

**FACULDADE DE TECNOLOGIA DE SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
FATEC PROFESSOR JESSEN VIDAL**

**ADRIEL SILVEIRA PEREIRA
ANDREY GENEROSO DAS NEVES
JÚLIO CÉSAR CARVALHO FERREIRA**

**ESTUDO DE DISPOSITIVO DE PONTA DE ASA
AJUSTÁVEL PARA REDUÇÃO DE ARRASTO E MELHORIA
DE EFICIÊNCIA AERODINÂMICA EM DIFERENTES FASES
DE VOO**

São José dos Campos
2026

**ADRIEL SILVEIRA PEREIRA
ANDREY GENEROSO DAS NEVES
JÚLIO CÉSAR CARVALHO FERREIRA**

**ESTUDO DE DISPOSITIVO DE PONTA DE ASA
AJUSTÁVEL PARA REDUÇÃO DE ARRASTO E MELHORIA
DE EFICIÊNCIA AERODINÂMICA EM DIFERENTES FASES
DE VOO**

Trabalho de Graduação apresentado à Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Tecnólogo em Projetos de Estruturas Aeronáuticas.

Orientador: Me. Marcos da Silva e Souza

São José dos Campos
2026

FICHA CATALOGRÁFICA – Biblioteca Fatec São José dos Campos Prof. Jessen Vidal**Dados Internacionais de Catalogação-na-publicação**

PEREIRA, Adriel Silveira

Estudo de dispositivo de ponta de asa ajustável para redução de arrasto e melhoria de eficiência aerodinâmica em diferentes fases de voo. / Adriel Silveira Pereira, Andrey Generoso das Neves, Júlio César Carvalho Ferreira – São José dos Campos, 2026.

34f. (número total de folhas do TG)

Trabalho de Conclusão de Curso – Curso de Tecnologia em Projetos de Estruturas Aeronáuticas. Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, 2026.

Orientador: Me. Marcos da Silva e Souza.

1. Dispositivo. 2. Ajustável. 3. Eficiência. I. Faculdade de Tecnologia. FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal. II. Estudo de dispositivo de ponta de asa ajustável para redução de arrasto e melhoria de eficiência aerodinâmica em diferentes fases de voo

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

PEREIRA, A.S.; DAS NEVES, A.G.; FERREIRA, J.C.C. **Estudo de dispositivo de ponta de asa ajustável para redução de arrasto e melhoria de eficiência aerodinâmica em diferentes fases de voo.** 2026. 34f. Trabalho de Conclusão de Curso (Curso Superior em Projetos de Estruturas Aeronáuticas) - Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, São José dos Campos, 2026.

**ADRIEL SILVEIRA PEREIRA
ANDREY GENEROSO DAS NEVES
JULIO CESAR CARVALHO FERREIRA**

**ESTUDO DISPOSITIVO DE PONTA DE ASA AJUSTÁVEL
PARA REDUÇÃO DE ARRASTO E MELHORIA DE
EFICIÊNCIA AERODINÂMICA EM DIFERENTES FASES DE
VOO**

Trabalho de Graduação apresentado à Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Tecnólogo em Projetos de Estruturas Aeronáuticas.



Me. Marcos da Silva e Souza – FATEC SJC



Dr. Bruno Peruchi Trevisan – FATEC SJC



Me. Celso de Oliveira – FATEC SJC

15 / 06 / 2026

DATA DA APROVAÇÃO

AGRADECIMENTOS

Gostaríamos de expressar nossos sinceros agradecimentos a todos que contribuíram, direta ou indiretamente, para a realização deste trabalho.

Em especial, agradecemos ao nosso orientador, Prof. Me. Marcos da Silva e Souza, pela orientação, dedicação, suporte técnico e compartilhamento de conhecimento ao longo de todas as etapas de desenvolvimento deste projeto, contribuindo de forma fundamental para a construção e consolidação deste estudo.

Agradecemos também à Profa. Dra. Heide Heloise Bernardi, pela dedicação e acompanhamento na disciplina de Trabalho de Graduação, auxiliando no direcionamento metodológico e no aprimoramento da pesquisa.

Registramos ainda nossos agradecimentos aos membros da banca examinadora, Prof. Dr. Bruno Peruchi Trevisan e Prof. Me. Celso de Oliveira, pelas contribuições acadêmicas, observações técnicas e sugestões apresentadas, que colaboraram significativamente para o aprimoramento deste trabalho.

Estendemos nossos agradecimentos à Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos – FATEC Professor Jessen Vidal, pela infraestrutura, ambiente acadêmico e oportunidades proporcionadas ao longo da graduação, fundamentais para nossa formação profissional e para a realização deste trabalho.

Aos colegas, amigos e familiares, agradecemos pelo incentivo, compreensão e apoio durante toda essa trajetória acadêmica, especialmente nos momentos de maior desafio.

Por fim, deixamos nossa sincera gratidão a todos que, de alguma forma, contribuíram para a concretização deste trabalho e para o desenvolvimento desta pesquisa.

RESUMO

O presente trabalho propõe o desenvolvimento e análise de um dispositivo de ponta de asa ajustável voltado à redução de arrasto e melhoria da eficiência aerodinâmica em aeronaves de asa fixa. O conceito se baseia na variação controlada da geometria do dispositivo de ponta de asa de acordo com a fase de voo, permitindo otimizar o desempenho durante o cruzeiro, quando as condições aerodinâmicas favorecem maior ganho de eficiência. Em contrapartida, durante as fases de baixa velocidade, como pouso e decolagem, o dispositivo é mantido em posição neutra, uma vez que sua atuação não apresenta ganhos significativos e pode gerar aumento de arrasto parasita. O projeto envolve a análise teórica dos efeitos do dispositivo sobre o campo de vórtices de ponta, bem como a modelagem de um protótipo e análise analítica para avaliar a influência da variação de ângulo e geometria nas forças aerodinâmicas resultantes. Os resultados obtidos indicam o potencial de redução de arrasto induzido em regime de cruzeiro, contribuindo para a eficiência global do voo e para a economia de combustível. O estudo reforça a viabilidade de dispositivos adaptativos como alternativa promissora para o aprimoramento de desempenho em aeronaves de pequeno e médio porte.

Palavras-Chave: dispositivo; ajustável; eficiência; arrasto; cruzeiro; vórtices.

ABSTRACT

This work proposes the development and analysis of an adjustable wingtip device aimed at reducing aerodynamic drag and improving aerodynamic efficiency in fixed-wing aircraft. The concept is based on the controlled variation of the wingtip device geometry according to the flight phase, enabling performance optimization during cruise conditions, when the aerodynamic environment favors greater efficiency gains. Conversely, during low-speed flight phases — such as landing and takeoff — the device is held in a neutral position, given that its deployment yields no significant aerodynamic benefit and may result in increased parasitic drag. The project encompasses a theoretical analysis of the device's effects on the wingtip vortex field, as well as the development of a conceptual prototype model and an analytical assessment to evaluate the influence of angular and geometric variations on the resulting aerodynamic forces. The findings indicate a measurable potential for induced drag reduction during cruise flight, contributing to overall aerodynamic efficiency and fuel economy. The study reinforces the technical feasibility of adaptive wingtip devices as a promising alternative for performance enhancement in small and medium-sized fixed-wing aircraft.

Keywords: device; adjustable; efficiency; drag; cruise; vortices.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	9
1.2 Objetivos Específicos	10
2. MÉTODO.....	12
2.2 Projeto conceitual	12
2.2.1 Modelagem da interface asa/dispositivo (Articulação)	12
2.2.2 Base teórica para os cálculos aerodinâmicos.....	14
2.2.3 Ferramentas de Cálculo	17
2.2.4 Parâmetros de Cálculo.....	18
3. RESULTADOS E DISCUSSÕES	19
3.2 Resultados dos cálculos matemáticos.....	19
3.3 Discussão dos resultados	21
4. CONCLUSÃO	23
5. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	25
APÊNDICE A - Resultados para ângulo constante de 0° e velocidade variável	26
APÊNDICE B - Resultados para ângulo constante de 30° e velocidade variável	27
APÊNDICE C - Resultados para ângulo constante de 45° e velocidade variável	28
APÊNDICE D - Resultados para ângulo constante de 70° e velocidade variável	29
APÊNDICE E - Resultados para velocidade constante de 50m/s e angulo variável	30
APÊNDICE F - Resultados para velocidade constante de 70m/s e angulo variável	31
APÊNDICE G - Resultados para velocidade constante de 150m/s e angulo variável	32
APÊNDICE H - Resultados para velocidade constante de 200m/s e angulo variável	33
APÊNDICE I - Resultados para velocidade constante de 250m/s e angulo variável	34

1. INTRODUÇÃO

A crescente demanda por eficiência energética e sustentabilidade na aviação tem impulsionado o desenvolvimento de tecnologias voltadas à otimização do desempenho aerodinâmico das aeronaves. Entre os fatores que mais influenciam o consumo de combustível, destaca-se o arrasto aerodinâmico, especialmente o arrasto induzido, gerado pela produção de sustentação. Esse fenômeno ocorre devido à formação de vórtices nas pontas das asas, resultantes da diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior do aerofólio. Tais vórtices alteram o escoamento do ar e produzem uma força contrária ao movimento da aeronave, reduzindo sua eficiência aerodinâmica.

Com o objetivo de minimizar essas perdas, foram desenvolvidos dispositivos de ponta de asa, como *winglets*, *sharklets* e *raked wingtips*. Desde os estudos pioneiros de Whitcomb (1976), esses dispositivos vêm sendo amplamente empregados na indústria aeronáutica, proporcionando redução do arrasto induzido, economia de combustível, aumento do alcance operacional e diminuição das emissões atmosféricas. Sua aplicação tornou-se comum em aeronaves comerciais e executivas, evidenciando sua relevância para a aviação moderna.

Apesar dos benefícios, os dispositivos convencionais possuem geometria fixa, normalmente otimizada para o voo de cruzeiro. Em outras fases da operação, como decolagem, pouso e voo em baixas velocidades, podem ocasionar aumento do arrasto parasita devido ao acréscimo de área molhada e resistência de forma. Dessa forma, parte dos ganhos obtidos em determinadas condições pode ser reduzida em outras situações operacionais.

Como alternativa, pesquisas recentes têm explorado os dispositivos adaptativos de ponta de asa (*adaptive wingtip devices*), capazes de alterar sua configuração ao longo do voo. Esses sistemas permitem ajustar o ângulo do dispositivo conforme as condições operacionais, adotando posições mais elevadas durante o cruzeiro para reduzir os vórtices de ponta e posições neutras ou reduzidas em regimes de baixa velocidade, minimizando o arrasto parasita. Essa capacidade de adaptação apresenta potencial para melhorar o desempenho aerodinâmico global da aeronave.

A importância dessa tecnologia é reforçada pelos desafios econômicos e ambientais enfrentados pelo setor aeronáutico. A necessidade de reduzir custos operacionais, consumo de combustível e emissões de dióxido de carbono (CO₂) torna relevante a busca por soluções que proporcionem ganhos de eficiência. Mesmo pequenas melhorias aerodinâmicas podem gerar benefícios significativos ao longo da vida útil da aeronave, especialmente em modelos de pequeno e médio porte utilizados na aviação regional, treinamento e aviação geral.

