



UNITAU

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Rodrigo Ferri Dias

**VISÃO GERAL SOBRE OS DISPOSITIVOS DE
PONTA DE ASA E OS PRINCÍPIOS FÍSICOS
ENVOLVIDOS NA SUA DINÂMICA
OPERACIONAL**

Taubaté – SP

2016

Rodrigo Ferri Dias

**VISÃO GERAL SOBRE OS DISPOSITIVOS DE
PONTA DE ASA E OS PRINCÍPIOS FÍSICOS
ENVOLVIDOS NA SUA DINÂMICA
OPERACIONAL**

Monografia apresentada para obtenção do Certificado de Especialista pelo curso de Pós Graduação em Engenharia Aeronáutica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté, Orientador: Prof. Esp. Amanda Almeida dos Santos

Taubaté – SP

2016

RODRIGO FERRI DIAS

**VISÃO GERAL SOBRE OS DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA E OS
PRINCÍPIOS FÍSICOS ENVOLVIDOS NA SUA DINÂMICA OPERACIONAL**

Monografia apresentada para obtenção do Certificado de Especialista pelo curso de Pós Graduação em Engenharia Aeronáutica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté,

Data: _____

Resultado: _____

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto

Universidade de Taubaté

Assinatura _____

Prof. Esp. Amanda Almeida dos Santos

Universidade de Taubaté

Assinatura _____

À minha esposa Juliana e meu filho Yago,
Com todo meu amor, carinho e gratidão.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente agradeço a Deus pelo dom da vida, saúde, força, inteligência, sabedoria e perseverança para realização desse trabalho.

À minha família, Juliana e Yago, pelo amor, carinho, companheirismo, pelo alento e motivação nos momentos difíceis e pela compreensão no tempo em que estive ausente batalhando para concluir este trabalho.

Aos meus pais pela educação exemplar, pelo amor incondicional, pelo exemplo de vida e pelo carinho. Devo-lhes a eterna admiração e estima por tudo que fazem e que fizeram por mim, que me possibilitou chegar onde cheguei e ter o caráter e honestidade que tenho.

À Prof. Esp. Amanda Almeida, pela dedicação na orientação deste trabalho e pelo conhecimento compartilhado.

A todos os professores da pós-graduação em Eng. Aeronáutica da Universidade de Taubaté pelos valiosos ensinamentos.

Aos demais, amigos, colegas de classe, e de todas as pessoas que de alguma forma auxiliaram na elaboração desse trabalho.

"A vontade de Deus nunca irá levá-lo aonde a
Graça de Deus não irá protegê-lo."

Chico Xavier

RESUMO

Este trabalho tem por objetivo apresentar uma revisão literária sobre os dispositivos de ponta de asas (*wingtip devices*) utilizados na atualidade e sua influência na aerodinâmica de uma aeronave. Este trabalho tem caráter exploratório, para isso, foi realizada uma pesquisa bibliográfica sobre o tema. De uma forma ampla, apresenta o histórico do desenvolvimento dos dispositivos de ponta de asa e uma revisão literária abordando os principais conceitos físicos e desafios aerodinâmicos enfrentados durante o voo que justificam a utilização desses dispositivos, assim como suas principais vantagens e desvantagens. A expectativa com este trabalho é de contribuir com a comunidade acadêmica no sentido de apresentar o conhecimento de uma forma simples e objetiva, fomentando e motivando futuras pesquisas sobre o tema, visto os benefícios da sua utilização na economia operacional observada principalmente na aviação comercial.

Palavras-chave: dispositivos de ponta de asa, aerodinâmica, *winglets*, *raked wingtips*, arrasto induzido, vórtices de ponta de asa, efeito *downwash*.

ABSTRACT

WINGTIP DEVICES: OVERVIEW AND PHYSICAL PRINCIPLES INVOLVED IN THEIR OPERATIONAL DYNAMICS.

The purpose of this document is to present a literary overview about the currently applied wingtip devices and demonstrating their influence in aircraft aerodynamics. This work was produced through a bibliographic research with exploratory character, and in general terms presents the historical development of these devices, approaching the main physical principles and aerodynamics challenges faced during the flights that justify the application of these resources, besides to show their advantages and disadvantages. The expectation of this study is to contribute with the academic community, presenting the knowledge in a simple and objective way. Encouraging future researches and showing the benefits of the application of these devices, mainly in the commercial aviation.

Keywords: wingtip devices, aerodynamics, winglets, raked wingtips, induced drag, wingtip vortex, downwash effect.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Características básicas de uma asa	18
Figura 2. Geometria de uma asa em planta	19
Figura 3. Geometria da seção de uma asa – Aerofólio	20
Figura 4. Ilustração do ângulo de diedro	22
Figura 5. Forças aerodinâmicas atuando em uma aeronave	24
Figura 6. A direção da força de sustentação	25
Figura 7. Perfil de velocidades na camada limite.	27
Figura 8. Transição da Camada limite	27
Figura 9. Comparação do perfil de velocidade	28
Figura 10. Vórtices devido a variações de velocidade e sustentação	29
Figura 11. Vórtice de ponta de asa	30
Figura 12. Efeito Downwash ao longo do perfil de uma asa	31
Figura 13. Efeito <i>downwash</i> afetando o vetor sustentação.	32
Figura 14. Curvas teórica de L considerando o efeito <i>downwash</i>	33
Figura 15. Envergadura geométrica e efetiva de uma semi-asa	34
Figura 16. Esteira formada em diversos corpos.	36
Figura 17. Produção de arrasto induzido devido ao efeito “downwash”	38
Figura 18. Distribuição de pressão	39
Figura 19. Fluxo de ar ao longo de uma asa finita.	39
Figura 20. Coeficiente de sustentação para diferentes alongamentos	41
Figura 21. Arrasto total	43
Figura 22: Variedade de configurações de dispositivos de ponta de asa	44
Figura 23. Exemplos de “Wingtip Fences”	49
Figura 24. Exemplos de <i>blended wingtips</i>	50
Figura 25. Exemplos de <i>raked wingtips</i>	50
Figura 26. Ponta de asa “Minix”	52
Figura 27. <i>Ordinary jet blowing</i>	52
Figura 28. <i>Oscillating jet blowing</i>	53
Figura 29. Antiga VS Nova ponta de asa do E175	54
Figura 30. Comparação das configurações de ponta de asa do E175	54
Figura 31. Projeto conceitual da nova ponta de asa	55
Figura 32. Ensaios em túnel de vento com diferentes configurações	56
Figura 33. <i>Workflow</i> de otimização considerado do projeto do E175	57

LISTA DE TABELAS

Tabela 1. Alongamentos para os diferentes tipos de aeronaves.....	42
---	----

LISTA DE EQUAÇÕES

Equação 1 – Corda média aerodinâmica	21
Equação 2 – Alongamento de uma asa retangular	21
Equação 3 - Alongamento	22
Equação 4 – Coeficiente de sustentação	23
Equação 5 – Coeficiente de arrasto	23
Equação 6 – Equação de Bernoulli p/ fluidos compressíveis	24
Equação 7 – Força de sustentação	25
Equação 8 – Força de arrasto	26
Equação 9 – Número de Reynolds	28
Equação 10 – Ângulo de ataque induzido	32
Equação 11 – Coeficiente de arrasto induzido	39
Equação 12 – Arrasto induzido	40
Equação 13 – Arrasto induzido	40

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AC – Centro aerodinâmico

AR – Alongamento da asa (*Aspect Ratio*)

AMC – Corda média aerodinâmica (*Aerodynamic Mean Chord*)

SMC – Corda Média Padrão (*Standard mean chord*)

AoA – Ângulo de ataque (*Angle of attack*)

CG – Centro de gravidade

AoA – Ângulo de ataque (*Angle of Attack*)

MDD – *Drag Divergence Mach Number*

CP – Centro de pressão

LISTA DE SÍMBOLOS

- b – Envergadura da asa
- \bar{c}_A ou \bar{c} – Corda média aerodinâmica
- C_D – Coeficiente de arrasto
- $C_{D,i}$ – *Coeficiente de arrasto induzido*
- C_L – *Coeficiente de sustentação*
- c_L – Linha de centro (*Center Line*)
- c_o – *Corda da raiz da asa*
- c_T – *Corda da ponta da asas*
- d - Distância à jusante do bordo de ataque
- D – Força de Arrasto (Drag)
- e – *Eficiência aerodinâmica*
- g - Aceleração da gravidade
- K – Constante de proporcionalidade
- L – Força de Sustentação (Lift)
- p – Pressão
- p_∞ - Pressão do escoamento da corrente livre (Fluxo não perturbado)
- Re – Número de Reynolds
- S – Área de referência
- s – Envergadura da semi-asa
- S_N – Área líquida da asa
- S_w – Área molhada da aeronave
- T – Empuxo (Thrust)
- V ou v – Velocidade do ar (vento relativo)
- W – Força Peso (Weight)
- α – Ângulo de ataque
- α_{ef} – Ângulo de ataque efetivo
- α_{ind} – Ângulo de ataque induzido
- λ – Afilamento da asa
- Λ_{LE} – Ângulo do bordo de ataque (*Leading Edge*) ou *ângulo de enflechamento*
- Λ_{TE} – Ângulo do bordo de fuga (*Trailing Edge*)
- ρ – Densidade do ar
- Γ – Ângulo de diedro

ω – Entalpia do fluido por unidade de massa

ϑ – Viscosidade cinética do fluido

ϕ – Energia potencial gravitacional por unidade de massa

VISÃO GERAL SOBRE OS DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA E OS PRINCÍPIOS FÍSICOS ENVOLVIDOS NA SUA DINÂMICA OPERACIONAL

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1. INTRODUÇÃO.....	17
CAPÍTULO 2. REVISÃO DA LITERATURA.....	18
2.1. Teoria da asa finita	18
2.1.1. Geometria da asa.....	19
a) Envergadura geométrica.....	19
b) Aerofólio.....	20
c) Corda	20
d) Afilamento	21
e) Corda média aerodinâmica.....	21
f) Alongamento.....	21
g) Ângulo de enflechamento	22
h) Ângulo Diedro	22
i) Coeficiente de sustentação e arrasto (C_L e C_D)	23
2.2. Forças aerodinâmicas.....	23
2.2.1. Sustentação (L).....	24
2.2.2. Peso (W)	25
2.2.3. Empuxo (T)	26
2.2.4. Arrasto (D).....	26
2.3. Escoamento do ar sobre asas	26
2.3.1. Camada limite	26
2.3.2. Número de Reynolds.....	28
2.3.3. Vórtices de ponta de asa.....	29
2.3.4. Efeito <i>downwash</i>	31
2.3.5. Introdução do conceito de Envergadura Efetiva.....	33
2.4. Tipos de Arrasto.....	35
2.4.1. Arrasto parasita.....	35
a) Arrasto de atrito	36

b) Arrasto de forma	37
2.4.2. Arrasto de pressão	37
a) Arrasto induzido	37
b) Arrasto de onda de choque	42
2.4.3. Arrasto total	42
2.5. Dispositivos de ponta de asa	44
2.5.1. Definição	44
2.5.2. Funcionalidade	45
2.5.3. Histórico do desenvolvimento	46
2.5.4. Aplicações	46
2.5.5. Resultados obtidos com a utilização	47
2.5.6. Vantagens e desvantagens	47
a) Vantagens	47
b) Desvantagens	47
2.5.7. Principais tipos de pontas de asa	48
a) <i>Wingtip fences</i>	48
b) <i>Blended wingtips</i>	49
c) <i>Raked wingtips</i>	50
2.6. Novos conceitos de ponta de asa em estudo	51
CAPÍTULO 3. RESULTADOS	53
CAPÍTULO 4. CONCLUSÃO	58
CAPÍTULO 5. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	60

CAPÍTULO 1. INTRODUÇÃO

A asa de um avião pode ser definida como um artefato mecânico destinado à sustentação aerodinâmica. Consiste de uma superfície de sustentação fina e de envergadura finita, que em geral é simétrica em relação ao plano normal que passa através de sua corda raiz (Ojha, 1995). Sustentação é a força que faz com que uma aeronave voe vencendo o seu peso.

Dispositivos de ponta de asa são componentes aerodinâmicos desenvolvidos para aumentar a eficiência aerodinâmica de aeronaves de asa fixa. A aplicação destes dispositivos minimizam efeitos aerodinâmicos indesejados durante o voo e, de maneira geral, contribuem com a eficiência aerodinâmica e desempenho das aeronaves em termos de alcance, autonomia, velocidade, consumo de combustível e ruído.

Durante o voo, vórtices de ar são gerados nas pontas da asa produzindo forças resistivas que agem na direção oposta ao voo de uma aeronave causando impactos tanto na sua eficiência aerodinâmica quanto no seu desempenho. O efeito causado pelos vórtices recebe o nome de arrasto induzido e pode ser minimizado pela presença de dispositivos de pontas de asas específicos, os quais dificultam os efeitos nocivos deste fenômeno físico.

O objetivo deste trabalho é realizar uma abordagem bibliográfica sobre aerodinâmica e dispositivos de ponta de asa, pontuando as vantagens e desvantagens do uso destes dispositivos visto que sua aplicação vem ao encontro das necessidades do mercado aeronáutico em constante busca de alternativas para obter a redução dos custos operacionais e o aumento de competitividade e lucratividade.

Este trabalho foi desenvolvido através de uma metodologia exploratória, utilizando-se de uma revisão bibliográfica para definir os conceitos básicos da aerodinâmica. Tem por objetivo simplificar a compreensão das funcionalidades dos dispositivos de ponta de asa. Os recursos utilizados para o desenvolvimento dessa pesquisa foram: livros-texto, pesquisa web gráfica em sites especializados, artigos científicos relacionados ao tema, teses de mestrado/doutorado e periódicos.

