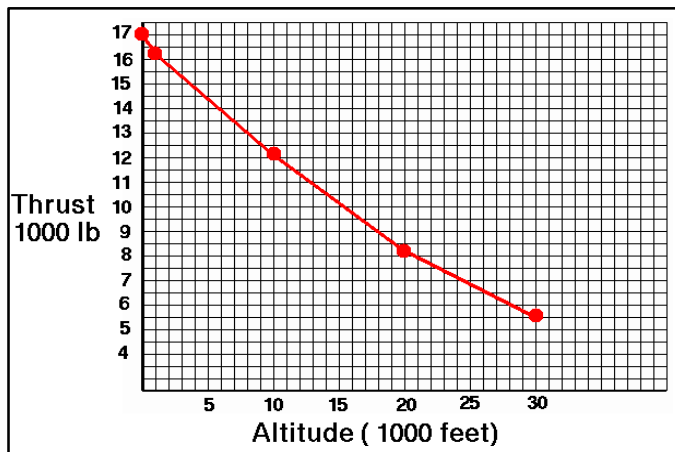


Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

d) Altitude

Conforme ganha-se altitude, ocorre uma diminuição da densidade do ar, causando uma redução da potência gerada pelos motores. Sendo assim o pior cenário com relação a perda de controle se daria a baixa altitude e logo após a decolagem, onde tem-se a maior densidade e assim a maior potência no motor operativo, na qual verifica-se a maior guinada no sentido do motor inoperativo. Com relação a performance, a maior altitude penaliza a tração gerada pelos motores, mas com relação ao controle, reduz o momento de guinada. A Figura 38 relaciona a perda de tração com o ganho de altitude.

Figura 38 - Tração x altitude

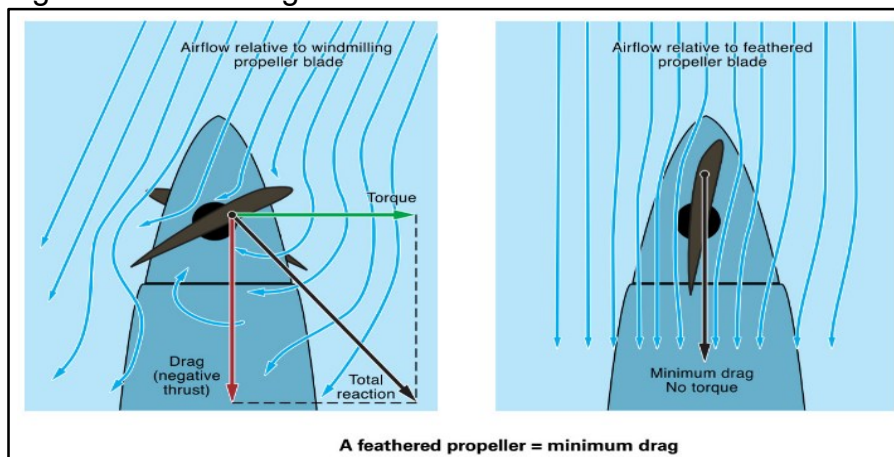


Fonte: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/Missions/Jim/Project1ans.htm>

e) Arrasto gerado pelo motor inoperante e pela hélice

Após a falha de um dos motores, tem-se um aumento do arrasto gerado pelo mesmo, onde a posição da hélice em molinete (passo com tração positiva) irá resultar no aumento do arrasto total da aeronave e no momento de guinada em direção do motor inoperante. Na primeira imagem da Figura 39 é possível verificar o arrasto gerado pela hélice em molinete, e na segunda imagem a redução do arrasto com o fluxo de ar agora alinhado devido à hélice embandeirada.

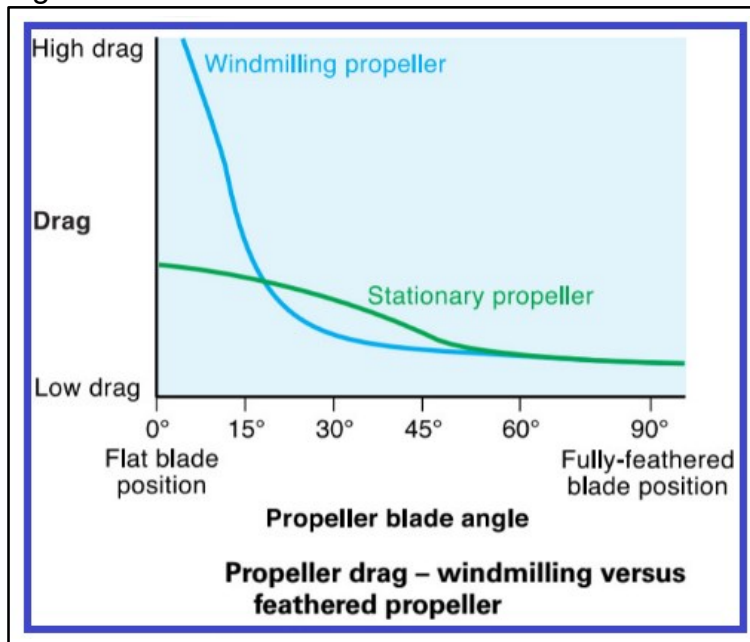
Figura 39 - Arrasto gerado com a hélice em molinete ou embandeirada



Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

Na Figura 40 verifica-se no gráfico o alto arrasto gerado pela hélice quando em molinete, e também a redução do arrasto quando a mesma é colocada na posição embandeirada, ou seja, alinhada com o vento relativo que passa pela mesma.

Figura 40 - Gráfico de arrasto - hélice em molinete ou embandeirada



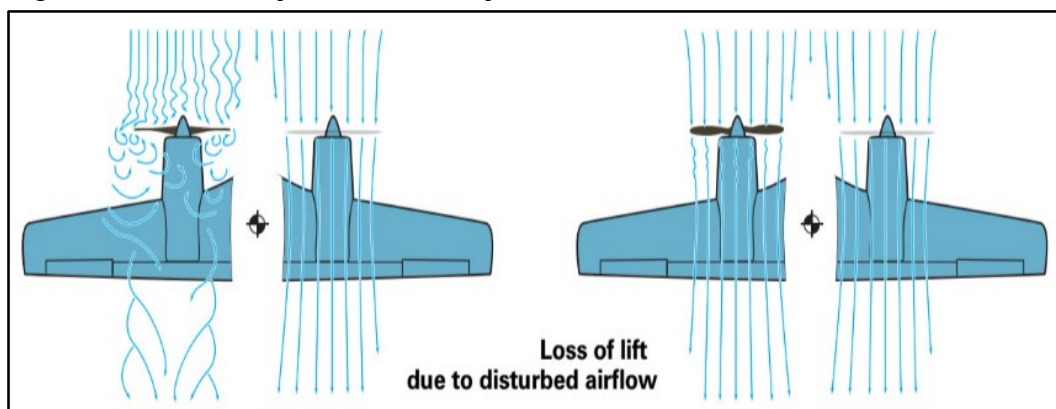
Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

f) Diferença de sustentação devido ao *slipstream*

Devido aos motores serem instalados sobre as asas, as hélices acabam criando um fluxo de ar induzido, auxiliando na sustentação da aeronave. Quando um motor falha, além do arrasto gerado pela hélice em molinete, deixa-se de criar esse fluxo de ar induzido sobre a asa (*slipstream*). Devido à diferença de sustentação entre as asas, cria-se um momento de rolagem em direção ao motor inoperativo.

Na Figura 41, a imagem da esquerda a hélice não foi embandeirada, o que causa um forte arrasto atrás da hélice. A imagem da direita teve o passo da hélice embandeirado, minimizando a interrupção do fluxo de ar e da sustentação.

Figura 41 - Diferença de sustentação devido ao fluxo induzido



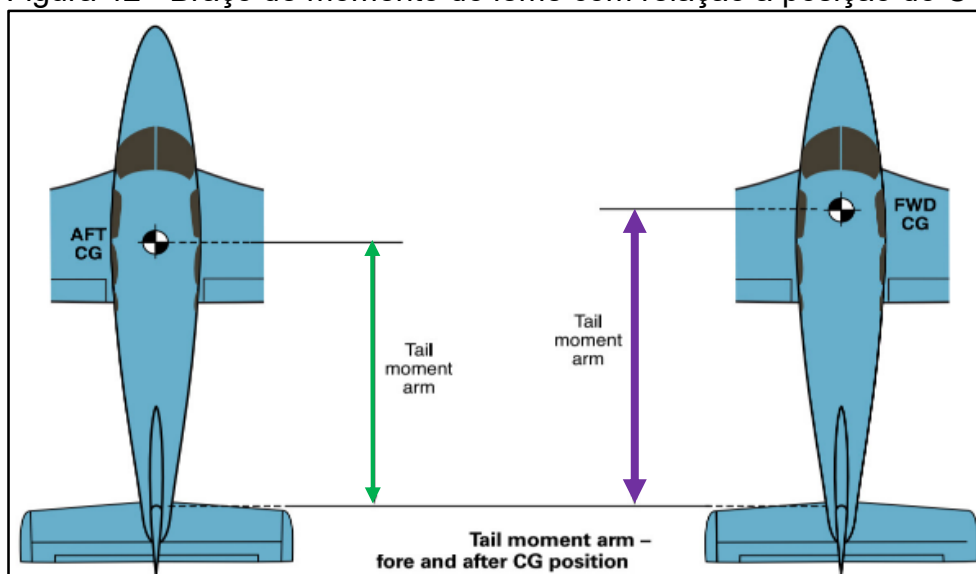
Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

g) Posição do centro de gravidade (CG)

A posição do CG se faz importante no controle da aeronave, pois o alterando entre a posição mais à frente ou mais atrás da aeronave, resultará na alteração do braço de momento de atuação do leme direcional, o que por sua vez altera sua efetividade.