A fundamentação teórica deste trabalho baseia-se em referências clássicas da aerodinâmica e da mecânica dos fluidos. A Teoria da Linha de Sustentação, desenvolvida por Prandtl (1921), fornece a base para a compreensão dos efeitos tridimensionais do escoamento e da formação do arrasto induzido. Os estudos de Whitcomb (1976) demonstraram experimentalmente a eficiência dos winglets na redução desse arrasto e no aumento da envergadura efetiva da asa. Complementarmente, as correlações apresentadas por White (2011) permitem estimar o comportamento do arrasto parasita e do coeficiente de atrito superficial.

Também servem de suporte teórico as contribuições de Kuethe e Chow (1998), relacionadas aos princípios de escoamento, sustentação e arrasto, bem como os estudos de Fox, McDonald e Pritchard (2011) e de Munson, Young, Okiishi e Huebsch (2013), que abordam fenômenos associados à camada limite, transição e escoamentos turbulentos. Além disso, os trabalhos de Hoerner (1965) constituem referência fundamental para a análise do arrasto parasita e da resistência de forma em componentes aeronáuticos.

Nesse contexto, este Trabalho de Graduação tem como objetivo desenvolver e analisar conceitualmente um dispositivo de ponta de asa ajustável para aeronaves de asa fixa, avaliando sua influência sobre os coeficientes aerodinâmicos e sobre a força de arrasto em diferentes condições operacionais. O estudo concentra-se na região da ponta da asa, onde os efeitos dos vórtices e as interações aerodinâmicas associadas ao dispositivo apresentam maior relevância. A proposta também permite integrar conhecimentos de aerodinâmica, mecânica dos fluidos, modelagem CAD e análise computacional, contribuindo para a investigação de soluções inovadoras voltadas à eficiência da aviação.

1.1 Objetivo Geral

Desenvolver e analisar um dispositivo de ponta de asa de posição variável capaz de ajustar sua geometria durante o voo, visando otimizar a eficiência aerodinâmica por meio da redução dos efeitos do arrasto de atrito e do arrasto de pressão, e, conseqüentemente, melhorar a relação sustentação/arrasto (L/D) em diferentes regimes de operação.

1.2 Objetivos Específicos

- Estudar os fundamentos teóricos relacionados ao arrasto aerodinâmico, com ênfase nos mecanismos físicos do arrasto de atrito e do arrasto de pressão, segundo a literatura clássica;

- Analisar as limitações dos dispositivos de ponta de asa fixos (*winglets*, *sharklets*, *raked wingtips*) quanto à eficiência fora das condições de cruzeiro; Investigar o conceito e os princípios de funcionamento dos dispositivos de ponta de asa adaptativos (*adaptive wingtip devices*), incluindo os mecanismos de atuação eletromecânica e geométrica;
- Projetar conceitualmente um modelo de dispositivo de ponta de asa de posição variável, definindo parâmetros como ângulo de inclinação, curvatura e amplitude de movimento;
- Avaliar o comportamento aerodinâmico esperado do dispositivo proposto, considerando o impacto das variações geométricas sobre o arrasto e a eficiência da asa; Comparar o desempenho teórico entre uma configuração de ponta de asa fixa e a configuração variável, identificando potenciais ganhos de eficiência em diferentes fases de voo;

2. MÉTODO

O desenvolvimento deste trabalho seguiu uma abordagem metodológica estruturada em etapas teóricas, conceituais e computacionais, com o objetivo de fundamentar, projetar e avaliar o dispositivo de ponta de asa ajustável proposto. Inicialmente, foi realizada uma pesquisa bibliográfica abrangente, envolvendo livros clássicos de aerodinâmica, como Anderson Jr. (2011), e artigos científicos contemporâneos, entre eles o artigo escrito por Serra, Gallo, Napolitano e Riggio (2024), que discutem o comportamento dos vórtices de ponta e a eficiência de dispositivos adaptativos. Essa revisão permitiu consolidar os conceitos fundamentais sobre arrasto induzido, relação sustentação/arrasto (L/D), distribuição de pressão ao longo da envergadura e funcionamento de *wingtips* móveis.

Com base nessa fundamentação, iniciou-se a etapa de modelagem conceitual do dispositivo. A construção do modelo tridimensional foi realizada em *software* CAD, no qual foram definidos os parâmetros geométricos essenciais: envergadura da asa, perfil NACA 0015, e ângulo do *winglet* (*cant angle*).

2.1 Projeto conceitual

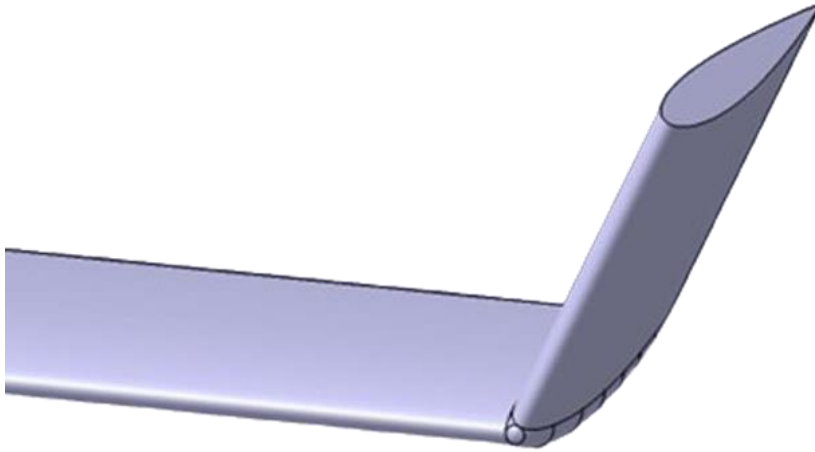
2.1.1 Modelagem da interface asa/dispositivo (Articulação)

Utilizando o *software* CATIA V5, foi desenvolvido a modelagem tridimensional da seção externa da asa e da articulação responsável pela variação angular da ponta ajustável. A modelagem partiu da configuração geométrica definida para este estudo, baseada no perfil aerodinâmico NACA 0015.

A análise geométrica concentrou-se exclusivamente na região *mid-span* da asa, uma vez que o objetivo deste trabalho não é o estudo detalhado da asa como um todo, mas sim o desenvolvimento e avaliação conceitual do dispositivo de ponta de asa ajustável. Assim, foram desconsideradas as seções internas e a raiz da asa, focando apenas no volume disponível na extremidade, nas restrições estruturais típicas desta região e nas interações locais com o escoamento. Essa abordagem metodológica permitiu direcionar os esforços de modelagem ao comportamento cinemático e à viabilidade mecânica da variação angular proposta.

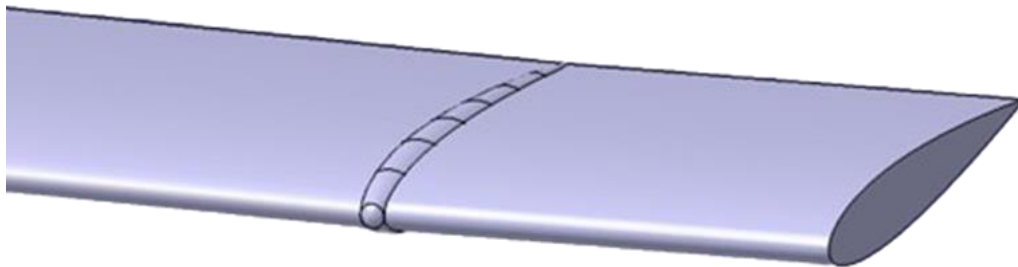
As Figuras 1 e 2 apresentam o dispositivo de ponta de asa ajustável em duas configurações angulares distintas, nas posições de 70° e 0° , respectivamente, permitindo visualizar a variação de posicionamento da superfície móvel e a geometria adotada na extremidade da asa. A Figura 3 mostra a vista explodida, bem como seus componentes internos e sistema de mecanismo.

Figura 1. Dispositivo de ponta de asa na posição 70°.



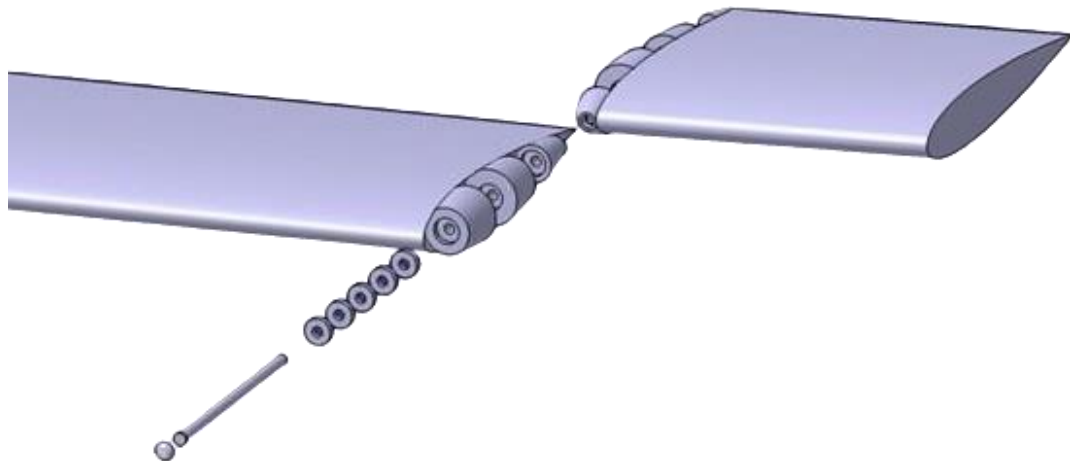
Fonte: Autores (2026).

Figura 2. Dispositivo de ponta de asa na posição 0°.



Fonte: Autores (2026).

Figura 3. Visão Explodida dos componentes.



Fonte: Autores (2026).

2.1.2 Base teórica para os cálculos aerodinâmicos

No contexto deste Trabalho de Graduação, a modelagem aerodinâmica da asa foi conduzida com base em formulações clássicas amplamente consolidadas na literatura, permitindo uma análise consistente dos principais parâmetros que influenciam o desempenho do aerofólio. A utilização dessas relações matemáticas possibilita não apenas a compreensão do comportamento físico do escoamento ao redor da asa, mas também a quantificação de grandezas fundamentais, como sustentação, arrasto e eficiência aerodinâmica. Onde b representa a envergadura e c a corda média da asa, calculada pela Equação 1.

$$S = b \cdot c \quad (1)$$

Com o objetivo de refinar a análise e incorporar efeitos tridimensionais mais realistas, especialmente aqueles associados às extremidades da asa, foi considerado o uso de *winglets*. Esses dispositivos, posicionados nas pontas das asas, têm como principal função reduzir a intensidade dos vórtices de ponta, responsáveis por perdas energéticas significativas. Essa grandeza corrige a envergadura geométrica ao incluir um incremento associado à presença do *winglet*, sendo função de parâmetros como sua altura, ângulo de inclinação e um fator de eficiência. Tal formulação baseia-se nos estudos de Whitcomb (1976), que demonstraram experimentalmente os benefícios desse tipo de configuração na redução do arrasto induzido. Para considerar o efeito do *winglet*, definiu-se a envergadura efetiva b_{ef} , calculada pela

Equação 2, onde k é o fator de eficiência do *winglet*, h sua altura e θ o ângulo de inclinação, conforme estudos de Whitcomb (1976).

$$b_{ef} = b + kh \sin(\theta) \quad (2)$$

A partir da envergadura efetiva, foi possível determinar o alongamento da asa, conforme a Equação 3. O alongamento é definido como a razão entre o quadrado da envergadura e a área da asa, representando uma medida da esbeltez da asa. Asas com alto alongamento tendem a apresentar melhor desempenho aerodinâmico, especialmente em termos de eficiência na geração de sustentação, uma vez que produzem menores níveis de arrasto induzido. Esse parâmetro é amplamente discutido por Anderson Jr. (2011), sendo considerado essencial em análises preliminares de projeto.