CAPÍTULO 2. REVISÃO DA LITERATURA

Este capítulo apresenta definições aerodinâmicas importantes para o entendimento do princípio de funcionamento dos dispositivos de ponta de asa.

2.1. Teoria da asa finita

A asa é um artefato mecânico destinado à sustentação aerodinâmica. (Ojha, 1995). Essa sustentação é a força que faz com que a aeronave voe. A figura 1 ilustra uma asa e suas principais características.

Numa asa, a distância que separa uma ponta da outra é chamada de envergadura. A parte da asa que recebe o impacto direto do ar é chamada de bordo de ataque e a parte por onde o ar deixa a asa é chamada de bordo de fuga. A distância que separa o bordo de ataque e o bordo de fuga é denominada de corda da asa. Adicionalmente, a parte superior da asa é chamada de extradorso, enquanto a parte inferior é chamada de intradorso.

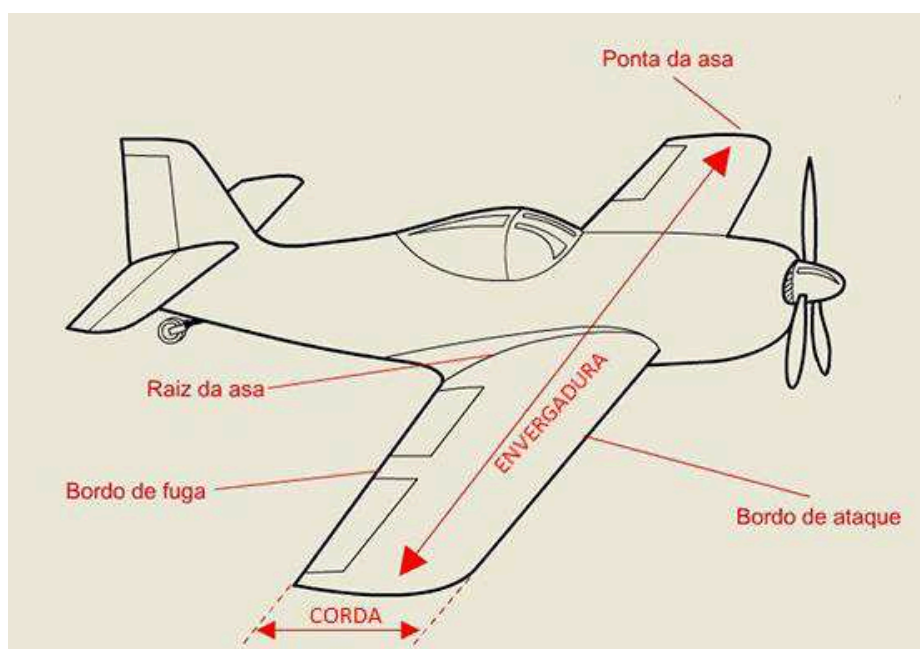


Figura 1. Características básicas de uma asa

(Fonte: Modificado de Web ¹)

¹ Disponível em: <http://blog.hangar33.com.br/conheca-a-geometria-basica-de-uma-aeronave/>
Acesso em Jan/2016

Além de sua função principal que é gerar sustentação, a asa pode servir como apoio e abrigo para as pernas do trem de pouso ou mesmo para armazenar combustível.

A figura 2 representa a vista em planta de uma asa e a partir dela pode-se observar alguns de seus principais parâmetros geométricos, como por exemplo, a raiz da asa (*root*) pode ser conectada por uma linha reta na lateral da fuselagem, ou pode ser prolongada de forma que o bordo de ataque e de fuga se conectem na linha de centro da aeronave (c_L). (HOUGHTON, 2002)

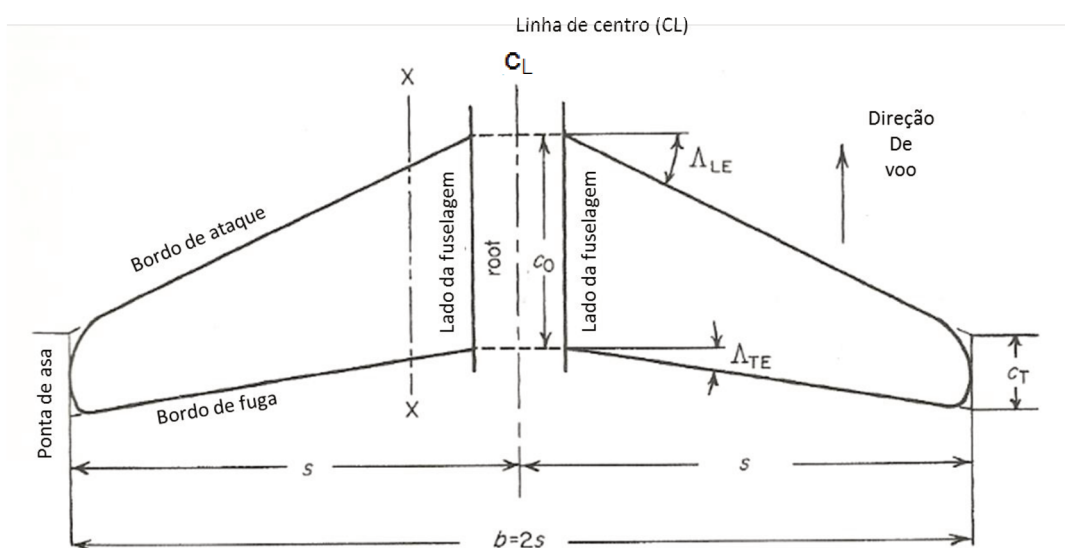


Figura 2. Geometria de uma asa em planta

(Fonte: Modificado de Houghton, 2002)

2.1.1. Geometria da asa

a) Envergadura geométrica

Geometricamente falando, a envergadura da asa, denotada pela letra b , corresponde a distância entre as extremidades da asa. A distância denotada pela letra s , corresponde ao comprimento entre cada ponta de asa até a linha de centro da aeronave e é chamada de envergadura da semi-asa. (HOUGHTON, 2002)

b) Aerofólio

Quando uma asa é cortada em sua seção transversal em um plano vertical paralelo a linha de centro (c_L) o formato da seção resultante é do tipo mostrado na figura 3, denominado seção da asa ou aerofólio.

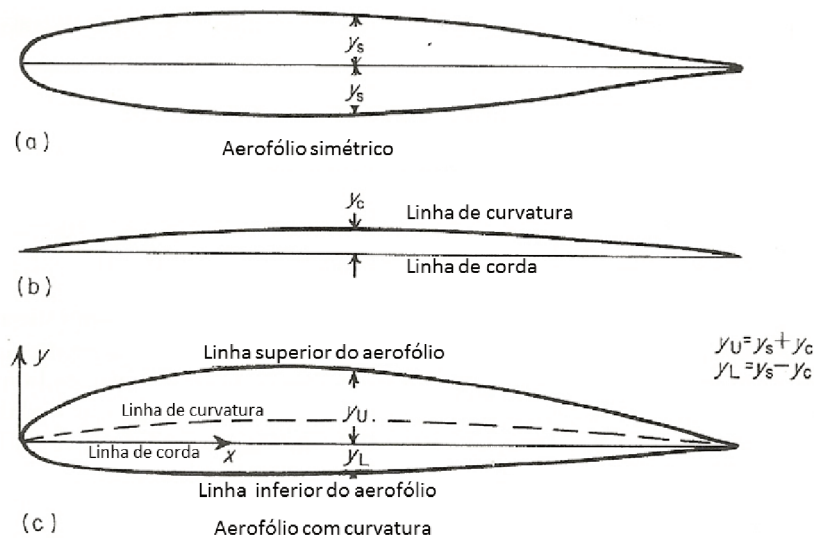


Figura 3. Geometria da seção de uma asa – Aerofólio

(Fonte: Modificado de Houghton, 2002)

c) Corda

A corda, denotada pela letra c , é a linha que une o ponto de maior curvatura do bordo de ataque e o ponto de maior curvatura do bordo de fuga de uma seção da asa. (HOUGHTON, 2002)

Os comprimentos c_T e c_o são as cordas da ponta e da raiz da asa respectivamente; se a corda raiz da asa for do tipo com prolongamento, a corda da raiz pode ser também a distância entre as projeções das linhas do bordo de ataque e de fuga na linha de centro (c_L). (HOUGHTON, 2002)

O ponto onde a linha da corda intersecciona o bordo de ataque é utilizado como a origem de um sistema de coordenadas, sendo o eixo x na direção da linha da corda e o eixo y perpendicular à mesma, conforme figura 3(c). Deste modo, o formato de

uma seção é então dado por uma tabela de valores de x e os valores correspondentes em y . As coordenadas são geralmente expressados como porcentagens da corda $(100x/c)\%$ e $(100y/c)\%$. (HOUGHTON, 2002)

d) Afilamento

A razão entre as cordas da raiz e da ponta da asa (c_T/c_o) é chamado de afilamento da asa, denotado por λ . Para a maioria das asas $c_T/c_o < 1$. (HOUGHTON, 2002)

e) Corda média aerodinâmica

A corda média aerodinâmica é definida como o comprimento de corda que quando multiplicada pela área da asa, pela pressão dinâmica e pelo coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico da asa, fornece como resultado o valor do momento aerodinâmico ao redor do centro aerodinâmico do avião.

A corda média aerodinâmica *AMC* (*Aerodynamic Mean Chord*), denotada por \bar{C}_A ou \bar{C} , dada pela equação 1:

$$AMC = \frac{2}{3} c_o \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$$

(Equação 1)

f) Alongamento

O alongamento de uma asa (*AR*) refere-se à relação entre a envergadura e a corda da mesma. Uma asa de grande alongamento é fina e longa, enquanto que uma asa de pouco alongamento é mais espessa e com menor envergadura. (HOUGHTON, 2002)

$$AR = \frac{\text{Envergadura}}{SMC} = \frac{b}{\bar{c}}$$

(Equação 2)

Devido as diversas possibilidades de variação de geometria das asas em planta, Na maioria das vezes, a corda da asa não é constante ao longo da envergadura. Nesse caso, o alongamento é definido como a relação entre o quadrado da envergadura e a área da asa. (HOUGHTON, 2002)

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

(Equação 3)

g) Ângulo de enflechamento

O ângulo de enflechamento de uma asa consiste do ângulo formado entre bordo de ataque da asa e o eixo transversal da aeronave. É usualmente denotado por Λ_{LE} , conforme mostrado na figura 2. (HOUGHTON, 2002)

h) Ângulo Diedro

O ângulo de Diedro (Γ) é formado entre a linha do bordo de ataque da asa e a linha perpendicular à linha de centro (c_L), conforme mostrado na figura 4. Quando este ângulo é positivo, diz-se que o diedro da asa em questão é positivo e vice-versa. (HOUGHTON, 2002)

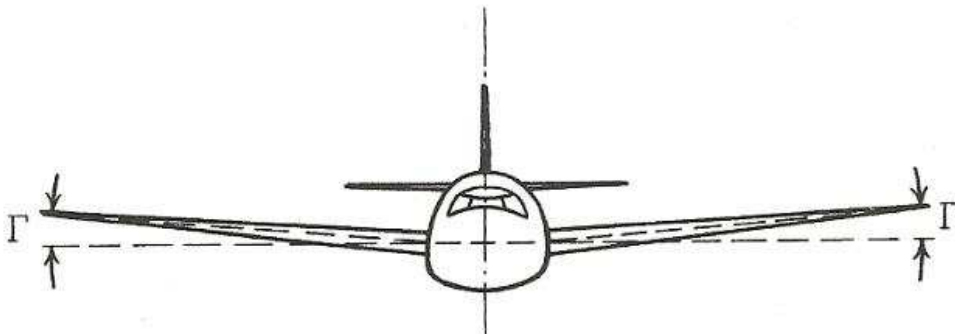


Figura 4. Ilustração do ângulo de diedro

(Fonte: Houghton, 2002)

i) Coeficiente de sustentação e arrasto (C_L e C_D)

O coeficiente de sustentação de uma asa é adimensional e usualmente determinado a partir de ensaios em túnel de vento ou em softwares específicos que simulam um túnel de vento e representa a eficiência do perfil (aerofólio) em gerar a força de sustentação. É calculado através da equação 4.

Perfis com altos valores de coeficiente de sustentação são considerados como eficientes para a geração de sustentação.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

(Equação 4)

O coeficiente de arrasto representa a eficiência do perfil em gerar a força de arrasto.

Um perfil como um todo somente será considerado aerodinamicamente eficiente quando produzir grandes coeficientes de sustentação aliados a pequenos coeficientes de arrasto. É calculado através da equação 5.

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

(Equação 5)

2.2. Forças aerodinâmicas

Quando o ar escoar ao redor de uma aeronave ou outro corpo qualquer, por meio de suas linhas de corrente, é desviado do seu curso original. Devido aos perfis das superfícies, chamados também de aerofólios, tais desvios conduzem a mudanças na velocidade do ar, causando diferença de pressão nas superfícies. A equação de Bernoulli para fluidos compressíveis (Equação 6) mostra que a pressão exercida pelo ar na aeronave durante o voo é diferente da pressão percebida pelo escoamento não perturbado. Além disso, a viscosidade do ar faz com que seja percebida uma força de

fricção nas superfícies de contato que tende a resistir ao escoamento. Como resultado deste processo, a aeronave é submetida a forças e momentos aerodinâmicos resultantes. (HOUGHTON, 2002).

$$\frac{v^2}{2} + \phi + \omega = Constante$$

(Equação 6)

São quatro as forças aerodinâmicas que agem sobre o centro de gravidade da aeronave durante o voo: sustentação, empuxo, arrasto e peso, conforme figura 5.

