



ANNA CAROLINY DOS SANTOS AMARAL

**DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA:
UMA REVISÃO BIBLIOGRÁFICA**

LAVRAS – MG

2023

ANNA CAROLINY DOS SANTOS AMARAL

**DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA:
UMA REVISÃO BIBLIOGRÁFICA**

Monografia apresentada à Universidade Federal de Lavras, como parte das exigências do Curso de Engenharia Mecânica, para a obtenção do título de Bacharel.

Prof. Dr. Fábio Lúcio Santos

Orientador

LAVRAS – MG

2023

**Ficha catalográfica elaborada pelo Sistema de Geração de Ficha Catalográfica da Biblioteca
Universitária da UFLA, com dados informados pelo(a) próprio(a) autor(a).**

AMARAL, ANNA CAROLINY DOS SANTOS.
DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA: UMA REVISÃO
BIBLIOGRÁFICA / ANNA CAROLINY DOS SANTOS
AMARAL. - 2023.

84 p.: il.

Orientador(a): FÁBIO LÚCIO SANTOS.

TCC (graduação) - Universidade Federal de Lavras, 2023.
Bibliografia.

1. WINGLET. 2. ARRASTO INDUZIDO. 3. PONTA DE
ASA. I. SANTOS, FÁBIO LÚCIO. II. Título.

ANNA CAROLINY DOS SANTOS AMARAL
DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA: UMA REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

WINGTIP DEVICES: BIBLIOGRAPHICAL REVIEW

Monografia apresentada à Universidade Federal de Lavras, como parte das exigências do Curso de Engenharia Mecânica, para a obtenção do título de Bacharel.

APROVADA em 14/12/2023.

Prof. Dr. Fábio Lúcio Santos	UFLA
Prof. Dr. Wander Gustavo Rocha Vieira	UFLA
Eng. Henrique Böckmann Alves	EMBRAER

Prof. Dr. Fábio Lúcio Santos
Orientador

LAVRAS – MG
2023

Dedico este trabalho a Deus por toda a sabedoria concedida e aos meus pais por seu amor incondicional. Sem eles, meu sonho seria apenas um sonho.

AGRADECIMENTOS

Por tudo o que aprendi e me tornei, por tudo o que eu sou, agradeço a vocês, papai e mamãe, por estarem sempre ao meu lado, me apoiarem, e nunca duvidarem de mim. Joaquim e Ivonete, vocês são os melhores pais que Deus poderia me proporcionar. Obrigada!

Agradeço ao meu orientador, Fábio Lúcio Santos, por todo o apoio durante a graduação e, principalmente, durante o desenvolvimento desse trabalho. À minha irmã, Anna Cristina, por toda gentileza e amizade.

Aos meus amigos, especialmente a Karina Honda, Maria Elisa e Vinícius Santos, por estarem ao meu lado durante a graduação e por oferecerem a sua amizade. Ao meu querido namorado, Júlio César, pelo seu amor, carinho e companhia.

À universidade e ao seu corpo docente, agradeço pela oportunidade de realizar o meu sonho do bacharelado em Engenharia.

*Não importa o que façam, nunca passará de uma simples gota num oceano infinito.
- Mas, o que é um oceano senão um conjunto de infinitas gotas?
(Hill, Grant; Cloud Atlas, 2012)*

RESUMO

A mobilidade aérea, impactada pelos custos dos combustíveis, busca incessantemente reduzir o consumo para aprimorar eficiência e competitividade e reduzir o impacto ambiental. Este estudo, elaborado seguindo os princípios do PRISMA, realiza uma revisão sistemática sobre dispositivos de ponta de asa, com foco nos winglets, que visam a redução do arrasto induzido e a melhoria do desempenho das aeronaves. Após a busca em bancos de dados e empresas aeroespaciais, 80 artigos foram selecionados para a análise final, sendo que 72,5% abordam as condições aerodinâmicas e 27,5% demonstram desdobramentos estruturais. As limitações identificadas concentram-se no custo computacional, manufatura e balanço de requisitos. Estudos de casos em aeronaves com dispositivos de ponta de asa indicam que a decisão de aplicar ou não esses dispositivos são multidisciplinares, envolvendo manufatura, cargas, estruturas, peso e aerodinâmica. A missão da aeronave desempenha um papel crucial na escolha, considerando os impactos estruturais e as limitações nas condições de aplicação. Apesar de aerodinamicamente os winglets não serem a forma mais eficiente de redução do arrasto induzido, e o aumento do alongamento da asa ser mais eficaz devido à sua proximidade com a distribuição de sustentação elíptica. No entanto, ao incorporar variáveis como limitações estruturais, de peso e de espaço no Gate, os winglets tornam-se atrativos, oferecendo aumento de eficiência com redução de impacto, dependendo das peculiaridades do projeto.

Palavras-chave: Arrasto Induzido; Ponta de Asa; Esteira de Turbulência; Winglet.

ABSTRACT

Air mobility, influenced by fuel costs, relentlessly seeks to reduce consumption to enhance efficiency and competitiveness while minimizing environmental impact. This study, conducted following PRISMA principles, performs a systematic review of advanced wing devices, with a focus on winglets, aiming to reduce induced drag and enhance aircraft performance. After searching aerospace databases and companies, 80 articles were selected for the final analysis, with 72,5% addressing aerodynamic conditions and 27,5% demonstrating structural developments. Identified limitations primarily revolve around computational cost, manufacturing, and requirements balancing. Case studies on aircraft with wing devices indicate that the decision to apply these devices is multidisciplinary, involving manufacturing, loads, structures, weight, and aerodynamics. The aircraft mission plays a crucial role in the choice, considering structural impacts and limitations in application conditions. Although aerodynamically, winglets may not be the most efficient form of induced drag reduction, and increasing wing aspect ratio may be more effective due to its proximity to the elliptical lift distribution. However, incorporating variables such as structural limitations, weight, and gate space constraints, winglets become attractive, offering increased efficiency with reduced impact, depending on project peculiarities.

Keywords: Induced drag; Wingtip; Wake Vortice; Winglet.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Fluxograma de escolha dos Artigos	15
Figura 3.1 – Definição de um Aerofólio.	17
Figura 3.2 – Definição do perfil de um aerofólio.	18
Figura 3.3 – Forma em planta de uma asa.	19
Figura 3.4 – Forças resultantes em uma superfície aerodinâmica.	20
Figura 3.5 – Decomposição de forças.	20
Figura 3.6 – Efeito da viscosidade em uma superfície com um fluido em movimento. . .	22
Figura 3.7 – Tipos de Arrasto.	24
Figura 3.8 – Comparação entre um corpo aerodinâmico (b) e um rombudo (a)	25
Figura 3.9 – Transição do regime de escoamento na camada limite.	25
Figura 3.10 – Influência do número de Reynolds no arrasto de fricção.	26
Figura 3.11 – Efeito da diferença de pressão.	27
Figura 3.12 – Geração de downwash.	27
Figura 3.13 – Efeito do downwash no escoamento local em uma asa finita.	28
Figura 3.14 – Um filamento de vortex ilustrando a lei de Biot-Savart.	29
Figura 3.15 – Formação dos vórtices.	30
Figura 3.16 – Distribuição de sustentação.	31
Figura 3.17 – Superposição dos vórtices na Teoria da Linha sustentadora.	31
Figura 3.18 – Distribuição de sustentação elíptica em uma forma em planta elíptica com downwash constante.	32
Figura 3.19 – Vortex-Lattice, ao longo de uma asa finita.	33
Figura 3.20 – Comparação de alongamento entre planador e um avião.	36
Figura 3.21 – Exemplo de asas com e sem afiletamento.	37
Figura 3.22 – Efeito do afiletamento na distribuição de sustentação ao longo da envergadura. .	37
Figura 3.23 – Exemplo de asas enflechadas.	38
Figura 3.24 – Torção Geométrica.	39
Figura 3.25 – Comparação entre a proporção do arrasto induzido e do arrasto parasita no total de arrasto, dependendo da fase de voo.	40
Figura 3.26 – Arrasto Induzido x Arrasto Parasita.	40
Figura 4.1 – Eixos de coordenadas e superfícies de comando.	42

Figura 4.2 – Direção das cargas.	43
Figura 4.3 – Fluxograma dos efeitos aeroelásticos.	44
Figura 4.4 – Esquemático da geometria em secção da asa com molas representando os efeitos elásticos.	45
Figura 5.1 – Redução da eficiência de aplicação, devido a deriva causada pelos Vortéx.	48
Figura 6.1 – Tipos de ponta de asa usadas e/ou em estudo.	50
Figura 6.2 – Distribuição de sustentação com e sem <i>Winglet</i>	51
Figura 6.3 – <i>Winglet</i> proposto por Whitcomb.	52
Figura 6.4 – Esquilo voador mostrando a ponta de asa.	53
Figura 6.5 – <i>Scimitar Winglet</i> do Boeing 737-800.	53
Figura 6.6 – Parâmetros envolvidos no design de <i>Winglet</i>	54
Figura 6.7 – <i>Winglet</i> do avião Embraer Praetor 600.	54
Figura 6.8 – Diferent <i>winglet</i> design 1.Blended(side view and front view) 2.BMAX (side view and front view) 3.a)Multi-tip-2 b)Multi-tip-3 c)Multi-tip-4	55
Figura 6.9 – <i>Wingtip fence</i> do avião Airbus A380.	56
Figura 6.10 – Comparação entre aviões com e sem <i>Raked tip</i>	57
Figura 6.11 – Ponta de asa <i>Spiroid</i> do avião Dassault Falcon 50.	58
Figura 6.12 – Efetividade das configurações de ponta de acordo com o alcance.	59
Figura 6.13 – Ângulos de controle.	59
Figura 6.14 – Avião conceitual com Box-Wing.	60
Figura 7.1 – Boeing 737.	63
Figura 7.2 – Asa dobrável do Boeing 777X.	65
Figura 7.3 – <i>Scimitar Winglet</i> do avião McDonnell Douglas MD-11.	66
Figura 7.4 – <i>Winglet</i> do avião Boeing 747-400.	66
Figura 7.5 – Aviões Executivos.	67
Figura 8.1 – Resultado dos diferentes tipos de <i>winglets</i> para o ângulo de ataque de cruzeiro.	68
Figura 8.2 – Resultado dos diferentes tipos de <i>winglets</i> para o ângulo de ataque de decolagem.	69

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 – Pergunta de pesquisa, a partir do acrônimo PICOS.	13
Tabela 2.2 – Palavras-Chaves	14
Tabela 5.1 – Parâmetros de peso (Massa máxima de decolagem em Kg).	47
Tabela 5.2 – Código de referência do aeródromo.	49
Tabela 5.3 – Largura de uma pista de pouso e decolagem.	49
Tabela 7.1 – Dados da aeronave Boeing 777-200ER.	64
Tabela 7.2 – Dados da aeronave Boeing 777-800.	65
Tabela 8.1 – Resumo dos dispositivos de ponta de asa	70
Tabela 8.2 – Resumo dos estudos/trabalhos utilizados na revisão sistemática	72

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	12
1.1	Objetivos	12
1.1.1	Objetivos Específicos	12
2	METODOLOGIA	13
2.1	Estratégia de pesquisa	13
3	FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA	17
3.1	Aerofólios	17
3.2	Asas	18
3.3	Forças Aerodinâmicas	19
3.4	Tipos de escoamento	21
3.4.1	Viscosos ou não viscosos	21
3.4.2	Laminar ou Turbulento	22
3.4.3	Compressíveis ou Incompressíveis	23
3.5	Tipos de Arrasto	24
3.5.1	Arrasto Viscoso ou de Fricção	25
3.5.2	Arrasto de Vórtice ou Induzido	26
3.5.3	Arrasto de Interferência	26
3.5.4	Arrasto Parasita	26
3.5.5	Arrasto de Onda	27
3.6	Arrasto Induzido	27
3.6.1	Lei de Biot-Savart e os filamentos de Vortex	28
3.6.2	Teoria da Linha Sustentadora e a Asa Elíptica	31
3.6.3	Teoria da Superfície Sustentadora e o Método Vortex-Lattice	33
3.6.4	Coefficiente de Arrasto Induzido	34
3.6.5	Condições Geométricas e suas consequências	35
3.6.5.1	Alongamento (AR)	35
3.6.5.2	Afilamento e a razão de conicidade (λ)	36
3.6.5.3	Enflechamento (Λ)	38
3.6.5.4	Torção geométrica (Θ)	39
3.6.5.5	Torção Aerodinâmica	39

3.6.6	Arrasto Induzido versus Arrasto Parasita	40
3.7	Predição do Arrasto Induzido via CFD	40
4	FUNDAMENTOS DE ANÁLISE ESTRUTURAL (DINÂMICA DAS FORÇAS)	42
4.1	Eixos de Movimento	42
4.2	Cargas Atuantes	42
4.3	Efeitos aeroelásticos	44
4.3.1	Divergência	44
4.3.2	<i>Flutter</i>	45
4.3.3	<i>Buffeting</i>	46
5	REGULAMENTAÇÃO AERONÁUTICA	47
5.1	Missão da aeronave, Segurança e Aeronavegabilidade	47
5.2	Regulamentação Aeroportuária	48
6	DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA	50
6.1	<i>Scimitar</i> ou <i>Whitcomb Winglet</i>	50
6.2	<i>Blended Winglet</i>	54
6.3	<i>Wingtip fence</i>	55
6.4	<i>Raked tip</i> - Extensão de Asa	56
6.5	<i>Spiroids</i>	57
6.6	<i>Winglet</i> adaptativo	59
6.7	<i>Box Wing</i> - Asa Fechada	60
6.8	Condições de aplicação em projetos já previamente desenvolvidos	60
6.9	Quando não usar?	60
7	ESTUDOS DE CASO	62
7.1	Boeing 737	62
7.2	Boeing 777x	64
7.3	McDonnell Douglas MD-11	65
7.4	Boeing 747-400	66
7.5	Aviões Executivos	66
8	RESULTADOS E DISCUSSÕES	68
9	CONSIDERAÇÕES FINAIS	75
	REFERÊNCIAS	76

1 INTRODUÇÃO

Entre os meios de transporte utilizados atualmente, a indústria aeronáutica está entre as mais afetadas por instabilidades econômicas e geopolíticas, onde mais da metade do custo operacional de uma companhia aérea está no consumo de combustíveis (Folha BV, 2022).

Então, desde a crise do petróleo na década de 70, estudos que impulsionassem a redução do consumo de combustível, a variação energética e o aumento de eficiência nas aeronaves foram amplamente difundidos.

O arrasto é um dos responsáveis pelo consumo de combustível, que se trata de uma força de resistência intrínseca ao movimento e contrário ao mesmo, sendo impossível sua eliminação por completo. De acordo com Mattos, Macedo e Filho (2003), o arrasto induzido é responsável por entre 30%-40% do arrasto total de uma aeronave em condições de cruzeiro. E de 80%-90% na fase de decolagem (GUERRERO; MAESTRO; BOTTARO, 2012).

Dessa forma, os mecanismos de redução do arrasto induzido foram extensivamente estudados, mas também questionados, visto que essa condição aerodinâmica possui um caráter iterativo e dependente de diversas variáveis.

1.1 Objetivos

O objetivo deste trabalho é realizar uma revisão sistemática sobre os mecanismos de redução do arrasto induzido, tais como dispositivos de ponta de asa, e apresentar as condições necessárias que precisam ser avaliadas para o dimensionamento adequado desses dispositivos.

1.1.1 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos envolvem:

- Estabelecer a conexão entre o arrasto induzido e a geração de sustentação em uma aeronave;
- Realizar uma revisão sistemática de literatura sobre os diferentes tipos de dispositivos desenvolvidos para redução do arrasto induzido em aeronaves;
- Apresentar os avanços desenvolvidos que levaram a melhorias na performance das aeronaves e, conseqüentemente, na redução do consumo de combustível, atrelado aos tipos de dispositivos e suas condições de aplicação.

2 METODOLOGIA

Essa revisão sistemática foi elaborada seguindo as recomendações do *Preferred Reporting Items for Systematic reviews and Meta-Analyses* (PRISMA) (MOHER et al., 2010), de forma a conseguir mapear as condições mínimas necessárias para validar e aprimorar esse estudo. Essa escolha foi feita pois o uso de dispositivos de ponta de asa é uma decisão bastante controversa e discutida no meio aeronáutico.

Dentro das recomendações para elaboração de uma revisão sistemática, é previsto a passagem pelos seguintes eventos: elaboração da pergunta de pesquisa, busca na literatura, seleção dos artigos, extração dos dados, avaliação da qualidade metodológica, síntese dos dados, avaliação da qualidade das evidências, redação e publicação dos resultados (GALVAO; PEREIRA, 2014).

2.1 Estratégia de pesquisa

Para elaboração da pergunta de pesquisa, seguiu-se o acrônimo PICOS: população; intervenção (ou exposição); comparação; desfecho (O, *outcome*, do inglês) e tipos de estudo (S, *study type*, do inglês) (GALVAO; PEREIRA, 2014). Utilizado regularmente na área da saúde para definir o campo de atuação de um estudo, que aplicado ao contexto deste trabalho, segue a tabela 2.1

Tabela 2.1 – Pergunta de pesquisa, a partir do acrônimo PICOS.

Descrição	Abreviação	Componentes da pergunta
População	P	Arrasto Induzido nas aeronaves
Intervenção	I	Dispositivos de ponta de asa (<i>Winglet, wingtip</i>)
Comparação	C	Extensão de asa e outros mecanismos
Desfecho	O	Arrasto de forma, dificuldade construtiva, etc
Tipos de estudo	S	Simulações em tunel de vento, projetos comerciais e acadêmicos

Fonte: Adaptado de Galvao e Pereira (2014).

Chegando então a pergunta, "Os *winglets*, utilizados em alguns projetos de aeronaves, são a forma mais eficiente de redução do arrasto induzido e aumento de eficiência na performance?"

Com isso, buscou-se artigos científicos nas bases de dados do SciELO, Google Acadêmico, ScienceDirect, Aerospace Research Central e da Nasa Technical Reports tanto na língua portuguesa quanto na inglesa, utilizando o recurso de palavras-chave, as quais podem ser observadas na Tabela 2.2, para uma filtragem inicial.

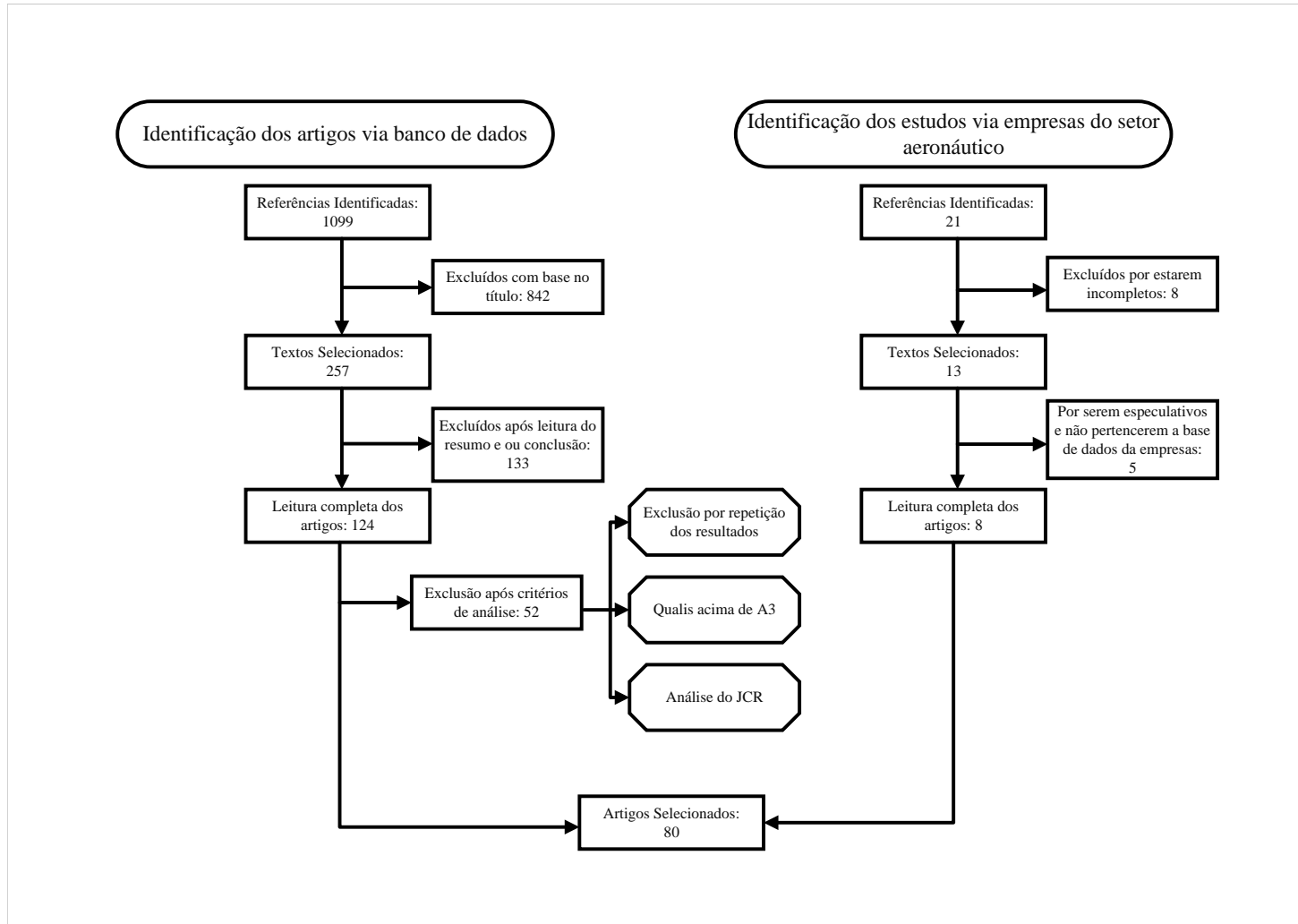
Tabela 2.2 – Palavras-Chaves

Induced Drag | Wingtip Devices | Winglet
Wake vortices | Wingtip shape | Wings Design
Spiroids wingtip | Wingtip fence | blended Winglet
Raked tip

Fonte: Autoral

A seleção dos estudos mais relevantes entre a base de dados coletada foi realizada por meio de dois processos independentes. O primeiro envolveu a análise do fator de impacto de cada artigo, enquanto o segundo utilizou a vivência de caso. Diversos trabalhos foram publicados por empresas do ramo aeronáutico (Airbus, Boeing, Embraer, etc.), compartilhando suas experiências no desenvolvimento dessas estruturas, mas sem uma avaliação de impacto definida, a figura 2.1 indica o fluxograma de seleção.