Conforme Figura 42, a aeronave da direita foi carregada com o CG mais à frente, (seta roxa); o efeito de alavanca no leme de direção se torna maior e a aeronave tem mais estabilidade e atuação do leme direcional, ou seja, maior controle direcional. A aeronave da esquerda foi carregada com o CG mais atrás (seta verde), o efeito de alavanca no leme de direção se torna menor, a aeronave tem menor estabilidade, atuação do leme direcional e controle direcional.

Figura 42 - Braço de momento do leme com relação a posição do CG



Fonte: *Multi Engine Pilot*, 2014

h) VELOCIDADE

Velocidade indicada é a maior força aerodinâmica a qual o piloto necessita para manter efetivos os controles do voo; quanto mais velocidade, maior controle e autoridade terá o estabilizador vertical para neutralizar momentos de guinada. Quanto maior a altitude e velocidade, menor a tração disponível; portanto os momentos de guinada se reduzem com altas velocidades. Nas assimetrias de tração, velocidade se torna o melhor fator a ser levado em conta para o controle direcional.

Em função da importância da velocidade para a controlabilidade da aeronave, no indicador de velocidade dos bimotores tem-se a marcação da VMCA (*red-line*), que expressa a menor velocidade possível de se manter o voo sobre controle.

Segundo Craig (2003) é perigoso acreditar estar seguro confiando apenas no indicador de velocidade e mantendo a velocidade indicada da aeronave acima da VMCA. A *red-line* marcada nos velocímetros dos bimotores segue o livro, ou seja, os critérios de certificação do FAR parte 23.149. Um piloto com a aeronave em falha de um dos motores, especialmente se esse for o motor crítico, deve saber que alguns fatores alteram a VMCA real, sendo tal velocidade bem diferente da apresentada no indicador, ou seja, a real VMCA é flutuante, sendo resultado de uma batalha de forças opostas, onde diversos fatores podem aumentar o seu valor real.

“Essa linha de batalha é desenhada pela VMCA. Em um lado da VMCA a aeronave está sobre controle (as forças do bem!), e claro do lado oposto à aeronave está fora de controle (as forças do mal!).” (CRAIG, 2003, p.14).

2.5.3 VMCA versus Controle versus Performance

Segundo Jeppesen (2005), ao menos três fatores primários levam a acidentes após falha de motor: perda de controle direcional durante os treinamentos em bimotores, perda de performance de subida e perda de velocidade aerodinâmica, o que levam a situações de estol e parafuso, especialmente em baixas altitudes. Esses fatores são inter-relacionados - por exemplo, após uma falha de motor na decolagem, o piloto tende a trazer o manche para traz na busca de um gradiente de subida, na tentativa de limpar terreno a frente, o que acaba drenando sua velocidade instantaneamente. Essa redução de velocidade pode levar a uma velocidade abaixo da VMCA, o que resultara na perda do controle direcional.

Em qualquer circunstância, manter o controle em voo no caso de perda de um dos motores é a primeira questão que o piloto deve se preocupar o que é essencial para a segurança do voo. Desta forma deve-se interromper a guinada imediatamente com o uso dos pedais, e garantir que a velocidade de aeronave esteja sempre acima da VMCA. Porém, depois de retomado o controle, deve-se em segundo lugar ser observada a redução da performance com significantes consequências.

Enquanto controlabilidade é uma importante questão, a degradação da performance em uma situação de falha de motor também tem importantes consequências. Uma variedade de fatores afetam ambos, controle e performance com um motor inoperativo, como a configuração da aeronave, as condições de voo e suas ações. Em alguns casos, um elemento que incrementa a controlabilidade, que se traduz em diminuição da VMCA, realmente atrapalha a performance. (JEPPESEN, 2005, p.3-32, tradução nossa).

Segundo Robson (2014), tanto a potência requerida como a tração requerida dependem do arrasto; sendo assim tudo que incrementa o arrasto como hélice em molinete, trem de pouso baixado, flaps estendidos, *cowl flaps* abertos, deflexão dos controles, derrapagem e turbulência, afetarão a performance. **Com isso minimizar esses fatores, garantirá a maximização da performance restante em condição monomotor.** (Grifo nosso).

Com menor arrasto sobre a aeronave, menor potência é necessária para manter a altitude, esse excesso de potência disponível voltará a ser usado para manter a subida ou diminuir a razão de descida, melhorando a marginal performance quando em operação monomotor.

A fim de sintetizar e facilitar a visualização desses fatores que alteram a VMCA e com isso o controle da aeronave, a Tabela 1 do Apêndice A indica a relação causal no resultado da performance. Os grifos em vermelho referem-se à diminuição da controlabilidade e performance, enquanto os grifos em verde referem-se ao incremento das mesmas.

2.6 HOMOLOGAÇÃO E PERFORMANCE

2.6.1 Requisitos para homologação de bimotores leves

Segundo os padrões da FAA, no documento FAR 23 - seção 23.67, encontram-se os requisitos de certificação exigidos de desempenho de subida monomotor para os fabricantes de aviões. Nesse documento os bimotores leves com peso máximo de decolagem de até 6000 libras são divididos em duas classes, com $VS_0 < 61 \text{ kt}$ e $VS_0 > 61 \text{ kt}$, as quais são exigidas as seguintes condições:

a) Aeronaves com peso máximo de decolagem de 6.000 libras ou menos e uma VS_0 de 61 nós ou menos:

A taxa de subida monomotora a 5.000 pés do nível médio do mar deve ser determinada nas seguintes condições:

1. Motor crítico inoperante e sua hélice na posição de arrasto mínimo;
2. Motor remanescente em não mais do que a potência máxima contínua;
3. Trem de pouso retraído;
4. Flaps de asa retraídos;
5. Velocidade de subida não inferior a $1.2V_{S1}$.

A taxa de subida pode ser um número negativo - o que significa uma descida - e não há nenhuma exigência para uma taxa positiva de subida monomotora a 5.000 pés, ou qualquer outra altitude.

b) Aeronaves com peso máximo de 6.000 libras ou menos, e / ou V_{S0} maior de 61 nós:

Se o processo de certificação ocorreu antes de 4 de fevereiro de 1991, o parâmetro para razão de subida monomotor em pés por minuto numa altitude de 5.000 pés acima do nível médio do mar deve ser igual a pelo menos $0,027 V_{S0}^2$ (V_{S0} ao quadrado).

Se o processo de certificação ocorreu após 4 de fevereiro de 1991, o parâmetro é manter um gradiente de subida constante de, pelo menos, 1,5 por cento a uma altitude de pressão de 5.000 pés com as seguintes condições:

1. Motor crítico inoperante e sua hélice na posição de arrasto mínimo;
2. Motor remanescente em não mais do que a potência máxima contínua;
3. Trem de pouso retraído;
4. Flaps de asa retraídos;
5. Velocidade de subida não inferior a $1,2 V_{S1}$.

Não se deve confundir a data em que a aeronave teve o seu tipo de certificação com o ano de fabricação do avião, ou seja, uma aeronave ainda pode estar em fabricação no ano de 2020, porém, mantendo os mesmos requisitos de quando recebeu a sua certificação, do ano anterior a 1991.

Entende-se por razão de subida o ganho de altitude por unidade de tempo, e o gradiente de subida a medida real de altitude ganha por 100 pés de viagem horizontal, expressa em porcentagem. Por exemplo, um gradiente de subida de 1,5 por cento é igual ao ganho de altitude de 1,5 pés por 100 pés de distância horizontal.

Com relação ao desempenho de subida, o bimotor leve com um motor inoperativo, terá um desempenho marginal, na melhor das hipóteses, e pode não ser capaz de subida nas condições existentes. **Não há exigência de que um bimotor leve na configuração de decolagem ou pouso deva ser capaz de manter a altitude, mesmo ao nível do mar em operação monomotor.** (EUA, 2008, p.5, tradução nossa, grifo nosso).

A homologação preza sobre manter o controle direcional da aeronave, não sendo exigido uma performance de subida. Sendo assim após uma falha de motor, pode-se esperar uma razão de subida de pouco mais de 100ft por minuto, um voo nivelado, ou até mesmo em uma leve descida, a depender da performance e condições de cada aeronave. Isso explica o limitado desempenho de subida dos bimotores mesmo ao nível do mar e em condições padrões.

2.6.2 Performance de decolagem e subida após falha de motor

Devido às redundâncias de sistemas encontradas em um bimotor, eventualmente surge a percepção, por parte de alguns pilotos, de que a perda de um motor não gerará grandes degradações na performance ou controle direcional em voo.

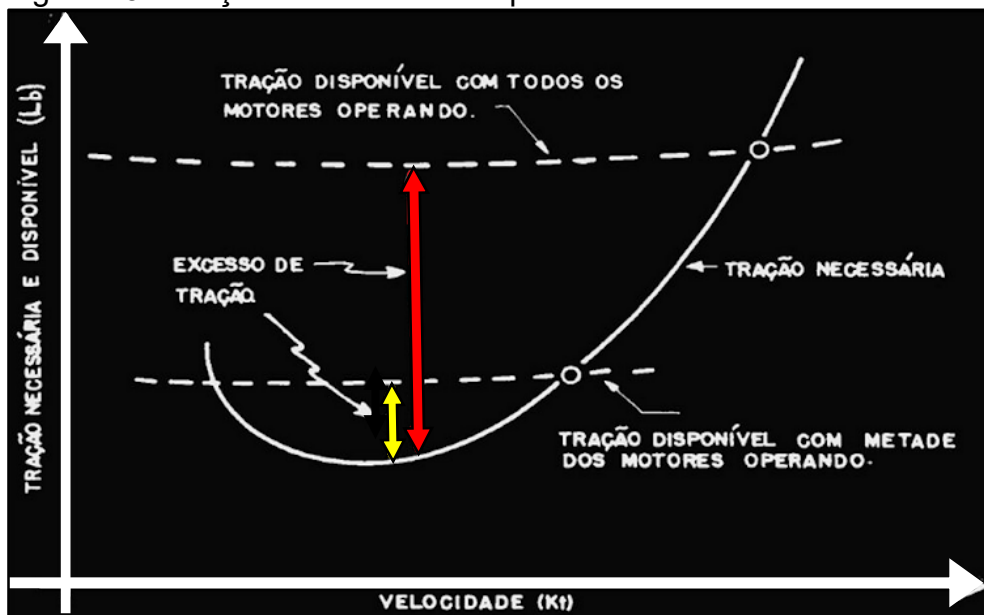
A Edição 08 do PreviNE - Falha de Motor em Bimotores Leve - (Boletim Informativo de Prevenção de Acidentes Aeronáuticos da Região Nordeste), confeccionado pelo SERIPA II, aponta que pilotos de aviões bimotores leves não se dão conta das características de homologação de suas aeronaves e quase sempre ao final dos voos de proficiência técnica, muitos deles se surpreendem ao tomarem conhecimento sobre a capacidade operacional destas aeronaves, ou seja, sua limitada performance quando em operação monomotor.