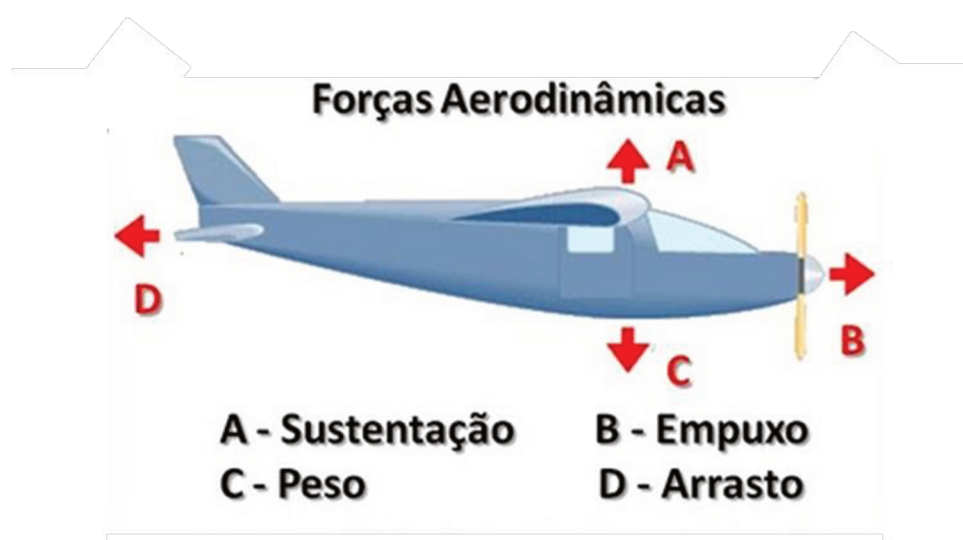


Figura 5. Forças aerodinâmicas atuando em uma aeronave

(Fonte: Web.²)

2.2.1. Sustentação (L)

Sustentação é a componente da força aerodinâmica agindo para cima, perpendicular à direção de voo ou à corrente de ar não perturbada, que ocorre devido à diferença de pressão do ar nas superfícies do extradorso (zona de baixa pressão) e

² Disponível em: <<http://www.ebah.com.br/content/ABAAfZOsAA/monografia-final-aviao?part=2>> Acesso em Jan/16

intradorso (zona de alta pressão). A figura 6 ilustra esta força para várias atitudes de voo.

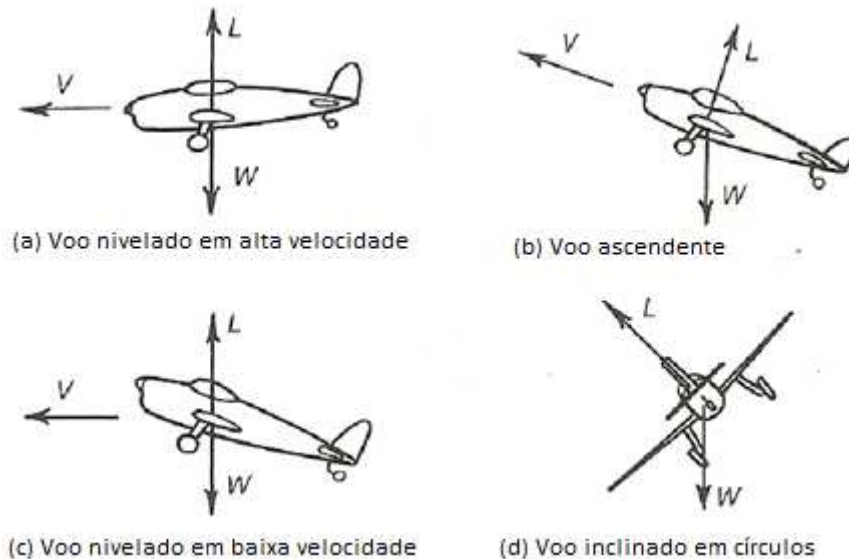


Figura 6. A direção da força de sustentação

(Fonte: Modificado de Houghton, 2002)

Na figura 6, o vetor V representa a direção de voo, L a força de sustentação e W o peso da aeronave. A comparação entre (a) e (c) mostra que L não é fixa em relação à aeronave, enquanto (a), (b) e (d) mostram que também não é fixa em relação à Terra. (HOUGHTON, 2002)

A força de sustentação é definida pela equação 7, conforme SMITH (1992):

$$L = C_L \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S_N$$

(Equação 7)

Onde C_L corresponde ao coeficiente de sustentação da asa, ρ a densidade do ar, V a velocidade do escoamento e S_N a área de referência da asa.

2.2.2. Peso (W)

A força peso consiste da somatória de pesos da aeronave vazia, da tripulação, combustível e bagagem/carga. Esta força empurra a aeronave para baixo devido à força da gravidade. Esta força se opõe à sustentação e age verticalmente para baixo no centro de gravidade (CG) da aeronave.

2.2.3. Empuxo (T)

É a força produzida pelo conjunto moto propulsor da aeronave. Esta força se opõe ao arrasto e deve igualá-la, em caso de voo nivelado em cruzeiro, ou superá-la para possibilitar o voo ascendente. Como regra geral, age paralelamente ao eixo longitudinal da aeronave, ou seja, no sentido da direção do voo.

2.2.4. Arrasto (D)

A força de arrasto (D) é a componente de força agindo na direção oposta à linha de voo ou na mesma direção do fluxo de ar não perturbado. É a força que resiste ao movimento da aeronave (Houghton, 2002). É dada pela equação 8, conforme Smith (1992):

$$D = C_D \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S_W$$

(Equação 8)

Onde C_D corresponde ao coeficiente de arrasto, ρ a densidade do ar, V a velocidade do escoamento e S_W a área molhada da asa, a qual consiste da área que é exposta ao escoamento do ar. (SMITH, 1992)

2.3. Escoamento do ar sobre asas

2.3.1. Camada limite

Smith (1992) afirma que os efeitos viscosos do ar tem um grande efeito no arrasto. Esta viscosidade faz com que a velocidade do fluido junto à superfície do corpo seja igual a zero, aumentando gradativamente até atingir a velocidade do fluxo não perturbado. Esta região entre a superfície do corpo e a superfície em que o ar

atinge a velocidade do fluxo livre é chamada de camada limite, conforme mostrado na figura 7.

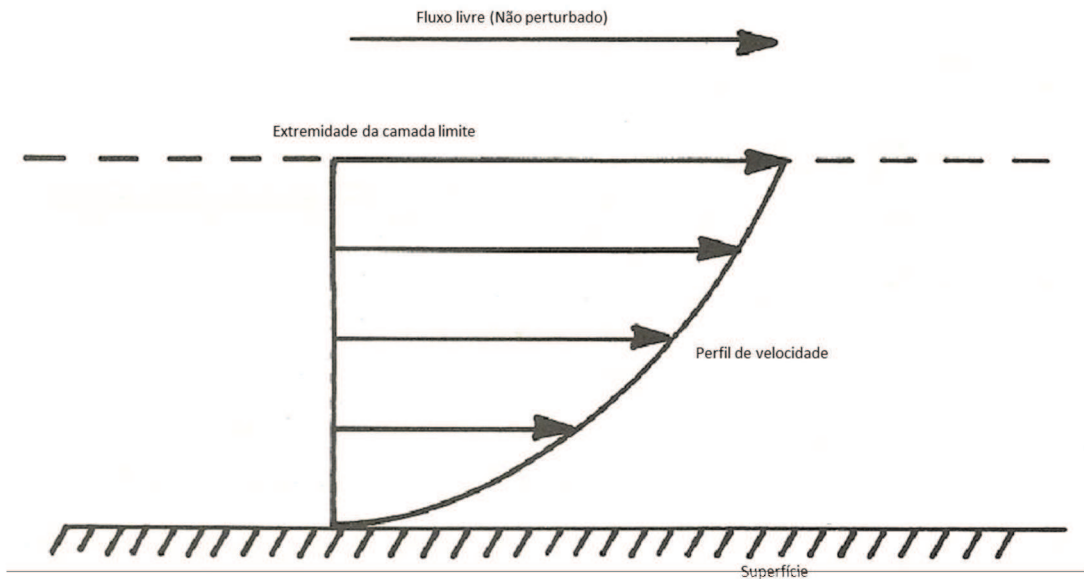


Figura 7. Perfil de velocidades na camada limite.

(Fonte: Modificado de Smith, 1992)

Partindo deste conceito de camada limite, Smith (1992) afirma que à medida que a camada limite fica mais espessa, surge uma faixa de transição do escoamento e, a partir daí, inicia-se um escoamento turbulento (conforme figura 8). Este último é mais espesso que o escoamento laminar e, portanto, gera um maior arrasto. Esse mesmo fenômeno pode ser observado na fumaça de um cigarro em um ar mais calmo e acontece também sobre a superfície de uma aeronave devido às irregularidades no acabamento da superfície.

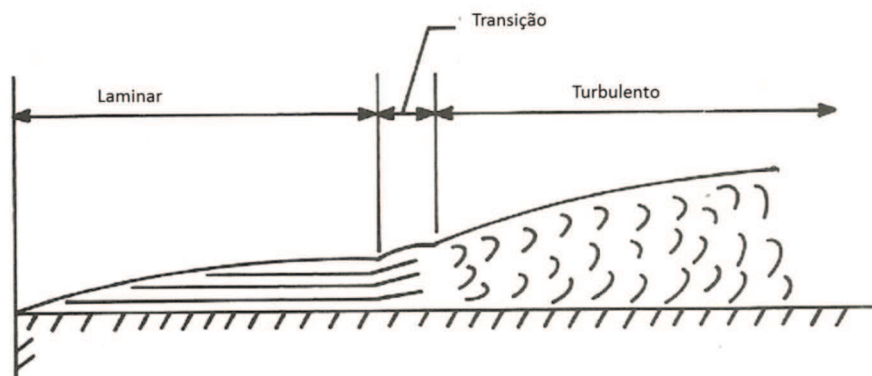


Figura 8. Transição da Camada limite

(Fonte: Modificado de Smith, 1992)

A camada limite turbulenta tem um perfil diferente de velocidade comparada à porção laminar. Como mostrado na figura 9, a porção mais próxima à superfície tem uma redução de velocidade menor que a porção próxima à extremidade da camada limite. (SMITH, 1992)

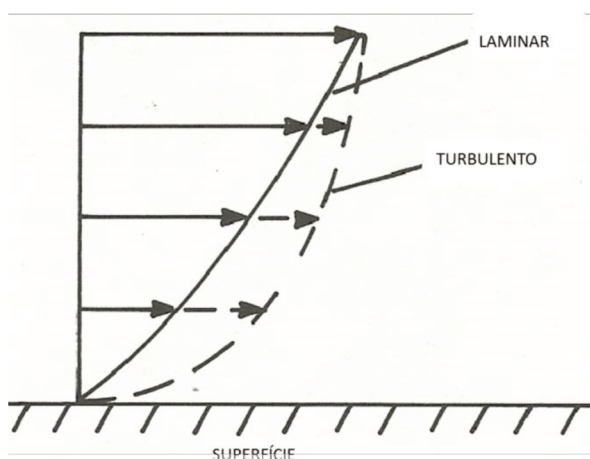


Figura 9. Comparação do perfil de velocidade

(Fonte: Modificado de Smith, 1992)

2.3.2. Número de Reynolds

O cientista Osborne Reynolds descobriu muitos dos princípios da viscosidade de um fluido e da camada limite. Percebeu que a camada limite é laminar ou turbulenta dependendo da velocidade do fluido (V), sua viscosidade cinemática (ν) e a distância a jusante no escoamento (d). O número de Reynolds, denotado por Re é utilizado para medir as qualidades de viscosidade de um fluido e é determinado pela seguinte equação:

$$Re = \frac{V \cdot d}{\nu}$$

(Equação 9)

Para um escoamento de baixo valor de Re o fluxo é chamado laminar e para um alto valor de Re o escoamento é chamado turbulento. Pela equação nota-se que,

para altas velocidades ou altas distâncias jusante no escoamento implicam em escoamentos turbulentos. Devido ao número de Reynolds ser levemente diferente para cada ponto a jusante do escoamento, o comprimento utilizado é a corda média.

2.3.3. Vórtices de ponta de asa

Segundo Bargsten (2011), um vórtice é o movimento rotacional de um meio fluido, neste caso o ar, gerado devido à diferença de pressão no intradorso e extradorso de uma asa. Enquanto os vórtices conhecidos como vórtices de bordo de fuga são criados ao longo de toda a envergadura da asa, são os vórtices de ponta de asa que são muito mais fortes devido ao efeito tridimensional de uma asa finita.

Tal fenômeno pode criar problemas de estabilidade e eficiência significativos para toda a aeronave. Para condições de alta sustentação e de baixa velocidade, como visto nas condições de decolagem e pouso (figura 10), o arrasto induzido (detalhes na seção 2.4.2) a partir desses vórtices podem ser responsáveis por até metade de todo o arrasto.

Vide na figura 10 a formação de vórtices de ponta de asa devido a alta sustentação e baixa velocidade (Esquerda) e situação de alta velocidade de cruzeiro subsônico (direita).