Figura 2.1 – Fluxograma de escolha dos Artigos



Fonte: Autoral (2023).

Como as características aerodinâmicas são determinantes no dimensionamento de uma aeronave, visto que influenciam significativamente as condições de desempenho, a maior parte dos artigos acadêmicos e conceituais se concentram nesse viés aerodinâmico. No entanto, ao analisarmos a aeronave real, outras condições tornam-se importantes, como a forma de manufatura da estrutura, a distribuição dos carregamentos, o volume útil para acomodar todos os sistemas, as condições operacionais em hangares e portões, e até mesmo a relevância e o impacto de cada setor dentro da empresa, incluindo a saúde financeira.

Assim sendo, a escolha de estudos provenientes de diversos ambientes acadêmicos e profissionais busca mitigar esses vieses na condução do projeto. Contudo, é essencial apresentá-los como fatores de impacto nas decisões, que necessariamente precisam ser avaliados

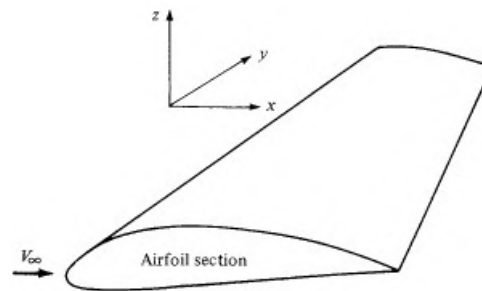
3 FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA

Primeiramente será descrito as condições aerodinâmicas envolvidas na geração de arrasto, os tipos de arrasto e a conexão entre elas, e as consequências que cada escolha geométrica possui sobre o escoamento.

3.1 Aerofólios

Como primeiro elemento geométrico a ser descrito, um aerofólio é frequentemente mencionado como qualquer superfície aerodinâmica, englobando todo o corpo. No entanto, ele se refere especificamente a uma seção transversal da asa no sentido do escoamento. Observando a Figura 3.1, corresponde à seção transversal referente ao plano ZX. Um aerofólio é um perfil aerodinâmico amplamente utilizado em estudos teóricos e na construção de conceitos.

Figura 3.1 – Definição de um Aerofólio.

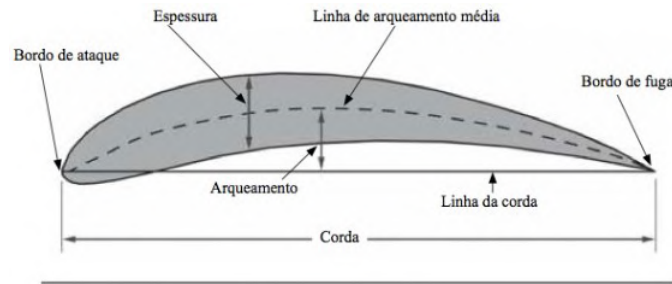


Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

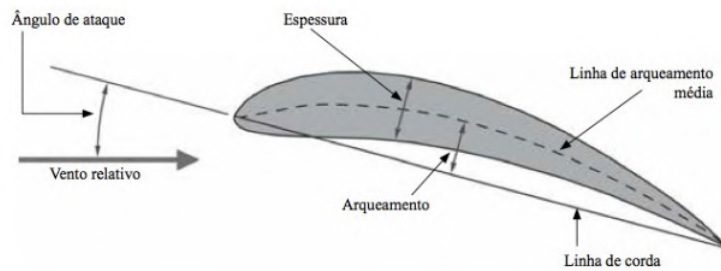
Para construção desses conceitos, algumas características básicas são definidas. A linha de arqueamento é definida pela linha que atravessa os pontos médios das superfícies superior (extradorso) e inferior (intradorso), a espessura é a altura do perfil (direção z da Figura 3.1), e a linha de corda a largura (direção x da Figura 3.1). O arqueamento representa a maior distância entre a linha de corda e a linha de arqueamento (Figura 3.2). O primeiro ponto a entrar em contato com o escoamento é o bordo de ataque, e o último é o bordo de fuga.

Que atrelado a essas características, o ângulo de ataque (α), pode ser definido, como o ângulo formado entre a linha da corda do perfil e a direção do vento relativo. Essas características geométricas podem ser observadas na Figura 3.2, em um corte em secção, mostrando o aerofólio (RODRIGUES, 2014a).

Figura 3.2 – Definição do perfil de um aerofólio.



(a) Características geométricas de um perfil.



(b) Definição do ângulo de ataque (α).

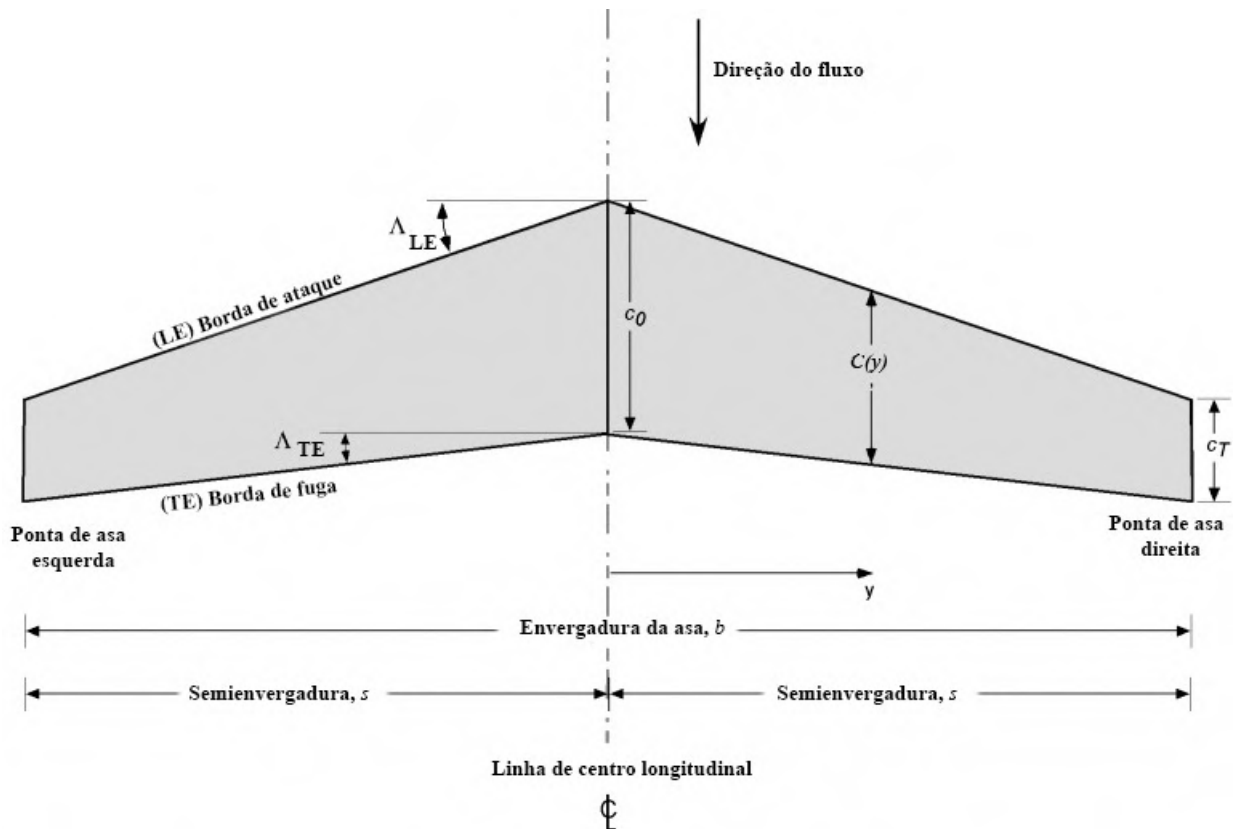
Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014a).

Como a escolha do aerofólio baseia-se nas necessidades a serem atendidas, como a influência do número de Reynolds, as características aerodinâmicas do perfil, suas dimensões geométricas, o escoamento, a velocidade de operação desejada, eficiência aerodinâmica e limitações operacionais, diversas séries de perfil foram desenvolvidos, originando as famílias de perfis, sendo a mais conhecida a família NACA, desenvolvidos pela *National Advisory Committee for Aeronautics*, antecessora da *National Aeronautics and Space Administration* (NASA).

3.2 Asas

A asa, além das considerações levantadas para o aerofólio, tem o fator de envergadura a ser considerado. Na Figura 3.3, é possível observar as definições geométricas de uma asa. Entre os observados na figura, outros critérios muito aplicados para descrever asas são o alongamento (AR, *Aspect Ratio* do inglês) e a razão de conicidade (λ). O primeiro consiste na razão entre a envergadura da asa pelo comprimento de corda médio (para asas de formato retangular) e o segundo na relação entre o comprimento de corda de ponta e o comprimento de corda raiz.

Figura 3.3 – Forma em planta de uma asa.



Fonte: Adaptado de J. Gordon Leishman (2022).

Em geral, é esperado de uma asa, alta sustentação e arrasto na fase de pouso, eficiência aerodinâmica ($\frac{L}{D}$) na decolagem, subida e cruzeiro, pouca ou nenhuma presença de ondas de choque nas condições normais de operação, baixo momento de arfagem e boas características de estabilidade e controle, além de baixo peso estrutural, facilidade construtiva e alto volume de combustível.

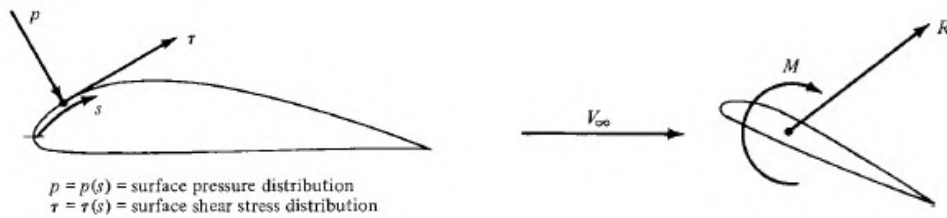
Uma característica específica de asas finitas é a presença de arrasto induzido, visto que a distribuição de sustentação é variável ao longo da envergadura, e isso é uma condição aplicada a corpos tridimensionais, por apresentar uma componente de fluxo na direção do alongamento, relação não apresentada em aerofólios (asas infinitas) (ANDERSON, 2001).

3.3 Forças Aerodinâmicas

Quando uma superfície aerodinâmica é submetida a um escoamento, forças resultantes surgem na superfície como reações ao contato. Essas reações podem ser divididas em força de pressão (p), sempre perpendicular a superfície, e força de cisalhamento (τ), sempre paralela,

como observado na Figura 3.4. O somatório de todas essas forças resulta em uma força R e um momento M .

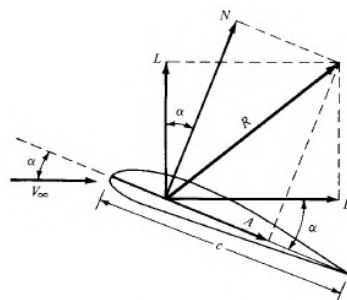
Figura 3.4 – Forças resultantes em uma superfície aerodinâmica.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

A força resultante R pode ser decomposta em duas componentes, sustentação (L - *lift*) perpendicular ao escoamento e força de arrasto (D - *drag*) paralelo, como visto na Figura 3.5.

Figura 3.5 – Decomposição de forças.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

Os coeficientes aerodinâmicos são obtidos através da adimensionalização dessas forças pela pressão dinâmica (Equação 3.1) e dimensão de referência, como demonstrados na Equação 3.2 para sustentação, 3.3 para arrasto e 3.4 para o momento (ANDERSON, 2001).

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (3.1)$$

q_{∞} Pressão dinâmica;

ρ_{∞} Densidade do escoamento não perturbado;

V_{∞} Velocidade do escoamento não perturbado;

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} S} \quad (3.2)$$

C_L Coeficiente de sustentação;

L Sustentação;

S Referência geométrica;

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (3.3)$$

C_D Coeficiente de Arrasto;

D Arrasto;

S Referência geométrica;

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S l} \quad (3.4)$$

C_M Coeficiente de Momento;

M Momento;

l Corda média aerodinâmica da asa;

Os coeficientes adimensionais são muito utilizados, principalmente para efeito comparativo entre corpos, pois assim as dimensões e os efeitos compressivos do fluido, que será visto posteriormente, não causam perturbações e variação nos resultados, o que permite o desenvolvimento de protótipos em menor escala, diminuindo os custos de desenvolvimento.

3.4 Tipos de escoamento

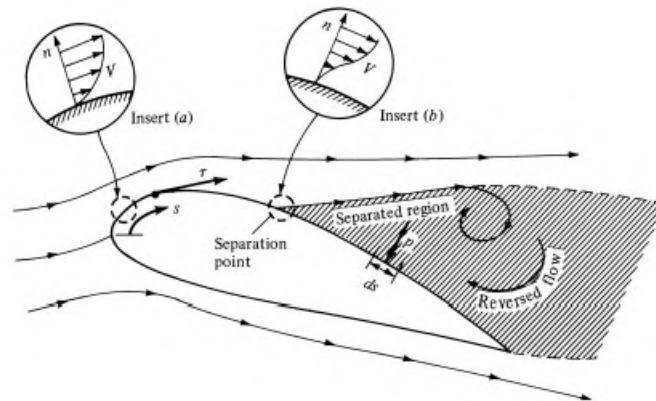
As propriedades locais do escoamento influenciam sobre o desenvolvimento do fluido sob a superfície aerodinâmica. Com o advento da pressurização das aeronaves, voar em altitudes mais elevadas se tornou uma vantagem, visto que as condições atmosféricas se tornam mais estáveis à medida que a aeronave sobe. Além disso, a viscosidade do fluido, os efeitos compressíveis, o regime do escoamento, também sofrem modificações com a mudança de altitude.

3.4.1 Viscosos ou não viscosos

Ao deslizar uma superfície sólida sobre outra (superfície sólida), surgirá um atrito contrário ao movimento, retardando-o. Este efeito também ocorre ao movimentar um fluido sob uma superfície, afetando ambos. No corpo, surgirá uma força tangencial à superfície, seguindo a direção do fluxo. Essa força, já mencionada anteriormente como tensão de cisalhamento τ , tem o mesmo módulo, mas sentido contrário. O fluido vizinho à superfície sentirá uma força retardadora que diminui sua velocidade local. Assim, quanto maior for a viscosidade do fluido maior será essa força. Conclusivamente, pode-se dizer que a viscosidade é uma medida da "dificuldade" do fluido de escoar, como pode ser observado na Figura 3.6 (ANDERSON, 2001).

É possível estimar se as forças viscosas são ou não desprezíveis em comparação com as forças de pressão a partir do cálculo do número de Reynolds (Re), dado pela Equação 3.5 (FOX, 2006).

Figura 3.6 – Efeito da viscosidade em uma superfície com um fluido em movimento.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

$$Re = \rho * \frac{V_{\infty} * D}{\mu} \quad (3.5)$$

ρ massa específica do fluido;

V_{∞} Velocidade do escoamento não perturbado;

μ viscosidade do fluido;

D Comprimento característico do escoamento;

O número de Reynolds pode ser entendido como uma razão entre as forças de inércia e forças viscosas, onde os efeitos viscosos são inversamente proporcionais ao número de Reynolds. Ou seja, quanto maior o número de Re, menor serão os efeitos viscosos (porém ainda terão importantes consequências) pelo menos na maior parte do escoamento. Se o número de Reynolds for pequeno, os efeitos viscosos serão dominantes (FOX, 2006).

Esse escoamento mais adjacente ao fluido é comumente conhecido como camada limite, onde a velocidade varia de zero na superfície do corpo até 99% do escoamento livre, fora da camada limite o escoamento pode ser tratado como não viscoso. Em geral o escoamento dentro da camada limite se inicia laminar e devido a alguma perturbação modifica-se para o regime turbulento. A estabilidade da camada limite está associada ao acabamento superficial, oscilações da superfície e ou perturbações vindas no escoamento. Tendo aumento de espessura com o desenvolvimento do escoamento (ANDERSON, 2001).

3.4.2 Laminar ou Turbulento

Um escoamento laminar é aquele em que as partículas fluidas se movem em camadas lisas, ou lâminas. Um escoamento turbulento é aquele em que as partículas fluidas rapidamente

se misturam enquanto se movimentam ao longo do escoamento devido a flutuações aleatórias no campo tridimensional de velocidades (FOX, 2006).

Escoamentos laminares possuem menos energia em sua camada limite, conseqüentemente geram menor arrasto de fricção na superfície, entretanto são mais suscetíveis a separação do escoamento se perturbado, enquanto o escoamento turbulento por sua camada limite ser maior, apresenta maior arrasto de fricção e dependendo da quantidade de perturbação por condições externas, ele consegue recolar o escoamento, por ser menos suscetível aos gradientes adversos (ANDERSON, 2001).

3.4.3 Compressíveis ou Incompressíveis

Escoamentos nos quais as variações na massa específica são desprezíveis denominam-se incompressíveis. Quando as variações de massa específica não são desprezíveis, o escoamento é denominado compressível. O exemplo mais comum de escoamento compressível é o escoamento de gases, enquanto o escoamento de líquidos pode, geralmente, ser tratado como incompressível (FOX, 2006).

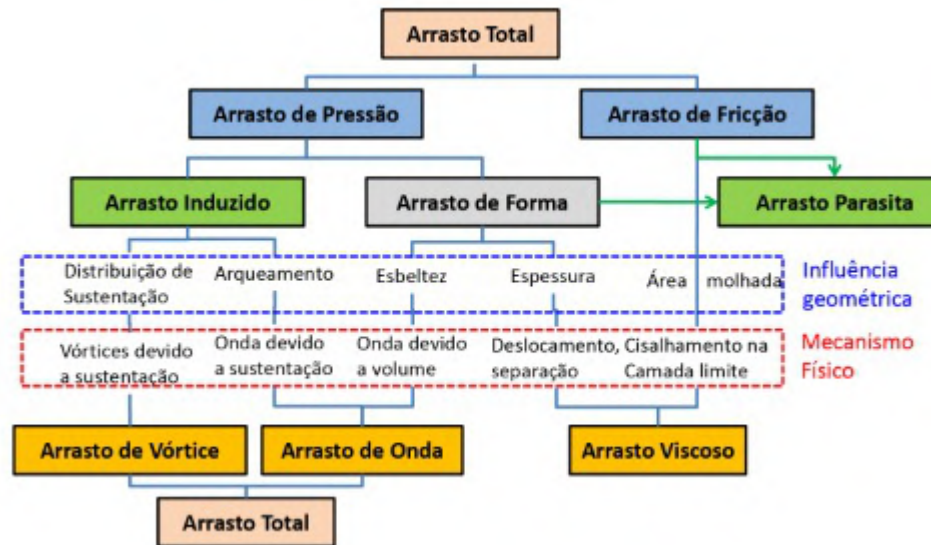
De todas as formas de subdividir e descrever diferentes fluxos aerodinâmicos, a distinção baseada no número de Mach é provavelmente a mais prevalente. Sendo Mach uma medida adimensional de velocidade que relaciona a velocidade verdadeira do escoamento não perturbado com a velocidade do som (Agência Nacional de Aviação Civil, 2008). Se M é o número de Mach local em um ponto arbitrário em um campo de fluxo, então definindo, o fluxo é localmente:

- **Subsônico** se $M < 1$, no qual todos os pontos do escoamento estão abaixo da velocidade do som, onde as linhas de corrente do fluido não apresentam discontinuidades.
- **Transônico** se houver variação de $M < 1$ ou $M > 1$, de forma que em pontos locais onde há aumento da velocidade, o escoamento se aproxima do regime sônico ou ultrapassa.
- **Supersônico** se $M > 1$, todos os pontos do escoamento estão acima da velocidade do som, e as linhas de corrente do fluido apresentam discontinuidades, além de ser caracterizado pela presença de ondas de choque (ANDERSON, 2001).

3.5 Tipos de Arrasto

O arrasto aerodinâmico é classificado de acordo com influências geométricas, com o tipo de fluido, mecanismos físicos e consequências da geração de sustentação, sendo resumidamente organizado no dendrograma¹ mostrado na Figura 3.7.

Figura 3.7 – Tipos de Arrasto.

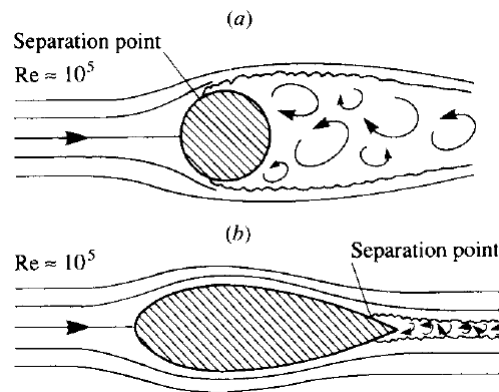


Fonte: Adaptado de Paula (2012)

Dentre as influências geométricas, destaca-se a esbeltez do objeto. Um aerofólio, considerado um corpo esbelto, é idealmente aerodinâmico, onde o arrasto de fricção predomina sobre o arrasto de pressão. Em contraste, um corpo rombudo, caracterizado por apresentar predominantemente arrasto de pressão, possui a componente de arrasto de fricção como uma pequena parte do total. Como ilustrado na Figura 3.8.