O próprio manual da Aeronave Sêneca III, na seção sobre falha do motor na decolagem aponta uma nota: **[“ATENÇÃO: Certas combinações de peso do avião, configuração, condições atmosféricas e velocidade, poderão acarretar uma razão de subida negativa”]** (Manual da Aeronave Sêneca III, 2012, p.21, grifo nosso), ou seja, o próprio fabricante está informando que não garante subida monomotor após falha do motor na decolagem.

Um equívoco cometido por muitos pilotos é acreditar que após a falha de um motor, na qual se obtém uma redução de 50% da potência disponível, isso implicará na mesma redução de 50 % de performance, o que de fato não se verifica.

Se considerarmos o excesso de tração para a situação bimotora como sendo 100% (seta vermelha), observa-se que na condição monomotor (seta amarela) o excesso de tração é bem inferior a 50% (compare o tamanho das duas setas na Figura 43). Isto certamente vai implicar numa performance bastante pobre e bem abaixo dos 50% erradamente esperados. (BRASIL, 2013, p.4).

Figura 43 - Tração necessária e disponível x velocidade em voo nivelado



Fonte: BRASIL, 2013

O gráfico da Figura 43 foi convertido nos dados numéricos apresentados na tabela Figura 44, para alguns dos modelos mais conhecidos de aeronaves bimotoras, a fim de facilitar o entendimento e visualização da drástica redução de performance na subida, quando em operação com apenas um motor.

Figura 44 - Redução da Performance na subida Monomotor

	Subida Normal pés/min	Subida Mono pés/min	Perda em %
Beech Baron 58	1694	382	80,70
Beech Queen Air	1275	210	83,53
Beech Duke	1601	382	80,82
Cessna 310	1495	327	78,13
Cessna 340	1500	250	83,33
Cessna 421B	1850	305	83,51
Piper Aztec	1490	240	83,89
Piper Navajo Chieftain	1390	230	83,45
Piper Navajo Pressurizado	1740	240	86,21
Piper Seneca I, II	1860	190	89,78

Fonte: BRASIL, 2013

Entre as aeronaves pontuadas na Figura 44, ao se grifar a aeronave Sêneca I, II, verifica-se a redução de 1860 pés/min numa subida normal, para 190 pés/min numa subida mono, quando na falha de um motor, o que representa perda de 89,78% de performance, a maior redução entre as aeronaves analisadas. Tal impacto afeta diretamente o gradiente de subida quando em operação monomotor, o que prova que a redução de 50% de potência, acarreta não na perda dos mesmos 50% de performance, mas chegando a patamares de 80 a 90% na redução de performance.

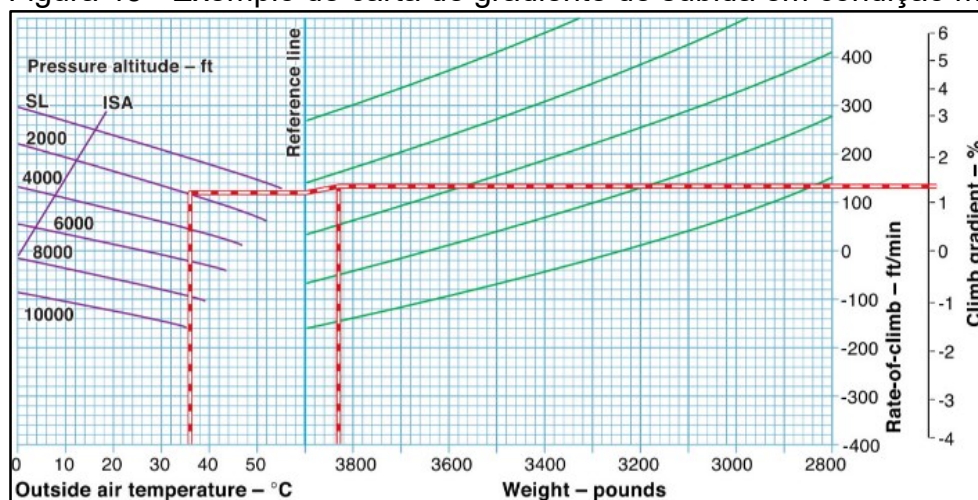
A diferença básica entre operar um avião bimotor e um avião monomotor é o potencial problema que envolve uma falha de motor. O desempenho e a redundância dos sistemas de uma aeronave bimotora é uma vantagem de segurança apenas para um piloto treinado e proficiente.

Há uma perda dramática de desempenho associada à perda de um motor, especialmente logo após a decolagem. O desempenho de subida de qualquer avião é uma função da potência de empuxo, que é superior à necessária para voo nivelado. Em um bimotor hipotético com cada motor produzindo 200 cavalos de empuxo, suponha que a potência de empuxo total necessária para voo nivelado seja 175. Nessa situação, o avião normalmente teria uma reserva de 225 cavalos de empuxo disponíveis para subida. A perda de um motor deixaria apenas 25 (200 menos 175) cavalos de força de empuxo disponíveis para subida, uma redução drástica. A taxa ao nível do mar de perdas de desempenho de subida de pelo menos 80 a 90 por cento, mesmo em circunstâncias ideais, é típica dos aviões bimotores em voo com um motor inoperativo. (EUA, 2016, p.12-2 e 12-3, tradução nossa).

A Figura 45 exemplifica uma carta de gradiente de subida quando em condição monomotor. Na consulta a essas cartas de performance, é possível sintetizar as principais informações a fim de manter a aeronave dentro do envelope de voo, aliado as informações do manual do fabricante, extraindo-se a máxima performance e desempenho. Esse criterioso planejamento, vem a ser um importante aliado, na manutenção do controle direcional da aeronave e maximização da performance remanescente.

A experiência do SIPAER (Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos) tem mostrado que a segurança está intimamente ligada às práticas de operação previstas nos manuais, somadas ao um gerenciamento de risco criterioso. (BARROS, 2018, *online*)

Figura 45 - Exemplo de carta de gradiente de subida em condição monomotor



Fonte: *Multi-Engine Pilot*, 2014

De acordo com Silveira (2019), com a utilização das cartas de performance consegue-se determinar de forma científica quais são os principais fatores que impactam no desempenho e quais as respostas pode-se esperar da aeronave em algumas situações, especialmente após a decolagem e na subida, como a falha de um dos motores. São exemplos de carta de performance: a carta de peso e balanceamento, a carta de distância de aceleração e parada tanto em operação normal quanto em pista curta, a carta de performance de subida em condição monomotora, entre outras.

Tanto no planejamento como na execução de cada voo proceda sempre como se a perda de potência fosse acontecer daí a pouco. Respeite o peso máximo de decolagem, as condições de pista, o vento. Planeje em cada caso o procedimento para a eventualidade de uma pane durante a decolagem. Enfim, faça um brifim ou apronto criterioso estabelecendo por antecipação, em cada caso, as diversas velocidades envolvidas na execução da manobra e informe tudo ao seu copiloto, se houver. (BOTURRA, 1989, p.36, grifo nosso).

Robson (2014) pontua sobre analisar as cartas de performance e manter ao menos de 2 a 3% de gradiente de subida caso ocorra uma falha de motor, especialmente em dias quentes de verão, com o carregamento máximo tanto de carga como combustível. O piloto deve estar ciente de estar assumindo um risco calculado, e no caso da iminência de uma falha de motor na decolagem, proceder conforme uma pane monomotor. Em algumas situações não se tem outra opção senão manter o controle direcional, usar o motor remanescente apenas para alcançar uma área apropriada para pouso à frente, não conseguindo desempenho de subida.

2.7 SEGURANÇA EM BIMOTORES LEVES

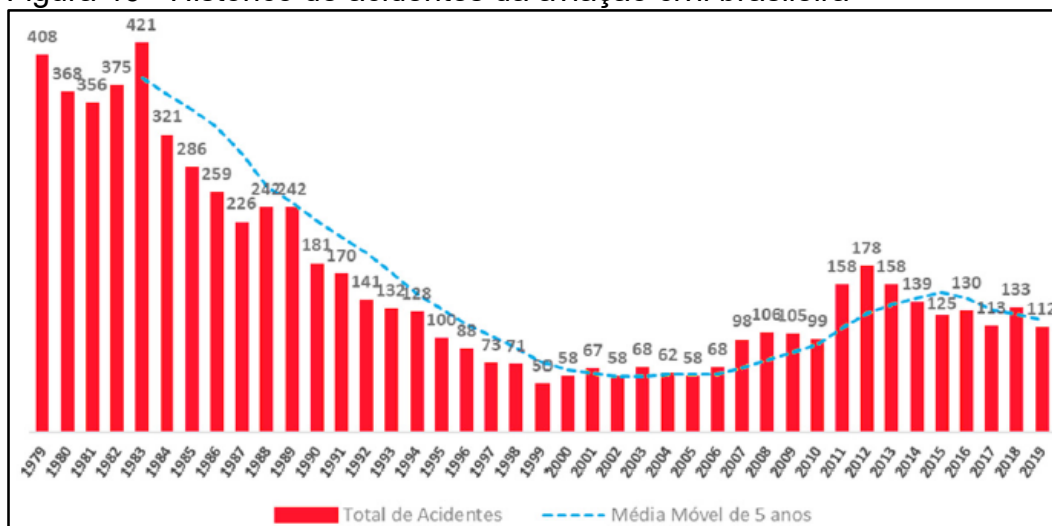
2.7.1 Índice de Letalidade em Bimotores

A AOPA (Associação de Operadores e Pilotos de Aeronaves) realizou um levantamento, analisando os acidentes ocorridos na aviação geral dos Estados Unidos de 1994 a 2003. O documento gerado aponta que, devido ao maior número de aeronaves monomotoras, ocorreu também um maior número de acidentes relacionados com monomotores, se comparado aos acidentes com bimotores leves.