Figura 10. Vórtices devido a variações de velocidade e sustentação

(Fonte: Teschner. 2012)

Smith (1992) explica que, devido ao diferencial de pressão do intradorso e extradorso da asa, é gerado um potencial para um escoamento induzido de alta para baixa pressão. Este diferencial está presente principalmente na ponta de uma asa

quando não há nenhum aparato para bloquear este fluxo gerador do vórtice. Como a asa se move para frente, o rastro de ar que fica para trás é chamado de vórtice de arrasto (*trailing vortex*). Esses vórtices de ponta de asa são comumente conhecidos pelos pilotos como turbulência de esteira (*wake turbulence*). A magnitude desses vórtices é proporcional ao peso da aeronave. Isso significa que, quanto maior a força de sustentação e o diferencial de pressão no intradorso e extradorso da asa, maior será o vórtice gerado.

Resumindo, a sustentação é gerada porque existe uma baixa pressão na superfície superior da asa e uma pressão mais elevada sobre a superfície inferior da asa. Este efeito irá fazer com que o fluxo passe da zona de baixa pressão para a zona de alta pressão da asa, causando o fenômeno chamado de vórtice de ponta de asa, como pode ser visto na figura 11 (TESCHNER, 2012),

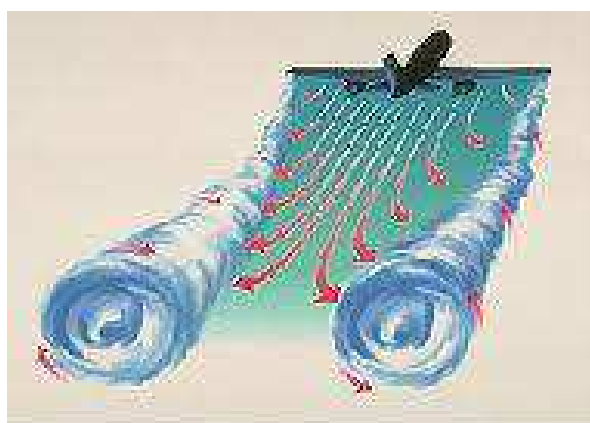


Figura 11. Vórtice de ponta de asa

(Fonte: Teschner, 2012)

A energia presente nos vórtices se origina do fluxo em torno da asa e gera uma perda de energia que reduz a capacidade geral de sustentação da asa. Esta perda de energia é referida como o arrasto induzido. (TESCHNER, 2012).

Segundo Bargsten (2011), um possível benefício dos vórtices de ponta de asa é no uso em voos em formação, como acontece no caso de um bando de gansos voando. Neste caso, o fluxo ascendente do vórtice da aeronave que está a frente gera uma sustentação adicional às aeronaves que vêm atrás. No entanto, a precisão requerida para assegurar uma operação segura tem dificultado a implementação desta estratégia. Como a maior parte das aplicações não envolvem voo em formação, o foco primário tem sido em métodos para reduzir os efeitos dos vórtices de ponta de

asa em voo solo através do uso de *winglets* ou qualquer outro dispositivos de ponta de asa com o mesmo objetivo.

2.3.4. Efeito *downwash*

De acordo com Maughmer (2001), o efeito do vórtice criado na ponta da asa como consequência da produção de sustentação, também gera um movimento do ar para baixo no bordo de fuga. Este efeito é bem mais evidente na ponta da asa, no entanto, também é experimentado em certo grau ao longo de toda a envergadura. Este efeito é denominado *downwash* e é mostrado pela figura 12.

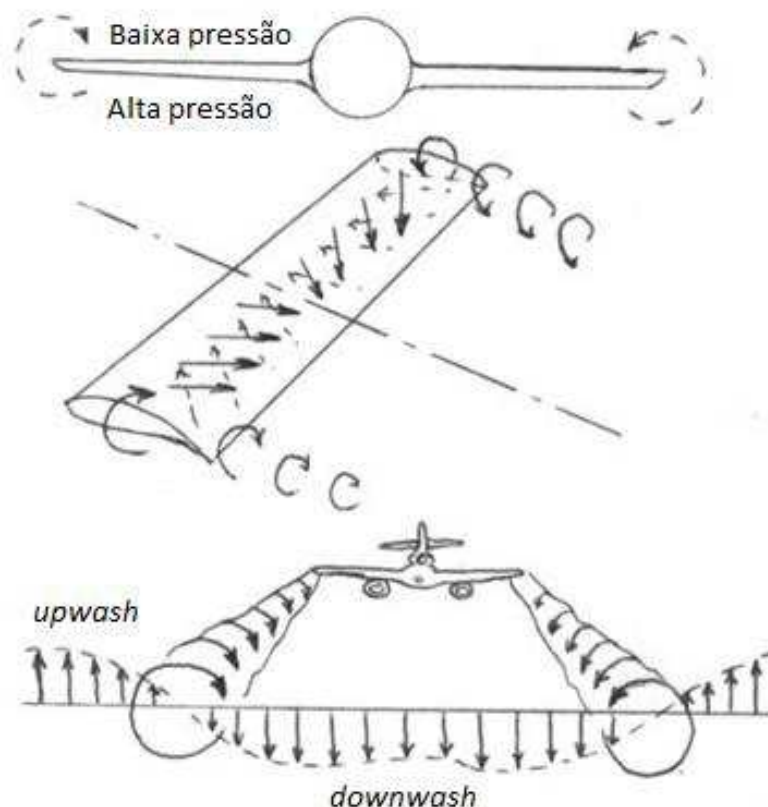


Figura 12. Efeito Downwash ao longo do perfil de uma asa

(Fonte: Modificado de Web³)

Smith (1992) afirma que o efeito downwash resulta em uma mudança de direção do fluxo de ar a montante nas proximidades da asa, conforme ilustrado na

³ Disponível em: <<https://javierteixido.wordpress.com/2012/06/04/principles-of-flight-iii-drag/>>. Acesso em Ago/15

figura 13. Como a sustentação é a força gerada perpendicularmente à direção do escoamento, ou vento relativo, deve-se considerar como direção real do fluxo de ar diretamente na asa para que possa determinar a direção verdadeira da força de sustentação.

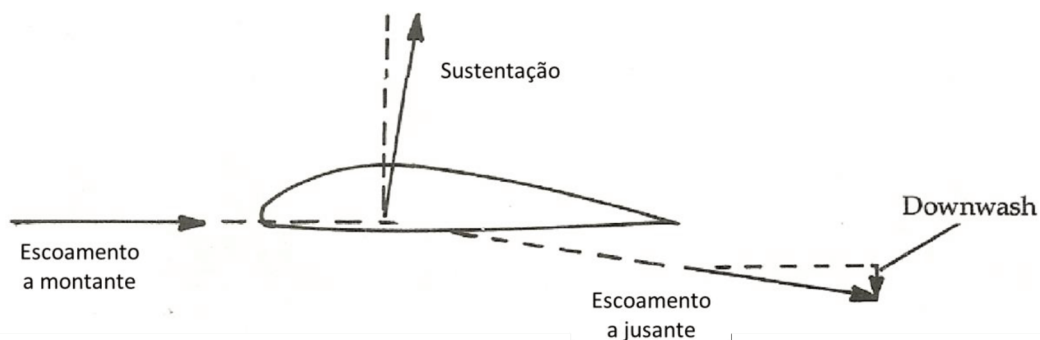


Figura 13. Efeito *downwash* afetando o vetor sustentação.

(Fonte: Modificado de Smith, 1992)

Devido à inclinação do vento relativo, o vetor sustentação é então inclinado para trás tendendo a retardar o movimento na direção de voo. Quando isto acontece, nem toda sustentação gerada está agindo perpendicularmente ao vento relativo, como aconteceria sem o efeito *downwash*. Portanto, um aumento do ângulo de ataque é necessário para compensar esta perda de sustentação, chamado de ângulo de ataque induzido (α_{ind}). Este Ângulo de ataque adicional se faz necessário devido ao fluxo induzido pelo efeito *downwash*.

$$\alpha_{ind} = \alpha - \alpha_{ef}$$

(Equação 10)

Na equação 10, o termo (α_{ef}) refere-se ao ângulo de ataque efetivo, correspondente à curva teórica sem o efeito *downwash*. Tal curva somente existiria se não houvesse os vórtices de ponta de asa. Isto é fictício porque só seria possível com uma asa de alongamento infinito. (SMITH, 1992)

A figura 14 mostra uma curva teórica de força de sustentação pelo ângulo de ataque para uma condição com e outra sem o efeito *downwash*. Pela curva observa-se que, para um determinado valor de sustentação, existe um valor distinto de ângulo

de ataque, denominado também como AoA. A diferença entre o ângulo de ataque com o efeito *downwash* e sem o mesmo consiste no ângulo de ataque induzido.

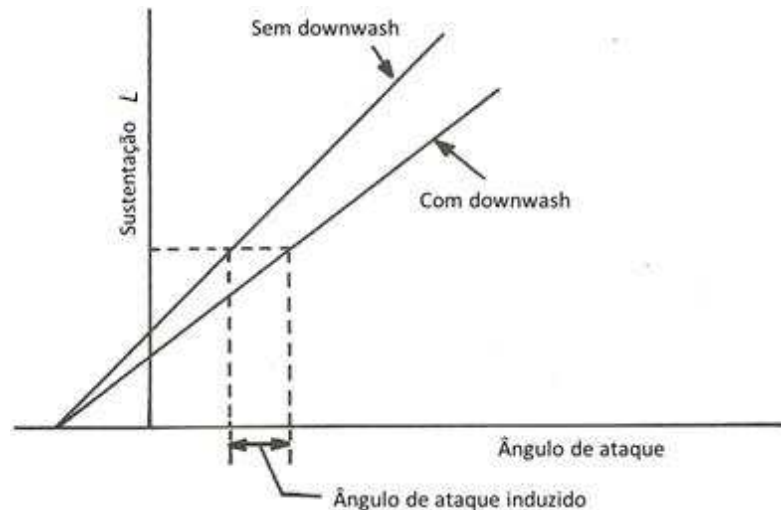


Figura 14. Curvas teórica de L considerando o efeito *downwash*

(Fonte: Modificado de Smith, 1992)

Observando o escoamento ao redor da asa, fica claro que quanto maior a envergadura, menor será o efeito sentido na porção mais interna da asa. Ou seja, quanto maior a envergadura da asa, mais próximo ficará do efeito produzido pelo aerofólio (2D) e, conseqüentemente, gerará um menor arrasto induzido. Conforme a envergadura aproxima do infinito, o efeito *downwash* e o arrasto induzido se aproximam de zero.

Da mesma forma, se a asa não está gerando sustentação, também não haverá efeito *downwash* e arrasto induzido. (MAUGHMER, 2001)

Desta maneira, asa com grandes alongamentos reduzem o ângulo de ataque induzido e conferem uma maior eficiência aerodinâmica.

2.3.5. Introdução do conceito de Envergadura Efetiva

Até os dias atuais, as menções à envergadura se referiam somente à envergadura geométrica, ou seja, onde a medida da envergadura da semi-asa é obtida a partir da linha de centro (raiz da asa) até a ponta da asa. Neste trabalho será

introduzida uma nova definição, chamada de envergadura efetiva, onde a medida da semi-asa é medida a partir da raiz da asa para o centro do vórtice (TESCHNER, 2012).

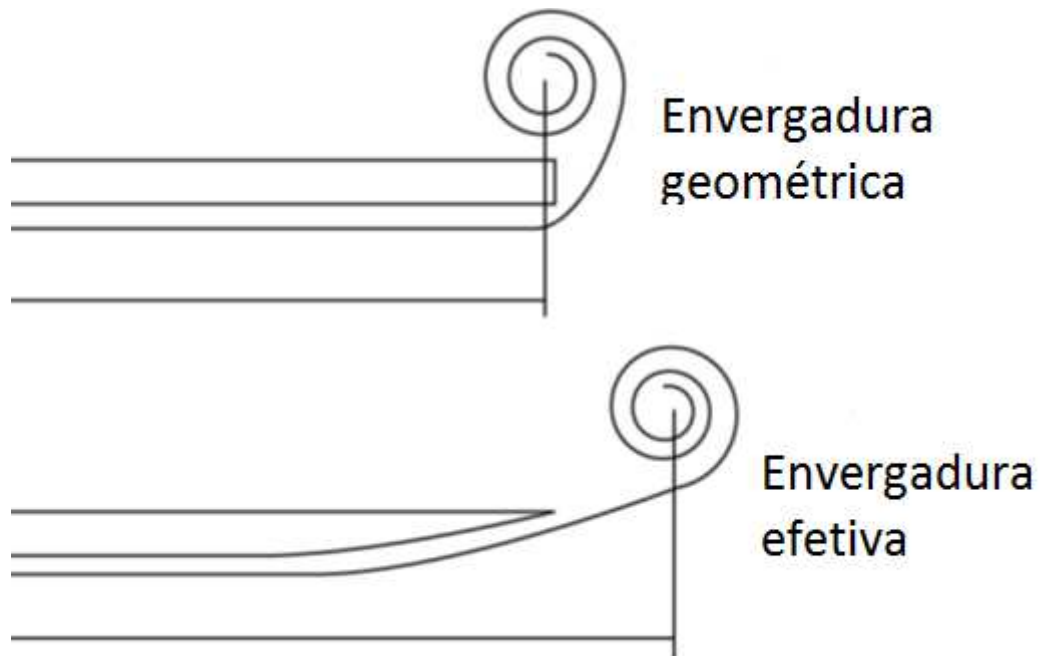


Figura 15. Envergadura geométrica e efetiva de uma semi-asa

(Fonte: Modificado de Teschner, 2012)

Na figura 15, o esboço superior mostra uma asa retangular sem nenhuma modificação vista por trás. Devido a diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso da asa, o ar flui a partir da parte inferior para a parte superior, criando um vórtice. Este vórtice tem um centro, que neste caso é um pouco acima da ponta da asa.