$$AR = \frac{b_{ef}^2}{S} \quad (3)$$

Na sequência, foi avaliada a eficiência aerodinâmica da asa, levando em consideração tanto a configuração original quanto a influência do *winglet*. A Equação 4 expressa essa eficiência como uma combinação da eficiência base da asa e de um fator de ganho empírico, dependente do ângulo de inclinação do *winglet*. Essa abordagem permite estimar o aumento de desempenho proporcionado por esse dispositivo, ainda que de forma simplificada, sendo adequada para estudos iniciais e comparativos. Onde e_0 representa a eficiência da asa sem *winglet* e k_e um coeficiente empírico de ganho de eficiência, sendo função do ângulo θ .

$$e = e_0 + k_e \sin(\theta) \quad (4)$$

O coeficiente de sustentação, uma das grandezas centrais na análise aerodinâmica, foi determinado por meio da Equação 5, em função do ângulo de ataque. Essa relação baseia-se na teoria de perfis aerodinâmicos finos, que estabelece uma dependência aproximadamente linear entre essas variáveis para pequenos ângulos. Essa teoria é amplamente utilizada devido à sua simplicidade e boa precisão em regimes de escoamento onde não há separação significativa da camada limite. Com base no ângulo de ataque α , embasado na teoria de perfis finos descrita por Anderson Jr. (2011).

$$C_L = 2\pi\alpha \quad (5)$$

Em relação às forças resistivas, o coeficiente de arrasto induzido foi calculado conforme a Equação 6, considerando o coeficiente de sustentação, o alongamento e a eficiência aerodinâmica. Esse tipo de arrasto está diretamente associado à geração de sustentação e aos efeitos tridimensionais do escoamento, sendo descrito pela Teoria da Linha de Sustentação, desenvolvida por Prandtl (1921). Essa teoria fornece uma base sólida para compreender a distribuição de circulação ao longo da asa e os efeitos dos vórtices de ponta. Onde C_L^2 é o coeficiente de sustentação, AR o alongamento e e a eficiência aerodinâmica, conforme a Teoria da Linha de Sustentação desenvolvida por Prandtl (1921).

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (6)$$

Para caracterizar o regime do escoamento ao redor da asa, foi determinado o número de Reynolds por meio da Equação 7. Esse número adimensional relaciona forças inerciais e viscosas do fluido, sendo fundamental para identificar se o escoamento é laminar ou turbulento. Ele depende da densidade do ar, da velocidade do escoamento, de um comprimento característico (como a corda da asa) e da viscosidade dinâmica do fluido, conforme definido por Reynolds (1883). Sendo a densidade do ar ρ , a velocidade do escoamento V , o comprimento característico c e a viscosidade dinâmica μ , conforme proposto por Reynolds (1883).

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (7)$$

Com base no número de Reynolds, foi possível estimar o coeficiente de atrito utilizando uma correlação empírica apresentada na Equação 8, válida para escoamentos turbulentos sobre superfícies planas. Essa correlação, descrita por White (2011), permite uma aproximação prática das perdas por atrito na superfície da asa, que contribuem para o arrasto total da aeronave.

$$C_f = \frac{0.074}{Re^{0.2}} \quad (8)$$

O coeficiente de arrasto parasita foi então determinado pela Equação 9, incorporando o coeficiente de atrito, a área molhada da aeronave, a área de referência da asa e um fator de forma que corrige os efeitos geométricos. Esse tipo de arrasto engloba todas as contribuições que não estão diretamente associadas à geração de sustentação, como o atrito superficial e a resistência de forma, sendo particularmente relevante em velocidades mais elevadas. Onde C_f é o coeficiente de atrito, S_{wet} a área molhada, S a área de referência e FF o fator de forma, conforme modelos descritos em *Fundamentals of Aerodynamics* de Anderson Jr. (2011).

$$C_{D_0} = C_f \cdot \frac{S_{wet}}{S} \cdot FF \quad (9)$$

Posteriormente, o coeficiente de arrasto total foi obtido pela soma das parcelas de arrasto induzido e parasita, conforme expresso na Equação 10. Essa decomposição clássica permite analisar separadamente os diferentes mecanismos responsáveis pela resistência ao avanço, facilitando a identificação de estratégias de otimização do desempenho aerodinâmico, conforme a decomposição clássica apresentada por Anderson Jr. (2011)

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (10)$$

Por fim, a força de arrasto foi calculada por meio da Equação 11, que relaciona a densidade do ar, a velocidade do escoamento, a área de referência e o coeficiente de arrasto total. Essa equação representa uma das expressões fundamentais da aerodinâmica e permite quantificar diretamente a força que se opõe ao movimento da aeronave. A partir dessa análise, torna-se possível avaliar o desempenho global do sistema e propor melhorias no projeto, visando maior eficiência e menor consumo energético, conforme a equação fundamental da aerodinâmica também descrita por Anderson Jr. (2011).

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (11)$$

2.1.3 Ferramentas de Cálculo

Para a realização dos cálculos das equações apresentadas, será utilizado o software Microsoft Excel, escolhido pela sua capacidade de automatizar operações matemáticas,

organizar dados e gerar gráficos. A ferramenta permitirá a variação dos parâmetros de entrada, como velocidade e ângulo do *winglet*, possibilitando a análise comparativa entre diferentes configurações e a representação gráfica dos resultados, contribuindo para a interpretação do comportamento aerodinâmico e validação do modelo adotado.

2.1.4 Parâmetros de Cálculo

Para a realização dos cálculos, foram definidos parâmetros de entrada representativos das condições aerodinâmicas estudadas, previamente estabelecidos neste trabalho. Esses parâmetros incluem as dimensões geométricas da asa, características do *winglet*, propriedades do fluido e coeficientes empíricos necessários para a modelagem do escoamento. Com o objetivo de melhorar a organização e a visualização das informações, todos os valores adotados foram reunidos na Tabela 1, permitindo uma apresentação mais clara e facilitando a consulta durante a análise dos resultados. Ressalta-se que tais parâmetros foram mantidos constantes ao dos cálculos, exceto a velocidade do escoamento e o ângulo do *winglet*, que foram variáveis conforme os cenários analisados, possibilitando a comparação direta entre as diferentes configurações aerodinâmicas.

Tabela 1. Parâmetros adotados para os cálculos aerodinâmicos.

Parâmetro	Símbolo	Valor adotado	Unidade
Envergadura da asa	b	7	m
Corda média	c	1,01	m
Área da asa (Sem <i>winglet</i>)	-	7,07	m ²
Área do <i>winglet</i>	-	1,01	m ²
Altura do <i>winglet</i>	h	1	m
Fator de eficiência do <i>winglet</i>	K	0,7	-
Eficiência aerodinâmica inicial	e ₀	0,8	-
Incremento de eficiência	K _e	0,1	-
Coeficiente de sustentação	CL	0,55	-
Densidade do ar	ρ	1,225	kg/m ³
Viscosidade dinâmica do ar	μ	0,0000181	Pa·s
Fator de forma	FF	1,2	-
Ângulo de ataque	α	5	°

Fonte: Autores (2026).

Os parâmetros adotados neste estudo representam valores compatíveis com aeronaves de pequeno porte utilizadas em pesquisas acadêmicas e análises preliminares de desempenho aerodinâmico. A envergadura de 7 m e a área alar de aproximadamente 7 m² resultam em uma razão de aspecto compatível com aeronaves leves, permitindo avaliar adequadamente os efeitos da adição de dispositivos de ponta de asa (*winglets*) sobre a redução do arrasto induzido.

Para as condições atmosféricas, foram considerados valores correspondentes à atmosfera padrão ao nível do mar, com densidade do ar de $1,225 \text{ kg/m}^3$ e viscosidade dinâmica de $1,81 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$, amplamente utilizados em estudos aerodinâmicos e recomendados pela literatura especializada. O coeficiente de sustentação adotado ($C_L = 0,55$) representa uma condição típica de voo de cruzeiro para aeronaves subsônicas.

O ângulo de ataque considerado foi de 5° , valor frequentemente empregado em análises preliminares por situar-se na região linear da curva de sustentação, onde o coeficiente de sustentação varia aproximadamente de forma proporcional ao aumento do ângulo de ataque. Historicamente, aeronaves comerciais operam durante o voo de cruzeiro com ângulos de ataque entre 2° e 5° , dependendo da configuração da asa, altitude, velocidade e peso da aeronave. Durante a decolagem, valores entre 8° e 15° são comuns, enquanto na aproximação para pouso podem variar entre 5° e 10° . Acima de aproximadamente 12° a 18° , dependendo do perfil aerodinâmico e da configuração da aeronave, inicia-se a aproximação da condição de estol.

Os valores de eficiência aerodinâmica adotados ($e_0 = 0,8$ e incremento de eficiência $K_e = 0,1$) são consistentes com dados encontrados na literatura para aeronaves equipadas com winglets. O fator de eficiência do *winglet* ($K = 0,7$) e o fator de forma ($FF = 1,2$) foram selecionados com base em valores típicos empregados em metodologias simplificadas de estimativa de desempenho aerodinâmico.

De modo geral, os parâmetros utilizados encontram-se dentro das faixas observadas em aeronaves reais e permitem uma avaliação coerente dos benefícios proporcionados pelo emprego de dispositivos de ponta de asa ajustáveis para melhoria da eficiência aerodinâmica em diferentes fases de voo.

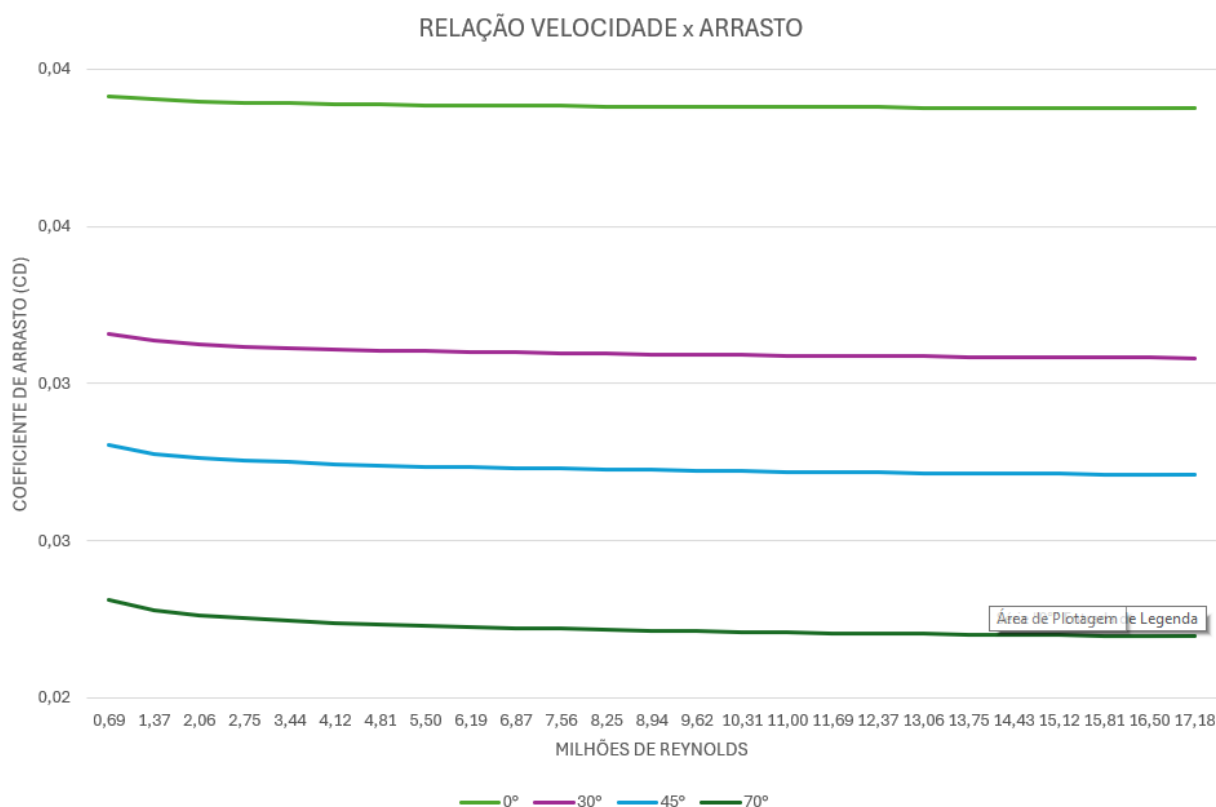
3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