¹ dendrograma é uma representação diagramática ramificada da inter-relação de um grupo de itens que participam de alguns fatores comuns (tal como uma árvore genealógica) (DICIO, 2023)

Figura 3.8 – Comparação entre um corpo aerodinâmico (b) e um rombudo (a)

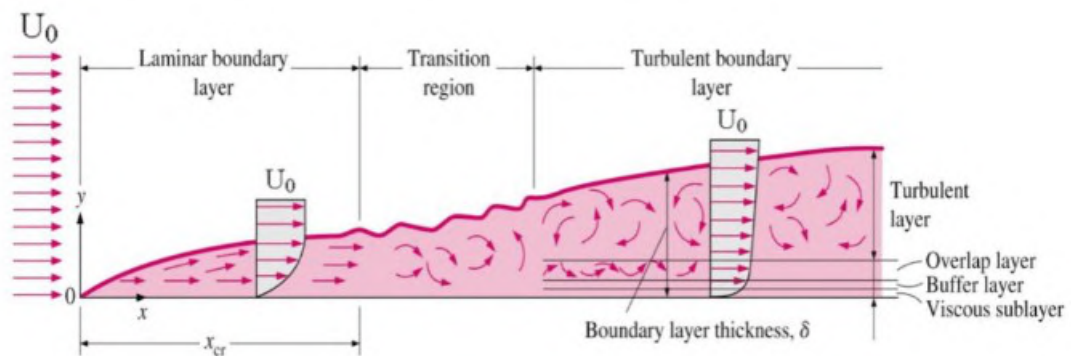


Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

3.5.1 Arrasto Viscoso ou de Fricção

Devido à condição de não escorregamento causada pelos efeitos viscosos do fluido em contato com a superfície, o arrasto viscoso é uma função da tensão de cisalhamento do fluido na superfície. Portanto, se a viscosidade de um fluido fosse zero, a resultante em atrito também seria zero, uma vez que essa mesma tensão não existiria. Sendo assim, fatores geométricos influenciam no aumento dessa componente, como o tamanho da área de superfície, sua rugosidade e ondulações, gradientes de pressão, turbulências provenientes do escoamento original, entre outros. Esses fatores também causam a transição do regime de escoamento na camada limite, como pode-se observar na Figura 3.9, situação está que está associada ao aumento do arrasto viscoso, pelo aumento de energia na região devido à desordem de movimentação (HOERNER, 1951).

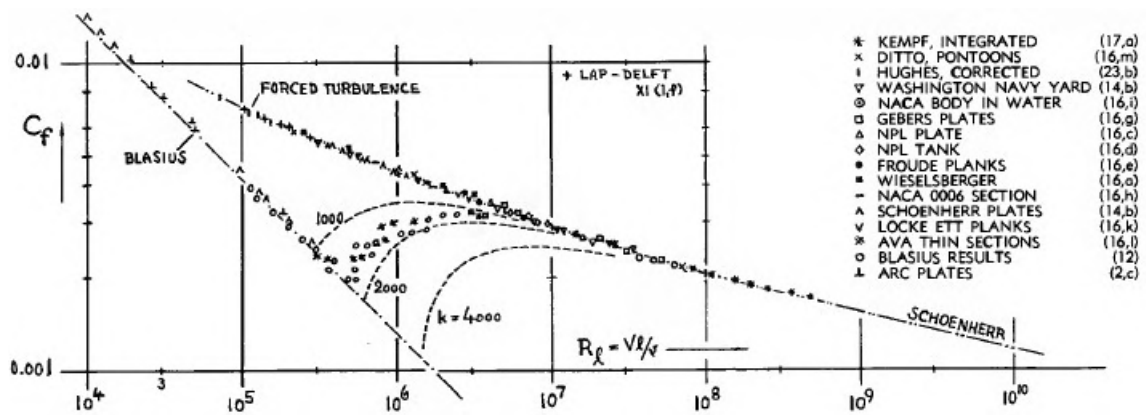
Figura 3.9 – Transição do regime de escoamento na camada limite.



Fonte: Adaptado de Thermal Engineering (2020).

Como estudado por Hoerner (1951), e observado na Figura 3.10, a diminuição do número de Reynolds traz consequências significativas de aumento do coeficiente de arrasto, que também está relacionado a transição da camada limite e o consequente aumento da influência das forças viscosas.

Figura 3.10 – Influência do número de Reynolds no arrasto de fricção.



Fonte: Adaptado de Hoerner (1951).

3.5.2 Arrasto de Vórtice ou Induzido

O arrasto induzido é resultado da diferença de pressão da asa para gerar a sustentação, de forma que esse efeito é condicionado pela presença de sustentação, não sendo possível sua eliminação. Por ser o principal objeto de estudo desse trabalho, o arrasto induzido terá uma sessão dedicada a ele para melhor detalhamento. Sessão 3.6.

3.5.3 Arrasto de Interferência

O arrasto de interferência ocorre quando há um escoamento muito próximo a outro, resultando em interferência mútua. Nessa situação, uma quantidade adicional de energia do escoamento é consumida para modular essa região, o que, por sua vez, resulta em um aumento no arrasto.

3.5.4 Arrasto Parasita

O arrasto parasita ocorre quando há qualquer movimentação de um objeto em meio a um fluido, de forma que se torna a combinação do arrasto de forma, do arrasto de fricção e do arrasto de interferência (ANDERSON, 2001).

Representando a parcela do arrasto total que não está envolvida diretamente com a geração de sustentação (RODRIGUES, 2014a).

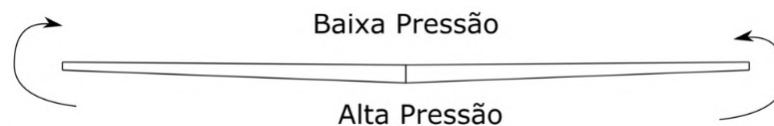
3.5.5 Arrasto de Onda

É o arrasto originado a partir dos efeitos de compressibilidade, geralmente tornando-se mais significativo para velocidades superiores a Mach 0.70, o ponto em que começam a aparecer ondas de choque localizadas em diversas regiões da aeronave, diminuindo assim a eficiência de todo o escoamento. Entretanto, antes da formação das ondas de choque, há um aumento do arrasto na região, porém de forma suave. A contribuição para o arrasto de onda vem de todas as regiões da aeronave, sendo a asa a principal contribuinte. (OBERT, 2009).

3.6 Arrasto Induzido

A diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso da asa, ao gerar sustentação, faz com que nas pontas, o escoamento tenha uma tendência de curvar, indo da zona de alta pressão (Intradorso) para a zona de baixa pressão (Extradorso). Isso resulta na geração de vórtices, conforme ilustrado na Figura 3.11.

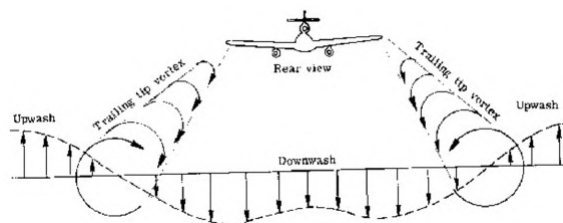
Figura 3.11 – Efeito da diferença de pressão.



Fonte: Adaptado de Portal Engenharia Aeronáutica (2020).

A presença desses vórtices induz uma velocidade para baixo (*downwash*), ao longo de toda a envergadura (Figura 3.12), causando o efeito de redução do ângulo de ataque local.

Figura 3.12 – Geração de downwash.

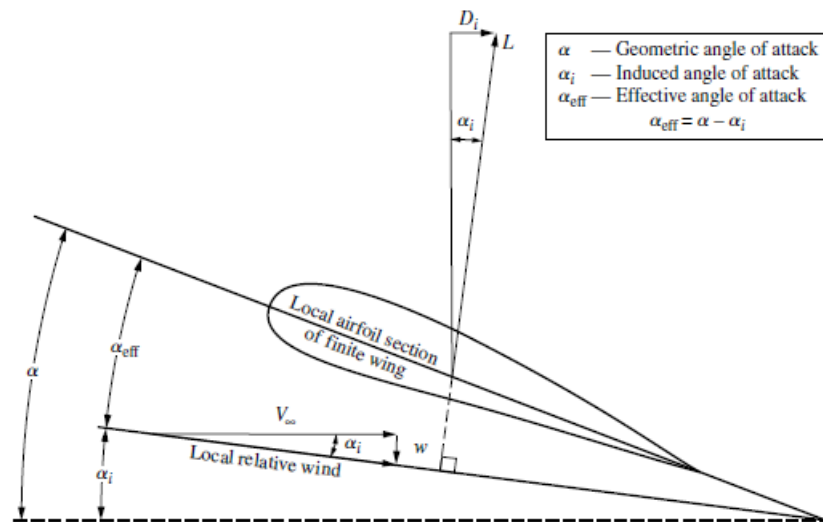


Fonte: Adaptado de Paula (2012).

Esse efeito redutor do ângulo de ataque (α), gera uma componente de sustentação paralela ao escoamento, mas de sentido contrário ao movimento, conhecido como arrasto induzido,

com isso é possível notar que o arrasto induzido é consequência da geração de sustentação, não sendo viável sua eliminação por completo, detalhado na figura 3.13 (ANDERSON, 2001).

Figura 3.13 – Efeito do downwash no escoamento local em uma asa finita.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

Tendo então como consequência a seguinte relação geométrica,

$$\alpha = \alpha_{eff} + \alpha_i \quad (3.6)$$

- α ângulo de ataque geométrico;
- α_{eff} ângulo de ataque efetivo;
- α_i ângulo de ataque induzido;

Decompondo a força de sustentação apresentada na Figura 3.13 temos que, a força de arrasto induzido é definido pela equação 3.7,

$$D'_i = L'_i * \sin(\alpha_i) \quad (3.7)$$

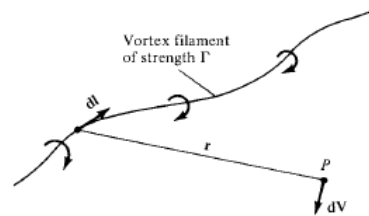
- D'_i Força de arrasto induzida local;
- L'_i Força de sustentação local;
- α_i ângulo de ataque induzido;

3.6.1 Lei de Biot-Savart e os filamentos de Vortex

Para calcular a influência dos filamentos de vortex ao longo do escoamento, alguns artifícios matemáticos foram utilizados, e uma delas é a Lei de Biot-Savart, cuja origem vem

da teoria geral de potencial que descreve campos eletromagnéticos e escoamentos invíscidos e incompressíveis.

Figura 3.14 – Um filamento de vortex ilustrando a lei de Biot-Savart.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

A Lei de Biot-Savart diz que um filamento de vórtice (Figura 3.14) induz um campo de escoamento no seu entorno, se a circulação engloba o escoamento, a força do filamento é definida como Γ . Na qual a velocidade induzida (dV) em um ponto P é proporcional a circulação (Γ), e inversamente a distância r , como escrito na equação 3.8 (ANDERSON, 2001).

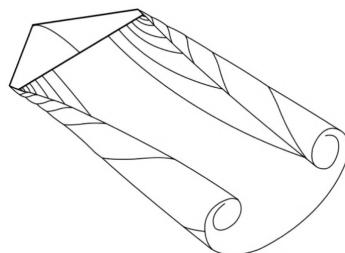
$$dV = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{dl \times r}{|r|^3} \quad (3.8)$$

Com isso, utilizando a regra da mão direita,² é possível definir o sentido do campo de vórtice e conseqüentemente da geração de *downwash* ao longo da envergadura e de *upwash* para fora ao infinito.

Dois equívocos foram desenvolvidos por conta dessa correlação da mecânica dos fluidos com o eletromagnetismo, provenientes da Lei de Biot-Savart. O primeiro diz respeito à compactação: ao observar as trilhas de condensação de vapor deixadas ao longo do percurso do avião, pode-se erroneamente inferir que o núcleo do vórtice é mais compacto do que realmente é. Na realidade, o fenômeno ocorre não apenas na ponta das superfícies sustentadoras, mas sim ao longo de toda a envergadura, uma vez que os vórtices são alimentados por todo o escoamento. Seu processo de formação gera núcleos relativamente difusos, como observado na Figura 3.15 (MCLEAN, 2005).

² A regra da mão direita é um mecanismo para definir o sentido de um campo magnético, onde o polegar deve ser apontado no sentido da corrente elétrica e os dedos no sentido do campo magnético (FUNDEPAR, 2023).

Figura 3.15 – Formação dos vórtices.



Fonte: Adaptado de Portal Engenharia Aeronáutica (2020).

O segundo equívoco refere-se ao termo "induzido", originado de uma relação errônea de causalidade. No eletromagnetismo, o campo magnético é uma consequência direta da corrente elétrica, mesmo em pontos diferentes do espaço, e essa ação a distância não ocorre na mecânica dos fluidos. No contexto dos fluidos em um campo de escoamento, a resposta ocorre apenas às forças transmitidas pelas partículas adjacentes, não existindo nenhum efeito de "indução". Sendo assim, a Lei de Biot-Savart é, na verdade, uma relação de cálculo vetorial (MCLEAN, 2005).

McLean (2005) comenta, que a presença de vorticidade em um campo de fluxo é resultado do movimento, não sua causa. Além disso, a velocidade em um ponto do espaço não pode ser diretamente influenciada ao manipular localmente a vorticidade em outro lugar.

Esse entendimento é importante no momento do desenvolvimento de soluções que venham a reduzir o arrasto induzido, pois o escoamento precisa ser analisado globalmente e não apenas na ponta da superfície sustentadora.

Os dispositivos não têm a capacidade de alterar significativamente a vorticidade total, pois esta é uma consequência do padrão global de fluxo, não uma causa. Mesmo eliminando a vorticidade do fluxo em sua entrada, um dispositivo gera vorticidade compensatória que é liberada das superfícies externas do dispositivo. Sendo assim, a menos que a distribuição global de sustentação na asa seja modificada, tanto a vorticidade total quanto o padrão geral de fluxo permanecem essencialmente invariados (MCLEAN, 2005).

De acordo com Anderson (2001), a partir do entendimento e aplicação dos conceitos de filamentos de vórtice, Helmholtz (1821-1894) determinou os princípios básicos para seu comportamento que serão utilizados para definir a distribuição de sustentação a seguir, os princípios definidos foram:

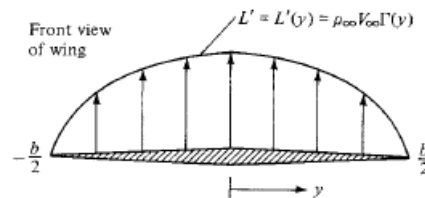
- Um filamento de vórtice possui força constante ao longo de todo seu comprimento

- O filamento não pode terminar em um fluido, ele obrigatoriamente deve se prolongar até os limites do fluido no infinito ou se manter em um circuito fechado

3.6.2 Teoria da Linha Sustentadora e a Asa Elíptica

Por uma asa poder apresentar diversas condições geométricas, ao longo da envergadura, de sua corda e espessura, existe uma variação na distribuição de sustentação, além de que ao se aproximar das pontas, a diferença de pressão tende a se igualar entre o extra e o intradorso, fazendo com a que a sustentação também tenda a zero. Como exemplificado na figura 3.16 (ANDERSON, 2001).

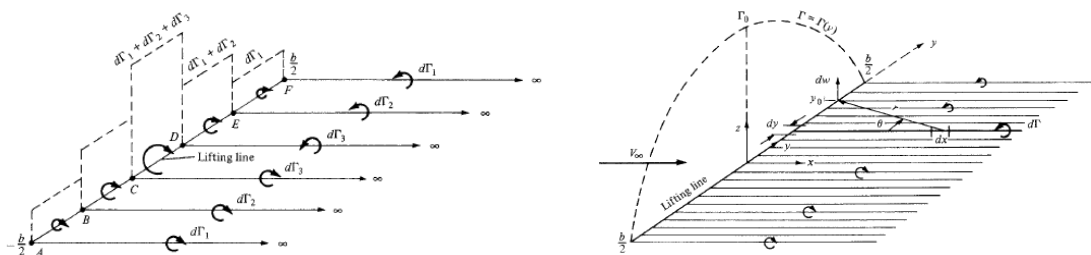
Figura 3.16 – Distribuição de sustentação.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

Prandtl ao observar essas variações ao longo da superfície sustentadora, propôs a utilização dos filamentos de vórtices de forma sobreposta (Figura 3.17) para que fosse possível mapear a variação local do escoamento, seguindo os princípios de Helmholtz. No qual o número finito de vórtex se tornam uma folha contínua (paralela a direção da velocidade do escoamento) ao longo da linha de sustentação. (OERTEL et al., 2004)

Figura 3.17 – Superposição dos vórtices na Teoria da Linha sustentadora.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

Com essa superposição dos vórtices, a distribuição de sustentação é encontrada pelo teorema de Kutta-Joukowski (equação 3.9),

$$L = \rho_{\infty} V_{\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \Gamma(y) dy \quad (3.9)$$

e aplicando a lei de Biot-Savart, encontra-se que o *downwash* ao longo da folha de vórtice é representada pela equação 3.10.

$$w(y_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{\frac{d\Gamma}{dy} dy}{y_0 - y} \quad (3.10)$$

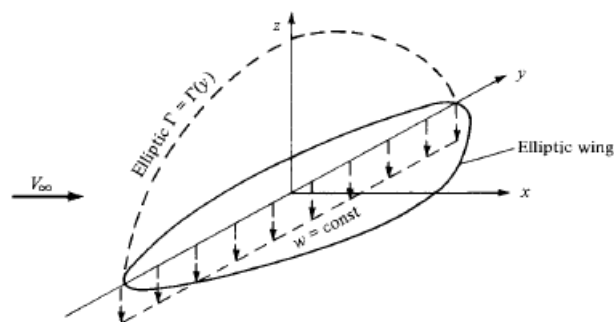
Outra correlação importante encontrada é com relação ao ângulo de ataque induzido (α_i), na qual é definido por,

$$\alpha_i = -\frac{w(y_0)}{V_{\infty}} \quad (3.11)$$

Como o intuito é definir a distribuição de sustentação e a forma em planta que produza o menor arrasto induzido, e observando que a justaposição dos vórtices ao infinito (figura 3.17) tem uma tendência elíptica, foi-se avaliado exatamente essa mesma característica de distribuição de circulação (figura 3.18), matematicamente definida pela equação 3.12, que aplicada na equação 3.9 encontra-se a distribuição de sustentação elíptica (ANDERSON, 2001).

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (3.12)$$

Figura 3.18 – Distribuição de sustentação elíptica em uma forma em planta elíptica com *downwash* constante.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

Anderson (2001) demonstra que foi calculado o *downwash* (Equação 3.10) e então o ângulo de ataque induzido (Equação 3.11) usando essa distribuição de sustentação elíptica (Equa-

ção 3.12) como referência, com isso notou que para ambas as condições avaliadas, os resultados são constantes ao longo da envergadura. Sendo essa a condição ótima de projeto a ser atingida.

Entretanto, distribuições de sustentação elípticas não são exclusivas de uma forma em planta elíptica. A mesma condição de distribuição pode ser alcançada por meio de alterações na torção, no plano, pelo enflechamento, sustentação seccionada e ou combinações desses (TAKENAKA et al., 2008).

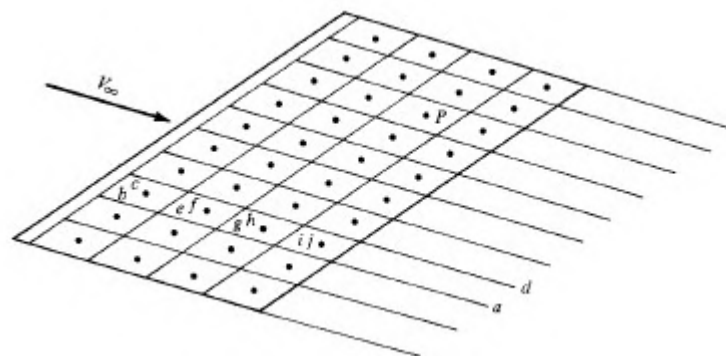
Inclusive Takenaka et al. (2008) sugere que primeiramente se considere a otimização na torção da asa de forma a recuperar a distribuição de sustentação elíptica e após, investigar a otimização no plano.

Entretanto a teoria da linha sustentadora não consegue mapear com precisão os efeitos resultantes de geometria de asas trapezoidais, asas enflechadas, com diedro, torção e com acessórios como *Winglets*. Para isso, a teoria da superfície sustentadora foi descrita (ANDERSON, 2001).

3.6.3 Teoria da Superfície Sustentadora e o Método Vortex-Lattice

O método de Vortex-Lattice é um aprimoramento da teoria da linha sustentadora para casos em que a mesma não se aplica com precisão. Sendo assim, no método Vortex-Lattice, a distribuição dos vórtices ferraduras mapeados pela teoria da linha sustentadora não ocorrem apenas no sentido da linha de sustentação, pois agora a geometria é tratada como uma superfície sustentadora, e esses vórtices estão sobrepostos nos eixos x e y (Figura 3.19), no qual a variação ao longo do eixo y representa a perda de sustentação que ocorre próximo as pontas, e a variação no eixo x representa a distribuição de pressão que segue atuando por toda a corda da asa (ANDERSON, 2001).

Figura 3.19 – Vortex-Lattice, ao longo de uma asa finita.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

Para aplicação do método Vortex-Lattice, são necessárias algumas simplificações, como a definição do escoamento como incompressível, invíscido e irrotacional no qual a componente de velocidade normal à superfície deve ser nula, para que as condições de tangência sejam atendidas (ANDERSON, 2001).