No esboço inferior é mostrada uma asa com um dispositivo de ponta de asa chamado *Hoerner*, cuja superfície inferior é arredondada. Este design acelera o fluxo no sentido transversal ao fluxo livre empurrando o fluxo mais para fora, resultando em um vórtice mais longe da ponta da asa.

Assim, no esboço superior, as envergaduras geométrica e efetiva são iguais, enquanto para o esboço inferior não acontece o mesmo. O que este tipo de ponta de asa faz é basicamente aumentar a envergadura efetiva, reduzindo o arrasto induzido sem penalizar espaço geométrico. Uma vez que o arrasto induzido é causado pelo

vórtice de ponta de asa, fica óbvio que a envergadura efetiva deve ser utilizada ao invés da geométrica (TESCHNER, 2012).

2.4. Tipos de Arrasto

2.4.1. Arrasto parasita

De acordo com Maughmer (2001), arrasto parasita é uma consequência da viscosidade do ar que se move ao longo da superfície do perfil aerodinâmico, assim como o arrasto de pressão devido à força de pressão que atua sobre o corpo.

Como uma asa se move através do ar viscoso, ele puxa parte do ar consigo e mantém parte em movimento. Obviamente, é necessária alguma energia para colocar este ar em movimento. Esta transferência de energia da asa para o ar consiste no arrasto parasita. Este tipo de arrasto depende, dentre outras coisas, da quantidade de superfície exposta ao ar chamada de área molhada, a forma do aerofólio e o seu ângulo de ataque. Esse tipo de arrasto é proporcional ao quadrado da velocidade do ar.

Ahsan (1999) afirma que o arrasto parasita é composto por todas as forças que trabalham para retardar o movimento de uma aeronave. Como o próprio termo parasita implica, é um arrasto que não está associado à produção de sustentação. Isto inclui o deslocamento de ar através da aeronave, a turbulência gerada na corrente de ar, ou uma dificuldade do ar em fluir pela asa ou fuselagem da aeronave.

De forma geral na literatura, percebe-se que o arrasto parasita é soma dos arrastos de forma e do arrasto de atrito, frequentemente chamado também de arrasto de perfil (*profile drag*), explicados nas seções seguintes.

Quando se fala em arrasto parasita um fator importante que deve ser considerado é a esteira gerada pelo corpo em movimento submerso em meio a um fluido. A figura 16 mostra a formação da esteira para diversos tipos de corpos submetidos a um escoamento de ar. Segundo Houghton (2002), uma esteira se forma atrás de um corpo quando este está em movimento em meio a um fluido, assim como acontece na água quando um navio passa ou no ar quando um caminhão está em movimento. O arrasto total surge como uma perda de momento e um consequente aumento na energia desta esteira.

A perda de momento surge como uma redução na velocidade média do fluxo enquanto um aumento de energia é percebido através de uma vorticidade gerada na esteira. Desta forma, o tamanho e a intensidade da esteira é um indicativo de presença do arrasto de perfil em um corpo. A figura 16 apresenta um comparativo entre as espessuras de esteiras em diversos corpos, através de filamentos de fumaças no escoamento.

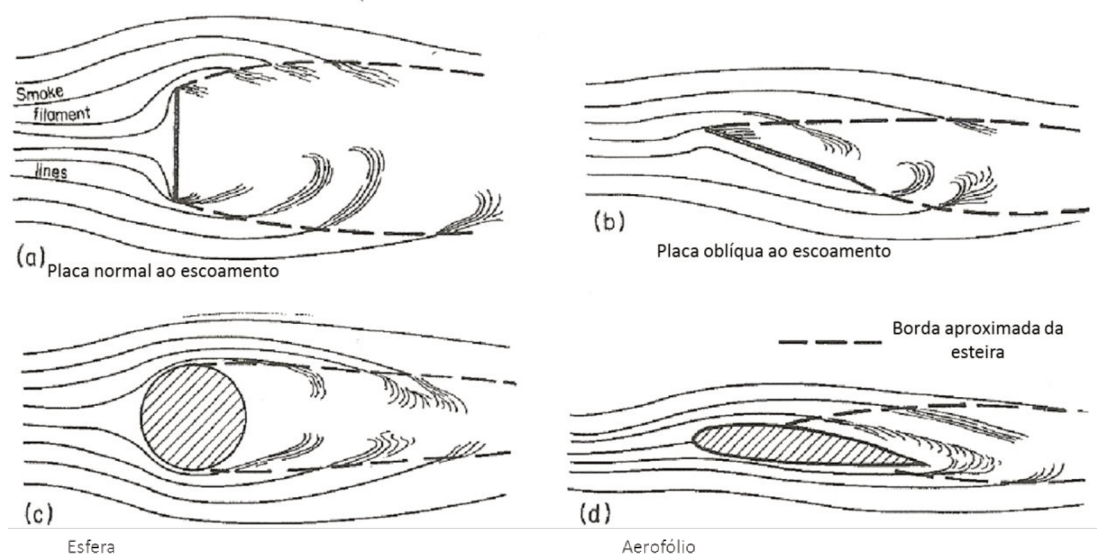


Figura 16. Esteira formada em diversos corpos.

(Fonte: Modificado de Houghton, 2002)

a) Arrasto de atrito

Houghton (2002) afirma que o arrasto de atrito é gerado pelas componentes resultantes da tração devido aos esforços de cisalhamento agindo na superfície de um corpo. Este cisalhamento é diretamente proveniente da viscosidade do ar e age tangencialmente em todos os pontos na superfície de um corpo. O efeito total destas componentes somadas ao longo de toda a superfície do corpo é chamado de arrasto de atrito. Este arrasto não existiria no caso de um escoamento não viscoso.

b) Arrasto de forma

Também chamado de arrasto de pressão da camada limite, Houghton (2012) define como sendo a diferença entre o arrasto de perfil e o arrasto de atrito. O arrasto de perfil é definido como o arrasto devido às perdas de pressão total e temperatura na camada limite. Contudo, estas definições não dão exatamente uma ideia clara da natureza física e dos mecanismos que contribuem para este tipo de arrasto. Deste modo, uma explicação mais simples é feita abaixo.

O arrasto de forma surge devido à forma geométrica e do tamanho do objeto, basicamente. Corpos que apresentam uma seção transversal maior tem um arrasto de forma maior comparado aos corpos com seções menores e mais finas. O arrasto de forma aumenta com o quadrado da velocidade, se tornando ainda mais crítico para aeronaves de alta velocidade.

2.4.2. Arrasto de pressão

Segundo Houghton (2002), este é o arrasto gerado pelos componentes resultantes das forças devido à pressão agindo na direção normal à superfície do corpo em todos os pontos. Pode ser considerado como tendo as seguintes contribuições distintas:

- i. Arrasto induzido (Algumas vezes citado como arrasto de vórtice)
- ii. Arrasto de onda de choque (*Wave drag*)
- iii. Arrasto de forma (*Form drag* ou *Boundary layer pressure drag*)

O arrasto induzido e o arrasto de onda de choque são considerados “efeitos colaterais” devido à geração de sustentação. Enquanto que o arrasto de forma depende diretamente da velocidade do escoamento.

a) Arrasto induzido

Segundo Houghton (2002), é o arrasto dependente da sustentação, que não depende diretamente dos efeitos viscosos, podendo ser estimado considerando-se um escoamento não viscoso.

De acordo com Smith (1992), o efeito “downwash” causa uma inclinação no vetor de sustentação devido ao deslocamento do escoamento a montante da asa. Um dos componentes deste vetor, na direção do voo e no sentido oposto ao mesmo, é produzido sendo denominado de arrasto induzido conforme mostrado na figura 17. Este arrasto exerce um papel muito importante no desempenho de uma aeronave.

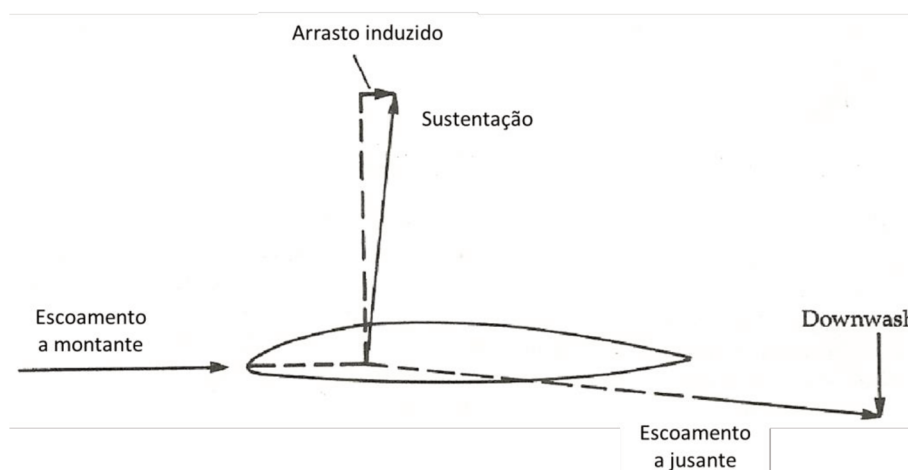


Figura 17. Produção de arrasto induzido devido ao efeito “downwash”

(Fonte: Modificado de Smith, 1992)

Maughmer (2001) afirma que o arrasto induzido é a resistência proveniente da produção de sustentação por uma asa finita. Se uma asa está produzindo sustentação, é certo que existe uma maior pressão sobre o lado inferior da asa com relação ao lado superior. Assim, há um fluxo em torno da ponta da asa proveniente do ar de alta pressão na parte inferior da asa para o ar a baixa pressão no lado superior (Figura 18). Em outras palavras, há um fluxo de ar na ponta da asa finita que não estava presente na asa infinita. Este fluxo é sentido ao longo de todo o bordo de fuga, com o fluxo superior se movendo para dentro, enquanto que na superfície inferior se move para fora. Como estes fluxos opostos se encontram no bordo de fuga, dão origem a um movimento giratório que, dentro de uma curta distância a jusante, geram os vórtices de ponta de asa. Obviamente, a geração de vórtices de ponta requer energia. Essa transferência de energia da asa para o ar é denominada arrasto induzido.

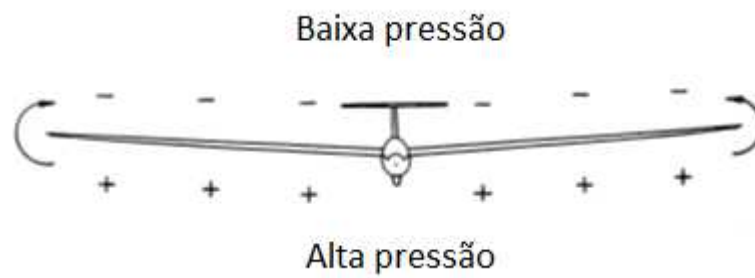


Figura 18. Distribuição de pressão

(Fonte: MAUGHMER, 2001).

Segundo Mattos (2003), um aumento significativo do arrasto total é gerado pela parcela do arrasto induzido, podendo representar de 30 a 40% no caso de uma aeronave de transporte numa condição de cruzeiro.

Na figura abaixo as linhas sólidas representam o escoamento do ar na superfície superior da asa e as linhas tracejadas representam o escoamento do ar superfície inferior da asa.

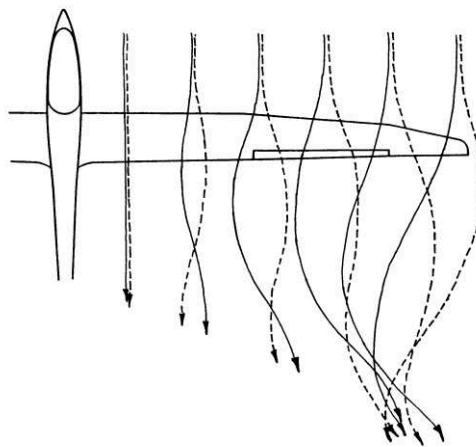


Figura 19. Fluxo de ar ao longo de uma asa finita.

(Fonte: MAUGHMER, 2001)

Matematicamente, Bargsten (2011) define como o coeficiente de arrasto induzido ($C_{D,i}$) como:

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

(Equação 11)

onde “ C_L ” é o coeficiente de sustentação da aeronave, “ e ” é a eficiência aerodinâmica e “ AR ” o alongamento da asa.

De acordo com Houghton (2002), nota-se que o coeficiente de arrasto induzido é proporcional ao quadrado do coeficiente de sustentação, podendo existir em um escoamento não viscoso.

O fator de eficiência aerodinâmica denotado por “ e ” depende basicamente de características geométricas da sua forma em planta. Para exemplificar, asas elípticas possuem por definição um fator igual às asas retangulares e maiores que as asas trapezoidais.

Smith (1992) demonstra através de várias correlações matemáticas entre a equação do coeficiente de arrasto induzido com o coeficiente de sustentação e das equações de coeficiente de sustentação, resulta-se na seguinte equação:

$$D_i = \frac{2 \cdot L^2}{\rho \cdot V^2 \cdot S_N}$$

(Equação 12)

A equação 12 mostra que a força do arrasto induzido é inversamente proporcional à velocidade ao quadrado. Esta equação pode ser reescrita em termos do alongamento e considerando que, para um voo estável e nivelado, o termo de sustentação deve ser igual ao peso (W). Logo, a equação ficaria da seguinte forma:

$$D_i = \frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho \cdot V^2 \cdot b^2}$$

(Equação 13)

O termo “ k ” é uma constante de proporcionalidade que varia suavemente de acordo com o formato em planta da asa e sua orientação com relação à fuselagem.