3.1 Resultados dos cálculos matemáticos

A partir das equações previamente apresentadas, foram obtidos os resultados numéricos para o coeficiente de arrasto e a força de arrasto em função da velocidade do escoamento, considerando diferentes configurações de *winglet* (0° , 30° , 60° e 90°). Os dados foram organizados em tabelas e posteriormente representados graficamente, permitindo uma análise comparativa do desempenho aerodinâmico das configurações estudadas.

De maneira geral, observa-se que o arrasto total apresenta crescimento em função da velocidade, comportamento condizente com a equação fundamental do arrasto total. Esse padrão pode ser claramente identificado Figura 4, que foi gerada com base no apêndice A, B, C e D, no qual todas as curvas apresentam crescimento acentuado à medida que a velocidade aumenta, validando a consistência do modelo matemático adotado.

Figura 4. Gráfico Velocidade x Arrasto.



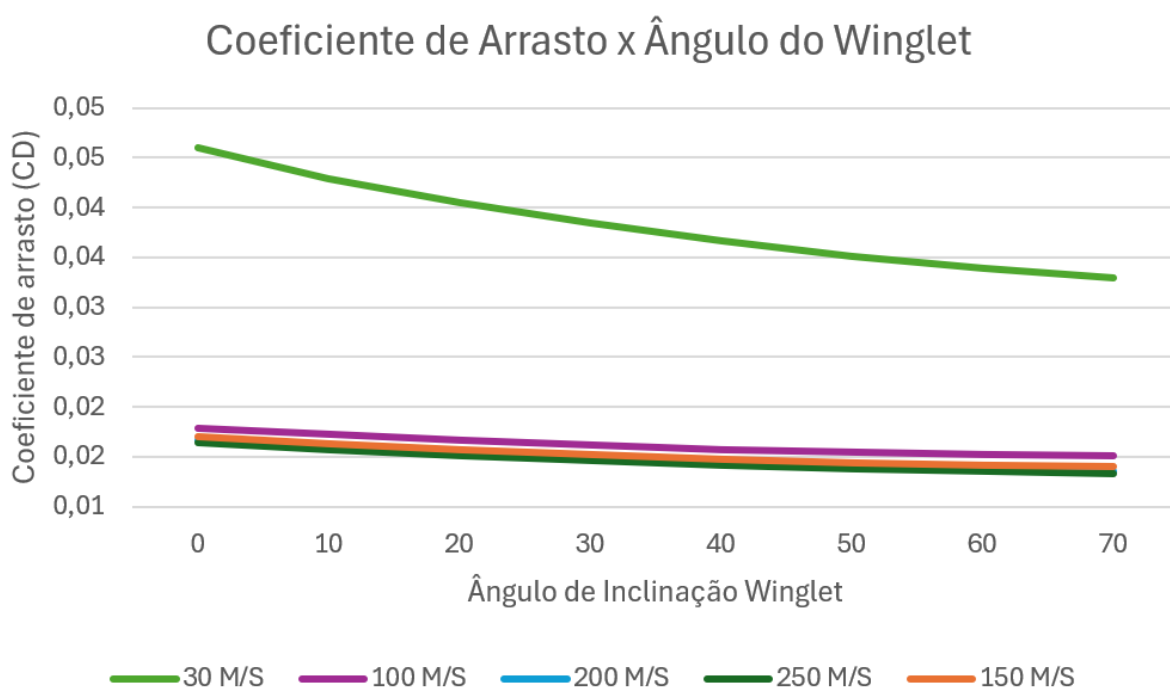
Fonte: Autores (2026).

Com base em análise da Figura 4, é possível observar que em baixas velocidades, a configuração sem *winglet* (0°) apresenta menores valores de arrasto. Esse comportamento ocorre devido ao predomínio do arrasto parasita nesse regime, o qual está diretamente associado à área molhada da superfície. Como a presença do *winglet* implica no aumento dessa área, há um consequente acréscimo no arrasto total para ângulos maiores.

A figura 5, que foi gerada com base no apêndice E, F, G, H e I, apresenta a variação do coeficiente de arrasto (CD) em função do ângulo de inclinação do *winglet* para diferentes velocidades. Observa-se que, conforme o ângulo do *winglet* aumenta, ocorre uma redução gradual do coeficiente de arrasto em todas as velocidades analisadas, indicando uma melhora na eficiência aerodinâmica.

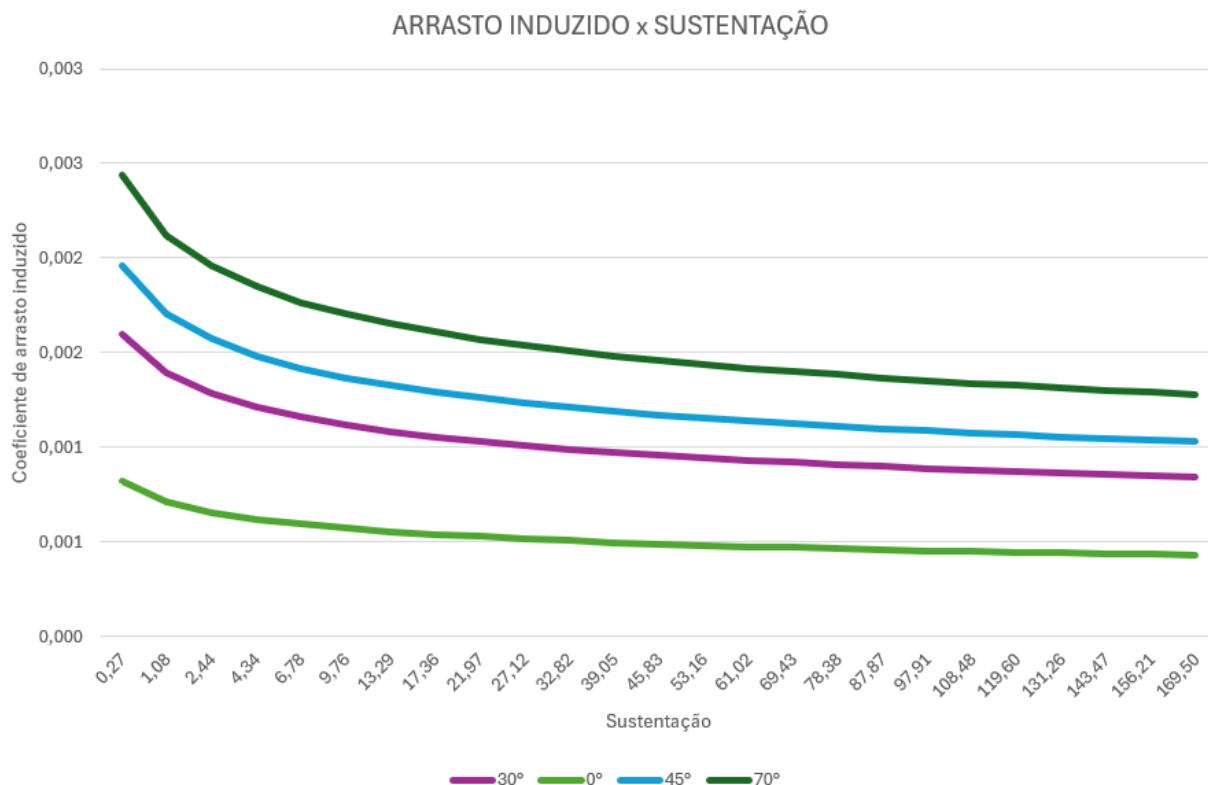
Na figura 5, a condição de 30 m/s apresenta os maiores valores de arrasto, demonstrando maior influência do arrasto induzido em baixas velocidades. Em contrapartida, nas velocidades mais elevadas, os valores de CD permanecem menores e mais estáveis, evidenciando um comportamento aerodinâmico mais eficiente.

Figura 5. Gráfico Velocidade x Arrasto.



Fonte: Autores (2026).

Essa observação é reforçada pela Figura 6, que foi gerada com base no apêndice A, B, C e D, no qual se verifica que o coeficiente de arrasto induzido tende a ser maior para configurações com maiores ângulos de *winglet*, especialmente em baixas velocidades. Esse resultado confirma que o acréscimo de superfície exposta ao escoamento impacta diretamente no aumento das perdas por atrito e forma.

Figura 6. Gráfico Sustentação x Coeficiente de Arrasto Induzido.

Fonte: Autores (2026).

Adicionalmente, verifica-se que o aumento do ângulo do *winglet* intensifica os efeitos observados. Em baixas velocidades, há um aumento mais significativo do arrasto devido ao crescimento do arrasto parasita, enquanto em altas velocidades ocorre uma redução mais eficiente do arrasto induzido. Esse comportamento evidencia a existência de um compromisso aerodinâmico na definição do ângulo ideal do *winglet*.

Dessa forma, os resultados indicam que a eficiência do *winglet* está diretamente relacionada ao regime de operação da aeronave. Em condições de baixa velocidade, sua utilização pode ser desfavorável, enquanto em regimes de maior velocidade torna-se vantajosa, contribuindo para a melhoria do desempenho aerodinâmico global.

3.2 Discussão dos resultados

Os resultados obtidos a partir do modelo analítico paramétrico permitem identificar tendências aerodinâmicas relevantes para a avaliação do dispositivo de ponta de asa variável proposto. A análise foi conduzida com variação do ângulo do *winglet* entre 0° e 70° e da velocidade do escoamento entre 10 m/s e 250 m/s, cobrindo faixas representativas das fases de decolagem, cruzeiro e aproximação para pouso.

Em baixas velocidades, os resultados confirmam que a configuração sem *winglet* ($\theta = 0^\circ$) apresenta menor arrasto total. Esse comportamento é explicado pelo predomínio do arrasto parasita nesse regime: a presença do *winglet* aumenta a área molhada da asa, elevando a

contribuição do atrito superficial ao arrasto total sem que haja compensação equivalente na redução do arrasto induzido. Esse resultado é coerente com o que se observa operacionalmente em aeronaves comerciais, nas quais os *winglets* não proporcionam ganho efetivo durante as fases de decolagem e pouso, onde as velocidades são reduzidas e os ângulos de ataque são maiores.