Porém, a estatística aponta que o índice de letalidade (os acidentes que resultaram em fatalidade) é aproximadamente três vezes maior nos bimotores. Por essa razão, nesse tópico foi realizada uma abordagem sobre o número de acidentes com bimotores ocorridos no Brasil que resultaram em acidentes nos últimos cinco anos. As informações a seguir foram extraídas do Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) – 2019.

Num panorama geral sobre acidentes aeronáuticos, extraído do gráfico da Figura 46, percebe-se desde 1979 até 2019, uma queda significativa nos número de acidentes em termos absolutos.

Figura 46 - Histórico de acidentes da aviação civil brasileira



Fonte: Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) – 2019

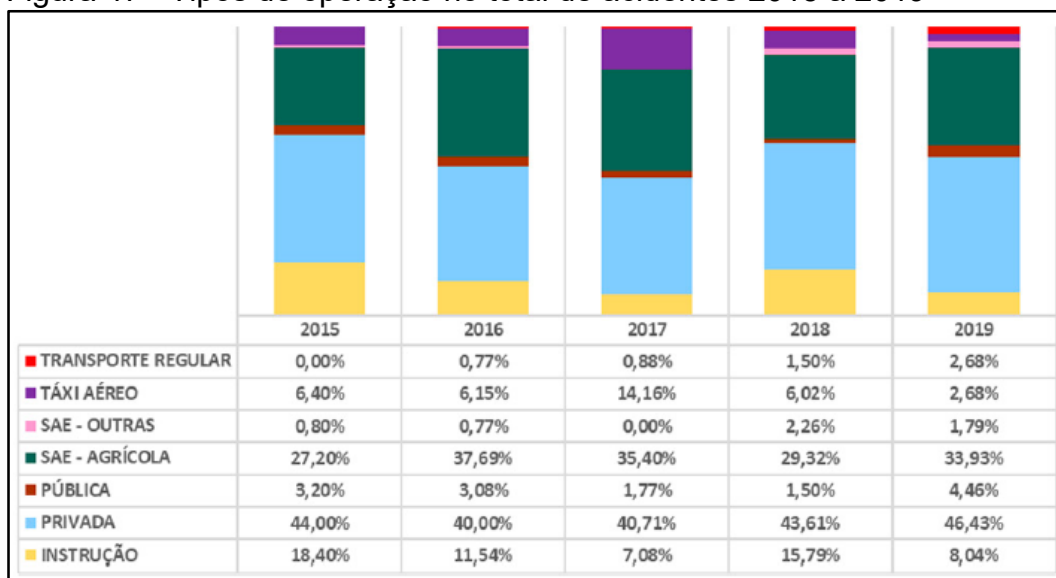
No período compreendido de 2006 a 2012, a aviação civil brasileira registrou um aumento significativo no número de acidentes registrados. A partir de

2013, a curva volta a retomar um descendente, onde, ano a ano, percebe-se uma redução da média móvel do número de acidentes (linha pontilhada azul). Vale lembrar ser uma redução expressiva dos números de acidentes durante um período de crescimento da aviação brasileira.

Nos mais diversos campos, a percepção de segurança também pode ser relacionada à quantidade de vidas humanas que são perdidas durante a realização de uma dada atividade em um determinado período de tempo. Na aviação, a segurança é uma preocupação constante de todos os envolvidos, nos mais diferentes níveis. Desta maneira, reduzir os números de fatalidades é uma meta contínua. (Relatório Anual de Segurança Operacional - RASO, 2019, p.18).

Ao se analisar o gráfico da Figura 47 da participação no histórico de acidentes por tipos de operação, no total registrado de 2015 a 2019, verifica-se que a aviação privada representa a maior parcela do número de acidentes registrados, ficando entre 40,0 e 46,43%, em segundo lugar a aviação agrícola, entre 27,20 e 37,69%, em terceiro lugar a aviação de instrução, entre 8,04 e 18,40% e em quarto lugar o táxi-aéreo, entre 2,68 e 14,16%. Esses quatro tipos de operação da aviação civil representam quase que 100% dos acidentes registrados no Brasil.

Figura 47 - Tipos de operação no total de acidentes 2015 a 2019

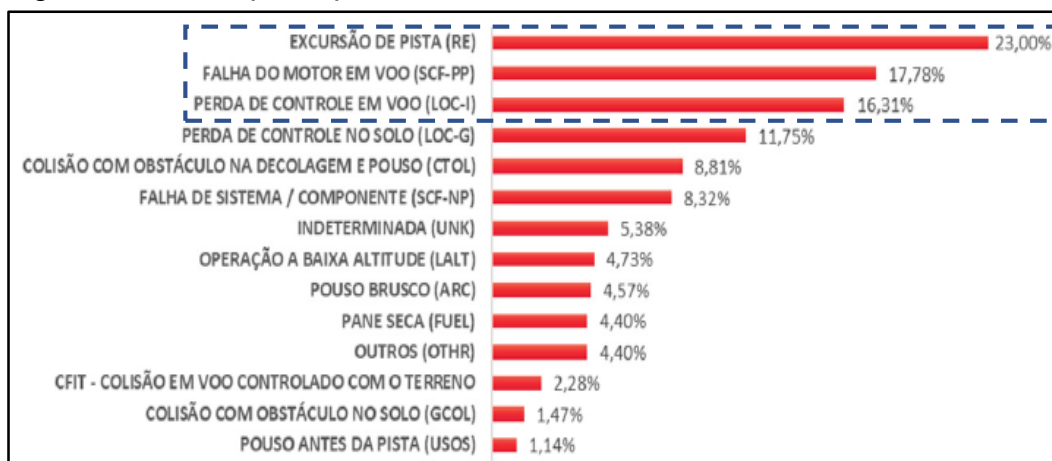


Fonte: Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) - 2019

A Figura 48 representa o total de acidentes ocorridos entre 2015 e 2019 no que tange aos principais tipos de ocorrência registrados. Vale salientar que mais de um tipo de ocorrência pode ter ocorrido no mesmo acidente. Verifica-se que excursões

de pista, falha de motor e perdas de controle em voo e em solo, somam mais de 59% do total de acidentes no período registrado, sendo as ocorrências de maiores incidências no território nacional.

Figura 48 - Principais tipos de ocorrências nos acidentes entre 2015 e 2019

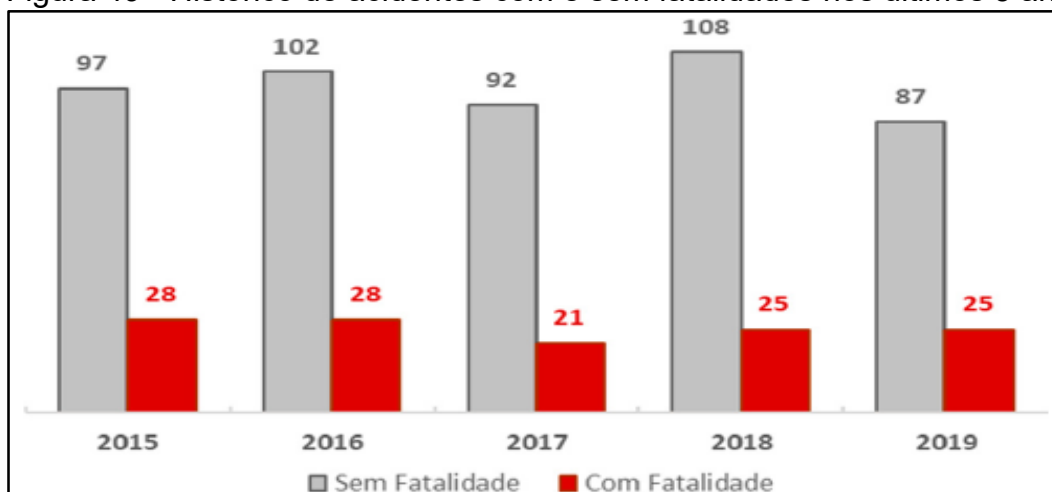


Fonte: Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) – 2019

Para a confecção desse gráfico e dos demais gráficos que trazem informações acerca do tipo de ocorrência no referido relatório, foram utilizadas as informações disponibilizadas pelo CENIPA em dois momentos: por meio das Fichas de Notificação e Confirmação de Ocorrência (FNCO) e dos Relatórios Finais. (BRASIL, 2019, p.18).

O gráfico da Figura 49 representa o período de 2015 a 2019 - total de acidentes da aviação civil brasileira sem e com fatalidades.