A asa elíptica possui o menor valor de k e, por este motivo, é considerada o tipo de asa que possui o menor arrasto induzido. Pela equação acima, observa-se que os fatores que tendem a aumentar o arrasto induzido são:

- i. Altos pesos
- ii. Asas com formatos em planta com menor eficiência aerodinâmica
- iii. Altas altitudes
- iv. Baixas velocidades
- v. Baixa envergadura

Logicamente, os termos da equação elevados ao quadrado têm uma maior influência no valor do arrasto induzido.

De acordo com Teschner (2012), para o caso de um aerofólio (2D), não há um fluxo cruzado capaz de produzir uma maior inclinação para o coeficiente de sustentação comparando-se com uma asa tridimensional. Isto pode ser visto na figura 20 para diferentes alongamentos. Quanto maior for o alongamento, maior será a inclinação do coeficiente de sustentação. O caso de um aerofólio pode ser definido e aproximado por um alongamento infinito. Alguns valores típicos para os diferentes tipos de aviões podem ser vistos na tabela 1.

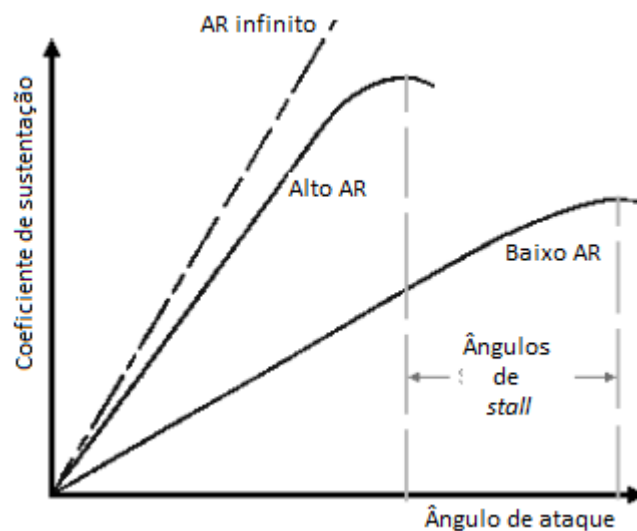


Figura 20. Coeficiente de sustentação para diferentes alongamentos

(Fonte: Teschner, T.R. 2012)

Tabela 1. Alongamentos para os diferentes tipos de aeronaves

(Fonte: Modificado de Teschner, 2012)

Tipos de aeronave	Alongamento típico
Jatos de caça	2 - 3
Pequenas aeronaves	6 - 8
Aeronaves executivas	7 - 8
Aviões comerciais grandes	8 - 10
Planadores	20 - 50

Como pode ser notado, é muito importante para planadores reduzir o arrasto tanto quanto possível e, conseqüentemente, reduzir também os altos valores para o alongamento. Isso causa uma queda na taxa de rolagem da aeronave, que representa a capacidade e velocidade em que uma aeronave faz o movimento de rolagem. Isso prejudica o desempenho dos aviões de combate, pois esses possuem um alongamento muito baixo.

Para reduzir o arrasto induzido é lógico que um aumento de envergadura seria benéfico, porém não aconselhável ou mesmo possível em todos os casos. Um aumento na extensão da asa também afeta estruturalmente a aeronave devido ao aumento dos esforços na raiz das semi-asas e, com isso, gera necessidade de uma maior massa estrutural para resistir aos esforços mecânicos (TESCHNER, 2012).

b) Arrasto de onda de choque

É o tipo de arrasto associado à formação de ondas de choque em voos de alta velocidade (supersônicos). Como não é o foco deste trabalho, este item não será aprofundado.

2.4.3. Arrasto total

De acordo com Houghton (2002), o arrasto total é formalmente definido como a força correspondente à taxa de redução do momento na direção do fluxo de ar externo não perturbado do corpo. Em cada ponto, há um componente na mesma direção do voo, porém com sentido contrário ao mesmo. O somatório destas forças

resulta no arrasto total que resiste ao movimento do corpo através fluido ao seu redor. Há um conjunto de contribuições separadas que geram este arrasto total. Como um primeiro passo, podem ser divididas em arrasto de pressão e arrasto de atrito (*skin friction drag* ou *surface friction drag*).

Segundo Ahsan (1999), arrasto total é a força aerodinâmica que resiste ao movimento da aeronave através do ar e é gerado por cada parte da aeronave. Esta força resistiva paralela ao vento relativo é composta pela soma de duas componentes: o arrasto parasita e o induzido.

De forma geral, a literatura mostra um gráfico genérico que ilustra o arrasto total, conforme figura 21.

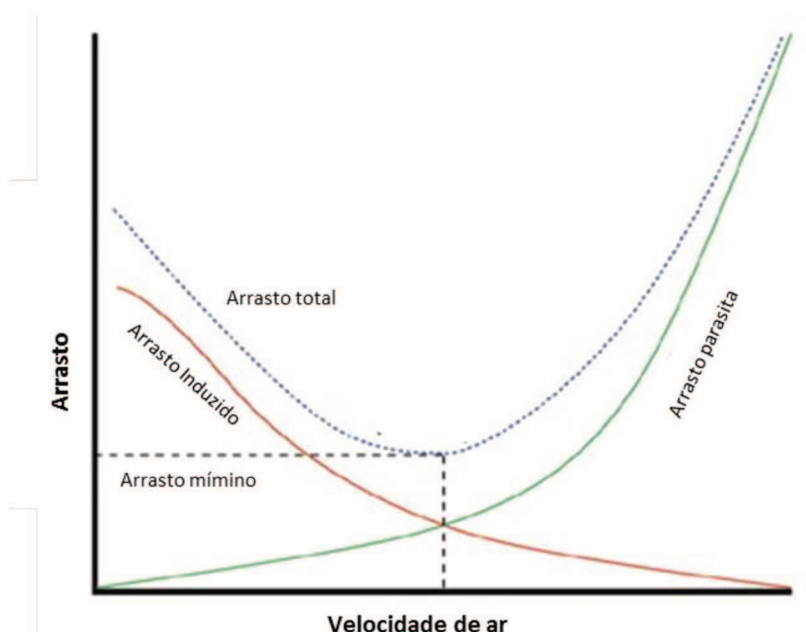


Figura 21. Arrasto total

(Fonte: Web ⁴)

⁴ Disponível em: <http://en.wikipedia.org/wiki/File:Drag_Curve_2.jpg /> , traduzida. Acesso em Nov/15

2.5. Dispositivos de ponta de asa

2.5.1. Definição

Quaisquer pontas de asas que não terminem simplesmente na horizontal são consideradas como um dispositivo de ponta de asa. (PORTILLO,2011).

Embora aos olhos de uma pessoa leiga no ramo aeronáutico os dispositivos de ponta de asa possam parecer apenas um aparato para melhorar a estética do avião, esses dispositivos realizam um papel realmente importante na aerodinâmica das aeronaves, pois dependendo do projeto da ponta de asa e do tipo de aeronave podem contribuir consideravelmente na redução do consumo de combustível, no aumento do alcance, no aumento da velocidade de cruzeiro e na redução da velocidade de estol. (JANG, 2012)

Do ponto de vista de um especialista em aerodinâmica, a motivação por trás de todos os dispositivos de ponta de asa é reduzir o arrasto induzido permitindo uma melhoria efetiva no desempenho da aeronave, ou seja, para um avião em particular se for desenvolvido um dispositivo de ponta de asa adequado, será percebida uma melhora sensível de desempenho, que poderá ser medida e comparada em relação ao mesmo avião sem nenhum dispositivo.

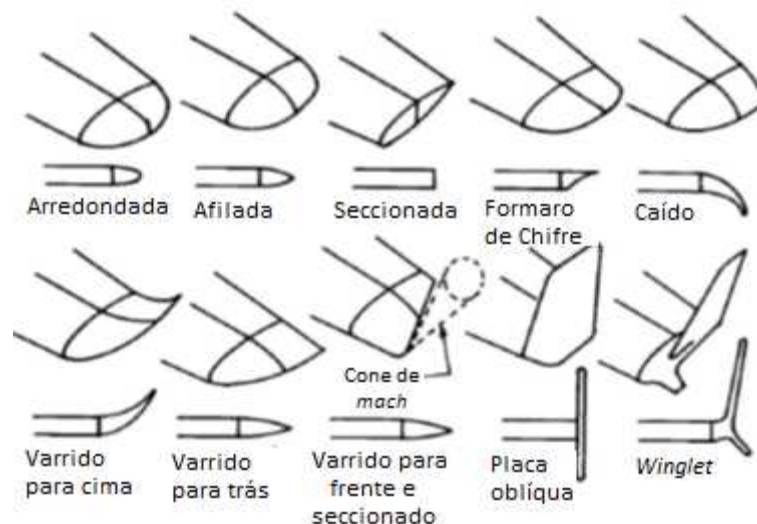


Figura 22: Variedade de configurações de dispositivos de ponta de asa

(Fonte: Modificado de Rajendran, 2012)

Por esta razão, ao longo dos anos, foram desenvolvidos diversos tipos de dispositivos de ponta de asa. Alguns dos principais tipos são mostrados na figura 22. Embora funcionem de diferentes maneiras, o efeito desejado é sempre reduzir o arrasto da aeronave através da redução da energia perdida devido à formação de vórtices nas pontas de asa.

Embora existam diversos tipos de configurações, atualmente os tipos de pontas de asa mais comumente empregados em aeronaves comerciais de médio e grande porte são as “*winglets*” e as “*raked wings*”.

Winglets podem ser descritas como pequenas asas com estrutura vertical que se estendem nas pontas de uma asa, com o objetivo de reduzir o arrasto induzido quando comparado a uma asa tradicional. (RAJENDRAN,2012)

2.5.2. Funcionalidade

Para compreender as razões que nos levam a utilização destes dispositivos, é necessário entender os problemas que estes se destinam a resolver.

A sustentação necessária para manter uma aeronave em voo é obtida pelas suas asas devido ao princípio da diferença de pressão, originada pelo fluxo de ar que flui da zona de alta pressão (Intradorso) para a zona de baixa pressão (Extradorso).

A mesma diferença de pressão que favorece a criação da sustentação em toda a extensão envergadura da asa, ocasiona em um problema nas pontas da asa. Nesta região, o ar que sai da parte inferior da asa e propaga para a parte superior, fluindo através das laterais da asa, ocasionando na geração de vórtices na ponta de cada semi-asa devido ao seu formato tridimensional. (BARGSTEN, 2011).

Estes vórtices resultam em arrasto, que afeta o desempenho da aeronave e causa perda de sustentação (de 5 a 10%). O vórtice formado na ponta das asas, além da perda de sustentação na parte final da asa, transfere ruídos e vibrações para a aeronave. Tais fenômenos podem criar problemas significativos de aeroelasticidade e de eficiência para a aeronave como um todo. (TESCHNER, 2012)

O grau de magnitude do efeito desses vórtices depende de muitos fatores, tais como, a quantidade de sustentação sendo produzida e a velocidade da aeronave.

Dispositivos de ponta de asa, no entanto, adicionam algum tipo de barreira entre as duas superfícies da asa (intradorso e extradorso), ajudando a reduzir este

fluxo entre as mesmas de acordo com especialista em aerodinâmica Peter Garrison. (JANG, 2012)

Com o uso do dispositivo adequado nas pontas da asa, a melhora no desempenho da aeronave pode ser percebido em termos de alcance, autonomia, velocidade, consumo de combustível e ruído.

2.5.3. Histórico do desenvolvimento

Em 1897, Frederick Lanchester foi o primeiro a notar que uma modificação da ponta de asa sob determinadas circunstâncias levaria a uma redução do vórtice de ponta de asa. Em 1910, William Somerville recebeu uma patente pelo desenvolvimento de uma ponta de asa curvada e também foi o primeiro a voar uma aeronave com tal modificação. No ano de 1930, Vincent Burnelli patenteou uma ponta de asa com uma placa (end plate wingtip). Um pouco mais tarde em 1952, Sighard Hoerner inventou um novo tipo de ponta de asa que minimizou ainda mais o vórtice, aumentando a envergadura efetiva e reduzindo o arrasto induzido. Este design ainda é encontrado em aeronaves de pequeno porte (TESCHNER, 2012).

2.5.4. Aplicações

A tecnologia aeronáutica aumentou significativamente ao longo dos anos, porém até pouco tempo atrás, os efeitos da ponta de asa não eram tão considerados nas pesquisas e nos projetos. Contudo, em 1973, com a crise do petróleo, os interesses na redução do arrasto induzido aumentaram. Este foi o gatilho para o desenvolvimento de novas pontas de asas que trariam à tona a importância de se considerar os efeitos destes dispositivos na eficiência aerodinâmica das aeronaves. O primeiro tipo desenvolvido após 1973 foi o winglet, o qual é utilizado até os dias atuais em grande escala e obviamente com melhorias implementadas ao longo dos anos (TESCHNER, 2012).

Outra aplicação possível que por vezes tem sido apresentada é que os dispositivos de ponta de asa podem reduzir a força dos vórtices, implicando em maior segurança ou a redução das distâncias necessárias nas etapas de decolagem e aproximação para pouso, melhorando o controle do tráfego aéreo devido ao menor

tempo entre pousos e decolagens pelo fato dos vórtices serem menores e mais fáceis de serem estabilizados. (MCLEAN,2005).

2.5.5. Resultados obtidos com a utilização

Em julho de 1976, Whitcomb (1976) realizou uma pesquisa na NASA e na qual desenvolveu o dispositivo de em ponta de asa *Winglet*. De acordo com suas pesquisas, a winglet proporcionou cerca de 20% de redução no arrasto induzido, quando comparado a uma extensão de ponta de asa, e também uma melhora na razão sustentação/arrasto.