Em regimes de maior velocidade, característicos do cruzeiro, o comportamento se inverte. À medida que o ângulo do *winglet* aumenta, ocorre redução progressiva do coeficiente de arrasto total, com destaque para a parcela induzida. Esse efeito decorre do incremento da envergadura efetiva e do alongamento (AR), que atenuam a intensidade dos vórtices de ponta — mecanismo previsto pela Teoria da Linha de Sustentação de Prandtl (1921) e experimentalmente confirmado por Whitcomb (1976). Para o ângulo máximo avaliado ($\theta = 70^\circ$), o modelo indica redução teórica do coeficiente de arrasto induzido da ordem de 46% em relação à configuração sem deflexão, e redução do arrasto total de aproximadamente 48%, considerando a mesma velocidade de referência.

A análise comparativa entre as velocidades de 50 m/s e 250 m/s evidencia que o impacto do ângulo do *winglet* sobre o arrasto total é progressivamente mais significativo em altas velocidades, onde o arrasto parasita — embora crescente em termos absolutos com a área molhada adicional — representa uma parcela proporcionalmente menor do arrasto total em relação ao ganho obtido na redução do arrasto induzido. Esse resultado reforça que a vantagem do *winglet* deflexionado é essencialmente um fenômeno de regime de cruzeiro.

É importante destacar que o modelo adotado possui simplificações inerentes às formulações analíticas clássicas: o coeficiente de sustentação foi mantido constante ($CL = 0,55$), o ângulo de ataque fixo ($\alpha = 5^\circ$) e não foram considerados efeitos de compressibilidade, separação de camada limite ou interações aeroelásticas. Essas simplificações são adequadas para uma análise conceitual e comparativa, mas limitam a extrapolação direta dos valores numéricos para condições reais de operação.

4. CONCLUSÃO

O presente trabalho teve como objetivo desenvolver e analisar um dispositivo de ponta de asa de posição variável, com vistas à redução do arrasto aerodinâmico e à melhoria da eficiência da asa em diferentes regimes de voo. Para tanto, foram empregadas formulações analíticas clássicas da aerodinâmica e modelagem tridimensional em ambiente CAD, permitindo uma avaliação abrangente do comportamento aerodinâmico do dispositivo proposto.

Os resultados obtidos a partir do modelo matemático demonstraram que a variação do ângulo do *winglet* produz efeitos distintos sobre as componentes do arrasto, a depender da velocidade de operação. Em regimes de baixa velocidade, a configuração com *winglet* em posição neutra ($\theta = 0^\circ$) mostrou-se mais favorável, uma vez que a área molhada adicional introduzida pelo dispositivo eleva o arrasto parasita sem que haja compensação proporcional na redução do arrasto induzido. Nessas condições, a relação sustentação/arrasto é penalizada pela presença do dispositivo deflexionado, o que fundamenta a decisão de mantê-lo retraído durante as fases de pouso e decolagem.

Por outro lado, em regimes de maior velocidade, característicos da fase de cruzeiro, o aumento progressivo do ângulo do *winglet* demonstrou redução expressiva do arrasto induzido. Esse efeito é explicado pelo incremento da envergadura efetiva e do alongamento (AR), que atenuam a intensidade dos vórtices de ponta de asa e, conseqüentemente, diminuem as perdas energéticas associadas. Para o ângulo máximo avaliado de 70° , constatou-se uma redução teórica do coeficiente de arrasto induzido da ordem de 46% em relação à configuração sem deflexão ($\theta = 0^\circ$), o que representa um ganho significativo de eficiência aerodinâmica. O arrasto total, por sua vez, apresentou redução teórica da ordem de 48% na mesma comparação, demonstrando que os benefícios na supressão dos vórtices superam as penalidades impostas pelo aumento da área molhada.

A análise da relação entre arrasto induzido e sustentação confirmou que, para um mesmo nível de força sustentadora, configurações com maiores ângulos de *winglet* exigem menor arrasto induzido, traduzindo-se em maior eficiência aerodinâmica global. Esse comportamento é coerente com os princípios estabelecidos pela Teoria da Linha de Sustentação de Prandtl e com os estudos experimentais de Richard Whitcomb (1976), que fundamentam o conceito de *winglet* como dispositivos eficazes na redução de perdas por vórtices de ponta.

Do ponto de vista do projeto conceitual, a modelagem tridimensional realizada no CATIA V5 confirmou a viabilidade cinemática da articulação proposta, demonstrando que a

variação angular do dispositivo pode ser implementada de forma compatível com as restrições geométricas e estruturais típicas da região de extremidade alar. A integração entre o mecanismo de atuação e a superfície móvel mostrou-se adequada para os requisitos funcionais estabelecidos, aproximando o conceito das soluções já aplicadas em superfícies de controle aeronáuticas modernas.

Diante dos resultados obtidos, conclui-se que o dispositivo de ponta de asa ajustável representa uma alternativa técnica promissora para a otimização do desempenho aerodinâmico em aeronaves. A capacidade de adaptar a geometria da ponta da asa conforme a fase de voo permite explorar as vantagens do *winglet* exclusivamente quando estas são efetivas - no cruzeiro -, evitando penalidades aerodinâmicas desnecessárias nas fases de baixa velocidade. Essa flexibilidade operacional constitui uma vantagem significativa em relação aos dispositivos fixos convencionais, como *winglets*, *sharklets* e *raked wingtips*, cujo ângulo de inclinação é otimizado para uma única condição de voo e permanece subótimo nos demais regimes.

Como limitações do estudo, ressalta-se que a análise foi conduzida em caráter preliminar, sem incluir o dimensionamento estrutural detalhado da articulação, a caracterização dinâmica do sistema de atuação em condições reais de voo ou a validação experimental em túnel de vento. Além disso, o modelo aerodinâmico adotado baseia-se em formulações analíticas simplificadas, que, embora consistentes e amplamente validadas na literatura, não capturam todos os efeitos viscosos e tridimensionais presentes em escoamentos reais.

Para trabalhos futuros, recomenda-se a realização de simulações computacionais com maior fidelidade para diferentes ângulos e velocidades, a análise estrutural da junta de articulação sob cargas aerodinâmicas críticas, e o desenvolvimento de um protótipo físico em escala reduzida para validação experimental dos resultados teóricos. Sugere-se, ainda, a investigação do impacto do dispositivo sobre a estabilidade e o controle da aeronave, bem como estudos de otimização multiobjetivo que considerem simultaneamente a redução do arrasto, a preservação da sustentação e os custos de implementação do sistema de atuação.

Em síntese, o objetivo proposto foi alcançado: demonstrou-se, por meio de análise teórica e modelagem conceitual, que um dispositivo de ponta de asa de posição variável possui potencial de melhoria da eficiência aerodinâmica em condições de cruzeiro, sem comprometer o desempenho nas fases de baixa velocidade, consolidando a proposta como uma contribuição relevante no campo dos dispositivos adaptativos para aeronaves.

5. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

SERRA, G.; GALLO, D.; NAPOLITANO, M. e RIGGIO, S. Adaptive wingtip devices for multimission aircraft: design, optimization and experimental assessment. **Aerospace**. Vol. 11, n. 10, p. 01-24, 2024.

ANDERSON JR, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. New York: McGraw-Hill, 2011.

PRANDTL, L.; Applications of modern hydrodynamics to aeronautics. **Aerodynamic Theory**. v. 1, p. 34-208, 1921.

REYNOLDS, O. An experimental investigation of the circumstances which determine whether the motion of water shall be direct or sinuous, and of the law of resistance in parallel channels. **Philosophical Transactions of the Royal Society of London**. Vol. 174, p. 935–982, 1883.

WHITCOMB, R.T.; **A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets**. Washington, DC: NASA, 1976. 30 p. (NASA TN D-8260).

WHITE, F. M. **Fluid Mechanics**. New York: McGraw-Hill, 2011.

Kuethe, A. M e Chow, C.Y. **Foundations of Aerodynamics: Bases of Aerodynamic Design**. Hoboken: John Wiley & Sons, 1998.

FOX, Robert W.; McDONALD, Alan T e PRITCHARD, Philip J. **Introduction to Fluid Mechanics**. Hoboken: John Wiley & Sons, 2011.

HOERNER, S. F. **Fluid-Dynamic Drag**. Bakersfield: Hoerner Fluid Dynamics, 1965.

MUNSON, B.R.; YOUNG, D.F.; OKIISHI, T.H e HUEBSCH, W.W. **Fundamentals of Fluid Mechanics**. Hoboken: John Wiley & Sons, 2013.

APÊNDICE A - Resultados para ângulo constante de 0° e velocidade variável.

Item	Velocidade (m/s)	Anglulo (°)	Seno do Ângulo	Envergadura efetiva da asa (m)	Aspect Ratio (Alongamento da asa)	Fator de eficiência de Oswald	Número de Reynolds	Coeficientes				Arrasto (N)	Área molhada (m²)	Área da Asa (m²)	Sustentação (N)
								Arrasto induzido	Atrito superficial	Arrasto parasita	Total de Arrasto				
Símbolo	V	θ	sen	b_ef	AR	e	Re	C_{di}	C_f	C_{do}	C_d	D	Swet	S	L
Equação	1	2	3	4	5	6	8	7	9	10	11	12	13	14	15,00
Resultados	10	0	0	7	6,0644	89,4161	687361,1111	0,0383	0,005	0,0008	0,0391	19,372	1,10	8,08	271,21
	20	0	0	7	6,0644	89,4161	1374722,222	0,0383	0,0044	0,0007	0,039	77,2782	1,10	8,08	1084,82
	30	0	0	7	6,0644	89,4161	2062083,333	0,0383	0,004	0,0007	0,039	173,6286	1,10	8,08	2440,85
	40	0	0	7	6,0644	89,4161	2749444,444	0,0383	0,0038	0,0006	0,0389	308,3819	1,10	8,08	4339,28
	50	0	0	7	6,0644	89,4161	3436805,556	0,0383	0,0036	0,0006	0,0389	481,5114	1,10	8,08	6780,13
	60	0	0	7	6,0644	89,4161	4124166,667	0,0383	0,0035	0,0006	0,0389	692,9977	1,10	8,08	9763,39
	70	0	0	7	6,0644	89,4161	4811527,778	0,0383	0,0034	0,0006	0,0389	942,8254	1,10	8,08	13289,05
	80	0	0	7	6,0644	89,4161	5498888,889	0,0383	0,0033	0,0005	0,0389	1230,9821	1,10	8,08	17357,13
	90	0	0	7	6,0644	89,4161	6186250	0,0383	0,0032	0,0005	0,0389	1557,4573	1,10	8,08	21967,62
	100	0	0	7	6,0644	89,4161	6873611,111	0,0383	0,0032	0,0005	0,0388	1922,2421	1,10	8,08	27120,52
	110	0	0	7	6,0644	89,4161	7560972,222	0,0383	0,0031	0,0005	0,0388	2325,3285	1,10	8,08	32815,83
	120	0	0	7	6,0644	89,4161	8248333,333	0,0383	0,0031	0,0005	0,0388	2766,7096	1,10	8,08	39053,55
	130	0	0	7	6,0644	89,4161	8935694,444	0,0383	0,003	0,0005	0,0388	3246,3792	1,10	8,08	45833,68
	140	0	0	7	6,0644	89,4161	9623055,556	0,0383	0,003	0,0005	0,0388	3764,3316	1,10	8,08	53156,22
	150	0	0	7	6,0644	89,4161	10310416,67	0,0383	0,0029	0,0005	0,0388	4320,5616	1,10	8,08	61021,17
	160	0	0	7	6,0644	89,4161	10997777,78	0,0383	0,0029	0,0005	0,0388	4915,0646	1,10	8,08	69428,53
	170	0	0	7	6,0644	89,4161	11685138,89	0,0383	0,0029	0,0005	0,0388	5547,8362	1,10	8,08	78378,30
	180	0	0	7	6,0644	89,4161	12372500	0,0383	0,0028	0,0005	0,0388	6218,8722	1,10	8,08	87870,48
	190	0	0	7	6,0644	89,4161	13059861,11	0,0383	0,0028	0,0005	0,0388	6928,1691	1,10	8,08	97905,08
	200	0	0	7	6,0644	89,4161	13747222,22	0,0383	0,0028	0,0004	0,0388	7675,7232	1,10	8,08	108482,08
	210	0	0	7	6,0644	89,4161	14434583,33	0,0383	0,0027	0,0004	0,0388	8461,5312	1,10	8,08	119601,49
	220	0	0	7	6,0644	89,4161	15121944,44	0,0383	0,0027	0,0004	0,0388	9285,59	1,10	8,08	131263,32
	230	0	0	7	6,0644	89,4161	15809305,56	0,0383	0,0027	0,0004	0,0388	10147,8967	1,10	8,08	143467,55
	240	0	0	7	6,0644	89,4161	16496666,67	0,0383	0,0027	0,0004	0,0388	11048,4485	1,10	8,08	156214,20
	250	0	0	7	6,0644	89,4161	17184027,78	0,0383	0,0026	0,0004	0,0388	11987,2428	1,10	8,08	169503,25

Fonte: Autores (2026).