3.6.4 Coeficiente de Arrasto Induzido

A partir da integração da força de arrasto induzido local (equação 3.7) ao longo da envergadura total da asa, aplicando a relação da distribuição de sustentação elíptica (equação 3.12), define-se matematicamente o coeficiente de arrasto induzido pela equação 3.13. Que seria o arrasto induzido para a condição ótima de distribuição de sustentação elíptica. (Para discretização completa da equação do arrasto induzido veja páginas 430-432 do livro do Anderson (2001).)

$$C_{D_i} = \frac{1}{\pi AR e} * C_L^2 \quad (3.13)$$

C_{D_i} Coeficiente de Arrasto Induzido;

AR Alongamento;

e Fator de Oswald (define a eficiência geométrica da asa);

C_L Coeficiente de Sustentação ;

Observando a equação 3.13, é notório que o C_{D_i} é diretamente proporcional ao quadrado do C_L , então as fases de decolagem, subida e espera são momentos de alto arrasto induzido, já que o C_L também é alto (MATTOS; MACEDO; FILHO, 2003).

Entretanto dizer que a sustentação gerará apenas o arrasto induzido é equivocado, pois a sustentação contribui para o arrasto de pressão, mas este também possui outros mecanismos contribuintes, como ilustrado na Figura 3.7 (MCLEAN, 2005).

De acordo com McLean (2005), essa sobreposição dos efeitos perturba as análises, mas ainda assim é aceito fazer aproximações sobre os eventos no campo de fluxo. Visto que, se o fluxo imediatamente ao choque é conhecido, sua contribuição para o arrasto pode ser estimada. O mesmo é válido para a distribuição de sustentação na direção da envergadura, onde a partir da teoria do plano de Trefftz³ é possível estimar o arrasto induzido.

Sendo assim, a força de arrasto induzido pode ser resumida pela equação 3.14.

$$D_i = \rho_{\infty} S C_{D_i} \quad (3.14)$$

³ Plano de Trefftz é um plano de corte a jusante do escoamento, onde é calculado o arrasto da asa relacionado à energia transmitida para o fluxo (TAKAHASHI; OU, 2020).

- D_i Força de Arrasto Induzido;
- ρ_∞ Densidade do escoamento não perturbado;
- S Referência geométrica;
- C_{D_i} Coeficiente de Arrasto Induzido;

3.6.5 Condições Geométricas e suas consequências

Em razão da forma em planta da asa exercer influência na geração de arrasto, o formato elíptico apresenta diversas limitações práticas. Estas limitações incluem a variação da corda dos perfis ao longo de toda a envergadura, o que encarece o processo construtivo. Além disso, a aplicação do formato elíptico não é adequada para todos os tipos de perfis e missões aeronáuticas.

Diante desse cenário, torna-se interessante realizar um mapeamento das variações geométricas existentes e compreender seus respectivos impactos na geração do arrasto induzido. Isso permitirá uma escolha mais adequada e eficiente em relação ao design da asa, considerando não apenas a eficácia aerodinâmica, mas também as restrições práticas e operacionais.

Outra limitação importante quanto a asa elíptica, por ela teoricamente apresentar um C_L constante ao longo de toda a envergadura, em virtude da não variação de *downwash*, a asa estolaria por inteira para um mesmo ângulo de ataque, em contrapartida na prática a ponta da asa possui um menor número de Reynolds devido aos vórtices e a uma menor corda do perfil, fazendo com que o estol ocorra na ponta primeiro, levando a uma perda de controle lateral (Rolagem) (ANDERSON, 2001).

3.6.5.1 Alongamento (AR)

O alongamento de uma asa é definido pela relação,

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.15)$$

- AR Alongamento;
- b envergadura;
- S área da asa;

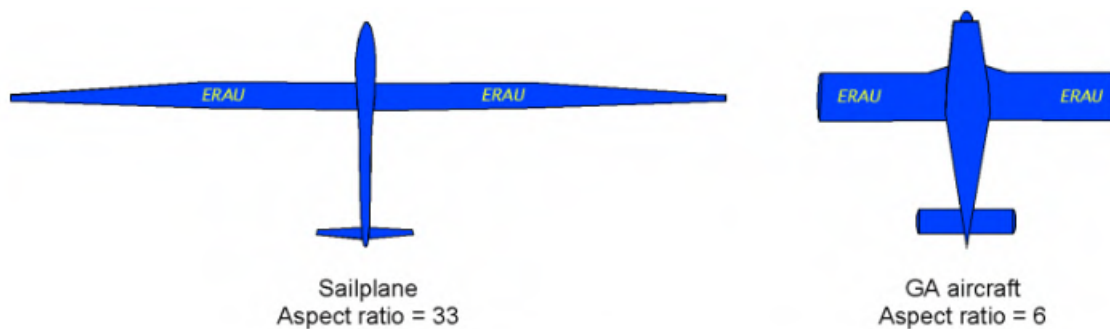
Uma consideração importante que é possível estimar a partir da equação 3.13, é que o C_{D_i} é inversamente proporcional ao alongamento da asa (AR), indicando que quanto maior o AR

menor será o C_{Di} , entretanto ao aumentar o AR também está aumentando a área molhada em contato com o escoamento consequentemente aumentando o arrasto viscoso.

Se substituirmos a equação 3.15 e a equação 3.13, no cálculo da força de arrasto induzido 3.14, é possível observar que na verdade o arrasto induzido é inversamente proporcional ao aumento de envergadura. Visto que asas com áreas superficiais diferentes podem ter o mesmo alongamento (RAYMER, 2018).

Em geral, planadores possuem asas com maiores alongamentos do que aviões (Figura 3.20), isso se deve as diferentes condições operacionais, planadores por não serem motorizados, precisam de altas razões de sustentação para aproveitarem ao máximo as térmicas e assim deslocarem grandes distâncias, porém possuem baixa manobrabilidade com o aumento do alongamento, maior o braço de momento em relação ao eixo longitudinal, o que acarreta em maior momento de inércia e consequentemente menor condição de rolagem (RODRIGUES, 2014a).

Figura 3.20 – Comparação de alongamento entre planador e um avião.



Fonte: Adaptado de J. Gordon Leishman (2022).

Além disso, estruturalmente, asas de maior alongamento possuem maior momento fletor e esforços cortantes do que asas de baixo alongamento, provocando o aumento de tensões atuantes levando a necessidade de estruturas reforçadas e consequentemente aumentando o peso da aeronave.

3.6.5.2 Afilamento e a razão de conicidade (λ)

A razão de conicidade é apresentada na equação 3.16 e demonstrada pela Figura 3.21,

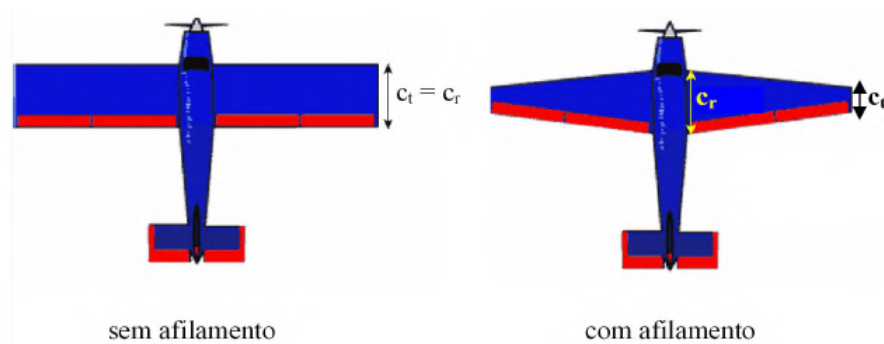
$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3.16)$$

λ razão de conicidade ou afilamento;
 c_t comprimento da corda na ponta;

c_r comprimento da corda na raiz;

Quanto mais próximo de 1 estiver a razão de conicidade de uma superfície sustentadora, menor será a diferença de corda entre a raiz e a ponta, e conseqüentemente menor será seu afilamento.

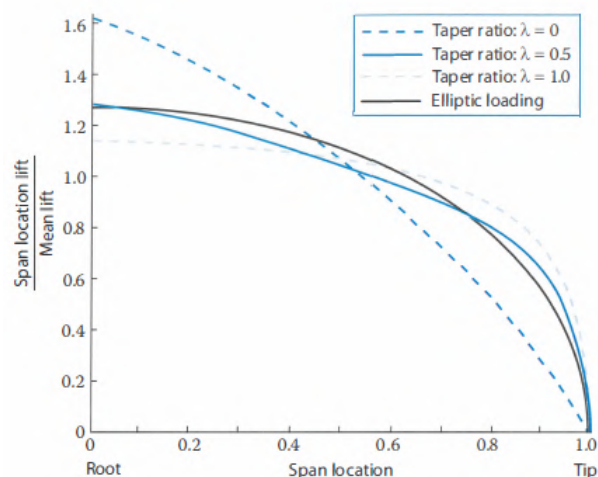
Figura 3.21 – Exemplo de asas com e sem afilamento.



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014a).

A razão de conicidade possui influência sobre a distribuição de carregamentos da asa, com seu valor próximo a 1, a asa possui uma tendência de aumentar o carregamento na ponta, conseqüência do aumento de sua corda, que aumenta o número de Reynolds e então reduz os efeitos viscosos. Esse efeito pode ser observado na figura 3.22, onde a distribuição de sustentação se aproxima da curva de distribuição elíptica à medida que aumenta a razão de conicidade.

Figura 3.22 – Efeito do afilamento na distribuição de sustentação ao longo da envergadura.



Fonte: Adaptado de Raymer (2018).

Sendo assim, aumentar o afilamento pode diminuir o carregamento na ponta, conseqüentemente reduzindo o momento fletor na raiz proveniente desse braço de alavanca, desde que o

carregamento na raiz permaneça inalterado. No entanto, como mencionado anteriormente, o afilamento afeta o número de Reynolds Re ao longo da envergadura, aumentando conforme a corda da ponta aumenta. Isso tem o efeito de reduzir os efeitos viscosos, proporcionando benefícios aerodinâmicos (RAYMER, 2018).

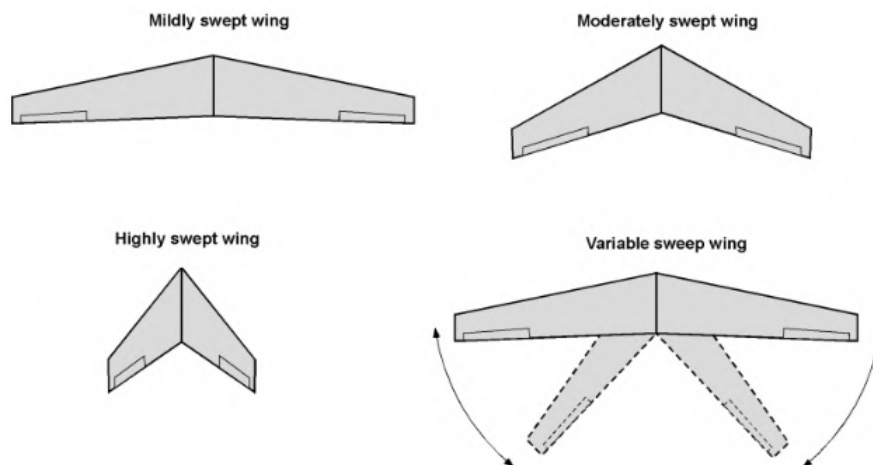
3.6.5.3 Enflechamento (Λ)

O enflechamento da asa (Figura 3.23) decompõe o fluxo de escoamento ao longo da envergadura, reduzindo-o conseqüentemente ao longo da corda, o que reduz também a diferença de pressão entre o extra e o intradorso.

Já que a componente ao longo da envergadura não contribui para a distribuição de pressão, a asa tende a ter menores coeficientes de sustentação. Essa escolha de asa geralmente é feita para aviões com missões em velocidades transônicas e supersônicas, devido sua capacidade de reduzir os efeitos compressivos provindo da geração de ondas de choque (OBERT, 2009).

O ângulo de enflechamento da asa é definido a partir da corda média, mas tanto o bordo de ataque (Λ_{LE}) quanto o bordo de fuga (Λ_{TE}), possuem ângulos próprios de enflechamento, apesar de ser o do bordo de ataque a componente inicial de decomposição do escoamento.

Figura 3.23 – Exemplo de asas enflechadas.



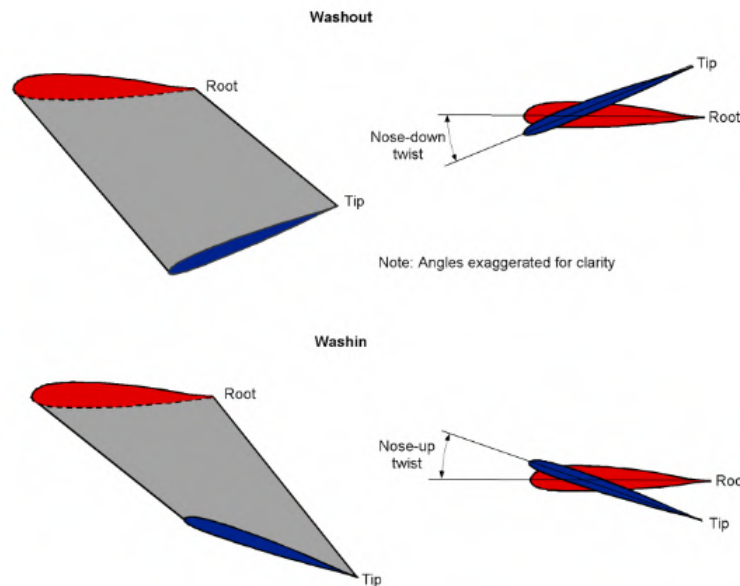
Fonte: Adaptado de J. Gordon Leishman (2022).

Entretanto, o enflechamento tende a deslocar o estol para a ponta da asa, além do escoamento cruzado deixar as condições da camada limite turbulenta, devido aos vórtices formados pelo cruzamento do escoamento da parte interna da asa com a parte externa (OBERT, 2009).

3.6.5.4 Torção geométrica(Θ)

A torção geométrica é a variação de ângulo (θ) entre a corda do perfil e a ponta, onde é positiva (*washin*) se tiver o maior ângulo na ponta e negativa (*washout*) se for menor, como observado na figura 3.24.

Figura 3.24 – Torção Geométrica.



Fonte: Adaptado de J. Gordon Leishman (2022).

Essa condição geométrica é utilizada normalmente em asas enflechadas para melhorar as condições transônicas e as características de estol. Além de diminuir os efeitos de ponta de asa, visto que ao modificar o ângulo de ataque local ao longo da envergadura, no sentido *washin*, a redução de ângulo pelo *downwash* tende a reduzir essa torção, aproximando a superfície do ângulo efetivo. Entretanto a torção geométrica implica na torção da longarina e de outros componentes internos, o que acarreta dificuldade construtiva e aumento de custos.

3.6.5.5 Torção Aerodinâmica

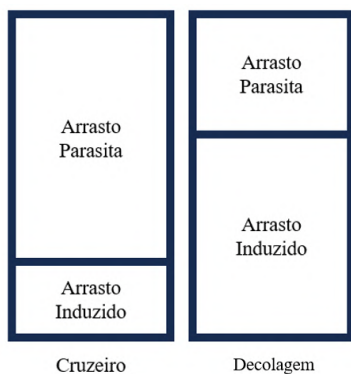
Tem funcionalidade similar a torção geométrica, mas ao invés de torcer os perfis ao longo da envergadura, é composto por perfis diferentes, gerando condições aerodinâmicas diferentes, definido pela relação entre o ângulo de sustentação zero do perfil da raiz e o ângulo de sustentação zero do perfil da ponta. Em geral utilizando perfis com maiores coeficientes de sustentação na região da raiz e menores na ponta, reduzindo assim os efeitos de ponta e condicionando o estol a raiz (RAYMER, 2018).

Entretanto, a otimização da torção é feita para uma condição única de coeficiente de sustentação, não tendo o mesmo benefício para as demais condições e piorando os efeitos para os outros coeficientes. Um avião solicita diferentes coeficientes de sustentação para diferentes fases da missão. Com isso Raymer (2018) sugere que torções acima dos 5 graus sejam evitadas.

3.6.6 Arrasto Induzido versus Arrasto Parasita

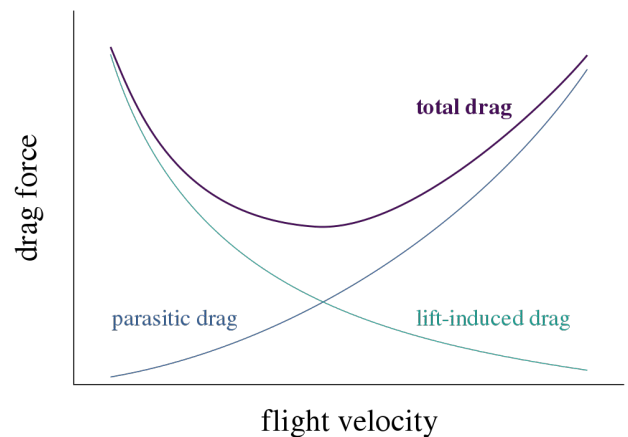
O balanceamento entre os tipos de arrasto precisa ser feito durante o desenvolvimento da aeronave, de forma que a missão que ela vai exercer se torna a condição primordial de otimização, pois cada fase do voo possui um tipo de arrasto predominante, como observado na figura 3.25, e a velocidade que o avião vai operar em cada uma dessas fases também influencia (figura 3.26).

Figura 3.25 – Comparação entre a proporção do arrasto induzido e do arrasto parasita no total de arrasto, dependendo da fase de voo.



Fonte: Adaptado de Anderson (2001).

Figura 3.26 – Arrasto Induzido x Arrasto Parasita.



Fonte: Wikipédia (2023).

3.7 Predição do Arrasto Induzido via CFD

Os vórtex geradores de arrasto induzido são de forma simplificada definidos por fluxos turbulentos e variantes no tempo, tornando sua predição bastante problemática para os métodos computacionais disponíveis ainda hoje. Uma parte desse desafio está relacionado ao declínio da vorticidade na esteira antes de chegar no ponto de análise, devido à dissipação numérica presente nos solucionadores de um *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Esta condição aos poucos tem sido contornada, ao levar em conta a transferência de energia no escoamento e as contribuições de entropia para isso (HICKEN; ZINGG, 2010).

Além disso, as aeronaves modernas possuem geometrias complexas e que grande parte voa sob escoamentos turbulentos. Uma das propostas desenvolvidas para essa análise é conhecido por Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS). O autor van Dam (1999) descreve diversos solucionadores desenvolvidos, usando as equações de Navier-Stokes, que podem ser implementados para as mais variadas condições de turbulência e transição do escoamento.

Entretanto, essa proposta encarece drasticamente as análises por conta do custo computacional, e Yamazaki, Matsushima e Nakahashi (2008) sugerem a computação via Euler não estruturada, como uma opção mais acessível, para a simulação de fluxo com o acréscimo de um modelo algébrico simples para análise do aumento da resistência de perfil e o momento fletor na raiz da asa.

4 FUNDAMENTOS DE ANÁLISE ESTRUTURAL (DINÂMICA DAS FORÇAS)

As condições aerodinâmicas descritas anteriormente desdobram-se em forças ao longo da superfície da aeronave, sendo *inputs* de referência para o projeto estrutural. Nesta seção serão descritos a dinâmica dessas forças e os impactos de cada tipo de modificação nos carregamentos.

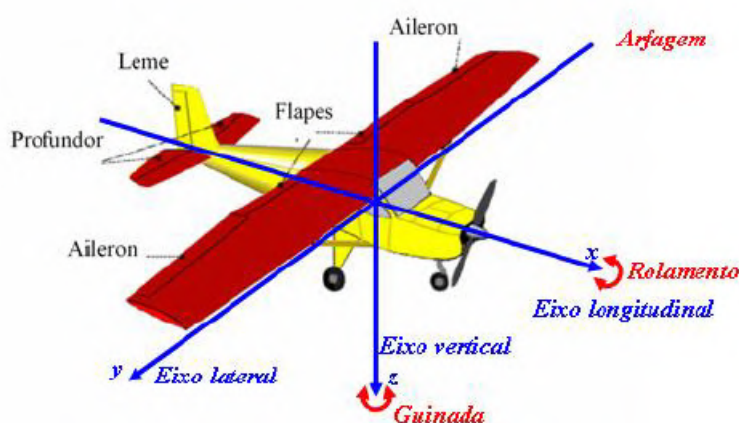
É importante lembrar os três principais tipos de forças presentes na aeronave para entendimento das próximas sessões.

- Forças de inércia surgem como uma oposição as mudanças de estado, está atrelado a massa dos objetos e atua em seu centro de massa (Brasil Escola, 2023).
- Forças elásticas são respostas do corpo como resistência a deformação (Mundo Educação, 2023).
- Forças aerodinâmicas são resultantes da iteração fluido-estrutura (ANDERSON, 2001).

4.1 Eixos de Movimento

Como o avião está tridimensionalmente livre para movimentação, as forças podem ter condições de comportamento diferentes ao longo dos 3 eixos de referência (Figura 4.1), impactando as superfícies de comando de voo.

Figura 4.1 – Eixos de coordenadas e superfícies de comando.



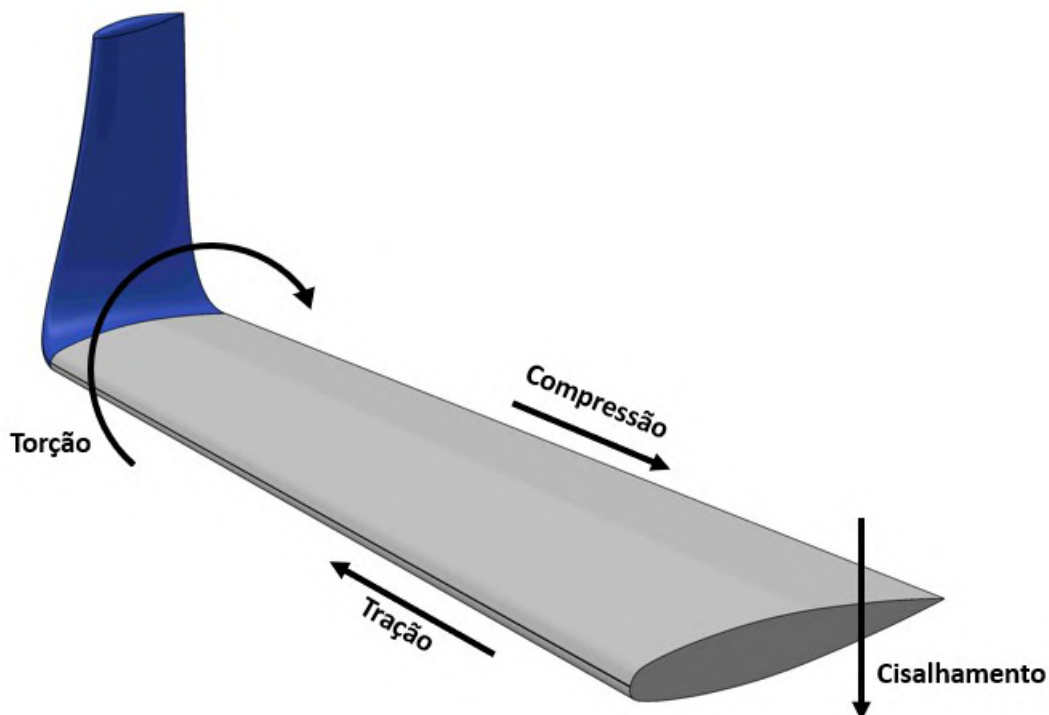
Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014b).