Nos dias atuais lidamos com uma grande mistura entre diferentes formas de dispositivos de pontas de asas. O novo Boeing 787 e o Airbus 350 possuem asa especial, as quais não possuem um *winglet* separado, mas possuem um dispositivo de ponta de asa do tipo *raked* (alisado ou esquadrinhado) ou *blended* integrados, que suavizam o ângulo entre a asa e sua ponta. (TESCHNER, 2012).

2.5.6. Vantagens e desvantagens

a) Vantagens

- O arrasto induzido é reduzido na decolagem e cruzeiro.
- O arrasto de choque é reduzido ligeiramente em voo de cruzeiro, devido à mudança nas cargas ao longo da envergadura produzida pelo dispositivo.
- Aumento do alcance máximo.
- Redução da queima de combustível.
- Redução do comprimento de pista necessário para decolagem devido à melhoria do segundo estágio de vôo ascendente.
- Redução do ruído da decolagem.
- Aumento da altitude de cruzeiro devido à melhoria do envelope de *buffet*.
- Aumento da velocidade de cruzeiro devido a um aumento modesto em MDD (*Drag Divergence Mach number*)
- Aparência e diferenciação do produto. (Design mais arrojado)

b) Desvantagens

- Arrasto parasita é aumentado devido ao aumento da área molhada.
- Aumento de peso, devido ao crescimento do peso do dispositivo em si, do peso dos acessórios de fixação e do peso da estrutura da asa devido ao aumento das cargas estáticas e também para atendimento às exigências de vibração e fadiga.
- Aumento do custo (desenvolvimento, produção e venda).
- Fluxos de junção, cargas seccionais elevadas, etc.
- Aumento do risco de desenvolvimento do produto

2.5.7. Principais tipos de pontas de asa

Pode-se distinguir três principais tipos de pontas de asa:

- *winglet fences*
- *blended winglets*
- *raked wingtips*

Mesmo que em termos estritamente técnicos as *wingtip fences* não sejam uma extensão real da asa, e as *raked wingtips* não tenham uma parte vertical, elas ainda são amplamente consideradas como variantes de ponta de asa.

a) *Wingtip fences*

Consiste em uma variante especial de ponta de asa que se estende para cima e para baixo a partir da ponta da asa. Preferido por fabricantes europeus como Airbus (vide figura 23), como pode ser observado em sua gama completa de produtos (exceto as famílias A330, A340 e A350).

O Airbus A300 foi o primeiro avião a jato a utilizar este tipo de solução, que em seguida foi aplicada em todos A320 e jatos da família, o que favoreceu para que fosse o tipo mais visto e mais produzido na história até os dias de hoje. Mesmo o novo Airbus A380 dispõe deste tipo de dispositivo. (PORTILLO,2011)



Figura 23. Exemplos de "Wingtip Fences"

(Fonte: Portillo, 2011)

b) Blended Wingtips

Mais conhecido como *Winglet* real, é o tipo mais comum de dispositivo de ponta de asa. Alavancado pela Airbus, Boeing, Embraer e Bombardier, mas também pelo russo Tupolev e Ilyushin. (PORTILLO, 2011)

As *blended winglets* foram introduzidas pela primeira vez na aeronave McDonnell Douglas MD-11 em 1990 com o lançamento do cliente Finnair. Em contraste com a Airbus, que aplica a "*wingtip fence*" por padrão na maioria dos seus aviões, *blended winglets* são considerados pela Boeing, como um opcional em seus produtos, exceto para o Boeing 747-400. Para alguns dos jatos mais antigos da Boeing (737 e 757) as *blended winglets* foram oferecidos como um *retrofit*.

Nesta configuração a ponta de asa é mais alta e não se conecta à asa com um ângulo perpendicular, mas sim com curva suave. Estas pontas de asa são populares entre as companhias aéreas que voam essas aeronaves em rotas de médio ou longo curso com o objetivo de obter maior economia de combustível na fase de cruzeiro. Eles também servem como superfície para levar a imagem de logotipos de companhias aéreas ou endereços da *web* em geral. (PORTILLO, 2011)



Figura 24. Exemplos de *blended wingtips*

(Fonte: Portillo, 2011)

c) *Raked wingtips*

É o tipo mais recente de ponta de asa existente, provavelmente, melhor classificado como asas especiais, onde a ponta da asa tem um ângulo mais elevado de varredura (*Sweep-back angle*) do que o resto da asa. O objetivo desse tipo de ponta de asa é melhorar a economia de combustível, desempenho e encurtar as distâncias de decolagem. A forma de operação é similar ao winglet. Em testes realizados pela Boeing e NASA, *raked wingtips* apresentaram uma redução no arrasto cerca de 5,5%, em oposição aos melhoramentos de 3,5% a 4,5% de *winglets* convencionais. Fabricantes que utilizam este tipo de ponta de asa: Boeing 747-8, Boeing 767-400ER, Boeing 777 (-200LR; -300ER; e as versões de carga), o novo Boeing 787 Dreamliner e o A350 da Airbus. (PORTILLO, 2011)



Figura 25. Exemplos de *raked wingtips*

(Fonte: Portillo, 2011)

2.6. Novos conceitos de ponta de asa em estudo

O engenheiro aeronáutico Christian Hugues (França) desenvolveu um novo tipo de ponta de asa em forma de canudo para aviões comerciais que alegadamente reduz o consumo de combustível em 6%.

Este novo modelo chamado de “Minix” substitui as habituais *winglets* inclinadas que são instaladas em aeronaves de passageiros, e é aproximadamente cinco vezes mais eficaz do que as pontas convencionais. Pode ser aplicada a qualquer tipo de avião, e no caso de um Boeing 747 permite uma diminuição do consumo de combustível de quase 2,3 milhões de litros/ano. As novas pontas foram concebidas para serem instaladas no alinhamento da extremidade das asas de aviões de modo a atenuar/contrariar os vórtices de alta pressão que se formam quando aqueles estão em movimento. A forma cilíndrica da Minix evita que o fluxo de ar se enrole no rasto da passagem da extremidade da asa, reduzindo o coeficiente de arrasto de toda a aeronave de 6% a Mach 0.8 (a velocidade média de um avião comercial). O dispositivo também gera uma sustentação acrescida na ponta das asas, o que é bastante útil no momento da aterrisagem. Deverá ter igualmente, de acordo com Hugues, um custo de produção mais reduzido que o das *winglets* tradicionais. (PINTO, 2010)

Dois outros tipos diferentes de dispositivo podem ser citados: o *ordinary jet blowing* e o *oscillating jet blowing*, ambos utilizam o conceito de controle de fluxo de ar através de orifícios estrategicamente posicionados para reduzir os efeitos dos vórtices de ponta de asa. Uma das vantagens desses tipos de ponta de asa é que seu peso é bem menor do que a winglet. (PUN, 2013)



Figura 26. Ponta de asa "Minix"

(Fonte: Pinto, 2010)

O *ordinary jet blowing* (Fig. 27) trata-se de uma inovação significativa pois consegue melhorar a performance e reduzir o arrasto induzido. Já o tipo *oscillating jet blowing* (Fig. 28) ainda traz incertezas com relação a sua eficiência devido aos testes limitados a que foi submetido. (PUN, 2013)

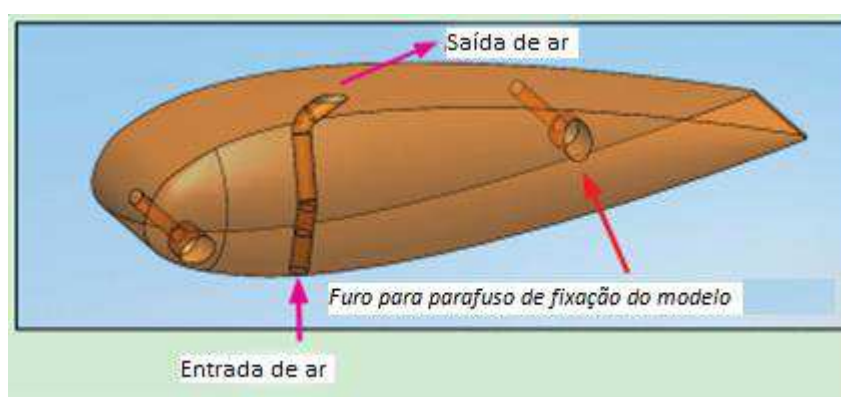


Figura 27. *Ordinary jet blowing*

(Fonte: Modificado de Pun, 2013)

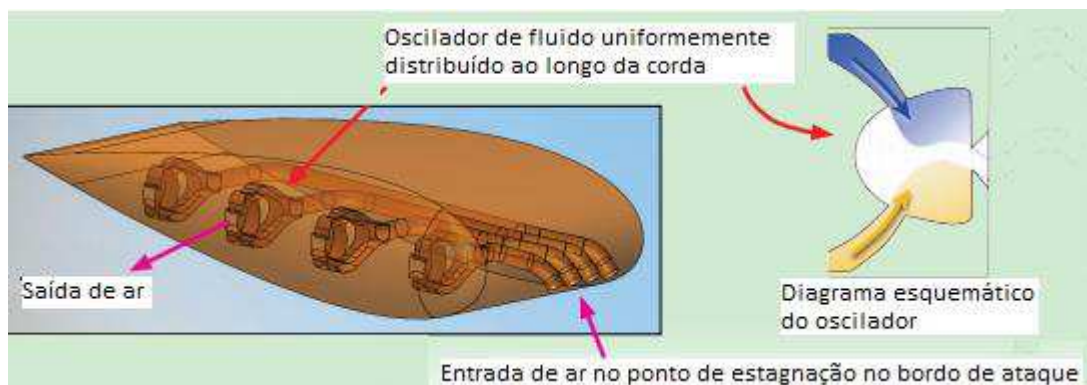


Figura 28. *Oscillating jet blowing*

(Fonte: Modificado de Pun, 2013)

CAPÍTULO 3. RESULTADOS

No intuito de exemplificar um caso de sucesso no mercado da aviação civil com a aplicação de um novo tipo de ponta de asa, pode-se citar a aeronave E-175, da empresa Embraer. A primeira versão desta aeronave entrou em serviço em julho de 2005 com uma ponta de asa do tipo winglet padrão. Após 9 anos em operação e a forte concorrência com outros fabricantes, a Embraer lançou uma aeronave com alguns upgrades para fazer frente à concorrência e alavancar as vendas. Neste upgrade, a empresa investiu substancialmente em melhorias na aeronave que resultassem na redução do consumo de combustível. O novo modelo iria receber o nome de “E-175 Plus”, mas a Embraer decidiu manter o nome E-175 para não causar confusão com a nova geração, a famosa série E2. A figura 29 mostra a aeronave nas duas configurações de dispositivo de ponta de asa, antiga e nova *wingtip*. Já a figura 30 ressalta a diferença na geometria e envergadura das configurações mostrando o avião em vista frontal.

As modificações realizadas englobam, principalmente, o desenvolvimento de uma nova ponta de asa (*wingtip*), além da otimização de sistemas e outros refinamentos aerodinâmicos. O novo E175 alcançou resultados expressivos, chegando a 6,4% de economia de combustível em relação ao modelo original, superando o valor anunciado anteriormente de até 5%. A primeira entrega do E175 contendo o pacote completo de modificações foi realizado em abril/2014. (EMBRAER, 2015)



Figura 29. Antiga VS Nova ponta de asa do E175
(Fonte: Modificado de Web ⁵)



Figura 30. Comparação das configurações de ponta de asa do E175
(Fonte: Modificado de Web ⁶)

O projeto de desenvolvimento da nova ponta de asa do E-175 iniciou-se em 2008 e foi realizado utilizando a metodologia MDO (*Multidisciplinary Design Optimization*), a qual foi fundamental para atingir os requisitos considerando performance, custo, cronograma e riscos.

⁵ Disponível em: < <http://aerojoaopessoa.blogspot.com.br/2013/01/embraer-vende-47-jatos-para-republic.html> e <http://www.ainonline.com/aviation-news/aerospace/2013-09-16/embraer-sets-sights-beyond-1000th-e-jet-delivery>, > Acesso em Jan/16

⁶ Disponível em: < <http://forum.contatoradar.com.br/index.php/topic/114071-aeembraer-entrega-primeiro-e-jet-a-american-airlines/page-2> > Acesso em Fev/16

No projeto conceitual desta nova ponta de asa considerou-se os seguintes aspectos:

- **Motivação:** Dispositivos de pontas de asas são utilizados no intuito de melhorar a eficiência de aeronaves de asa fixa. Existem diversos tipos de dispositivos de pontas de asas e, embora funcionem de diferentes maneiras, o efeito desejado é sempre reduzir o arrasto da aeronave alterando o fluxo de ar próximo às pontas da asa.
- **Objetivos do estudo:**
 - Usar uma metodologia com abordagem multidisciplinar considerando aerodinâmica, estruturas e análise de cargas.
 - Demonstrar a factibilidade do projeto multi-objetivo com a ferramenta *modeFRONTIER*.
- **Variáveis de projeto**
 - Formato em planta da asa
 - Perfil de ponta de asa
- **Função objetivo**
 - Redução do arrasto induzido e do momento de arfagem da aeronave, conforme mostrado no gráfico da figura 31.