APÊNDICE B - Resultados para ângulo constante de 30° e velocidade variável.

Item	Velocidade (m/s)	Anglulo (°)	Seno do Ângulo	Envergadura efetiva da asa (m)	Aspect Ratio (Alongamento da asa)	Fator de eficiência de Oswald	Número de Reynolds	Coeficientes				Arrasto (N)	Área molhada (m²)	Área da Asa (m²)	Sustentação (N)
								Arrasto induzido	Atrito superficial	Arrasto parasita	Total de Arrasto				
Símbolo	V	θ	sen	b_ef	AR	e	Re	C_{di}	C_f	C_{do}	C_d	D	Swet	S	L
Equação	1	2	3	4	5	6	8	7	9	10	11	12	13	14	15,00
Resultados	10	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	687361,1111	0,03	0,005	0,0016	0,0316	15,3634	2,11	7,9447	266,66
	20	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	1374722,222	0,03	0,0044	0,0014	0,0314	61,0503	2,11	7,9447	1066,65
	30	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	2062083,333	0,03	0,004	0,0013	0,0313	136,8877	2,11	7,9447	2399,96
	40	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	2749444,444	0,03	0,0038	0,0012	0,0312	242,7965	2,11	7,9447	4266,60
	50	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	3436805,556	0,03	0,0036	0,0012	0,0311	378,7253	2,11	7,9447	6666,56
	60	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	4124166,667	0,03	0,0035	0,0011	0,0311	544,6366	2,11	7,9447	9599,85
	70	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	4811527,778	0,03	0,0034	0,0011	0,0311	740,5011	2,11	7,9447	13066,46
	80	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	5498888,889	0,03	0,0033	0,0011	0,031	966,2948	2,11	7,9447	17066,40
	90	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	6186250	0,03	0,0032	0,001	0,031	1221,9976	2,11	7,9447	21599,66
	100	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	6873611,111	0,03	0,0032	0,001	0,031	1507,5923	2,11	7,9447	26666,25
	110	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	7560972,222	0,03	0,0031	0,001	0,031	1823,0637	2,11	7,9447	32266,16
	120	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	8248333,333	0,03	0,0031	0,001	0,0309	2168,3985	2,11	7,9447	38399,40
	130	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	8935694,444	0,03	0,003	0,001	0,0309	2543,5846	2,11	7,9447	45065,96
	140	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	9623055,556	0,03	0,003	0,0009	0,0309	2948,6113	2,11	7,9447	52265,85
	150	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	10310416,67	0,03	0,0029	0,0009	0,0309	3383,4685	2,11	7,9447	59999,07
	160	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	10997777,78	0,03	0,0029	0,0009	0,0309	3848,1472	2,11	7,9447	68265,60
	170	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	11685138,89	0,03	0,0029	0,0009	0,0309	4342,6391	2,11	7,9447	77065,47
	180	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	12372500	0,03	0,0028	0,0009	0,0309	4866,9364	2,11	7,9447	86398,65
	190	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	13059861,11	0,03	0,0028	0,0009	0,0309	5421,0318	2,11	7,9447	96265,17
	200	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	13747222,22	0,03	0,0028	0,0009	0,0309	6004,9185	2,11	7,9447	106665,01
	210	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	14434583,33	0,03	0,0027	0,0009	0,0308	6618,5903	2,11	7,9447	117598,17
	220	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	15121944,44	0,03	0,0027	0,0009	0,0308	7262,041	2,11	7,9447	129064,66
	230	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	15809305,56	0,03	0,0027	0,0009	0,0308	7935,2652	2,11	7,9447	141064,47
	240	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	16496666,67	0,03	0,0027	0,0008	0,0308	8638,2573	2,11	7,9447	153597,61
	250	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	17184027,78	0,03	0,0026	0,0008	0,0308	9371,0124	2,11	7,9447	166664,07

Fonte: Autores (2026).

APÊNDICE C - Resultados para ângulo constante de 45° e velocidade variável.

Item	Velocidade (m/s)	Anglulo (°)	Seno do Ângulo	Envergadura efetiva da asa (m)	Aspect Ratio (Alongamento da asa)	Fator de eficiência de Oswald	Número de Reynolds	Coeficientes				Arrasto (N)	Área molhada (m²)	Área da Asa (m²)	Sustentação (N)
								Arrasto induzido	Atrito superficial	Arrasto parasita	Total de Arrasto				
Símbolo	V	θ	sen	b_ef	AR	e	Re	C_{di}	C_f	C_{do}	C_d	D	Swet	S	L
Equação	1	2	3	4	5	6	8	7	9	10	11	12	13	14	15,00
Resultados	10	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	687361,1111	0,0261	0,005	0,002	0,028	13,3641	2,52	7,7841	261,27
	20	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	1374722,222	0,0261	0,0044	0,0017	0,0278	52,9729	2,52	7,7841	1045,09
	30	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	2062083,333	0,0261	0,004	0,0016	0,0276	118,6191	2,52	7,7841	2351,45
	40	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	2749444,444	0,0261	0,0038	0,0015	0,0276	210,2079	2,52	7,7841	4180,36
	50	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	3436805,556	0,0261	0,0036	0,0014	0,0275	327,6777	2,52	7,7841	6531,81
	60	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	4124166,667	0,0261	0,0035	0,0014	0,0274	470,9834	2,52	7,7841	9405,80
	70	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	4811527,778	0,0261	0,0034	0,0013	0,0274	640,0901	2,52	7,7841	12802,34
	80	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	5498888,889	0,0261	0,0033	0,0013	0,0274	834,9689	2,52	7,7841	16721,43
	90	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	6186250	0,0261	0,0032	0,0013	0,0273	1055,5957	2,52	7,7841	21163,06
	100	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	6873611,111	0,0261	0,0032	0,0012	0,0273	1301,9499	2,52	7,7841	26127,23
	110	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	7560972,222	0,0261	0,0031	0,0012	0,0273	1574,0134	2,52	7,7841	31613,95
	120	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	8248333,333	0,0261	0,0031	0,0012	0,0273	1871,77	2,52	7,7841	37623,21
	130	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	8935694,444	0,0261	0,003	0,0012	0,0272	2195,2055	2,52	7,7841	44155,02
	140	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	9623055,556	0,0261	0,003	0,0012	0,0272	2544,3067	2,52	7,7841	51209,37
	150	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	10310416,67	0,0261	0,0029	0,0011	0,0272	2919,0619	2,52	7,7841	58786,27
	160	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	10997777,78	0,0261	0,0029	0,0011	0,0272	3319,4601	2,52	7,7841	66885,71
	170	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	11685138,89	0,0261	0,0029	0,0011	0,0272	3745,4914	2,52	7,7841	75507,70
	180	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	12372500	0,0261	0,0028	0,0011	0,0272	4197,1464	2,52	7,7841	84652,23
	190	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	13059861,11	0,0261	0,0028	0,0011	0,0272	4674,4163	2,52	7,7841	94319,30
	200	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	13747222,22	0,0261	0,0028	0,0011	0,0271	5177,2932	2,52	7,7841	104508,92
	210	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	14434583,33	0,0261	0,0027	0,0011	0,0271	5705,7694	2,52	7,7841	115221,09
	220	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	15121944,44	0,0261	0,0027	0,0011	0,0271	6259,8376	2,52	7,7841	126455,80
	230	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	15809305,56	0,0261	0,0027	0,001	0,0271	6839,4912	2,52	7,7841	138213,05
	240	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	16496666,67	0,0261	0,0027	0,001	0,0271	7444,7237	2,52	7,7841	150492,85
	250	45	0,7071	7,495	7,2166	102,5085	17184027,78	0,0261	0,0026	0,001	0,0271	8075,5291	2,52	7,7841	163295,19

Fonte: Autores (2026).

APÊNDICE D - Resultados para ângulo constante de 70° e velocidade variável.

Item	Velocidade (m/s)	Anglulo (°)	Seno do Ângulo	Envergadura efetiva da asa (m)	Aspect Ratio (Alongamento da asa)	Fator de eficiência de Oswald	Número de Reynolds	Coeficientes				Arrasto (N)	Área molhada (m²)	Área da Asa (m²)	Sustentação (N)
								Arrasto induzido	Atrito superficial	Arrasto parasita	Total de Arrasto				
Símbolo	V	θ	sen	b_ef	AR	e	Re	C_{di}	C_f	C_{do}	C_d	D	Swet	S	L
Equação	1	2	3	4	5	6	8	7	9	10	11	12	13	14	15,00
Resultados	10	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	687361,1111	0,0207	0,005	0,0024	0,0231	10,5019	2,99	7,4154	248,90
	20	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	1374722,222	0,0207	0,0044	0,0021	0,0228	41,4341	2,99	7,4154	995,59
	30	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	2062083,333	0,0207	0,004	0,002	0,0226	92,5509	2,99	7,4154	2240,09
	40	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	2749444,444	0,0207	0,0038	0,0018	0,0225	163,7395	2,99	7,4154	3982,38
	50	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	3436805,556	0,0207	0,0036	0,0018	0,0225	254,9271	2,99	7,4154	6222,46
	60	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	4124166,667	0,0207	0,0035	0,0017	0,0224	366,0602	2,99	7,4154	8960,35
	70	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	4811527,778	0,0207	0,0034	0,0017	0,0223	497,0972	2,99	7,4154	12196,03
	80	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	5498888,889	0,0207	0,0033	0,0016	0,0223	648,0041	2,99	7,4154	15929,51
	90	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	6186250	0,0207	0,0032	0,0016	0,0223	818,7522	2,99	7,4154	20160,78
	100	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	6873611,111	0,0207	0,0032	0,0015	0,0222	1009,317	2,99	7,4154	24889,86
	110	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	7560972,222	0,0207	0,0031	0,0015	0,0222	1219,6771	2,99	7,4154	30116,73
	120	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	8248333,333	0,0207	0,0031	0,0015	0,0222	1449,8133	2,99	7,4154	35841,39
	130	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	8935694,444	0,0207	0,003	0,0015	0,0221	1699,7086	2,99	7,4154	42063,86
	140	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	9623055,556	0,0207	0,003	0,0014	0,0221	1969,3475	2,99	7,4154	48784,12
	150	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	10310416,67	0,0207	0,0029	0,0014	0,0221	2258,7161	2,99	7,4154	56002,18
	160	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	10997777,78	0,0207	0,0029	0,0014	0,0221	2567,8014	2,99	7,4154	63718,03
	170	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	11685138,89	0,0207	0,0029	0,0014	0,0221	2896,5915	2,99	7,4154	71931,69
	180	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	12372500	0,0207	0,0028	0,0014	0,0221	3245,0754	2,99	7,4154	80643,14
	190	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	13059861,11	0,0207	0,0028	0,0014	0,022	3613,2427	2,99	7,4154	89852,38
	200	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	13747222,22	0,0207	0,0028	0,0013	0,022	4001,0838	2,99	7,4154	99559,43
	210	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	14434583,33	0,0207	0,0027	0,0013	0,022	4408,5897	2,99	7,4154	109764,27
	220	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	15121944,44	0,0207	0,0027	0,0013	0,022	4835,7519	2,99	7,4154	120466,91
	230	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	15809305,56	0,0207	0,0027	0,0013	0,022	5282,5623	2,99	7,4154	131667,34
	240	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	16496666,67	0,0207	0,0027	0,0013	0,022	5749,0134	2,99	7,4154	143365,58
	250	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	17184027,78	0,0207	0,0026	0,0013	0,022	6235,0979	2,99	7,4154	155561,61