4.2 Cargas Atuantes

Em uma visão macro, uma semi asa possui princípios de dimensionamento estrutural similares a uma viga em balanço, de forma que ao fletir, surgem cargas de tração no intradorso,

compressão no extradorso, torção ao longo do seu eixo y e tensões cisalhantes na raiz (junção da asa com a fuselagem), como observado na Figura 4.2.

Figura 4.2 – Direção das cargas.



Fonte: Autoral (2023).

Todas essas cargas são carregamentos ditos estáticos, visto que suas respostas são deslocamentos estruturais, ou seja, a tração no intradorso tende a aumentar o comprimento do revestimento, a compressão no extradorso, diminuir seu comprimento, a torção possui uma resposta em ângulo, a flexão uma resposta em deslocamento de toda estrutura e a tensão cisalhante também (Engenharia Aeronáutica, 2022).

Entretanto, os carregamentos estáticos não são os únicos influentes sobre a estrutura, pois são resultados das forças aerodinâmicas unicamente, desconsiderando as demais forças e suas iterações. Sendo assim, existem componentes vindas de cargas dinâmicas.

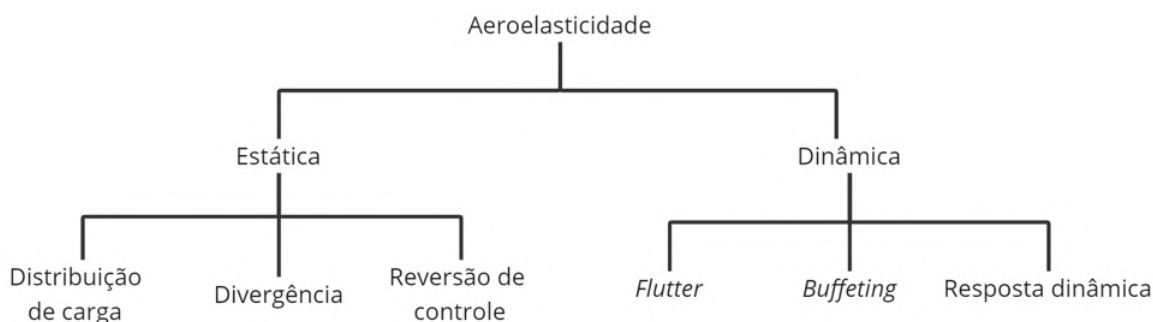
As cargas estáticas são determinadas conforme os requisitos de projeto estabelecidos pela FAA / ANAC / EASA. As maiores cargas na ponta externa da asa geralmente ocorrem durante manobras de rolamento. No entanto, devido à presença do corpo vertical do *winglet*, essas estruturas são mais solicitadas em manobras ao redor do eixo vertical, como guinadas. Portanto, as manobras de projeto específicas para o *winglet* estão associadas a esses movimentos. (Boeing Aero Magazine, 2020).

A diferença entre os dois tipos de carregamentos é definida por suas condições de respostas no tempo. Os carregamentos estáticos independem do tempo, sendo permanentemente aplicadas a estrutura e possuem uma única resposta, em geral um deslocamento, tendo solução possível a partir de um equilíbrio de forças. Por outro lado, os carregamentos dinâmicos dependem do tempo, possuem resposta em deslocamento, velocidade e aceleração devido a interação existente das forças inerciais (Engenharia Aeronáutica, 2022).

4.3 Efeitos aeroelásticos

Os efeitos aeroelásticos são definidos pela interação entre as forças de inércia, elásticas e aerodinâmicas. São classificados de acordo com a resposta do corpo, sendo estática ou dinâmica (dendrograma na Figura 4.3), ou também divididos a partir de sua associação com a estabilidade e resposta do sistema (Engenharia Aeronáutica, 2022).

Figura 4.3 – Fluxograma dos efeitos aeroelásticos.



Fonte: Adaptado de Engenharia Aeronáutica (2022).

Serão detalhados a seguir, os fenômenos que podem ocorrer com a presença de dispositivos de ponta de asa.

4.3.1 Divergência

É um fenômeno de natureza estática, associado a estabilidade do sistema e refere-se ao aumento de carregamentos que podem levar a falha da estrutura, sendo um fenômeno dependente apenas da flexibilidade da estrutura. Ocorrem quando as cargas do escoamento externos causam um aumento de forças, que pode levar a estrutura acima do limite elástico (NIU, 1997).

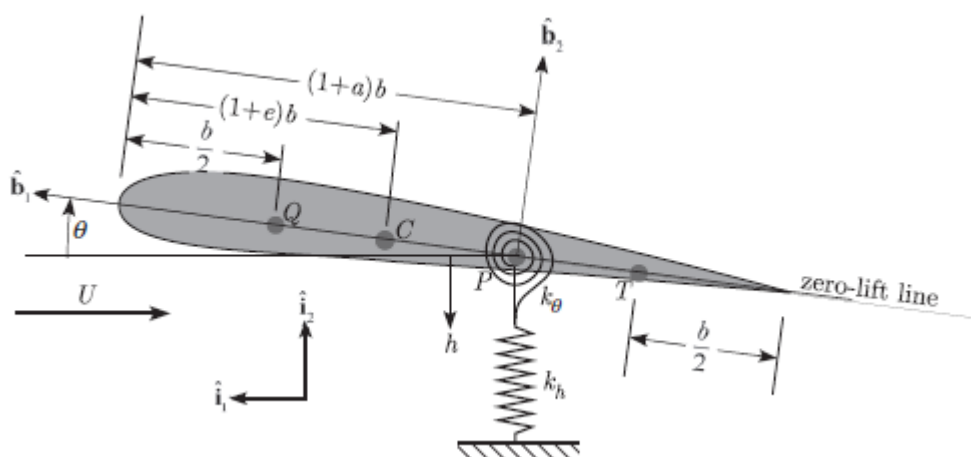
As condições de projeto das aeronaves modernas são definidas de forma com que a velocidade de divergência geralmente não seja atingida, pois a velocidade de flutter é atingida primeiro (WRIGHT; COOPER, 2014).

4.3.2 Flutter

É um fenômeno de natureza dinâmica, associado a estabilidade do sistema e refere-se a variação de energia cinética, que gera uma oscilação estrutural auto excitada (a frequência natural de oscilação da estrutura coincide com a frequência natural do escoamento, aumentando a energia cinética do sistema) e tem uma característica destrutiva, devido a essa auto alimentação do movimento oscilatório (NIU, 1997).

Para dimensionamento das condições vibracionais de uma asa, a Figura 4.4 ilustra uma abordagem comum que emprega o uso de duas molas justapostas para representar os principais modos de vibração da asa, como flexional e torsional. Essa sobreposição pode reduzir o amortecimento aerodinâmico, levando a uma aceleração indesejada de um dos modos de vibração, criando condições propícias para o flutter (HODGES; PIERCE, 2011).

Figura 4.4 – Esquemático da geometria em seção da asa com molas representando os efeitos elásticos.



Fonte: Adaptado Hodges e Pierce (2011).

A distribuição das massas ao longo da envergadura desempenha um papel crucial nas condições de *flutter*. Isso ocorre devido às rajadas de vento que induzem cargas dinâmicas na asa e no winglet, resultando em respostas estruturais em frequências distintas, influenciadas pelos parâmetros aerodinâmicos, de inércia e rigidez. Ao realizar modificações na asa e incorporar um peso na extremidade por meio do winglet, especialmente por sua posição no limite da ponta da asa, as cargas na estrutura são modificadas. Importante notar que quanto mais substanciais forem o peso dos *winglets*, maiores serão a geração de cargas dinâmicas para a asa (Boeing Aero Magazine, 2020).

Inclusive, segundo Reddy, Anitha e Govardhan (2021), asas mais longas são mais suscetíveis a problemas de *Flutter* em comparação com asas mais curtas, embora apresentem maior

dificuldade de rotação. Além disso, asas mais curtas equipadas com *winglet* apresentam um risco acentuado desse fenômeno, devido à massa adicional do *winglet* na extremidade, resultando em maior inércia rotacional. Essa condição acontece devido o fato que asas mais longas possuem frequências naturais menores, logo tendo asas mais flexíveis.

4.3.3 *Buffeting*

É um fenômeno de natureza dinâmica, associado a resposta do sistema aeroelásticos, causado pela separação do escoamento em uma região que perturba outra, em geral atrelado aos efeitos das ondas de choque que ocorrem em um ponto e perturbam o seu entorno. Essa condição pode resultar no aumento excessivo de vibração na região (NIU, 1997).

Normalmente os ailerons estão posicionados mais próximos a ponta da asa, de forma que o braço de alavanca ajude na eficiência de rolagem. Por essa condição é comum que o escoamento da ponta afete o escoamento sobre o aileron, e a aplicação dos dispositivos de ponta, precisam estar atentos a essa interação, de forma que o escoamento sobre o *winglet* não gere perturbações sobre o aileron levando as condições de *buffeting* ou até mesmo *flutter*, levando a perda de comando da aeronave.

5 REGULAMENTAÇÃO AERONÁUTICA

5.1 Missão da aeronave, Segurança e Aeronavegabilidade

Os vórtices originados pelas superfícies sustentadoras da aeronave, possuem influências para além do volume de controle do avião, de forma a definir requisitos de segurança de voo, como distância mínima para outras aeronaves que possam vir na esteira da aeronave. Isso ocorre devido a capacidade desses vórtices gerarem grandes momentos de rolagem, o que pode causar perda de controle de manobrabilidade (MATTOS; MACEDO; FILHO, 2003).

Essas turbulências são notáveis devido ao fato de que esses vórtices de ponta de asas diminuem muito lentamente, o que significa que podem afetar outras aeronaves que os encontram minutos após terem sido gerados. A força desses vórtices é determinada por vários fatores, incluindo o peso da aeronave, velocidade e configuração de asa.

Já houveram acidentes envolvendo a esteira de vórtices de uma aeronave, em 1966, a esteira de vórtices gerado pela asa direita de um XB-70 Valkyrie anulou o fluxo de ar nas superfícies de controle da empenagem de um F-104N durante um voo de formação, causando a perda de controle do F-104 que colidiu com o XB-70 (AEROFLAP, 2021). Entre 1979 e 2009, mais 4 acidentes envolvendo a esteira de turbulência dos vórtices ocorreram (BELCASTRO; FOSTER, 2010).

A *International Civil Aviation Organization* (ICAO) categoriza a esteira de turbulência com base na massa máxima de decolagem (Tabela 5.1). Além disso, a organização estabelece requisitos mínimos de distanciamento para diversas situações operacionais, como pousos, decolagens, limite de pouso deslocado, operações em direção oposta, cruzamento de pista paralela, separação baseada em tempo para pouso, entre outras situações.

Tabela 5.1 – Parâmetros de peso (Massa máxima de decolagem em Kg).

Categoria	Limite de peso
Super (J)	Até 560.000 Kg (Somente A380-800)
Pesado (<i>Heavy</i> - H)	136.000 Kg < 560.000 Kg
Médio (<i>Medium</i> - M)	7.000 Kg < 136.000 Kg
Leve (<i>Light</i> - L)	< 7.000 Kg

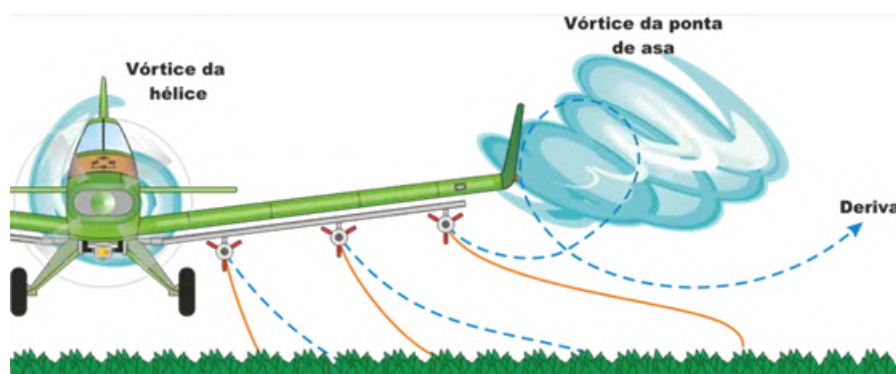
Fonte: Adaptado de NATS (2019).

A probabilidade de encontros com esses vórtices de esteira é maior nas proximidades dos aeroportos, já que as aeronaves frequentemente seguem percursos semelhantes ao se aproximarem ou afastarem-se de pistas específicas em alta frequência. Em altitudes de cruzeiro mais

elevadas, os vórtices podem perdurar por mais tempo, exigindo uma separação maior entre as aeronaves.

Esses vórtices gerados não afetam apenas a aviação comercial, como demonstrado por Mattos, Macedo e Filho (2003), mas também existe um impacto significativo em aeronaves agrícolas que frequentemente operam em altos coeficientes de sustentação. No cenário mencionado, a ausência de dispositivos de ponta de asa pode resultar em um aumento substancial no consumo de combustível. Além disso, a esteira de vórtice pode comprometer a eficácia da pulverização de inseticidas, uma vez que os vórtices podem dispersar os agentes químicos para além da área de aplicação, como ilustrado na Figura 5.1.

Figura 5.1 – Redução da eficiência de aplicação, devido a deriva causada pelos Vórtex.



Fonte: Adaptado de GTech Academy (2020).

5.2 Regulamentação Aeroportuária

No momento de concepção de um aeroporto, os parâmetros de dimensionamento abrangem diversos aspectos. ICAO (2001) traz alguns parâmetros importante, que referenciam a distância mínima entre aeronaves estacionadas simultaneamente, o número de aeronaves estacionadas, as dimensões da maior aeronave que o aeroporto pode receber, entre vários outros parâmetros estabelecidos.

O Regulamento Brasileiro de Aviação Civil 154 (2021) apresenta uma referência por código de modo a inter-relacionar as diversas especificações sobre as características dos aeródromos, de modo a fornecer uma serie de facilidades adequadas às aeronaves que irão operar no aeródromo. Esse código é composto por dois elementos, onde o primeiro é baseado no comprimento básico de pista da aeronave e o segundo é relacionado a envergadura e na distância entre as rodas externas do trem de pouso principal da aeronave.

A tabela 5.2 apresenta o código de referência do aeródromo apresentada pela RBAC nº 154 disponibilizada pela ANAC e a tabela 5.3 a largura mínima da pista de pouso e decolagem de acordo com a classificação da aeronave.

Tabela 5.2 – Código de referência do aeródromo.

Nº	Primeiro elemento do código	Letra	Segundo elemento do código	
	Comprimento básico de pista requerido pela aeronave (metros)		Envergadura (metros)	Distância entre as rodas externas do trem de pouso principal (metros)
1	Inferior a 800	A	Inferior a 15	inferior a 4,5
2	De 800 a 1200	B	De 15 a 24	De 4,5 a 6
3	De 1200 a 1800	C	De 24 a 36	De 6 a 9
4	1800 e acima	D	De 36 a 52	De 9 a 14
		E	De 52 a 65	De 9 a 14
		F	De 65 a 80	De 14 a 16

Fonte: Adaptado de Regulamento Brasileiro de Aviação Civil 154 (2021).

Tabela 5.3 – Largura de uma pista de pouso e decolagem.

Número do código	Letra do código					
	A	B	C	D	E	F
1	18 m	18 m	23 m	-	-	-
2	23 m	23 m	30 m	-	-	-
3	30 m	30 m	30 m	45 m	-	-
4	-	-	45 m	45 m	45 m	60 m

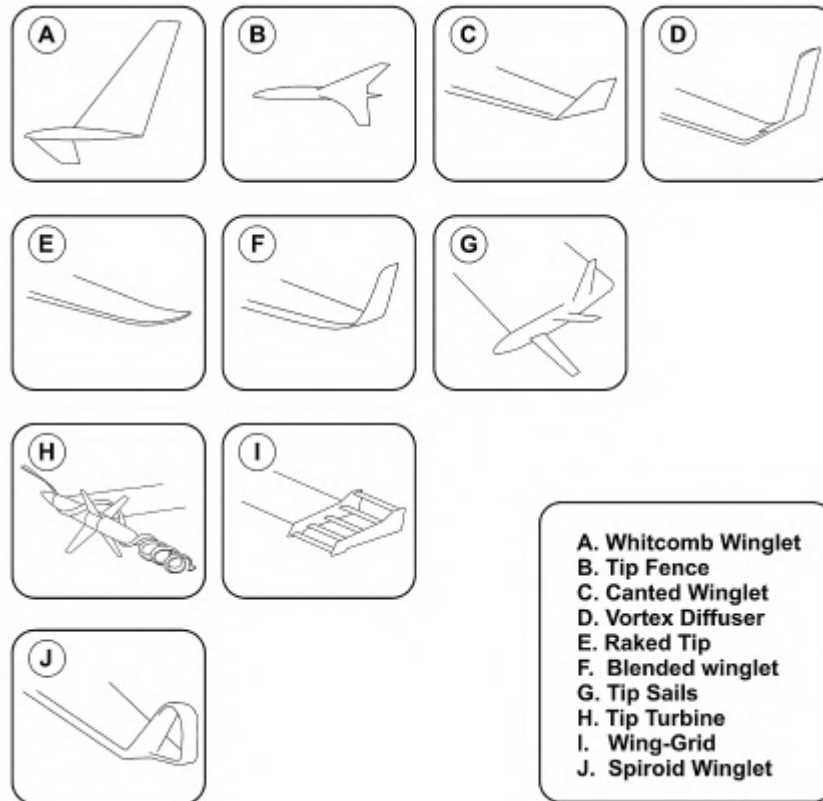
Fonte: Adaptado de Regulamento Brasileiro de Aviação Civil 154 (2021).

No desenvolvimento de uma aeronave, vários parâmetros são cuidadosamente considerados para determinar o melhor projeto. Essas variáveis devem estar em conformidade com os objetivos específicos da aeronave em questão. A utilização de dispositivos nas pontas das asas, são cuidadosamente avaliadas para cada projeto específico, onde muito das vezes buscam influenciar positivamente nas questões físicas da aeronave e ainda se manter na categoria especificada em projeto, conseguindo dessa forma, operar em uma gama maior de aeródromos.

6 DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA

A nomenclatura dos tipos de ponta de asa variam de fabricante para fabricante, sendo assim, a subdivisão utilizada neste trabalho foi definida usando os padrões que mais se repetem entre eles, e que podem ser resumidos na Figura 6.1.

Figura 6.1 – Tipos de ponta de asa usadas e/ou em estudo.



Fonte: Adaptado de Guerrero, Maestro e Bottaro (2012).

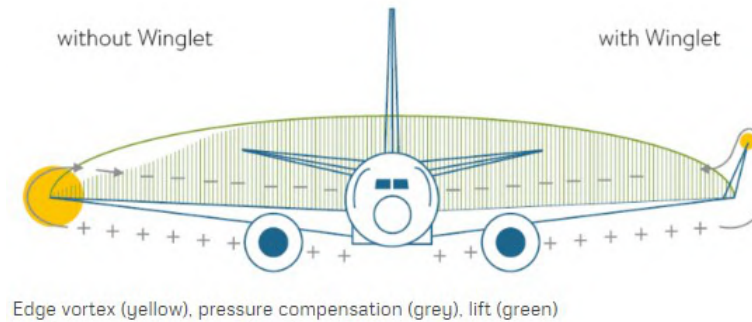
6.1 *Scimitar* ou Whitcomb *Winglet*

Proposto por Whitcomb (1976), o *Winglet* é uma estrutura de ponta de asa que tem o intuito de reduzir o arrasto induzido pela sustentação, ao dividir o vórtice da asa. Esses menores vórtices possuem uma menor velocidade rotacional, diminuindo assim a influência na sustentação, e no que o arrasto diminui, a distribuição de sustentação ao longo da envergadura se aproxima da distribuição elíptica.

Ao diminuir a influência dos vórtices de ponta de asa representados na Figura 3.12, o *Winglet* reduz a diferença gerada no ângulo de ataque, fazendo com que a variação do ângulo de ataque efetivo diminua ao longo da envergadura da asa. E conseqüentemente com a diminuição

da componente de ângulo de ataque induzido responsável pelo efeito de *downwash* na asa, haverá uma diminuição desse efeito, o que representa um aumento da eficiência aerodinâmica, isso pode ser observado na Figura 6.2.