Figura 49 - Histórico de acidentes com e sem fatalidades nos últimos 5 anos



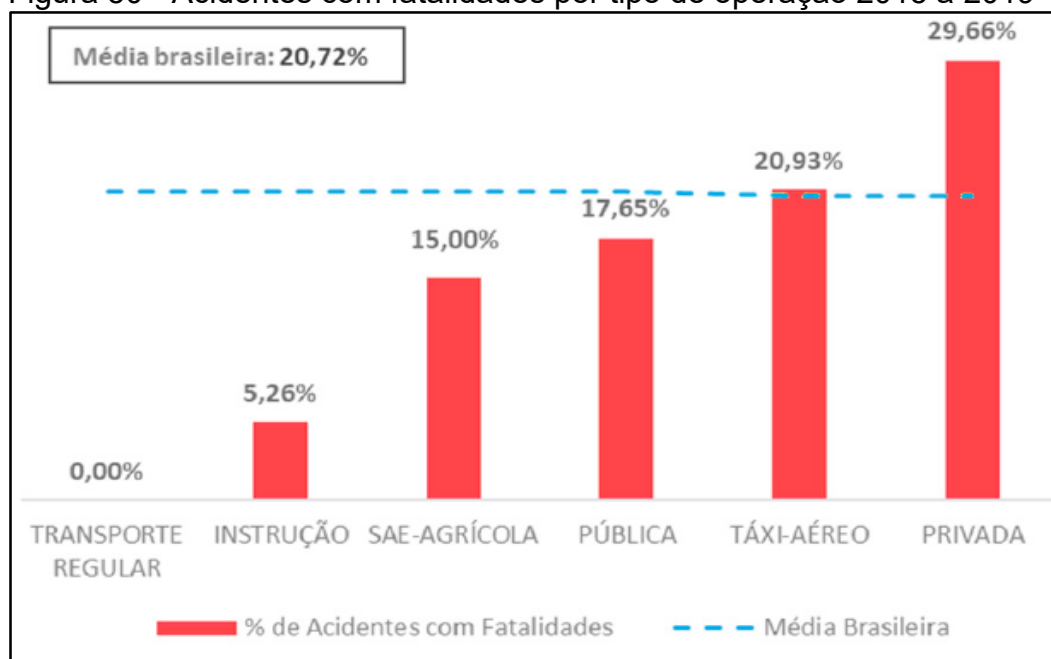
Fonte: Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) – 2019

Verificaram-se nos últimos cinco anos, entre 21 a 28% dos acidentes registrados no Brasil terminaram em fatalidade, com ao menos a morte de uma pessoa.

Os acidentes que envolvem fatalidades, sobretudo para a aviação regular, são os mais impactantes da atividade aérea e, por isso, são aqueles monitorados de forma mais próxima por parte dos órgãos de investigação e pelas autoridades de aviação civil de todo o mundo. Um outro aspecto a respeito de acidentes envolvendo fatalidades é que a subjetividade da classificação de acidentes é eliminada, já que sempre que houver uma fatalidade associada a uma ocorrência está necessariamente será classificada como acidente. (Relatório Anual de Segurança Operacional - RASO, 2019, p.18)

A fim de dividir em cada segmento da aviação acerca dos acidentes que resultaram em fatalidades, foi criado o gráfico da Figura 50, onde a média brasileira é de 20,72%.

Figura 50 - Acidentes com fatalidades por tipo de operação 2015 a 2019



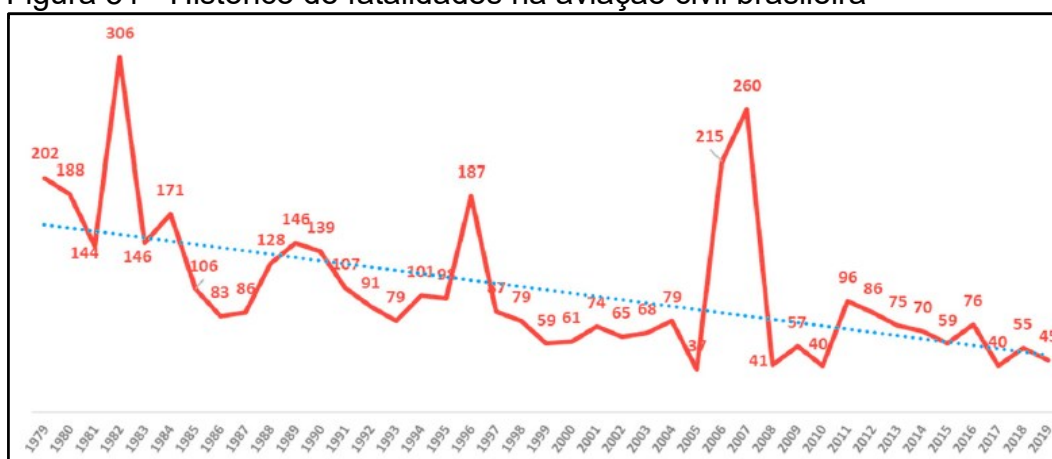
Fonte: Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) – 2019

Nota-se que a aviação privada apresenta a maior proporção de acidentes com fatalidades, com aproximadamente 30% no período de 2015 e 2019, seguido pelo segmento de táxi-aéreo com aproximadamente 21%. Nos últimos cinco anos não ocorreram nenhum acidente com vítima fatal na aviação de transporte regular.

As aviações privada e executiva compõem o mais heterogêneo segmento da aviação civil brasileira, contando com uma vasta gama de modelos de aeronaves que incluem desde planadores até grandes jatos executivos. O que caracteriza esse tipo de aviação é o propósito do voo, o qual o proprietário da aeronave realiza para fins particulares ou recreativos, não envolvendo remuneração pela venda de um serviço relacionado à atividade aérea. Os requisitos básicos que norteiam a operação desse segmento estão contidos no RBHA 91– Regras Gerais de Operações para Aeronaves Civis, que apresenta regras que também devem ser observadas pelos demais segmentos da aviação civil. Tais características fazem com que a operação, a qualificação dos pilotos, a certificação e a manutenção das aeronaves, a infraestrutura de suporte e praticamente todos os demais aspectos relacionados à aviação privada sejam menos restritivos do que aqueles relacionados à aviação comercial. De tal modo, é razoável esperar que a aviação privada não apresente o mesmo desempenho da aviação regular, fato que pode ser comprovado pelo comparativo das taxas de acidentes. Adicionalmente, trata-se do maior segmento da aviação em quantidade de aeronaves registradas, com 6.788 equipamentos com matrícula válida até maio de 2020, o que representa em torno de 65% da frota brasileira em condições normais de Aeronavegabilidade. (BRASIL, 2019, p.50).

A fim de uma visão mais detalhada da evolução anual dos acidentes com óbitos na aviação civil brasileira, construiu-se o gráfico da Figura 51. Observa-se, pela linha tracejada azul do gráfico, uma tendência de queda no número de fatalidades na aviação brasileira ao longo dos anos. Os picos representados no gráfico se referem aos acidentes da aviação de transporte regular de passageiros, onde ocorre um elevado número de vítimas em um único acidente.

Figura 51 - Histórico de fatalidades na aviação civil brasileira



Fonte: Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) – 2019

A tabela da Figura 52 pontua a quantidade de aeronaves de acordo com o Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB), em condições de aeronavegabilidade, excluindo as aeronaves experimentais e com certificado cancelado, suspenso ou vencido. Observa-se que as aeronaves leves de asa fixa com motores a pistão

totalizam 61,73% da frota com registro válido no Brasil (grifo em roxo), e que os bimotores leves a pistão representam 13,01% (grifo em verde).

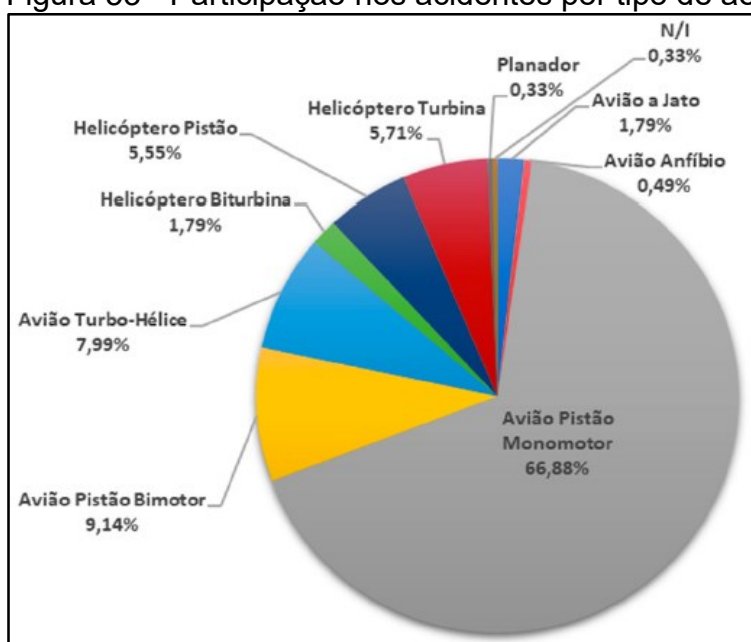
Figura 52 - Quantidade de aeronaves de acordo com o RAB

	Aeronaves com Registro Válido	% da Frota com Registro Válido
Avião a Jato	1119	10,70%
Avião Anfíbio	14	0,13%
Avião Pistão Monomotor	5097	48,72%
Avião Pistão Bimotor	1361	13,01%
Avião Turbohélice	1284	12,27%
Helicóptero Biturbina	378	3,61%
Helicóptero Pistão	414	3,96%
Helicóptero Turbina	673	6,43%
Hidroavião	3	0,03%
Planador	118	1,13%
TOTAL	10461	100%

Fonte: Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) – 2019 (Valores de Março/2020)

A fim de se estudar a participação nos acidentes por tipo de aeronave e verificar a incidência de eventos envolvendo bimotores leves a pistão, registrou-se no gráfico da Figura 53 a participação de cada tipo de aeronave na somatória dos acidentes registrados. Os aviões a pistão, tanto monomotores como bimotores, responderam 76,02% do total de acidentes registrados, no qual somente os bimotores leves a pistão representaram 9,14%.