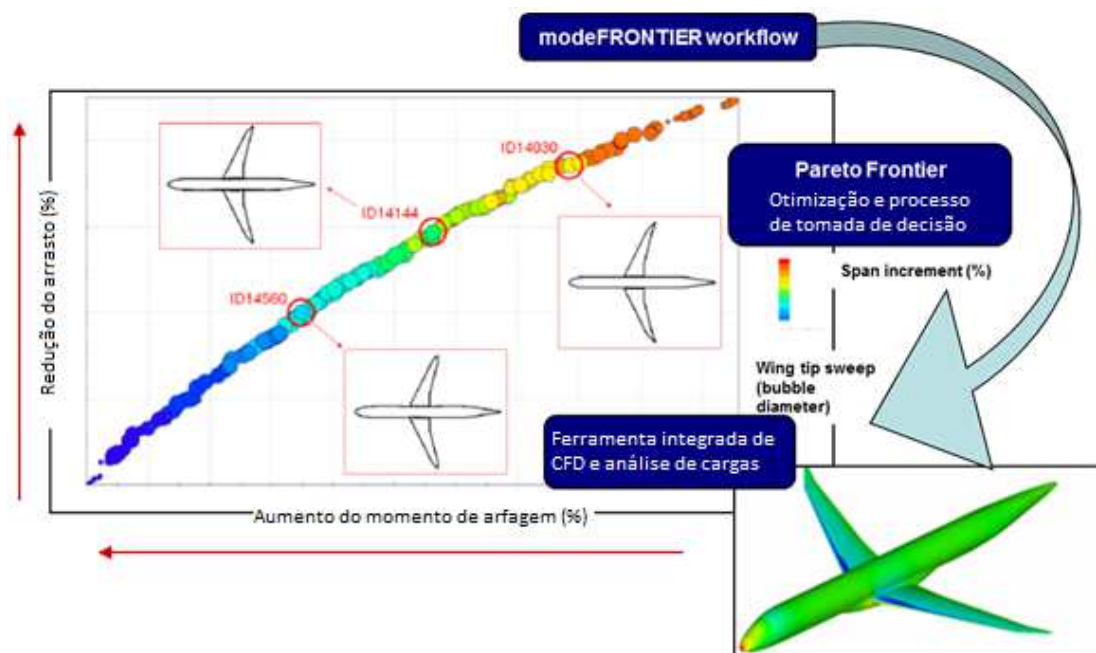


Figura 31. Projeto conceitual da nova ponta de asa
(Fonte: Modificado de Cavalcanti, 2014)

Como auxílio da ferramenta *modeFRONTIER*, a qual consiste em uma plataforma de integração para otimizações multi-objetivas e multidisciplinares, a Embraer desenvolveu os estudos de otimização da nova ponta de asa considerando as seguintes premissas:

- Ambiente multidisciplinar considerando três disciplinas (Aerodinâmica, Estruturas e Análise de Cargas)
- Otimização considerando deformação da asa durante o voo
- Uso extensivo de soluções “*grid computing*”, que consiste em um modelo computacional capaz de alcançar uma alta taxa de processamento dividindo as tarefas entre diversas máquinas.
- Identificação de vários candidatos ótimos para análise posterior em túneis de vento (Figura 32)

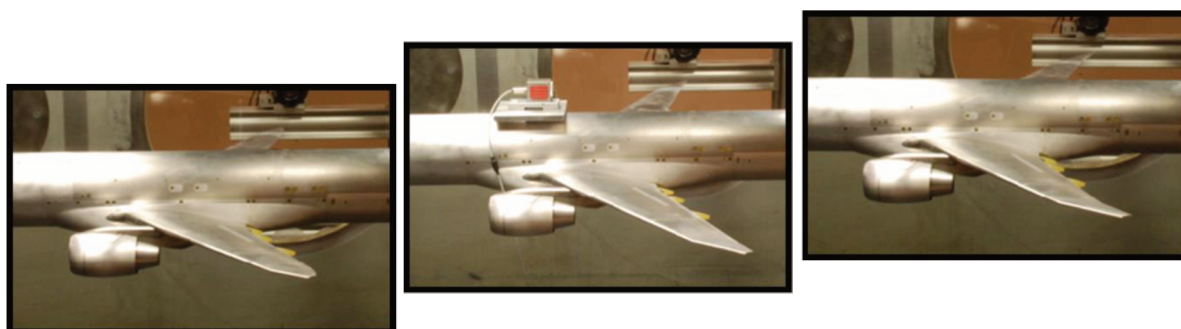


Figura 32. Ensaios em túnel de vento com diferentes configurações
(Fonte: Cavalcanti, 2014)

A Figura 33 mostra o *workflow* de otimização utilizado neste projeto. Inicialmente é feita uma definição da geometria da nova ponta de asa. Na sequência, realiza-se uma análise aerodinâmica desta geometria e, caso os critérios de otimização sejam cumpridos, passa-se para a avaliação de cargas e propriedade de massas. O próximo passo é uma avaliação de mecânica de voo e, por fim, são verificados os parâmetros de desempenho atingidos com a configuração geométrica em questão.

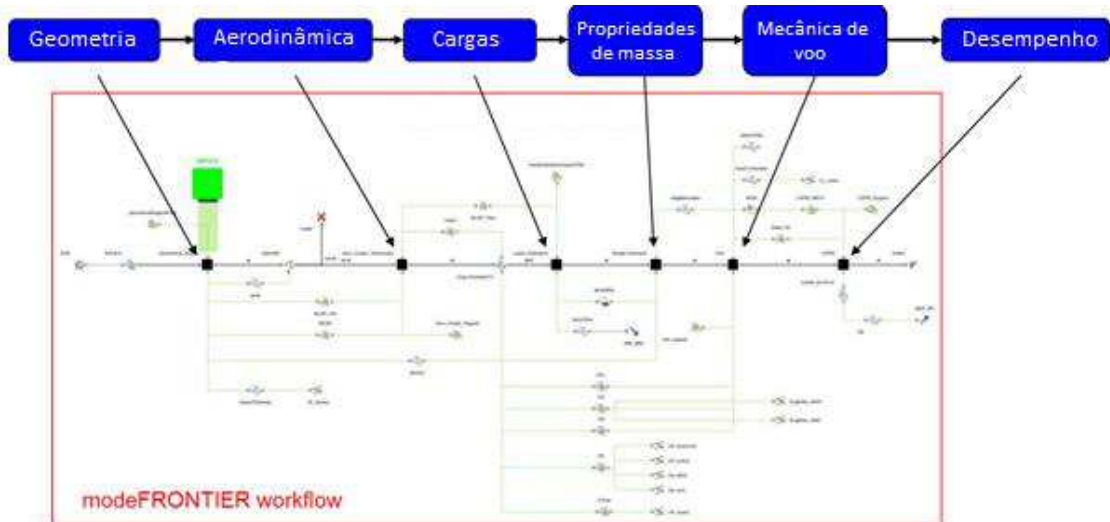


Figura 33. *Workflow* de otimização considerado do projeto do E175
(Fonte: Modificado de Cavalcanti, 2014)

A Fig. 34 mostra o gráfico das soluções avaliadas no processo de otimização, destacando o dispositivo de ponta de asa selecionado observando os diversos parâmetros descritos no *Workflow* de otimização. É importante observar a escala de cores no gráfico, que indica a envergadura da ponta de asa. Quanto mais próximo da região em vermelho, maior a envergadura e conseqüentemente o seu peso, afetando os parâmetros de desempenho da aeronave.



Figura 34. Projeto da nova ponta de asa utilizando a metodologia MDO
(Fonte: Modificado de Cavalcanti, 2014)

CAPÍTULO 4. CONCLUSÃO

Desde a introdução pouco convincente dos dispositivos de ponta de asa há várias décadas, sendo considerado equivocadamente por muitos como apenas uma melhoria estética do produto avião, a aceitação desses dispositivos no mundo atual é praticamente uma unanimidade. Após anos de estudos teóricos e práticos em túneis de vento e ensaios em voo, a comunidade científica e a indústria aeronáutica tem provado a importância da utilização desses dispositivos.

Observou-se que um dos grandes vilões da redução da eficiência aerodinâmica de uma aeronave é o vórtice de ponta de asa, tendo como consequência o efeito *downwash*. Estes efeitos colaterais prejudicam significativamente o desempenho do voo em função do aumento do arrasto induzido da aeronave. Evidentemente, toda energia necessária para suplantar esses efeitos negativos durante o voo provém do grupo motopropulsor. Em outras palavras, um aumento significativo do arrasto total é gerado por uma parcela bastante expressiva do arrasto induzido, podendo representar de 30 a 40% no caso de uma aeronave de transporte comercial numa condição de cruzeiro.

O estudo de caso da nova ponta de asa do E175 abordado na seção de resultados deste trabalho é mais um exemplo, entre tantos outros, da comprovação dos benefícios proporcionados pelo uso dos dispositivos de ponta de asa conforme descrito na literatura, principalmente no que tange à redução no consumo de combustível, conferindo um ganho de desempenho das aeronaves. Esse estudo mostra claramente a importância não só de avaliar parâmetros relacionados à aerodinâmica e queima de combustível, mas também parâmetros estruturais, propriedades de massa, mecânica de voo e desempenho; pois o conjunto desses aspectos podem definir se uma determinada ponta de asa realmente traz os benefícios esperados com o menor “efeito colateral” possível.

Além disso, os resultados mostram a importância de se utilizar alguma metodologia e ferramenta para auxílio no processo de otimização de um dispositivo de ponta de asa, mitigando custos, riscos e cronograma de implementação do projeto.

Este ganho de eficiência aerodinâmica é de extrema importância em todos os ramos da aviação, porém, em especial para a aviação comercial que cada vez mais se beneficia com os benefícios provindos da utilização dos dispositivos de ponta de asa.

Em suma, há muitas questões que devem ser respondidas e *trade-offs* que devem ser realizados para determinar se é viável ou não investir em um determinado tipo de ponta de asa. Por exemplo, deve-se avaliar se o reforço estrutural adicional demandado para lidar com momentos maiores causados por uma ponta de asa compensam os benefícios que esse dispositivo irá proporcionar. Além disso, deve-se avaliar quais outros pacotes de trabalho que serão alterados em função dessa implementação; qual o tempo de vida útil da aeronave e qual será a amortização dos custos adicionais envolvidos comparados aos benefícios do uso da ponta de asa. Todos esses fatores devem ser levados em consideração na tomada de decisão sobre o uso deste artifício. Não se pode simplesmente dizer que é viável utilizar uma ponta de asa com o argumento de que irá economizar combustível. Portanto, investigar a viabilidade e a eficiência, através de uma análise detalhada de Engenharia e Operação, é de extrema importância. Muito se pode aprender com os trabalhos já desenvolvidos para a aviação comercial para balisar a tomada de decisão sobre o investimento.

Embora haja um avanço bastante significativo nas tecnologias desenvolvidas para dispositivos de pontas de asa desde a descoberta dos *winglets* em 1970 por Richard T. Whitcomb, novos estudos de tecnologias inovadoras continuam buscando uma maior otimização da eficiência aerodinâmica das aeronaves, haja vista os novos tipos de pontas de asa citados neste trabalho que parecem bastante inovadores. Caso sejam confirmados os benefícios até o momento identificados e haja viabilidade técnico-econômica para aplicação, certamente irá elevar ainda mais a competitividade entre os fabricantes e operadores.

CAPÍTULO 5. Referências bibliográficas

AHSAN, A. Basic aerodynamics and theory of flight. Superior group of colleges. (1999).

BARGSTEN, C. NASA Innovation in Aeronautics: Winglets, Striving for Wingtip Efficiency. NASA Headquarters, 2011.

CAVALCANTI, J. M. T. MDO: An Outstanding Methodology For Aircraft Design - E175 Wingtip Optimization . Embraer Public Presentation. 13/05/2014.

EMBRAER, website: <http://www.embraer.com/pt-BR/ImprensaEventos/Press-releases/noticias/Paginas/Embraer-apresenta-jato-E175-de-serie-com-melhorias-para-reducao-do-consumo-de-combustivel.aspx>, acessado em Dezembro de 2015

HOUGHTON, E. L.; Carpenter, P. W. Aerodyanmics for Engineering Students. Quinta edição. Editora Elsevier. (2002)

JANG, E. J. Why Wingtips and Winglets? A Brief Study on the Effects of Wing Tip Design., December 18th, 2012.

MATTOS, B. S., Macedo, A. P., Silva, D. H. F. Considerations about Winglet Design. 21th Applied Aerodynamics Conference. Orlando, Florida. AIAA 2003-3502. June, 2003.

MAUGHMER, M. D. About winglets, 2001.

MCLEAN, D. Wingtip Devices: What They Do and How They Do It. Boeing Aerodynamics. Boeing Aerodynamics, 2005.

OJHA, S. Flight Performance of Aircraft. AIAA Education Séries, 1995.

PINTO, R., Matéria “Nova ponta de asa cilíndrica aumenta eficiência de combustível de aeronaves em 6%. Junho de 2010. (<http://goo.gl/l6bjUF>)

PORTILLO, A. C., CFD Analysis of Winglets. B.Eng (Hons) Aeronautical & Mechanical Engineering. May, 2011.

PUN, S. C. J., Wingtip Of The Future Using Flow Control. Faculty of Engineering. UNSW Australia. Taste of research summer scholarship program. 2013.

RAJENDRAN, S. Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach, 2012.

SMITH, H. The Illustrated guide to Aerodynamics. Segunda edição. Editora Mc Graw Hill. (1992)

TESCHNER, T.R. A comparative study between winglet and raked wingtip wing configurations, 2012.

WHITCOMB, R. T., A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets, NASA-TN-D-8260, 1976.

Autorizo cópia total ou parcial desta obra, apenas para fins de estudo e pesquisa, sendo expressamente vedado qualquer tipo de reprodução para fins comerciais sem prévia autorização específica do autor.

Rodrigo Ferri Dias