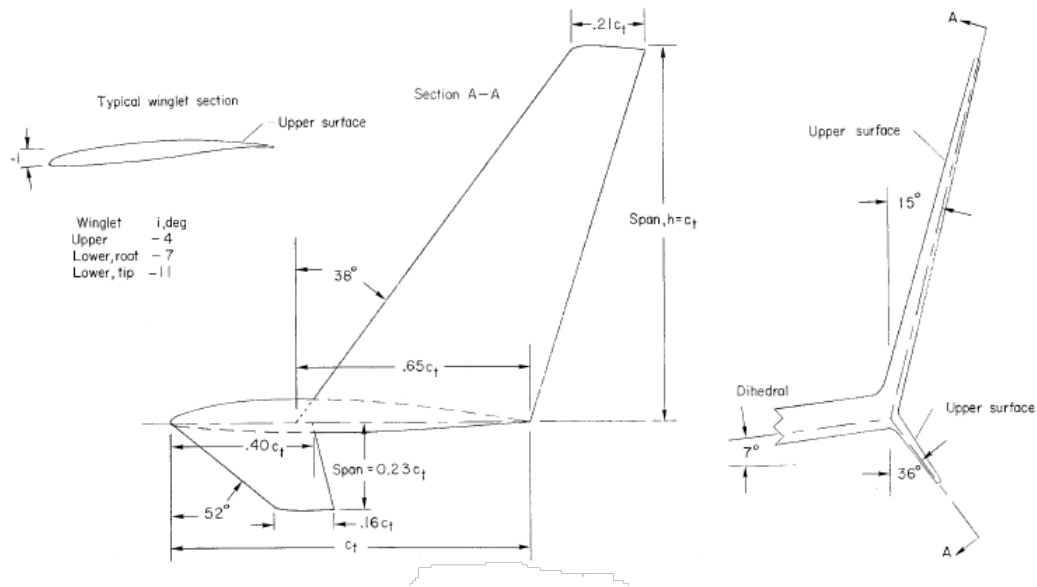
Figura 6.2 – Distribuição de sustentação com e sem *Winglet*.



Fonte: Adaptado de FACC (2021).

O *Winglet* proposto apresentava dois corpos em condições distintas (ver Figura 6.3). O corpo traseiro (principal) possuía enflechamento e diedro positivo, garantindo que o escoamento sobre o *winglet* tivesse baixa interferência no fluxo da asa na junção. No entanto, essa configuração gerava problemas de fixação devido ao deslocamento do caixão do *winglet* para trás da longarina traseira da asa.

Whitcomb (1976) acrescenta que para uma maior eficiência aerodinâmica do *winglet* se faz necessário um afilamento para que o coeficiente de força normal seja constante ao longo de sua envergadura e o enflechamento deve ser aproximadamente o mesmo que o da asa.

Figura 6.3 – *Winglet* proposto por Whitcomb.

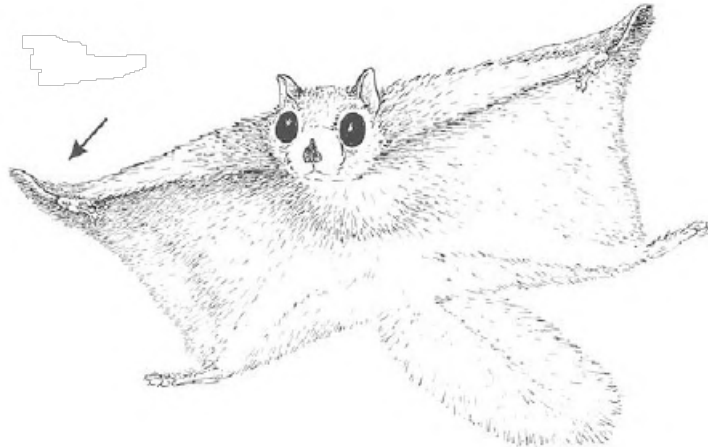
Fonte: Adaptado de Whitcomb (1976).

O dianteiro (secundário) com enflechamento positivo e diedro negativo, é menor devido a altura da asa em relação ao solo, o que resulta em uma redução no arrasto induzido relativamente pequena, mas sua escolha de utilização está ligada a melhora de eficiência global do escoamento no *winglet*, pois reduz a velocidade máxima do fluxo em condições de alto coeficiente de sustentação (WHITCOMB, 1976).

Na análise feita por Hicken e Zingg (2010) em configurações similares a proposta por Whitcomb as pontas demonstraram geração de empuxo ao longo da envergadura, de forma que o *upwash* gerado pela ponta de asa traseiro cria um fluxo localizado para a ponta dianteira aumentando seu ângulo de ataque efetivo.

Thorington, Darrow e Anderson (1998) estudando algumas espécies de esquilos voadores, notaram a presença de um mecanismo que estende a cartilagem desses animais formando uma estrutura similar ao que chamamos de *Winglets*, que pode ser observado na Figura 6.4. A explicação dada pelos cientistas é que o arrasto induzido para esses esquilos é um problema predominantemente aerodinâmico, uma vez que precisam planar e apresentam uma "asa" praticamente quadrada, resultando em um baixo alongamento e assim a diferença de pressão entre as superfícies interior e superior pode gerar arrasto que vai do pulso ao tornozelo do animal, e essa estrutura permite que eles mantenham o voo planado por uma distância maior, ao reduzir a influência do arrasto.

Figura 6.4 – Esquilo voador mostrando a ponta de asa.



Fonte: Adaptado de Thorington, Darrow e Anderson (1998).

A versão Next Generation do Boeing 737 utiliza *scimitar winglets* (Figura 6.5) e foi o precursor do desenvolvimento dos atuais *winglets* do Boeing 737 Max.

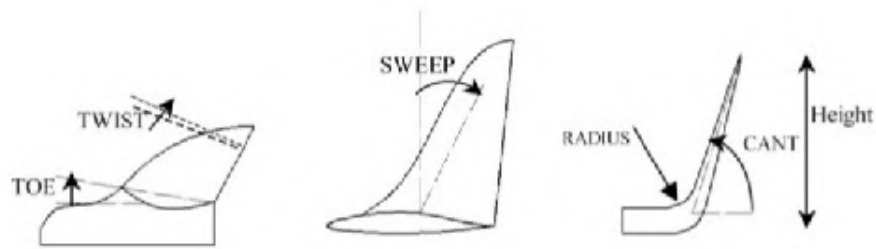
Figura 6.5 – *Scimitar Winglet* do Boeing 737-800.



Fonte: Adaptado de AeroMagazine (2023).

Os parâmetros de dimensionamento geométrico de um *winglet* podem ser observados na Figura 6.6

Figura 6.6 – Parâmetros envolvidos no design de *Winglet*.



Fonte: Adaptado de P., K. e S. (2013).

6.2 *Blended Winglet*

O *Blended Winglet* apresenta uma continuidade de superfície para com a asa, como observado na Figura 6.7. Pode apresentar o diedro tanto positivo quanto negativo, entretanto o positivo é o mais usual devido a limitação de altura da asa com o solo.

Figura 6.7 – *Winglet* do avião Embraer Praetor 600.



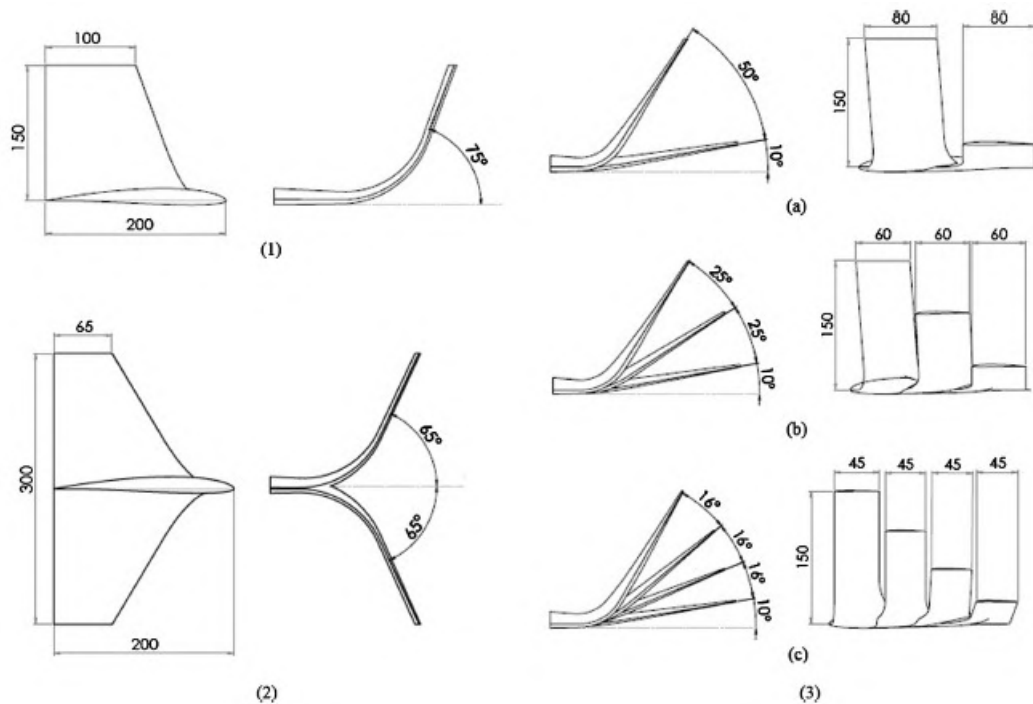
Fonte: Adaptado de AOPA - Your freedom to fly (2020).

A diferença principal entre os modelos *Blended e Canted* (Figura 6.1) é a descontinuidade entre a superfície da asa e da ponta, tendo o modelo *Blended* uma suavidade aerodinâmica muito maior que do modelo *Canted*, o que também induz a um menor arrasto de interferência entre os dois corpos. Entre os dois modelos (*Blended e Canted*) e o *Scimitar* é a multiplicidade de pontas, alguns autores fizeram estudos no intuito de avaliar essa condição.

Para Narayan e John (2016), entre as configurações de múltiplas pontas avaliadas, a que apresentou maior eficiência na dispersão dos vórtices e conseqüentemente maior redução do arrasto induzido foi a *Multi-tip-4* (Figura 6.8). Entretanto o arrasto total foi amplificado devido

ao aumento do arrasto de fricção provindo do aumento de área molhada, sendo então superado pelo modelo Multi-tip-3, pela relação de sustentação e arrasto.

Figura 6.8 – Different *winglet* design | 1.Blended(side view and front view) | 2.BMAX (side view and front view) | 3.a)Multi-tip-2 | b)Multi-tip-3 | c)Multi-tip-4



Fonte: Adaptado de Narayan e John (2016).

Outra avaliação realizada por Narayan e John (2016) envolveu a aplicação do modelo Multi-tip-3 em asas com diferentes alongamentos. Observou-se que, embora o *winglet* proporcione melhorias na eficiência aerodinâmica, esse ganho tende a diminuir à medida que o alongamento da asa aumenta. Essa tendência indica, preliminarmente, uma limitação de envergadura para a utilização eficaz de *winglets*.

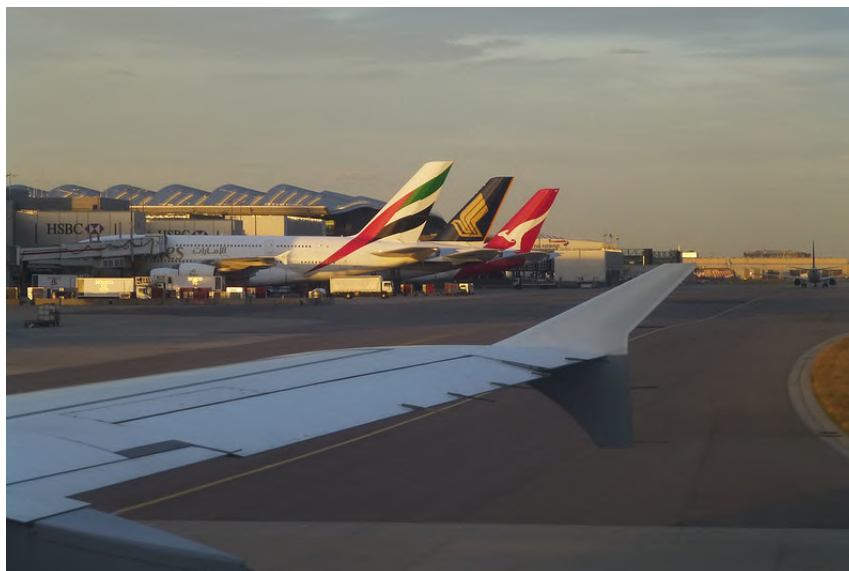
Essa limitação também se reflete no fato de que o aumento da envergadura induz um aumento nos esforços cortantes na raiz da asa. Adicionar uma massa concentrada na ponta, devido à colocação do *winglet*, ampliará consideravelmente esses esforços, exigindo a incorporação de reforços estruturais ao longo da asa.

6.3 *Wingtip fence*

Os *Wingtip fence* são dispositivos de ponta de asa mais simples, que estendem-se para acima e para abaixo da corda da asa. Foram usados extensivamente em aviões comerciais da

década 80. Um avião famoso que usa esse dispositivo é o Airbus A380 (Figura 6.9) (MAK-GANTAI; SUBASCHANDAR; JR, 2021).

Figura 6.9 – *Wingtip fence* do avião Airbus A380.



Fonte: Adaptado de flicker (2013).

O projeto do airbus A380 nasceu sem nenhum dispositivo de ponta, de forma que o *wingtip fence* adicionado, foi desenvolvido com a característica de acessório a ser incrementado nos projetos já existentes, sendo assim, precisava respeitar os aspectos tanto aerodinâmicas, estruturais quanto de condições de montagem na região.

6.4 *Raked tip* - Extensão de Asa

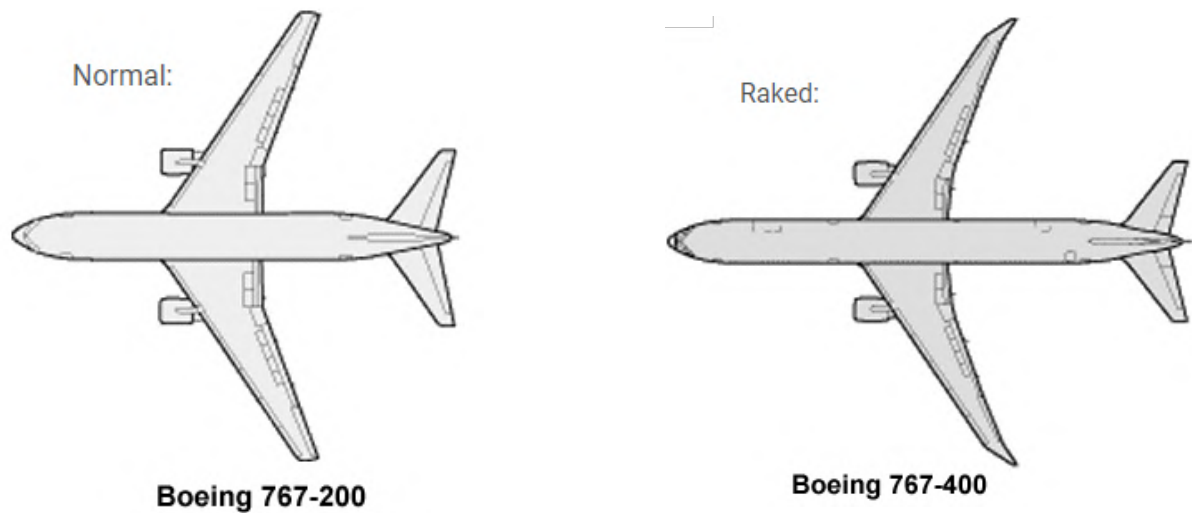
Um *Raked tip* possui pouca variação para fora do plano da asa, trabalhando mais como uma extensão, visando a redução do arrasto induzido pelo aumento da envergadura. Analisando geometricamente, é como se houvesse um duplo enflechamento da asa, isso apenas na ponta, como observado na figura 6.10.

É o tipo de dispositivo de ponta de asa mais utilizado na aviação comercial atualmente, pelo seu elevado grau de eficiência aerodinâmica, facilidade construtiva e baixo impacto no arrasto de fricção na fase de cruzeiro.

Aviões *Ultra-Long Range*¹ tendem a usar esse dispositivo com mais frequência visto que seu tempo em cruzeiro é maior do que nas demais fases de operação.

¹ *Ultra-Long Range operations* são os voos cujo plano de duração é superior à 16 horas ou o plano de serviço de voo for maior que 18 horas. (European Aviation Safety Agency (EASA), 2012)

Figura 6.10 – Comparação entre aviões com e sem *Raked tip*.



(a) Forma em planta normal de uma asa.

(b) Forma em planta de uma asa com *raked tip*.

Fonte: Adaptado de Lito (2009).

Entretanto a utilização desse dispositivo possui limitação definida pelo tamanho máximo da categoria das aeronaves nos aerodrômos, pois ao aumentar a envergadura da asa, ele pode não caber mais na categoria comum para aquele tipo de aeronave.

6.5 *Spiroids*

Configuração de ponta do tipo *Spiroids*, é uma ponta que retorna a asa, criando um efeito sem ponta, como exemplificado na Figura 6.11. É um dos modelos de ponta mais promissores em análise, devido a sua alta capacidade de redução do arrasto induzido, onde a ausência real de ponta simula o conceito de uma asa "infinita".

Figura 6.11 – Ponta de asa *Spiroid* do avião Dassault Falcon 50.

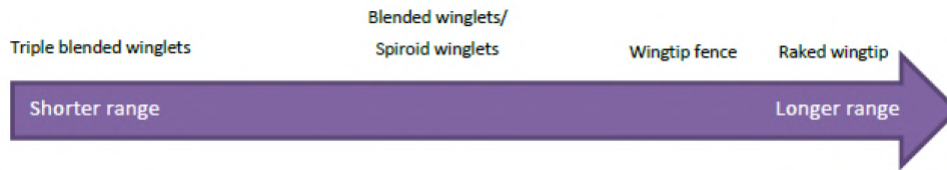
Fonte: Adaptado de AirTeamImagens (2010).

Entretanto, uma condição crítica desse projeto é o arrasto de interferência da junção do *Spiroid* com a asa e nos cantos do laço espiralado, além do aumento de área molhada vindo a incrementar o arrasto de fricção, e o aumento de peso devido ao próprio dispositivo (GUERRERO; MAESTRO; BOTTARO, 2012).

Maksoud e Seetloo (2014) comparou modelos de *Wingtip fence*, *raked*, *blended*, *Spiroid* e um *triple blended* com uma asa sem dispositivo no intuito de ranquear suas performances de acordo com o alcance da aeronave. Foi comprovado que qualquer uma das configurações apresenta ganho de desempenho, mas funcionam de forma diferente e apresentam sua máxima eficiência em faixas específicas de voo.

Os *raked tips* funcionam melhor para grandes alcances devido a maior razão $\frac{C_L}{C_D}$ no ângulo de ataque de cruzeiro. Entretanto com o aumento do ângulo de ataque, a intensidade dos vórtices aumenta e as *triple blended* tornam-se melhores, devido a sua capacidade de dividir os vórtices em menores, o tornando a melhor opção para aeronaves de menor alcance, pois a aeronave ficará mais tempo em fases de voo que requerem maiores ângulos de ataque (Decolagem, subida, pouso, missões em baixa velocidade), e as demais pontas analisadas entre essas duas condições, como apresentado na Figura 6.12 (MAKSOUDE; SEETLOO, 2014).

Figura 6.12 – Efetividade das configurações de ponta de acordo com o alcance.



Fonte: Adaptado de Maksoud e Seetloo (2014).

6.6 *Winglet* adaptativo

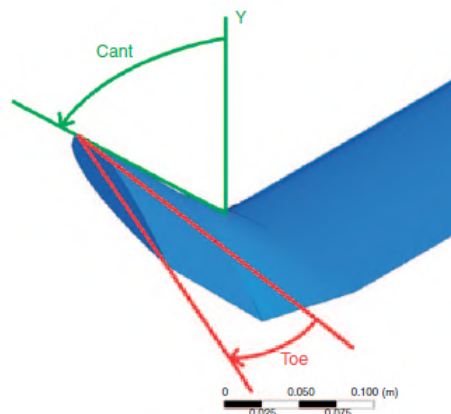
Pontas adaptáveis são idealmente as que apresentam maior ganho em performance, exatamente pela sua condição de adaptação as diferentes etapas de voo, e por transitar entre os diferentes tipos mencionados anteriormente.

Sua implementação requer um mecanismo de acionamento extremamente elaborado, pequeno e leve, devido a região que se encontra já ter pequena espessura. Além disso, falhas em seu acionamento podem desencadear danos catastróficos visto sua proximidade ao aileron.

Falcão, Gomes e Suleman (2011) apresentam um estudo de *Winglet* articulado em dois eixos, como mostra a Figura 6.13, os ângulos são otimizados para cada fase de voo, mostrando um aumento de performance em até 25% comparado a um design fixo.

Projetos de *winglet* fixos geralmente são otimizados para a fase de cruzeiro, embora não seja exatamente sua fase de maior desempenho, mas que representa o maior gasto energético da aeronave.

Figura 6.13 – Ângulos de controle.



Fonte: Adaptado de Falcão, Gomes e Suleman (2011).

Um problema desse tipo de estruturas são que folgas nas juntas e *hinges* podem induzir carregamentos dinâmicos.

6.7 *Box Wing* - Asa Fechada

A *Box Wing* é uma configuração conceitual de asa fechada que se aproxima de um modelo biplano unida por duas superfícies verticais, que gera uma continuidade de superfície, como pode ser observado na Figura 6.14.

Figura 6.14 – Avião conceitual com Box-Wing.



Fonte: Adaptado de Zohlandt (2016).

No estudo desenvolvido por Hicken e Zingg (2010), foi avaliado a eficiência da envergadura para redução do arrasto induzido para a condição de *box-wing*, mas não detalha as consequências do aumento de área molhada para o aumento do arrasto de fricção.

6.8 Condições de aplicação em projetos já previamente desenvolvidos

Quando o intuito é otimizar um projeto de asa já previamente desenvolvido, outras condições são impostas além do ganho de performance, entre esses fatores tem-se as limitações estruturais tanto de cargas quanto de manufatura, reaproveitamento e menor impacto no restante do avião.

Alguns projetos de aviões passaram por diferentes escolhas de dispositivos de ponta ao longo dos anos, entre eles estão o Boeing 737 e o Airbus A380.