Figura 53 - Participação nos acidentes por tipo de aeronave de 2015 a 2019

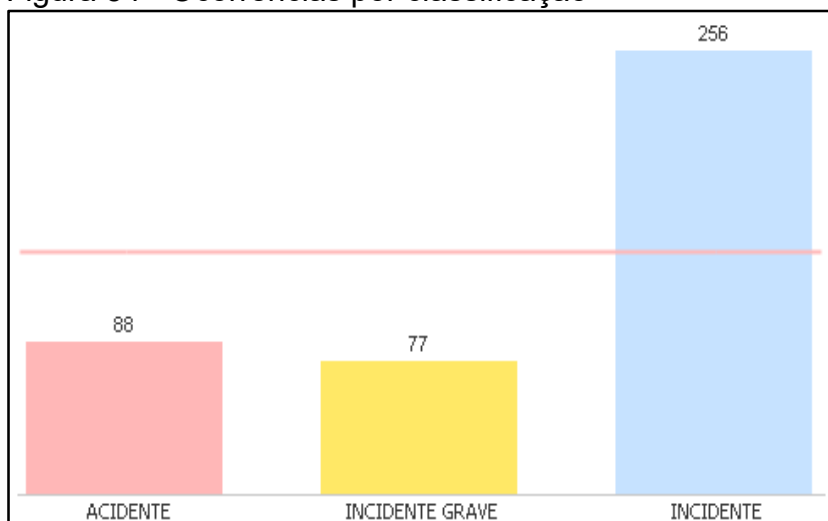


Fonte: Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) – 2019

Até aqui se assinalou um panorama geral sobre a aviação civil. As informações a seguir foram extraídas do Painel SIPAER do CENIPA, a fim de pontuar os índices com relação apenas aos bimotores leves. Os filtros de aeronave utilizados para refinar essa pesquisa foram: tipo de aeronave – avião, nº de motores - 2, tipo de motor – pistão, peso da aeronave – até 2250kg, projeto ANV – homologada, nacionalidade ANV – brasileira.

As figuras dos gráficos a seguir representam os últimos 10 anos, e foram divididas segundo a classificação, tipo de ocorrência, fatores contribuintes e modelo da aeronave. A Figura 54 representa o gráfico das ocorrências aeronáuticas – acidente, incidente e incidente grave -, onde aproximadamente se tem um acidente para cada três incidentes.

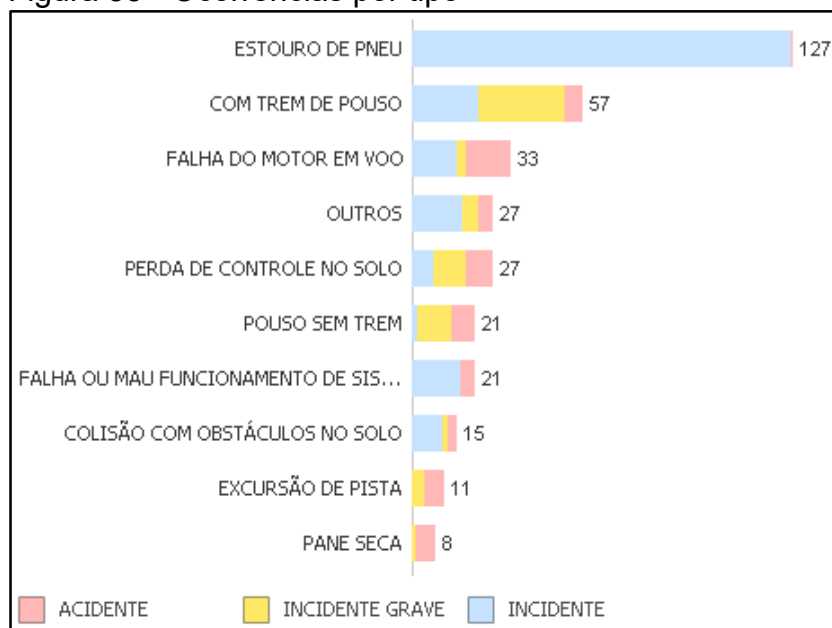
Figura 54 - Ocorrências por classificação



Fonte: Painel SIPAER – CENIPA, 2020

A Figura 55 apresenta o gráfico por tipo das ocorrências aeronáuticas, na qual o estouro de pneu foi o maior causador de incidentes e falha de motor em voo o maior causador de acidentes.

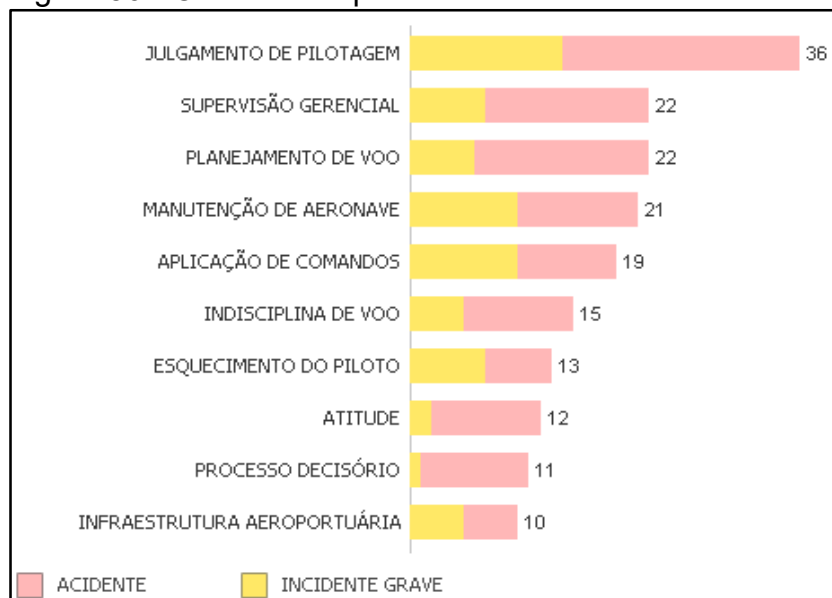
Figura 55 - Ocorrências por tipo



Fonte: Painel SIPAER – CENIPA, 2020

A Figura 56 mostra o gráfico das ocorrências por fatores contribuintes, no qual o julgamento de pilotagem apresentou os maiores índices de incidentes e acidentes.

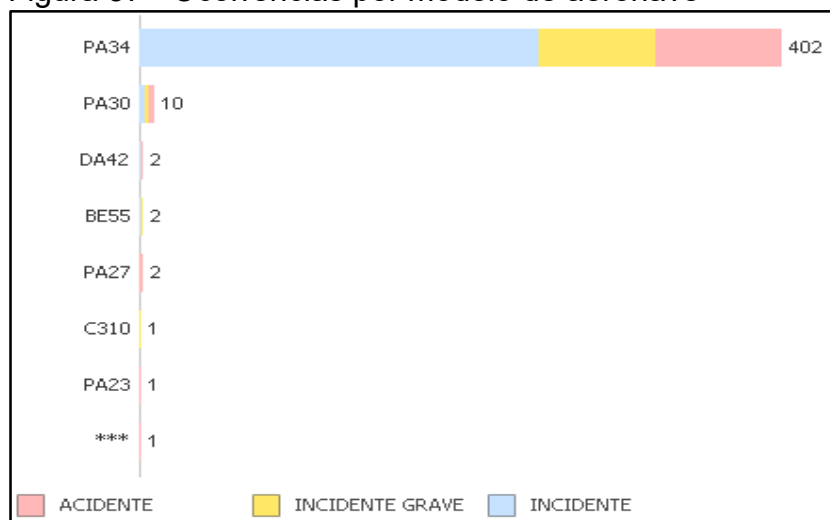
Figura 56 - Ocorrências por fatores contribuintes



Fonte: Painel SIPAER – CENIPA, 2020

A Figura 57 apresenta o gráfico das ocorrências por modelo de aeronaves, no qual a aeronave PA34 – Piper Sêneca apresentou os maiores índices tanto de incidentes, incidentes graves e acidentes.

Figura 57 - Ocorrências por modelo de aeronave

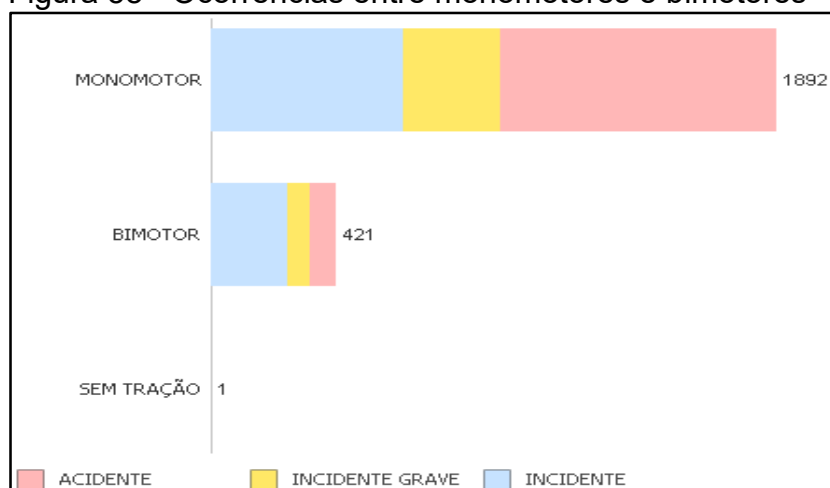


Fonte: Painel SIPAER – CENIPA, 2020

A fim de fazer um comparativo de acidentes e incidentes entre monomotores e bimotores, extraíram-se as informações a seguir do Painel SIPAER do CENIPA, com os seguintes filtros de aeronave para refinar essa pesquisa: tipo de aeronave – avião, tipo de motor – pistão, peso da aeronave – até 2250kg, projeto anv – homologada, nacionalidade ANV – brasileira.

A Figura 58 expõe o gráfico das ocorrências entre monomotores e bimotores nos últimos 10 anos, com maiores índices de incidentes, incidentes graves e acidentes nos monomotores. Isso se dá pelo fato de existir em condições normais de aeronavegabilidade aproximadamente quatro vezes mais aeronaves monomotoras registradas do que bimotoras, além de os monomotores serem aeronaves mais simples, sem redundância dos sistemas.