Fonte: Autores (2026).

APÊNDICE E - Resultados para velocidade constante de 50m/s e ângulo variável.

Item	Velocidade (m/s)	Anglulo (°)	Seno do Ângulo	Envergadura efetiva da asa (m)	Aspect Ratio (Alongamento da asa)	Fator de eficiência de Oswald	Número de Reynolds	Coeficientes				Arrasto (N)	Área molhada (m²)	Área da Asa (m²)	Sustentação (N)
								Arrasto induzido	Atrito superficial	Arrasto parasita	Total de Arrasto				
Símbolo	V	θ	sen	b_ef	AR	e	Re	C_{di}	C_f	C_{do}	Cd	D	Swet	S	L
Equação	1	2	3	4	5	6	8	7	9	10	11	12	13	14	15,00
Resultados	50	0	0	7	6,0644	89,4161	3436805,556	0,0383	0,0036	0,0077	0,046	0,0084	14,14	8,08	1,2853
	50	5	0,0872	7,061	6,1735	90,9815	3436805,556	0,037	0,0036	0,0077	0,0447	0,0081	14,262	8,0762	1,2847
	50	10	0,1736	7,1216	6,2887	92,5484	3436805,556	0,0357	0,0036	0,0078	0,0435	0,0079	14,3831	8,0646	1,2829
	50	15	0,2588	7,1812	6,4097	94,1045	3436805,556	0,0345	0,0036	0,0079	0,0423	0,0077	14,5023	8,0456	1,2798
	50	20	0,342	7,2394	6,5355	95,6371	3436805,556	0,0332	0,0036	0,008	0,0412	0,0074	14,6188	8,0191	1,2756
	50	25	0,4226	7,2958	6,6658	97,1335	3436805,556	0,0321	0,0036	0,0081	0,0402	0,0072	14,7317	7,9854	1,2703
	50	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	3436805,556	0,031	0,0036	0,0082	0,0392	0,007	14,84	7,9447	1,2638
	50	35	0,5736	7,4015	6,9368	99,9676	3436805,556	0,03	0,0036	0,0083	0,0382	0,0068	14,943	7,8974	1,2563
	50	40	0,6428	7,45	7,076	101,2806	3436805,556	0,029	0,0036	0,0084	0,0374	0,0066	15,0399	7,8437	1,2477
	50	45	0,7071	7,495	7,2165	102,5085	3436805,556	0,0281	0,0036	0,0085	0,0366	0,0064	15,1299	7,7842	1,2383
	50	50	0,766	7,5362	7,3576	103,6401	3436805,556	0,0273	0,0036	0,0086	0,0359	0,0062	15,2125	7,7192	1,2279
	50	55	0,8192	7,5734	7,4982	104,6651	3436805,556	0,0265	0,0036	0,0087	0,0352	0,0061	15,2868	7,6493	1,2168
	50	60	0,866	7,6062	7,6376	105,574	3436805,556	0,0258	0,0036	0,0089	0,0346	0,0059	15,3524	7,575	1,205
	50	65	0,9063	7,6344	7,7745	106,3582	3436805,556	0,0251	0,0036	0,009	0,0341	0,0058	15,4088	7,4968	1,1926
	50	70	0,9397	7,6578	7,9081	107,0103	3436805,556	0,0246	0,0036	0,0091	0,0337	0,0056	15,4556	7,4154	1,1796
	50	0	0	7	6,0644	89,4161	3436805,556	0,0383	0,0036	0,0077	0,046	0,0084	14,14	8,08	1,2853
	50	5	0,0872	7,061	6,1735	90,9815	3436805,556	0,037	0,0036	0,0077	0,0447	0,0081	14,262	8,0762	1,2847
	50	10	0,1736	7,1216	6,2887	92,5484	3436805,556	0,0357	0,0036	0,0078	0,0435	0,0079	14,3831	8,0646	1,2829
	50	15	0,2588	7,1812	6,4097	94,1045	3436805,556	0,0345	0,0036	0,0079	0,0423	0,0077	14,5023	8,0456	1,2798
	50	20	0,342	7,2394	6,5355	95,6371	3436805,556	0,0332	0,0036	0,008	0,0412	0,0074	14,6188	8,0191	1,2756
	50	25	0,4226	7,2958	6,6658	97,1335	3436805,556	0,0321	0,0036	0,0081	0,0402	0,0072	14,7317	7,9854	1,2703
	50	30	0,5	7,35	6,7999	98,5812	3436805,556	0,031	0,0036	0,0082	0,0392	0,007	14,84	7,9447	1,2638
	50	35	0,5736	7,4015	6,9368	99,9676	3436805,556	0,03	0,0036	0,0083	0,0382	0,0068	14,943	7,8974	1,2563
	50	40	0,6428	7,45	7,076	101,2806	3436805,556	0,029	0,0036	0,0084	0,0374	0,0066	15,0399	7,8437	1,2477
	50	45	0,7071	7,495	7,2165	102,5085	3436805,556	0,0281	0,0036	0,0085	0,0366	0,0064	15,1299	7,7842	1,2383

Fonte: Autores (2026).

APÊNDICE F - Resultados para velocidade constante de 70m/s e ângulo variável.

Item	Velocidade (m/s)	Anglulo (°)	Seno do Ângulo	Envergadura efetiva da asa (m)	Aspect Ratio (Alongamento da asa)	Fator de eficiência de Oswald	Número de Reynolds	Coeficientes				Arrasto (N)	Área molhada (m²)	Área da Asa (m²)	Sustentação (N)
								Arrasto induzido	Atrito superficial	Arrasto parasita	Total de Arrasto				
Símbolo	V	θ	sen	b_ef	AR	e	Re	C_{di}	C_f	C_{do}	C_d	D	Swet	S	L
Equação	1	2	3	4	5	6	8	7	9	10	11	12	13	14	15,00
Resultados	70	0	0	7	6,0644	6,9307	4811527,778	0,0114	0,0034	0,0072	0,0185	0,0066	14,14	8,08	2,5192
	70	5	0,0872	7,061	6,1735	7,052	4811527,778	0,011	0,0034	0,0072	0,0182	0,0065	14,262	8,0762	2,518
	70	10	0,1736	7,1216	6,2887	7,1735	4811527,778	0,0106	0,0034	0,0073	0,0179	0,0064	14,3831	8,0646	2,5145
	70	15	0,2588	7,1812	6,4097	7,2941	4811527,778	0,0102	0,0034	0,0074	0,0176	0,0062	14,5023	8,0456	2,5085
	70	20	0,342	7,2394	6,5355	7,4129	4811527,778	0,0099	0,0034	0,0075	0,0173	0,0061	14,6188	8,0191	2,5003
	70	25	0,4226	7,2958	6,6658	7,5289	4811527,778	0,0095	0,0034	0,0075	0,0171	0,006	14,7317	7,9854	2,4897
	70	30	0,5	7,35	6,7999	7,6411	4811527,778	0,0092	0,0034	0,0076	0,0168	0,0059	14,84	7,9447	2,477
	70	35	0,5736	7,4015	6,9368	7,7486	4811527,778	0,0089	0,0034	0,0077	0,0166	0,0058	14,943	7,8974	2,4623
	70	40	0,6428	7,45	7,076	7,8503	4811527,778	0,0086	0,0034	0,0078	0,0164	0,0057	15,0399	7,8437	2,4456
	70	45	0,7071	7,495	7,2165	7,9455	4811527,778	0,0083	0,0034	0,008	0,0163	0,0056	15,1299	7,7842	2,427
	70	50	0,766	7,5362	7,3576	8,0332	4811527,778	0,0081	0,0034	0,0081	0,0161	0,0055	15,2125	7,7192	2,4068
	70	55	0,8192	7,5734	7,4982	8,1127	4811527,778	0,0079	0,0034	0,0082	0,016	0,0054	15,2868	7,6493	2,385
	70	60	0,866	7,6062	7,6376	8,1831	4811527,778	0,0076	0,0034	0,0083	0,0159	0,0053	15,3524	7,575	2,3618
	70	65	0,9063	7,6344	7,7745	8,2439	4811527,778	0,0075	0,0034	0,0084	0,0159	0,0052	15,4088	7,4968	2,3374
	70	70	0,9397	7,6578	7,9081	8,2944	4811527,778	0,0073	0,0034	0,0085	0,0158	0,0052	15,4556	7,4154	2,312
	70	0	0	7	6,0644	6,9307	4811527,778	0,0114	0,0034	0,0072	0,0185	0,0066	14,14	8,08	2,5192
	70	5	0,0872	7,061	6,1735	7,052	4811527,778	0,011	0,0034	0,0072	0,0182	0,0065	14,262	8,0762	2,518
	70	10	0,1736	7,1216	6,2887	7,1735	4811527,778	0,0106	0,0034	0,0073	0,0179	0,0064	14,3831	8,0646	2,5145
	70	15	0,2588	7,1812	6,4097	7,2941	4811527,778	0,0102	0,0034	0,0074	0,0176	0,0062	14,5023	8,0456	2,5085
	70	20	0,342	7,2394	6,5355	7,4129	4811527,778	0,0099	0,0034	0,0075	0,0173	0,0061	14,6188	8,0191	2,5003
	70	25	0,4226	7,2958	6,6658	7,5289	4811527,778	0,0095	0,0034	0,0075	0,0171	0,006	14,7317	7,9854	2,4897
	70	30	0,5	7,35	6,7999	7,6411	4811527,778	0,0092	0,0034	0,0076	0,0168	0,0059	14,84	7,9447	2,477
	70	35	0,5736	7,4015	6,9368	7,7486	4811527,778	0,0089	0,0034	0,0077	0,0166	0,0058	14,943	7,8974	2,4623
	70	40	0,6428	7,45	7,076	7,8503	4811527,778	0,0086	0,0034	0,0078	0,0164	0,0057	15,0399	7,8437	2,4456
	70	45	0,7071	7,495	7,2165	7,9455	4811527,778	0,0083	0,0034	0,008	0,0163	0,0056	15,1299	7,7842	2,427

Fonte: Autores (2026).