6.9 Quando não usar?

Existem condições operacionais na qual a aplicação de *winglets* não incorpora melhorias, pelo contrário, reduz a eficiência aerodinâmica da asa. O arrasto induzido e o arrasto

parasita são iterativos, como apresentados na Figura 3.25 e Figura 3.26, e precisam ser balanceados. Em condições em que, o arrasto induzido é uma porção muito pequena do arrasto total, a adição de um *winglet* vai ser prejudicial (ROKHSAZ, 1993).

Um exemplo dessa condição de não aplicação é a aviação militar. Mais precisamente os caças de combate e existem inúmeros motivos pelas quais a utilização de *winglets* não é adequada, entre eles estão;

- Aviões *stealth* são aqueles que possuem a *Radar Cross Section*² mínima e são projetados para serem "invisíveis" ao oponente. A adição de *winglets* aumenta a seção do avião, tornando-o mais suscetível à detecção.
- Caças são desenvolvidos geralmente para velocidades supersônicas, no qual a presença de ondas de choque são predominantes, adicionar o *winglet* aumentaria a área de propensão de ondas e do arrasto parasita.
- São aviões com alto grau de manobrabilidade, em todos os 3 eixos de movimento. A adição de *winglets* aumentaria o momento necessário para manobras de rolamento e guinada, gerando cargas excessivas na raiz da asa, o que resultaria na necessidade de reforços estruturais, encarecendo e pesando o avião.

² *Radar Cross Section* é a área equivalente mapeada por um radar. Sendo a área lida pelo radar a partir das dispersões de potência de sinal na estrutura do avião (LI; KIANG, 2005).

7 ESTUDOS DE CASO

Como uma forma de integralizar os conhecimentos discutidos anteriormente, neste capítulo serão apresentados dois estudos de caso de aviões reais que usam diferentes dispositivos de ponta de asa.

7.1 Boeing 737

Aviões como o Boeing 737 (Figura 7.1) que surgiram antes do advento dos winglets, sofreram alterações em seus projetos de asa para incorporação desses dispositivos, e mesmo a otimização sendo de caráter aerodinâmico voltado para a performance da aeronave, elas não podiam impactar drasticamente o avião como um todo, tanto por uma decisão de manutenibilidade de projeto e intercambiabilidade do cliente quanto por menor impacto na linha produtiva.

Em 1967 voava pela primeira vez o avião Boeing 737 (Figura 7.1a), um jato comercial com capacidade para 118 passageiros, derivado do 707, ele foi desenvolvido sem *winglet*, e compreende os aviões 737-100 e 737-200 (AEROMAGAZINE, 2022).

No início dos anos 80, com o surgimento de novos e mais eficientes motores, a Boeing modernizou o programa e lançou o 737 Classic (Figura 7.1b), ainda sem *winglets*, abrangendo os aviões 737-300, 737-400 e 737-500 (BOEING, 2023d).

Como resposta ao lançamento do Airbus A320, a Boeing lança em 1993 (Primeiro voo em 1997) a família Boeing 737 Next Generation (Figura 7.1c), abrangendo os aviões 737-600, 737-700, 737-800 e 737-900ER. Foi certificado inicialmente sem *winglets*, mas foi implementando posteriormente o modelo *blended winglet*.

Com a proposta de reduzir o arrasto induzido e trazer benefícios estruturais, a escolha do modelo foi pautada na opção que pudesse ser instalada em aviões já em serviço e gerassem o menor impacto ao longo da asa. O modelo *blended* foi escolhido devido a sua vantagem aerodinâmica de suavidade na transição do escoamento da asa para a ponta, o que resulta em uma menor interferência aerodinâmica ou possibilidade de separação do escoamento, otimizando a distribuição de sustentação.

Mesmo na avaliação do *blended*, os parâmetros geométricos (Figura 6.6) foram iterados para encontrar a solução mais adequada. o ângulo de *toe* sofreu um desvio de 2° graus para reduzir as cargas de flexão que surgiram na asa com a implementação do *winglet*, o que acarretou na redução da sustentação induzida pelo winglet quando os flaps estão abaixados (Boeing Aero Magazine, 2020).

Para minimizar as modificações estruturais na asa, a Boeing Aero Magazine (2020), a partir de uma análise de flutter, decidiu maximizar a rigidez torcional em relação a rigidez à flexão. Essa solução funciona como uma forma de "retirada" do grau de liberdade torcional (Figura 4.4) da asa, de forma que reduzindo-o não terá 2 modos de vibração que podem combinar e gerar ressonância e retroalimentação pelo escoamento.

Os efeitos dinâmicos foram minimizados devido ao controle de peso e do Centro de Gravidade (CG) do *winglet*, isso a partir do posicionamento das luzes, de lastros na longarina dianteira para balanceamento de massa, visto que o *winglet* carregou a longarina traseira.

Com todas essas modificações, o Boeing 737 NG reduziu em 4% o consumo de combustível e aumentou em 130 milhas o alcance da aeronave, entretanto foi necessário o adicional de 75 libras de lastro em cada semi asa para balanceamento e minimização dos impactos aerolásticos (Boeing Aero Magazine, 2020).

Figura 7.1 – Boeing 737.



(a) Boeing 737



(b) Boeing 737 Classic



(c) Boeing 737 Next Generation



(d) Boeing 737 Max

Fonte: Adaptado de Boeing (2023).

Impulsionada mais uma vez pela concorrência, a Boeing estreou em 2016 com o 737 Max (Figura 7.1d), com diversas modificações desde novos motores, aviônicos e um novo modelo de *winglet* que garantiram ao modelo um aumento entre 750-1075km de alcance em relação

ao antecessor 737 NG (BOEING, 2023b). O novo conceito de *winglet* desenvolvido promove uma redução de 1,5% no consumo de combustível (BOEING, 2023d).

Utilizando os conceitos desenvolvidos para os projetos anteriores e incrementando o design de materiais de superfícies e revestimentos para atingir um fluxo laminar, a Boeing além de reduzir o arrasto induzido pela sustentação, também diminuiu o impacto pelo aumento de área molhada ao garantir um fluxo laminar de escoamento, que ao possuir menos energia na camada limite, também possui menor interação fluido-estrutura gerando menos arrasto de fricção (BOEING, 2023a).

Esse balanço de impactos entre a fricção do arrasto na superfície pelo aumento de área, a redução do arrasto induzido pelas pontas e a inclinação *cant* (Figura 6.6) ideal para reduzir o momento de flexão na asa é predominante neste projeto. Interessantemente a inclinação *cant* também reduz a interferência do fluxo do escoamento na raiz do *winglet* com a asa em condições supercríticas (WHITCOMB, 1976).

Outra condição do *winglet* desenvolvido para o Max, é que ao usar o design de Whitcomb como referência, existe um balanço de massa entre as pontas up e down em relação a linha elástica da asa, isso faz com que reduza os efeitos dinâmicos para geração de flutter.

7.2 Boeing 777x

O projeto do novo Boeing 777x (Siglas oficiais 777-8 e 777-9) foi desenvolvido com as premissas de aumento de eficiência, redução do custo operacional e manutenibilidade da categoria de aeródromo do antigo 777-200ER. Na tabela 7.1 são apresentados os dados de referência do 777-200ER e na tabela 7.2 os dados do 777-800.

Tabela 7.1 – Dados da aeronave Boeing 777-200ER.

Comprimento básico de pista	3140m
Envergadura	60,9m
Categoria de Referência	4E
Alcance máximo	7725milhas

Fonte: Adaptado de Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) (2023).

A Figura 7.2 mostra a escolha de um mecanismo de ponta de asa que permite seu alongamento, no qual analisando as duas tabelas anteriores, se a escolha de projeto do boeing 777x fosse apenas manter a asa alongada, o avião subiria de categoria, passando para a 4F, o que indicaria que ele não poderia operar nos mesmos aeroportos que o 777-200ER, perdendo a intercambiabilidade de projeto para as companhias aéreas.

Tabela 7.2 – Dados da aeronave Boeing 777-800.

Comprimento básico de pista	3140m
Envergadura - Asa estendida	71,75m
Envergadura - Asa em solo	64,85m
Categoria de Referência	4E
Alcance máximo	8745milhas

Fonte: Adaptado de Boeing (2023c).

Figura 7.2 – Asa dobrável do Boeing 777X.



Fonte: Adaptado de Vinholes, T. - Airway (2020).

Sendo assim, o mecanismo extensor da asa se tornou uma opção de projeto decidida por razões aeroportuárias, de forma a alcançar o desempenho esperado usando uma ponta de asa *raked tip*, mas sem afetar as condições operacionais. A Boeing nomeou esse dispositivo como *Folding winglet*.

Outro ponto importante a se destacar nesse projeto para a não escolha dos *winglets*, é por ser um avião *Ultra-Long Range*, sua faixa operacional é em baixos valores de C_L e em regime transônico (Mach 0,84), condição em que a adição de *winglets* já não é mais favorável, visto a inversão no gráfico de arrasto induzido e arrasto parasita, onde o arrasto parasita é mais influente.

7.3 McDonnell Douglas MD-11

O *winglet* do MD-11 (Figura 7.3) foi desenvolvido para um avião já certificado, com base em restrições de envergadura e peso estrutural, já com a intenção de aplicação do dispo-

sitivo na frota, dando-lhe o caráter de opcionalidade (Boeing Aero Magazine, 2020). A adição dos *winglets* promoveu um aumento de eficiência de 2,5% (WAARD, 2020).

Figura 7.3 – *Scimitar Winglet* do avião McDonnell Douglas MD-11.



Fonte: Adaptado de Wikipédia (2023).

7.4 Boeing 747-400

O Boeing 747-400 (Figura 7.4), por sua vez, necessita de um aumento considerável de envergadura para conseguir atender os requisitos de alcance. Entretanto, por limitações estruturais foram implementadas condições parciais de aumento de envergadura combinado com um *winglet* (Boeing Aero Magazine, 2020).

Figura 7.4 – *Winglet* do avião Boeing 747-400.



Fonte: Adaptado de TecMundo (2017).

7.5 Aviões Executivos

Para a categoria dos aviões executivos, algumas características até agora inimagináveis se aplicam a esse seleto setor de aeronaves, como o aspecto visual da aeronave, sendo uma

condição não mensurável numericamente, sua aplicação se torna de caráter qualitativo (Portal Engenharia Aeronáutica, 2020).

Essa observação justifica a tendência na aviação executiva de incorporar *winglets* em projetos de aeronaves, mesmo quando estas possuem asas mais curtas, o que dificulta a instalação de *winglets* nas pontas, devido à diminuição progressiva da espessura das asas.

Alguns exemplos de aviões executivos são o Embraer Praetor 600 (Figura 6.7), o Gulfstream G500 (Figura 7.5a), o Bombardier Challenger 650 (Figura 7.5b), o Dassault Falcon 2000LXS (Figura 7.5c e o Embraer Phenom 300E (Figura 7.5d) (BENTO, 2020).

Figura 7.5 – Aviões Executivos.



(a) Gulfstream G500.



(b) Bombardier Challenger 650.



(c) Dassault Falcon 2000LXS.



(d) Embraer Phenom 300E.

Fonte: Adaptado de Bento (2020).

8 RESULTADOS E DISCUSSÕES

A investigação inicial resultou em 1099 artigos, divididos entre as ferramentas de pesquisa google acadêmico, ScienceDirect e Aerospace Research Central. Após a filtragem, chegou-se em 80 artigos que formaram a base de análise final deste trabalho. 72,5% destes artigos focaram nas condições aerodinâmicas do dispositivo de ponta de asa e apenas 27,5% demonstraram os desdobramentos estruturais.

Quanto aos estudos voltados ao demonstrativo de resultados dos aviões comerciais existentes, os dados disponíveis são superficiais visto que tratam de informações de sigilo industrial, mas ainda assim foram válidos para essa análise.

Dentre as limitações observadas para o desenvolvimento de estudos de redução do arrasto induzido, a que apresentou ser predominante é o custo computacional para resolução das equações de Navier-Stokes, que fazem com que seja necessário simplificações que podem não ser suficientes para capturar os efeitos ao longo da esteira dos vórtices.

Com base no estudo comparativo conduzido por Maksoud e Seetloo (2014), é viável classificar os diferentes tipos de winglets. Observando a Figura 8.1, o modelo Raked demonstra a maior razão de CL/Cd para o ângulo de ataque de cruzeiro, tornando-se a opção mais apropriada para aeronaves em missões *Ultra-Longe Range*, seguido do modelo *Wingtip fence*.

Figura 8.1 – Resultado dos diferentes tipos de *winglets* para o ângulo de ataque de cruzeiro.

Wingtip configuration	$(C_L/C_D)_{\max}$	Angle of attack at $(C_L/C_D)_{\max}$	% $(C_L/C_D)_{\max}$
No wingtip	9.03	4.71	-
Wingtip fence	9.75	4.72	7.97
Raked wingtip	9.78	4.70	8.31
Blended winglet	9.68	4.69	7.31
Spiroid winglet	9.73	4.73	7.75
Triple blended winglets	9.58	4.95	6.20

Fonte: Adaptado de Maksoud e Seetloo (2014).

Entretanto, ao analisar a razão CL/Cd para o ângulo de ataque de decolagem (Figura 8.2), o modelo Blended já apresenta desempenho superior quando comparado ao fence e Raked,

tornando-o mais adequado para missões de médio e pequeno alcance (MAKSOU; SEETLOO, 2014).

Figura 8.2 – Resultado dos diferentes tipos de *winglets* para o ângulo de ataque de decolagem.

At 12° degrees angle of attack					
Wingtip configuration	C_L	C_D	C_L/C_D	% C_D	% C_L/C_D
No wingtip	0.5660	0.1020	5.55	-	-
Wingtip fence	0.5693	0.0980	5.81	3.94	4.70
Raked wingtip	0.5720	0.0988	5.79	3.09	4.29
Blended winglet	0.5712	0.0963	5.93	5.62	6.94
Spiroid winglet	0.5794	0.0970	5.97	4.90	7.65
Triple blended winglets	0.5811	0.0962	6.04	5.71	8.89

Fonte: Adaptado de Maksoud e Seetloo (2014).

Além disso, os dispositivos de ponta de asa estáticos frequentemente são dimensionados na tentativa de equilibrar várias demandas específicas em cada fase de voo. No entanto, essa abordagem muitas vezes conduz a um projeto menos eficiente do que o ideal. Vale destacar que, comumente, a fase predominante considerada durante o dimensionamento é o cruzeiro, mesmo que esta não represente a principal fonte de arrasto induzido. Essa abordagem pode resultar em subotimização, uma vez que outras fases de voo podem demandar características aerodinâmicas diferentes e não são plenamente consideradas no processo de design de *winglets*.

Resumindo os dispositivos analisados, a tabela 8.1 a seguir, apresenta uma visão macro dos prós e contras de cada escolha de dispositivo e algumas aeronaves que a utilizam.

Na tabela 8.2 é apresentado um resumo dos estudos mais relevantes para este trabalho, especificando o autor e ano da publicação, o idioma, o título, objetivo e também que tipo de estudo se trata.

Tabela 8.1 – Resumo dos dispositivos de ponta de asa

Tipo de ponta	Aeronave	Eficiência	Desafios	Referências
Scimitar Winglet	Boeing 737-800	Condiciona o fluxo aerodinâmico; Divide em mais de um vórtice de ponta; As duas pontas balanceiam o centro elástico reduzindo os efeitos aeroelásticos	Dificulta o processo de montagem estrutural	(AEROMAGAZINE, 2022) (ROKHSAZ, 1993)
Blended winglet	Boeing 757, Boeing 737-800, Embraer 175plus	Reduz o consumo de combustível em até 4%; Reduz o arrasto de interferência na junção do winglet	Arrasto viscoso em altas velocidades; Cargas nas manobras de rolagem;	(Boeing Aero Magazine, 2020) (MAKSOD; SEETLOO, 2014)
Wingtip fence	Airbus A320, Airbus A380	Aprimora a eficiência do consumo de combustível; Reduz vórtices de ponta	Arrasto de interferência entre o winglet e a asa	(AIRBUS, 2017) (MANN; ELSHOLZ, 2012)
Raked tip	Embraer 190E2; Embraer 195E2; Boeing 777-200	Reduz o arrasto em 5,5%; Melhora a eficiência do consumo de combustível; Alta proporção para diminuir vórtices na ponta; reduz do ruído devido a vibrações; Aumento em 7% em $\frac{L}{D}$	Limitação no <i>Gate</i> ; Efeitos aeroelásticos; Influência na eficiência do Aileron	(NORTON, 1921) (MAKSOD; SEETLOO, 2014)
Canted winglet	Boeing 747-400, Airbus A340, Airbus A330	Aumenta o alcance em 3,5%; Aumenta a superfície de elevação da asa para reduzir o arrasto induzido	Arrasto de interferência	(Boeing Aero Magazine, 2020)

Spiroid winglet	Dassault Falcon 50	Reduz o consumo de combustível em até 10%; Elimina vórtices concentrados nas pontas das asas	Arrasto viscoso e de interferência	(GUERRERO; MAESTRO; BOTTARO, 2012) (DEMASI et al., 2019) (MAKSOD; SEETLOO, 2014)
Ponta Adaptável	Conceitual	Alto grau de redução do arrasto; Eficiência aerodinâmica em cruzeiro	Complexidade alta para desenvolvimento do mecanismo de acionamento	(FALCÃO; GOMES; SULEMAN, 2011) (ROKHSAZ, 1993)
Folding winglet	Boeing 777-X	Maximiza a eficiência de combustível; Aumenta o alcance; Dobra a ponta da asa para cumprir os regulamentos do aeroporto; A envergadura pode aumentar em 7 m para maximizar a redução do arrasto	Efeitos Aeroelásticos	(BOEING, 2023c)
Box Wing	Conceitual	Alto grau de redução do arrasto induzido	Arrasto Viscoso; Esteira do escoamento da extensão de asa superior pode vir a atrapalhar o escoamento de superfícies de controle que venham a jusante	(HICKEN; ZINGG, 2010)

Fonte: Adaptado de Makgantai, Subaschandar e Jr (2021).

Tabela 8.2 – Resumo dos estudos/trabalhos utilizados na revisão sistemática

nº	Autores	Título	Idioma	Classificação	Ano de publicação	Objetivo
1	(NASA, 2004)	Winglets	Inglês	RESENHA	2004	O artigo apresenta uma revisão histórica dos programas de desenvolvimento de winglets.
2	(MATTOS; MACEDO; FILHO, 2003)	Considerations about winglet Design	Inglês	ARTIGO	2003	Apresenta as condições que precisam ser avaliadas para implementação de winglets e um revisão dos programas já desenvolvidos pela empresa.
3	(MCLEAN, 2005)	Wingtip Devices: What they do and How they do it	Inglês	ARTIGO	2005	Apresenta uma revisão sobre o arrasto induzido e seus desentendimentos quanto a descrição do fenômeno que dificultam o projeto de dispositivos de ponta de asa.
4	(CAVALCANTI et al., 2018)	A case of sucess: MDO applied on the development of embraer 175 enhanced wingtip	Inglês	ARTIGO	2018	Um estudo de caso sobre o desenvolvimento do winglet para o avião 175 E1.
5	(HICKEN; ZINGG, 2010)	Induced-Drag Minimization of Non-planar Geometries-Based on the Euler Equations	Inglês	ARTIGO	2010	Comparativo de tipos de ponta de asa (geometria de asas não planares) de forma a minimizar o arrasto induzido com base nas equações de euler.
6	(THORINGTON; DARROW; ANDERSON, 1998)	Wing Tip Anatomy and Aerodynamics In Flying	Inglês	ARTIGO	1997	Apresenta um estudo morfológico sobre esquilo voadores
7	(NARAYAN; JOHN, 2016)	Effect of winglets induced tip vortex structure on the performance ofsubsonic wings	Inglês	ARTIGO	2015	Compara diferentes tipos de \textit{winglets} demonstrando a partir de uma análise de RANS qual apresenta maior aumento de eficiência
8	(REDDY; ANITHA; GOVARDHAN, 2021)	Design And Analysis Of Aircraft Wing With Different Winglet Angles	Inglês	ARTIGO	2021	O artigo faz um análise de diferentes winglets e suas consequências na asa de um Boeing 737

9	(MAKSOUDE; SEETLOO, 2014)	Wingtips And Multiple Wing Tips Effects On Wing Performance: Theoretical And Experimental Analyses	Inglês	ARTIGO	2014	Avalia quatro configurações de winglets e os ranqueia com base na efetividade de cada um no ganho em alcance
10	(DOGGETT; JR; FARMER, 1976)	Preliminary Study Of Effects Of Winglets On Wing Flutter	Inglês	ARTIGO	1976	Compara resultados em tunel de vento e os obtidos matematicamente para avaliação de flutter numa asa após posicionamento do winglets
11	(BARBER; SELLEGAN, 1981)	KC-135 Winglet	Inglês	LIVRO	1982	Sumariza todo o programa de desenvolvimento e testes do Winglet no avião KC-135, desde avaliações em tunel de vento, respostas estruturais de flutter, etc.
12	(RUHLIN; BHATIA; NAGARAJA, 1986)	Effects of Winglet on Transonic Flutter Characteristics of a Cantilevered Twin-Engine- Transport Wing Model	Inglês	RELATÓRIO	1986	Apresenta uma análise experimental e matemática sobre os efeitos do uso de winglets nas características de flutter transônico em uma asa cantilever.
13	(FALCÃO; GOMES; SULEMAN, 2011)	Aero-structural Design Optimization of a Morphing Wingtip	Inglês	ARTIGO	2011	Análise de um projeto de <i>winglets</i> adaptáveis.
14	(GUERRERO; MAESTRO; BOTTARO, 2012)	Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control	Inglês	ARTIGO	2012	Uma análise sobre a aplicação de <i>winglets spiroids</i> e seus ganhos na redução do arrasto induzido.
15	(van Dam, 1999)	Recent experience with different methods of drag prediction	Inglês	ARTIGO	1999	Revisão dos métodos de redução do arrasto.
16	(YAMAZAKI; MATSUSHIMA; NAKAHASHI, 2008)	Aerodynamic Design Optimization Using the Drag-Decomposition Method	Inglês	ARTIGO	2008	Apresenta formas de decomposição do arrasto visando simplificação computacional para otimização da asa.