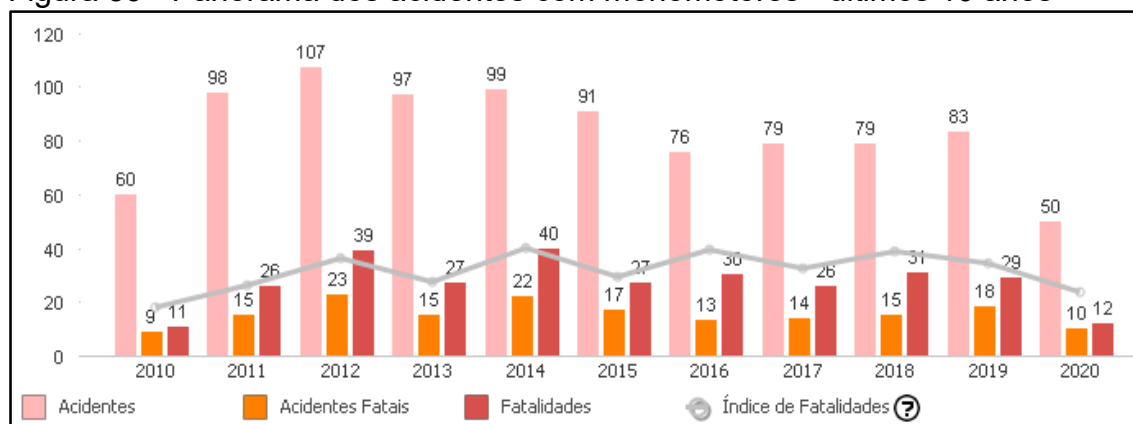
Figura 58 - Ocorrências entre monomotores e bimotores



Fonte: Painel SIPAER – CENIPA, 2020

A Figura 59 registra o gráfico do panorama dos acidentes com monomotores nos últimos 10 anos, fazendo um comparativo entre os acidentes, os acidentes que resultaram em vítimas e o número de fatalidades. A linha cinza representa o índice de fatalidade⁷.

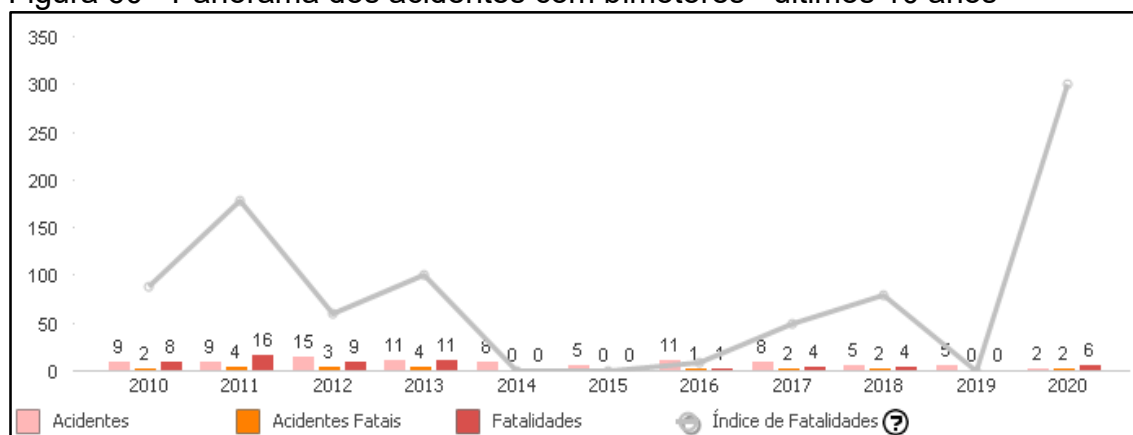
Figura 59 - Panorama dos acidentes com monomotores - últimos 10 anos



Fonte: Painel SIPAER – CENIPA, 2020

A Figura 60 se observa o gráfico do panorama dos acidentes com bimotores nos últimos 10 anos, fazendo também um comparativo entre os acidentes, os acidentes que resultaram em vítimas e o número de fatalidades. A linha cinza do gráfico também representa o índice de fatalidade.

Figura 60 - Panorama dos acidentes com bimotores - últimos 10 anos



Fonte: Painel SIPAER – CENIPA, 2020

⁷ Índice de fatalidade (Total de Fatalidades ÷ Total de Acidentes) x 100

Comparando-se os dois gráficos acima, visivelmente tanto o número de acidentes, acidentes que resultaram em vítimas e número de fatalidades faz-se muito maior nos monomotores do que nos bimotores. Porém, o que chama a atenção se dá pelo índice de fatalidades representado pela linha cinza ser muito superior nos bimotores. Os monomotores apresentaram o maior índice de letalidade em 2014, atingindo o índice 40,40, enquanto os bimotores no ano de 2020, ano dessa pesquisa, atingiram o maior índice de letalidade dos últimos 10 anos reportados, chegando à casa do número 300.

3 CONCLUSÃO

O objetivo dessa pesquisa foi compreender os aspectos de controle direcional e performance esperados em bimotores leves, quando em operação monomotor. Sendo a principal finalidade desse trabalho demonstrar à baixa performance quando em operação monomotor, especialmente após a decolagem, assim como a relação do controle direcional com a VMCA.

Os grandes desafios na operação de um bimotor leve se iniciam no momento em que ocorre a falha de um dos motores, principalmente se este for o motor crítico, em virtude de a aeronave experimentar simultaneamente momentos de guinada e rolamento em direção ao motor inoperante, interferindo no controle da aeronave. Além disso, a falta de potência em um dos motores e o incremento do arrasto devido à posição da hélice em molinete, o trem de pouso baixado, os flaps estendidos, os *cowl flaps* abertos, a deflexão dos controles, a derrapagem e a turbulência afetam na abrupta perda de performance observada.

Dentre os três tipos de bimotores leves analisados no trabalho, verificou-se que os motores em *tandem* são os que não apresentam problemas de assimetria e controle em voo, a partir falha de um dos motores, em função de ambos os motores se encontrarem alinhados com o eixo longitudinal da aeronave. Quando se usa o padrão de giro de hélices contrarrotativas ou rotativas nos bimotores, a potência dos motores é dividida em duas parcelas iguais aplicadas fora do eixo longitudinal da aeronave. Daí em diante surgem os problemas de controle direcional em situações de assimetria de potência, por estarem montados sobre as asas da aeronave, fora do eixo longitudinal. Porém, nos bimotores contrarrotativos, como cada hélice tem um sentido de rotação, elimina-se o problema do motor crítico encontrado nos bimotores convencionais (rotativos). Assim, o Torque, *P-Factor*, Fluxo acelerado (*Slipstream*) e Escoamento helicoidal (*Spiraling slipstream*) se tornam mais evidentes em bimotores convencionais, especialmente no caso de falha do motor crítico – o motor esquerdo – sendo essa a condição mais adversa para o controle e performance do avião, quando a aeronave fica sujeita ao máximo de efeito assimétrico. Por outro lado, a vantagem da montagem sobre as asas ocorre devido à parcela de sustentação criada através do fluxo de ar em aceleração produzido pelas hélices passando sobre as asas.

Observou-se que a drástica redução da tração no motor inoperativo, somada ao incremento no seu arrasto, acaba gerando fortes momentos de guinada e rolagem para o lado do motor inoperativo. Essa diferença de arrasto e tração entre os motores (fruto da assimetria de potência) cria as dificuldades de controle e desempenho. Verificou-se ainda, que devido à assimetria de potência, decorrente de anormalidades no funcionamento de um dos motores, alguns aspectos influenciam na controlabilidade do avião como torque, *P-factor*, potência no motor bom, altitude, arrasto gerado pelo motor inoperativo e pela hélice, diferença de sustentação devido ao *slipstream*, posição do CG e principalmente a velocidade.

Como forma de auxiliar os pilotos dos bimotores a conduzirem o voo de forma segura, inseriu-se a indicação de duas novas velocidades no indicador de velocidade dessas aeronaves - a VMCA (*red-line*) e a VYse (*blue-line*). A VMCA está relacionada ao controle direcional, sendo a menor velocidade no ar onde é possível manter o controle da aeronave com o motor crítico inoperante e a VYse está relacionada à performance que representa a melhor razão de subida quando em operação monomotor. Esta última, por ser uma velocidade superior a VMCA, também garante o controle direcional quando em voo com um motor inoperativo.

Manter o controle em voo sem um dos motores é o primeiro ponto em que o piloto deve se preocupar e é o momento em que a velocidade da aeronave deve estar sempre acima da VMCA. Depois de retomado o controle, analisa-se a melhor performance que se consegue extrair da aeronave, seja para manter o voo nivelado ou até mesmo uma leve descida. Com isso, o método mais eficiente para controlar o avião e garantir a mínima performance em caso de assimetria de potência é utilizar o leme para o lado do motor bom, neutralizando a guinada, bem como executar um leve rolamento da asa também no sentido do motor operativo, entre 3 a 5 graus. Nessa condição, minimiza-se o arrasto e se mantém em zero a derrapagem da aeronave, além de maximizar a performance remanescente.

Alguns fatores que prejudicam o controle direcional e a VMCA acabam melhorando a performance, e vice-versa. Dos fatores analisados, o embandeiramento da hélice e a rolagem da aeronave de dois a três graus em direção ao motor bom são os únicos procedimentos que tanto melhoram o controle, como incrementam a performance, em face à redução do arrasto da aeronave, com menor momento de

guinada e zero derrapagem. Esse entendimento deixa claro que voar um bimotor leve a pistão passa a ser muito mais a busca por controle do que por performance.

Deve-se, portanto, realizar um detalhado planejamento do voo, o que inclui conhecer a aeronave, estudar cuidadosamente o seu manual, examinar as cartas de performance, especialmente em condições adversas, como em operação monomotor. Além de conhecer a VY_{se} , a fim de obter a melhor razão de subida quando em condição monomotor, e saber que a $VMCA$ não é fixa, faz-se necessário entender os fatores que corroboram para alterá-la.