17	(Boeing Aero Magazine, 2020)	Blended Winglets for improved airplane performance	Inglês	RELATÓRIO	2009	Um overview do projeto do winglet do Boeing 737-800 e do BBJ.
18	(MAKGANTAI; SUBASCHANDAR; JR, 2021)	A Review on Wingtip Devices for Reducing Induced Drag on Fixed-Wing Drones	Inglês	ARTIGO	2021	Aplicação de <i>winglets</i> em drones de asa fixa.
19	(MUNK, 2021)	The Minimum induced drag of aerofoils	Inglês	ARTIGO	1923	Condições para minimização do arrasto induzido (distribuição contínua e igual de sustentação).
20	(TAKAHASHI; OU, 2020)	When Higher Fidelity Models Degrade Our Understanding of Induced Drag - The Tragedy of the Trefftz Plane Integral	Inglês	ARTIGO	2020	Compara os métodos de predição de arrasto induzido derivativos e integrativos mostrando suas limitações.
21	(SCHWARZ; FISCHENBERG; HOLZÄPFEL, 2019)	Wake Turbulence Evolution and Hazard Analysis for General Aviation Takeoff Accident	Inglês	ARTIGO	2019	Detalha a evolução da esteira de turbulência de uma aeronave e alguns acidentes envolvendo-a

Fonte: Autoral (2023).

9 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Como discretizado neste trabalho, o arrasto induzido é uma componente direta da geração de sustentação, logo os dispositivos desenvolvidos são utilizados para minimizar seu efeito, mas não sua eliminação por completo. Ademais, os outros tipos de arrasto são iterativos entre si e possuem cada qual sua fase de voo predominante. Colocando o dimensionamento de *wingtips* a depender da fase de voo em otimização.

A escolha de se aplicar ou não um dispositivo de ponta de asa é de caráter multidisciplinar entre manufatura, cargas, estruturas, peso e aerodinâmica predominantemente, mas a missão da aeronave será a demandante para a escolha e os impactos estruturais limitações nas condições de aplicação, visto que a estrutura não é o fim mas o meio para atingir a missão.

Dimensionar dispositivos para projetos novos e projetos já certificados possuem características e limitações diferentes, geralmente para o dimensionamento de novos projetos as limitações são bem menores pelo fato de que toda a estrutura da asa e a cadeia produtiva também estão em projeto.

Respondendo a pergunta de pesquisa, "Os *winglets*, utilizados em alguns projetos de aeronaves, são a forma mais eficiente de redução do arrasto induzido e aumento de eficiência na performance?"

Por aerodinâmica, não, os *winglets* não são a forma mais eficiente de redução do arrasto induzido, visto que o aumento de alongamento da asa é mais efetivo por sua aproximação a distribuição de sustentação elíptica. Entretanto ao adicionar as outras variáveis envolvidas nesse desenvolvimento, como as limitações estruturais, de peso, de espaço no *gate*, ele passa a se tornar atrativo, por oferecer aumento de eficiência com redução de impacto, a depender do projeto.

Como apresentado, a adição de *winglets* reduziu entre 4 a 5% o consumo de combustível para o Boeing 737-800 (Boeing Aero Magazine, 2020), 4% para o Airbus A320, além de uma redução de emissão de 900 toneladas de CO_2 por ano (AIRBUS, 2017). A aplicação do *folding wingtip* no Boeing 777X¹ fez com que o avião tivesse um aumento de alcance entorno de 2000 quilômetros (BOEING, 2023c).

¹ O Boeing 777X passou por diversas alterações que impactam a eficiência da aeronave, incluindo mudanças no perfil da asa e a incorporação de motores mais eficientes em comparação com seu predecessor, o 777. Embora não seja divulgado o impacto específico de cada modificação na eficiência global, é crucial destacar que o ganho de alcance não se deve exclusivamente à introdução do *folding winglet*. Os demais ajustes também contribuíram para esse avanço.

REFERÊNCIAS

- AEROFLAP. **Há exatos 55 anos, ocorria o acidente com o XB-70 Valkyrie**. 2021. Disponível em: <<https://www.aeroflap.com.br/ha-exatos-55-anos-ocorria-o-acidente-com-o-xb-70-valkyrie/>>. Acesso em: 16/12/2023.
- AEROMAGAZINE. **Há 55 anos o Boeing 737 voava pela primeira vez e mudava a história**. 2022. Disponível em: <<https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/ha-55-anos-o-boeing-737-voava-pela-primeira-vez-e-mudava-a-historia.html>>. Acesso em: 20/11/2023.
- AEROMAGAZINE. **Ryanair iniciou a instalação de scimitar winglets em seus 737-800**. 2023. Disponível em: <<https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/ryanair-iniciou-a-instalacao-de-scimitar-winglets-em-seus-737-800.html>>. Acesso em: 22/11/2023.
- Agência Nacional de Aviação Civil. **Número de Mach**. 2008. Disponível em: <https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_esp/tr352.htm>. Acesso em: 20/09/2023.
- Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC). **Características Físicas e Operacionais de Aeronaves Comerciais**. 2023. Disponível em: <<https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/regulados/aerodromos/certificacao/arquivos/Caracteristicasfisicaseoperacionaisdeaeronavescomerciais.xlsx/view>>. Acesso em: 19/11/2023.
- AIRBUS. **Winglets: a tip-top solution for more efficient aircraft**. 2017. Disponível em: <<https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2017-02-winglets-a-tip-top-solution-for-more-efficient-aircraft>>. Acesso em: 27/11/2023.
- AirTeamImagens. **Dassault Falcon 50**. 2010. Disponível em: <http://www.airteamimages.com/dassault-falcon-50_N789JC_-private_242424.html>. Acesso em: 17/11/2023.
- ANDERSON, J. **Fundamentals of Aerodynamics**. McGraw-Hill, 2001. (Aeronautical and Aerospace Engineering Series). ISBN 9780072373356. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=CaBTAAAAMAAJ>>.
- AOPA - Your freedom to fly. **Praetor 600**. 2020. Disponível em: <<https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2020/january/pilot/praetor-600-super-mid-step-up>>. Acesso em: 05/08/2023.
- BARBER, M. R.; SELEGAN, D. Kc-135 winglet program review. **Nasa Conference Publication**, 1981. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19840019618>>.
- BELCASTRO, C. M.; FOSTER, J. V. Aircraft loss-of-control accident analysis. **AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics**, 2010. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20100030600/downloads/20100030600.pdf>>.
- BENTO. **Comparações De Aeronaves**. 2020. Disponível em: <<https://compareprivateplanes.com/pt/aircraft-comparisons/page/3>>. Acesso em: 21/11/2023.
- BOEING. **737 MAX AT WINGLET**. 2023. Disponível em: <<https://www.boeing.com/commercial/737max/737-max-winglets/>>. Acesso em: 20/11/2023.
- BOEING. **Boeing 737 Max**. 2023. Disponível em: <<https://www.boeing.com.br/produtos-e-servicos/avioes-comerciais/737-max.page>>. Acesso em: 20/11/2023.

BOEING. **Boeing 777x**. 2023. Disponível em: <<https://www.boeing.com/commercial/777x/>>. Acesso em: 20/11/2023.

BOEING. **Boeing Chronology**. 2023. Disponível em: <<https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/history/pdf/Boeing-Chronology.pdf>>. Acesso em: 20/11/2023.

Boeing Aero Magazine. Blended winglets for improved airplane performance. **Aviation Partners Boeing**, 2020. Disponível em: <<https://docplayer.net/43219032-Blended-winglets-for-improved-airplane-performance.html>>.

Brasil Escola. **Primeira Lei de Newton**. 2023. Disponível em: <<https://brasilecola.uol.com.br/fisica/primeira-lei-newton.htm>>. Acesso em: 11/11/2023.

CAVALCANTI, J. et al. A case of success: Mdo applied on the development of embraer 175 enhanced wingtip. **ICAS - 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences**, 2018. Disponível em: <https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0034_paper.pdf>.

DEMASI, L. et al. Optimum induced drag of wingtip devices: the concept of best winglet design. **AIAA SciTech Forum**, 2019. Disponível em: <<https://link.springer.com/article/10.1007/s42496-022-00110-z#citeas>>.

DICIO. **Dicionário Online de Português**. 2023. Disponível em: <<https://www.dicio.com.br/>>. Acesso em: 20/11/2023.

DOGGETT, R. V.; JR; FARMER, M. G. Preliminary study of effects of winglets on wing flutter. **Nasa Technical Memorandum**, 1976. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19770007045>>.

Engenharia Aeronáutica. **Estruturas Aeronáuticas - Aula 2**. 2022. Disponível em: <<https://youtu.be/CEp6aHKi78g?si=0-UyYDJzSKQSbn8A>>. Acesso em: 11/11/2023.

European Aviation Safety Agency (EASA). **COMMENT RESPONSE DOCUMENT (CRD)**. Npa 2010-14. [S.l.]: European Aviation Safety Agency, 2012. (RMT.0322 (FORMER OPS.055)).

FACC. **Flying better: Winglets make aircraft quieter and more efficient**. 2021. Disponível em: <<https://www.facc.com/en/BEyond-Blog/Flying-better-Winglets-make-aircraft-quieter-and-more-efficient>>. Acesso em: 05/08/2023.

FALCÃO, L.; GOMES, A. A.; SULEMAN, A. Aero-structural design optimization of a morphing wingtip. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 22, n. 10, p. 1113–1124, 2011. Disponível em: <<https://doi.org/10.1177/1045389X11417652>>.

FLICKER. **A380**. 2013. Disponível em: <<https://www.flickr.com/photos/fsse-info/9548645637/in/photostream/>>. Acesso em: 18/11/2023.

Folha BV. **Como a crise do petróleo afeta as empresas de aviação no Brasil**. 2022. Disponível em: <<https://www.folhabv.com.br/economia/como-a-crise-do-petroleo-afeta-as-empresas-de-aviacao-no-brasil/>>. Acesso em: 17/11/2023.

FOX, R. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. grupo editorial nacional, 2006. (Aeronautical and Aerospace Engineering Series). ISBN 9788521614685. Disponível em: <https://www.google.com.br/books/edition/Introdu%C3%A7%C3%A3o_%C3%A0_mec%C3%A2nica_dos_fluidos/WUCGAAAACAAJ?hl=pt-BR>.

FUNDEPAR. **Regra da mão direita**. 2023. Disponível em: <<http://www.fisica.seed.pr.gov.br/modules/galeria/detalhe.php?foto=1149>>. Acesso em: 20/11/2023.

GALVAO, T. F.; PEREIRA, M. G. Revisões sistemáticas da literatura: passos para sua elaboração. **Epidemiologia e Serviços de Saúde**, Portal de Periódicos Eletrônicos, Brasília, v. 23, n. 1, 2014. ISSN 2237-9622.

GTech Academy. **Vórtice da Ponta de Asa**. 2020. Disponível em: <<https://agtech.academy/blog/f/v%C3%B3rtice-da-ponta-de-asa>>. Acesso em: 05/08/2023.

GUERRERO, J. E.; MAESTRO, D.; BOTTARO, A. Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control. **Comptes Rendus Mécanique**, v. 340, n. 1, p. 67–80, 2012. ISSN 1631-0721. Biomimetic flow control. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1631072111001938>>.

HICKEN, J. E.; ZINGG, D. W. Induced-drag minimization of nonplanar geometries based on the euler equations. **AIAA Journal**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Toronto, Ontario M3H 5T6, Canada, v. 48, n. 11, 2010. ISSN 10.2514/1.J050379.

HODGES, D. H.; PIERCE, G. A. **Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity**. 2. ed. [S.l.]: Cambridge University Press, 2011. (Cambridge Aerospace Series).

HOERNER, S. F. **Fluid-Dynamic Drag - theoretical, experimental ando statistical information**. Midland Park, N.J., 1951. ISBN 9993623938. Disponível em: <https://openlibrary.org/works/OL5289632W/Fluid-dynamic_drag>.

ICAO. **Air Traffic Management**. 14. ed. [S.l.]: International Civil Aviation Organization Journal, 2001.

J. Gordon Leishman. **Introduction to Aerospace Flight Vehicles**. 2022. Disponível em: <<https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/wing-shapes-and-nomenclature/>>. Acesso em: 05/08/2023.

LI, H.-J.; KIANG, Y.-W. 10 - radar and inverse scattering. In: CHEN, W.-K. (Ed.). **The Electrical Engineering Handbook**. Burlington: Academic Press, 2005. p. 671–690. ISBN 978-0-12-170960-0. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780121709600500475>>.

LITO. **Raked Wing Tips versus Winglets**. 2009. Disponível em: <<https://avioesemusicas.com/raked-wing-tips-versus-winglets.html>>. Acesso em: 19/11/2023.

MAKGANTAI, B.; SUBASCHANDAR, N.; JR, R. S. J. A review on wingtip devices for reducing induced drag on fixed-wing drones. **Xi'an University of Architecture Technology**, XIII, n. 11, p. 143–160, 2021. ISSN 1006-7930. Disponível em: <<https://meet.google.com/rwy-mhqu-cpf>>.

MAKSOU, T.; SEETLOO, S. Wingtips and multiple wing tips effects on wing performance: Theoretical and experimental analyses. EDAS, p. 2224–2230, jul. 2014.

MANN, A.; ELSHOLZ, I. E. The m-daw project investigations in novel wing tip device design. **AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics**, 2012. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2005-461>>.

MATTOS, B. S. de; MACEDO, A. P.; FILHO, D. H. da S. Considerations about winglet design. **AIAA Aviation**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Flórida, 2003. ISSN 2003-3502.

MCLEAN, D. Wingtip devices: What they do and how they do it. **Boeing**, Performance and Flight Operations Engineering Conference, n. 4, 2005.

MOHER, D. et al. Preferred reporting items for systematic reviews and meta-analyses: The prisma statement. **Internacional Journal of Surgery**, Elsevier, Ottawa, v. 8, n. 5, p. 336–341, 2010.

Mundo Educação. **Força Elástica**. 2023. Disponível em: <<https://mundoeducacao.uol.com.br/fisica/forca-elastic.htm>>. Acesso em: 11/11/2023.

MUNK, M. M. The minimum induced drag of aerofoils. **National Advisory Committer for Aeronautics**, 2021. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091456>>.

NARAYAN, G.; JOHN, B. Effect of winglets induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier Masson SAS., India, v. 58, n. 10, p. 328–340, 2016. ISSN 1270-9638.

NASA. Winglets. **NASA Technology Facts**, 2004. Disponível em: <->.

NATS. **UK Aeronautical Information Services - DOC 1166**. 2019. Disponível em: <<https://www.skybrary.aero/bookshelf/books/1166.pdf>>. Acesso em: 10/11/2023.

NIU, M. C. Y. **Airframe Stress Analysis and Sizing**. HONG KONG CONMILIT PRESS LTD., 1997. (MICHAEL C. Y. NIU'S AIRFRAME BOOK). ISBN 962-7128-08-2. Disponível em: <<https://www.amazon.com/Airframe-Stress-Analysis-Sizing-Michael/dp/9627128120>>.

NORTON, F. H. An investigation of the effect of raked wing tips. **National Advisory Committee for Aeronautics**, 1921. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19930080858>>.

OBERT, E. **Aerodynamic Design of Transport Aircraft**. IOS Press,US, 2009. ISBN 978-1-58603-970-7. Disponível em: <<https://www.amazon.com.br/Aerodynamic-Design-Transport-Aircraft-Obert/dp/1586039709>>.

OERTEL herbert et al. **Prandtl's Essentials of Fluid Mechanics**. Springer-Verlag New York, Inc., 2004. ISBN 0-387-40437-6. Disponível em: <<https://www.amazon.com.br/Prandtl-Essentials-Fluid-Mechanics-Herbert-Oertel/dp/144191563X>>.

P., S.; K., P.; S., S. R. **Experimental Investigation on Small Horizontal Axis Wind Turbine Rotor Using Winglets**. 2013. Disponível em: <<http://jase.tku.edu.tw/articles/jase-201306-16-2-07>>. Acesso em: 21/11/2023.

PAULA, A. A. **Apostila de Projeto Aerodinâmico**. [S.l.]: Escola POLitécnica da Universidade de São Paulo, 2012.

Portal Engenharia Aeronáutica. **Winglet melhora o desempenho da aeronave ou somente deixa o avião mais bonito?** 2020. Disponível em: <<https://engenhariaaeronautica.com.br/curiosidades-engenharia-aeronautica/winglet/>>. Acesso em: 20/09/2023.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2018. (AIAA education series). ISBN 9781624104909. Disponível em: <<https://www.amazon.com.br/Aircraft-Design-Conceptual-Daniel-Raymer/dp/1624104908>>.

REDDY, A. K.; ANITHA, D.; GOVARDHAN, D. Design and analysis of aircraft wing with different winglet angles. **International Journal For Advanced Research In Science Technology**, IJARST, Road, Dundigal, Hyderabad, Telangana 500043, v. 11, n. 1, p. 257–264, 2021. ISSN 2457-0362.

Regulamento Brasileiro de Aviação Civil 154. **Aprova o regulamento brasileiro da aviação civil - RBAC nº 154 Projeto de aeródromos**. Resolução nº 628. [S.l.]: Agência Nacional de Aviação Civil, 2021. (Diário Oficial da união).

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. www.engbrasil.eng.br, 2014. ISBN 978-85-918113-0-4. Disponível em: <<https://www.abul.org.br/biblioteca/128.pdf>>.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Estabilidade e Estruturas**. www.engbrasil.eng.br, 2014. ISBN 978-85-918113-1-1. Disponível em: <<https://www.abul.org.br/biblioteca/129.pdf>>.

ROKHSAZ, K. A brief survey of wing tip devices for drag reduction. **SAE Technical Paper**, n. 932574, p. 12, 1993. Disponível em: <<https://doi.org/10.4271/932574>>.

RUHLIN, C. L.; BHATIA, K. G.; NAGARAJA, K. S. Effects os winglets on transonic flutter characteristics of cantilevered twin-engine-transport wing model. **Nasa Technical Paper**, 1986. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19870004356>>.

SCHWARZ, C. W.; FISCHENBERG, D.; HOLZÄPFEL, F. Wake turbulence evolution and hazard analysis for general aviation takeoff accident. **Journal of Aircraft**, 2019. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.C035225>>.

TAKAHASHI, T. T.; OU, C.-W. When higher fidelity models degrade our understanding of induced drag - the tragedy of the trefftz plane integral. **AIAA SciTech Forum**, 2020. Disponível em: <<https://labs.engineering.asu.edu/aircraft-design/wp-content/uploads/sites/115/2023/03/AIAA2020-0276.pdf>>.

TAKENAKA, K. et al. Multidisciplinary design exploration for a winglet. **Journal of Aircraft**, Tohoku University, Nagoya 455-8515 Japan, v. 45, n. 5, p. 1601–1611, 2008. ISSN 10.2514/1.33031.

TECMUNDO. **Quanto custa manter um avião Boeing 747 no ar por uma hora?** 2017. Disponível em: <<https://www.tecmundo.com.br/aviao/116407-custa-manter-aviao-boeing-747-ar-hora.htm>>. Acesso em: 25/11/2023.

Thermal Engineering. **O que é o arrasto – resistência ao ar e aos fluidos – definição**. 2020. Disponível em: <<https://www.thermal-engineering.org/pt-br/o-que-e-o-arrasto-resistencia->

ao-ar-e-aos-fluidos-definicao/#:~:text=O%20arrasto%20de%20atrito%20%20C3%A9,cisa lamento%20da%20parede%20seria%20zero.\$>. Acesso em: 05/08/2023.

THORINGTON, J. R. W.; DARROW, K.; ANDERSON, C. G. Wing tip anatomy and aerodynamics in flying squirrels. **Journal of Mammalogy**, National Museum of Natural History, Department of Vertebrate Zoology, Washington, D. C. 20560 (RWT, KD), v. 79, n. 1, p. 245–250, 1998. ISSN -.

van Dam, C. Recent experience with different methods of drag prediction. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 35, n. 8, p. 751–798, 1999. ISSN 0376-0421. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042199000093>>.

Vinholes, T. - Airway. **O novo Boeing 777X é capaz de voar com as pontas das asas dobradas?** 2020. Disponível em: <<https://www.airway.com.br/o-novo-boeing-777x-e-capaz-de-voar-com-as-pontas-das-asas-dobradas/>>. Acesso em: 05/08/2023.

WAARD, G. de. **A brief history of the MD-11**. 2020. Disponível em: <<https://www.airside.aero/magazine/articles/a-brief-history-of-the-md-11>>. Acesso em: 21/11/2023.

WHITCOMB, R. T. A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets. **National Aeronautics and Space Administration**, NASA Langley Research Center, Washington, D.C., p. 30, 1976. ISSN -.

Wikipédia. **Arrasto Parasita**. 2023. Disponível em: <https://pt.wikipedia.org/wiki/Arrasto_parasita>. Acesso em: 20/09/2023.

WIKIPÉDIA. **McDonnell Douglas MD-11 — Wikipédia, a enciclopédia livre**. 2023. Disponível em: <https://pt.wikipedia.org/w/index.php?title=McDonnell_Douglas_MD-11&oldid=66695210>. Acesso em: 17/11/2023.

WRIGHT, J.; COOPER, J. **Dynamic Aeroelasticity – Flutter**. [s.n.], 2014. 171-205 p. ISBN 9781118700440. Disponível em: <<https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/9781118700440.ch10>>.

YAMAZAKI, W.; MATSUSHIMA, K.; NAKAHASHI, K. Aerodynamic design optimization using the drag-decomposition method. **AIAA Journal**, v. 46, n. 5, p. 1096–1106, 2008. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/1.30342>>.

ZOHLANDT, C. N. Conceptual design of high subsonic prandtl planes. **TU Delft**, 2016. Disponível em: <<https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid:e1f01743-e2eb-4d8b-8b2c-131f50f41a2c?collection=education>>.