Um ponto relevante da pesquisa está na abordagem do documento FAR-23 confeccionado pela FAA, o qual trata da certificação dos bimotores leves (Sêneca, Baron, Twin Comanche, entre outros). Isso se deve ao fato de que nesses tipos de aeronaves não se obriga a manutenção de um gradiente positivo de subida na configuração de decolagem, quando com um motor inoperativo.

Sintetizando os resultados dos Gráficos do Tópico 2.7.1 - Índice de Letalidade em Bimotores - foi possível verificar uma redução contínua no histórico de fatalidades desde 1979 até 2019. A aviação privada, seguida do táxi-aéreo são as que mais apresentaram acidentes com fatalidades nos últimos cinco anos.

Por outro lado, o documento RAB assinala que 48,72% das aeronaves registradas são monomotores a pistão, seguidos de 13,01% de bimotores a pistão. Fruto dessa maior diferença, verificou-se também um maior número de ocorrências envolvendo os monomotores em acidentes do que os bimotores, onde os três principais fatores contribuintes foram julgamento de pilotagem, a supervisão gerencial e o planejamento de voo. O que se observa claramente nos gráficos desse documento é o maior índice de letalidade com bimotores leves - acidentes que culminaram em acidentes fatais - bem como o maior número de vítimas fatais nos bimotores do que em relação aos monomotores. Sendo assim, essa percepção vai ao encontro do entendimento de que os bimotores leves possuem um alto índice de letalidade, fruto das dificuldades de controle direcional e performance encontradas em condições monomotoras abordadas no decorrer do trabalho.

Dessa forma, entende-se que o objetivo dessa pesquisa foi atingido e o trabalho que ora se encerra pode subsidiar estudos futuros sobre o tema proposto. Fica a sugestão de que mais pesquisas sobre as causas dos acidentes aeronáuticos

envolvendo essa classe de aeronaves sejam realizados, em face à vital importância para a operação e segurança da aviação de bimotores leves.

REFERÊNCIAS

- AUSTRALIA. Australian Transport Safety Bureau. **One-engine inoperative training – failure to achieve predicted performance**. 2001. Investigation Report BO/200000492. Australian Transport Safety Bureau. Disponível em: https://www.atsb.gov.au/media/24342/air200000492_001.pdf. Acesso em: 19 ago. 2020.
- BARROS, Jorge Filipe De Almeida. **Monomotor ou bimotor? Mitos e verdades sobre a segurança de se voar aeronaves equipadas com um ou dois propulsores**. 2018. Disponível em: https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/monomotor-ou-bimotor_552.html. Acesso em: 11 ago. 2020.
- BRASIL, ANAC - Agência Nacional de Aviação Civil. **Base de dados do Registro Aeronáutico Brasileiro**. 2020. Disponível em: <http://www.anac.gov.br/assuntos/setor-regulado/aeronaves/rab/relatorios-estatisticos>. Acesso em: 05 ago. 2020.
- BRASIL, ANAC - Agência Nacional de Aviação Civil. **Relatório Anual de Segurança Operacional (RASO) – 2019**. Brasília, DF, 18 de junho de 2020. Disponível em: https://www.anac.gov.br/assuntos/paginas-tematicas/gerenciamento-da-seguranca-operacional/arquivos/RASO_2019.pdf. Acesso em: 26 ago. 2020.
- BRASIL, CENIPA - Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos. **Painel SIPAER: Panorama das Ocorrências**. 2020. Disponível em: http://painelsipaer.cenipa.aer.mil.br/QvAJAXZfc/opensdoc.htm?document=SIGAER%2Fgia%2Fqvw%2Fpainel_sipaer.qvw&host=QVS%40cirros31-37&anonymous=true. Acesso em: 11 ago. 2020.
- BRASIL, CESV – Centro de Estudos de Segurança de Voo. **Histórico do SIPAER**. 2017. Disponível em: <http://cesv.cenipa.gov.br/index.php/cesv/quem-somos/57-artigos/81-historico-do-sipaer>. Acesso em: 11 ago. 2020.
- BRASIL, SERIPA II – Serviços Regionais de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos. **PrevINE – Falha de Motor em Bimotor Leve**. Boletim Informativo de Prevenção de Acidentes Aeronáuticos da Região Nordeste. 2013 Disponível em: <http://www2.fab.mil.br/seripa2/images/previne/Previne-n-08---Falha-de-Motor-em-Bimotor-Leve.pdf>. Acesso em: 01 ago. 2020.
- BOTTURA, Heitor. **Curso prático de voo por instrumentos**. 2 ed. São Paulo: Dag Gráfica e Editorial, 1989.
- CRAIG, Paul A. **Multiengine Flying**. Franklin, Tennessee, USA: 3d Ed., 2003.
- EUA. Federal Aviation Administration. U.S.Department of Transportation. **Airplane Flying Handbook (FAA-H-8083-3B)**. 2016. Disponível em: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook/. Acesso em: 17 ago. 2020.

EUA. Federal Aviation Administration. U.S.Department of Transportation. - **FAR - Part 23 - Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplanes**. 1996. Disponível em: <https://www.risingup.com/fars/info/23-index.shtml>. Acesso em: 17 ago. 2020.

EUA. Federal Aviation Administration. U.S.Department of Transportation. **Flying Light Twins Safely (FAA-P-8740-66)**. Oklahoma City, Ok, Airman Testing Standards Branch, 2008. Disponível em: https://www.faasafety.gov/files/notices/2015/Nov/FAA_P-8740-66.pdf. Acesso em: 15 ago. 2020.

GIL, Antonio Carlos. **Como elaborar projetos de pesquisa**. 4. ed. São Paulo: Atlas, 2002.

HOMA, Jorge M. **Aerodinâmica e Teoria de Voo**. 19 ed. São Paulo: Asa Edições e Artes Gráficas Ltda., 1998.

JEPPESEN. **GFD Multi-Engine DVD Course** (Multi-Engine Video Series). Dirigido e produzido Jeppesen Company. Englewood-CO. 1996.

JEPPESEN. **Principles of Flight**. 8ª ed. Atlantic Flight Training, v. 8, 2007.

Manual da Aeronave Sêneca III. EJ Escola Aeronáutica Civil 2012. Itápolis -SP Disponível em: http://bibliotecaarea.weebly.com/uploads/2/3/6/7/23672726/seneca_iii_05_12_12.pdf. Acesso em: 18 ago. 2020.

PORTAL Airplane Pictures. **Airplane Pictures Creative Aviation Photography. 2020**. Disponível em: <https://www.airplane-pictures.net/>. Acesso em: 12 ago. 2020.

ROBSON, David. **Multi-Engine Piston**. Aviation Theory Centre Pty Ltd, 2014.

SILVEIRA, Fernando Acosta Da. **Técnicas de Voo Multimotor em situações de Assimetria de Potência**: Palhoça. 2019. Monografia (Graduação) – Graduação em Ciências Aeronáuticas, Unisul, Santa Catarina. 2019.

THOMAS, Robert. **Multi-Engine Guide Airplane Guide**. Embry-Riddle Aeronautical University. 2009 - Daytona Beach - FL. Disponível em: https://www.kevincfi.com/files/pdf/manuals/Piper/Piper%20Seminole/ERAU%20Supplement%20pa44_meg.pdf. Acesso em: 14 ago. 2020.

Apêndice A - VMCA x Controlabilidade x Performance

Tabela 1 - VMCA X Controlabilidade X Performance

Efeito sobre	VMCA	PERFORMANCE
Aumento da Potencia	Aumento VMCA Maior guinada	Aumento Performance Devido maior potencia
Aumento da Temperatura	Diminuição VMCA Menor densidade e potencia Menor Guinada	Diminuição Performance Menor densidade = Menor potencia
Diminuição da Pressão	Diminuição VMCA Menor densidade e potencia Menor Guinada	Diminuição Performance Menor densidade = Menor potencia
Aumento da Altitude Densidade	Diminuição VMCA Menor densidade e potencia Menor Guinada	Diminuição Performance Menor densidade = Menor potencia
Ângulo de rolagem 0° (Asa nivelada)	Aumento VMCA Maior arrasto Derrapagem Frontal	Diminuição Performance Maior arrasto Derrapagem
Ângulo de rolagem 2 - 3° (Motor Bom)	Diminuição VMCA Menor arrasto Zero Derrapagem	Aumento Performance Menor arrasto Zero derrapagem
Hélice em Molinete	Aumento VMCA Maior arrasto e guinada	Diminuição Performance Maior arrasto
Hélice Embandeirada	Diminuição VMCA Menor arrasto e guinada	Aumento Performance Menor arrasto
CG Atrás	Aumento VMCA Menor distância entre leme e CG, menor autoridade do leme	Aumento Performance Menor força para baixo requerida na estabilizador horizontal. Menor arrasto
Alto peso de Decolagem	Diminuição VMCA Maior peso, mais sustentação horizontal disponível para se opor a curvar ao motor inoperante	Diminuição Performance Maior peso Maior potência requerida

Efeito sobre	VMCA	PERFORMANCE
Flaps baixados	Diminuição VMCA Maior arrasto no motor bom, reduz a guinada para o motor morto	Diminuição Performance Maior arrasto induzido
Trem de pouso baixado	Diminuição VMCA Quando trem baixado resulta em CG a frente	Diminuição Performance Maior arrasto parasita
Falha do motor critico	Aumento VMCA <i>P-factor</i> , Fluxo acelerado, Torque. Maior guinada	Diminuição Performance Maior arrasto Maior amplitude de comandos
Sobre Efeito Solo	Aumento VMCA Menor arrasto, maior guinada, maior tração disponível	Aumento Performance Menor arrasto

Fonte: Embry-Riddle Aeronautical University, 2009 (Adaptado pelo autor)