APÊNDICE G - Resultados para velocidade constante de 150m/s e ângulo variável.

Item	Velocidade (m/s)	Anglulo (°)	Seno do Ângulo	Envergadura efetiva da asa (m)	Aspect Ratio (Alongamento da asa)	Fator de eficiência de Oswald	Número de Reynolds	Coeficientes				Arrasto (N)	Área molhada (m²)	Área da Asa (m²)	Sustentação (N)
								Arrasto induzido	Atrito superficial	Arrasto parasita	Total de Arrasto				
Símbolo	V	θ	sen	b_ef	AR	e	Re	C_{di}	C_f	C_{d0}	C_d	D	Swet	S	L
Equação	1	2	3	4	5	6	8	7	9	10	11	12	13	14	15,00
Resultados	150	0	0	7	6,0644	6,9307	10310416,67	0,0114	0,0029	0,0061	0,0175	0,0287	14,14	8,08	11,5679
	150	5	0,0872	7,061	6,1735	7,052	10310416,67	0,011	0,0029	0,0062	0,0172	0,0281	14,262	8,0762	11,5624
	150	10	0,1736	7,1216	6,2887	7,1735	10310416,67	0,0106	0,0029	0,0063	0,0169	0,0275	14,3831	8,0646	11,546
	150	15	0,2588	7,1812	6,4097	7,2941	10310416,67	0,0102	0,0029	0,0063	0,0166	0,027	14,5023	8,0456	11,5186
	150	20	0,342	7,2394	6,5355	7,4129	10310416,67	0,0099	0,0029	0,0064	0,0163	0,0264	14,6188	8,0191	11,4807
	150	25	0,4226	7,2958	6,6658	7,5289	10310416,67	0,0095	0,0029	0,0065	0,016	0,0259	14,7317	7,9854	11,4324
	150	30	0,5	7,35	6,7999	7,6411	10310416,67	0,0092	0,0029	0,0066	0,0158	0,0253	14,84	7,9447	11,3742
	150	35	0,5736	7,4015	6,9368	7,7486	10310416,67	0,0089	0,0029	0,0066	0,0155	0,0248	14,943	7,8974	11,3065
	150	40	0,6428	7,45	7,076	7,8503	10310416,67	0,0086	0,0029	0,0067	0,0153	0,0244	15,0399	7,8437	11,2296
	150	45	0,7071	7,495	7,2165	7,9455	10310416,67	0,0083	0,0029	0,0068	0,0152	0,0239	15,1299	7,7842	11,1444
	150	50	0,766	7,5362	7,3576	8,0332	10310416,67	0,0081	0,0029	0,0069	0,015	0,0235	15,2125	7,7192	11,0514
	150	55	0,8192	7,5734	7,4982	8,1127	10310416,67	0,0079	0,0029	0,007	0,0149	0,023	15,2868	7,6493	10,9514
	150	60	0,866	7,6062	7,6376	8,1831	10310416,67	0,0076	0,0029	0,0071	0,0148	0,0226	15,3524	7,575	10,8449
	150	65	0,9063	7,6344	7,7745	8,2439	10310416,67	0,0075	0,0029	0,0072	0,0147	0,0223	15,4088	7,4968	10,733
	150	70	0,9397	7,6578	7,9081	8,2944	10310416,67	0,0073	0,0029	0,0073	0,0146	0,0219	15,4556	7,4154	10,6165
	150	0	0	7	6,0644	6,9307	10310416,67	0,0114	0,0029	0,0061	0,0175	0,0287	14,14	8,08	11,5679
	150	5	0,0872	7,061	6,1735	7,052	10310416,67	0,011	0,0029	0,0062	0,0172	0,0281	14,262	8,0762	11,5624
	150	10	0,1736	7,1216	6,2887	7,1735	10310416,67	0,0106	0,0029	0,0063	0,0169	0,0275	14,3831	8,0646	11,546
	150	15	0,2588	7,1812	6,4097	7,2941	10310416,67	0,0102	0,0029	0,0063	0,0166	0,027	14,5023	8,0456	11,5186
	150	20	0,342	7,2394	6,5355	7,4129	10310416,67	0,0099	0,0029	0,0064	0,0163	0,0264	14,6188	8,0191	11,4807
	150	25	0,4226	7,2958	6,6658	7,5289	10310416,67	0,0095	0,0029	0,0065	0,016	0,0259	14,7317	7,9854	11,4324
	150	30	0,5	7,35	6,7999	7,6411	10310416,67	0,0092	0,0029	0,0066	0,0158	0,0253	14,84	7,9447	11,3742
	150	35	0,5736	7,4015	6,9368	7,7486	10310416,67	0,0089	0,0029	0,0066	0,0155	0,0248	14,943	7,8974	11,3065
	150	40	0,6428	7,45	7,076	7,8503	10310416,67	0,0086	0,0029	0,0067	0,0153	0,0244	15,0399	7,8437	11,2296
	150	45	0,7071	7,495	7,2165	7,9455	10310416,67	0,0083	0,0029	0,0068	0,0152	0,0239	15,1299	7,7842	11,1444

Fonte: Autores (2026).

APÊNDICE H - Resultados para velocidade constante de 200m/s e ângulo variável.

Item	Velocidade (m/s)	Anglulo (°)	Seno do Ângulo	Envergadura efetiva da asa (m)	Aspect Ratio (Alongamento da asa)	Fator de eficiência de Oswald	Número de Reynolds	Coeficientes				Arrasto (N)	Área molhada (m²)	Área da Asa (m²)	Sustentação (N)
								Arrasto induzido	Atrito superficial	Arrasto parasita	Total de Arrasto				
Símbolo	V	θ	sen	b_ef	AR	e	Re	C_{di}	C_f	C_{d0}	C_d	D	Swet	S	L
Equação	1	2	3	4	5	6	8	7	9	10	11	12	13	14	15,00
Resultados	200	0	0	7	6,0644	6,9307	13747222,22	0,0114	0,0028	0,0058	0,0172	0,0499	14,14	8,08	20,5652
	200	5	0,0872	7,061	6,1735	7,052	13747222,22	0,011	0,0028	0,0059	0,0168	0,0489	14,262	8,0762	20,5554
	200	10	0,1736	7,1216	6,2887	7,1735	13747222,22	0,0106	0,0028	0,0059	0,0165	0,0479	14,3831	8,0646	20,5261
	200	15	0,2588	7,1812	6,4097	7,2941	13747222,22	0,0102	0,0028	0,006	0,0162	0,0469	14,5023	8,0456	20,4776
	200	20	0,342	7,2394	6,5355	7,4129	13747222,22	0,0099	0,0028	0,006	0,0159	0,0459	14,6188	8,0191	20,4102
	200	25	0,4226	7,2958	6,6658	7,5289	13747222,22	0,0095	0,0028	0,0061	0,0156	0,045	14,7317	7,9854	20,3243
	200	30	0,5	7,35	6,7999	7,6411	13747222,22	0,0092	0,0028	0,0062	0,0154	0,044	14,84	7,9447	20,2207
	200	35	0,5736	7,4015	6,9368	7,7486	13747222,22	0,0089	0,0028	0,0063	0,0152	0,0431	14,943	7,8974	20,1004
	200	40	0,6428	7,45	7,076	7,8503	13747222,22	0,0086	0,0028	0,0064	0,015	0,0422	15,0399	7,8437	19,9637
	200	45	0,7071	7,495	7,2165	7,9455	13747222,22	0,0083	0,0028	0,0064	0,0148	0,0414	15,1299	7,7842	19,8123
	200	50	0,766	7,5362	7,3576	8,0332	13747222,22	0,0081	0,0028	0,0065	0,0146	0,0406	15,2125	7,7192	19,647
	200	55	0,8192	7,5734	7,4982	8,1127	13747222,22	0,0079	0,0028	0,0066	0,0145	0,0399	15,2868	7,6493	19,4691
	200	60	0,866	7,6062	7,6376	8,1831	13747222,22	0,0076	0,0028	0,0067	0,0144	0,0392	15,3524	7,575	19,2799
	200	65	0,9063	7,6344	7,7745	8,2439	13747222,22	0,0075	0,0028	0,0068	0,0143	0,0385	15,4088	7,4968	19,0809
	200	70	0,9397	7,6578	7,9081	8,2944	13747222,22	0,0073	0,0028	0,0069	0,0142	0,0379	15,4556	7,4154	18,8737
	200	0	0	7	6,0644	6,9307	13747222,22	0,0114	0,0028	0,0058	0,0172	0,0499	14,14	8,08	20,5652
	200	5	0,0872	7,061	6,1735	7,052	13747222,22	0,011	0,0028	0,0059	0,0168	0,0489	14,262	8,0762	20,5554
	200	10	0,1736	7,1216	6,2887	7,1735	13747222,22	0,0106	0,0028	0,0059	0,0165	0,0479	14,3831	8,0646	20,5261
	200	15	0,2588	7,1812	6,4097	7,2941	13747222,22	0,0102	0,0028	0,006	0,0162	0,0469	14,5023	8,0456	20,4776
	200	20	0,342	7,2394	6,5355	7,4129	13747222,22	0,0099	0,0028	0,006	0,0159	0,0459	14,6188	8,0191	20,4102
	200	25	0,4226	7,2958	6,6658	7,5289	13747222,22	0,0095	0,0028	0,0061	0,0156	0,045	14,7317	7,9854	20,3243
	200	30	0,5	7,35	6,7999	7,6411	13747222,22	0,0092	0,0028	0,0062	0,0154	0,044	14,84	7,9447	20,2207
	200	35	0,5736	7,4015	6,9368	7,7486	13747222,22	0,0089	0,0028	0,0063	0,0152	0,0431	14,943	7,8974	20,1004
	200	40	0,6428	7,45	7,076	7,8503	13747222,22	0,0086	0,0028	0,0064	0,015	0,0422	15,0399	7,8437	19,9637
	200	45	0,7071	7,495	7,2165	7,9455	13747222,22	0,0083	0,0028	0,0064	0,0148	0,0414	15,1299	7,7842	19,8123

Fonte: Autores (2026).

APÊNDICE I - Resultados para velocidade constante de 250m/s e ângulo variável.

Item	Velocidade (m/s)	Anglulo (°)	Seno do Ângulo	Envergadura efetiva da asa (m)	Aspect Ratio (Aalongamento da asa)	Fator de eficiência de Oswald	Número de Reynolds	Coeficientes				Arrasto (N)	Área molhada (m²)	Área da Asa (m²)	Sustentação (N)
								Arrasto induzido	Atrito superficial	Arrasto parasita	Total de Arrasto				
Símbolo	V	θ	sen	b_ef	AR	e	Re	C_{di}	C_f	C_{d0}	C_d	D	Swet	S	L
Equação	1	2	3	4	5	6	8	7	9	10	11	12	13	14	15,00
Resultados	250	0	0	7	6,064356	6,930693	17184027,78	0,011365	0,002644	0,005552	0,016916	0,076885	14,14	8,08	32,13315
	250	5	0,087156	7,061009	6,173458	7,052029	17184027,78	0,010972	0,002644	0,005602	0,016574	0,075294	14,262018	8,076162	32,117887
	250	10	0,173648	7,121554	6,288747	7,173483	17184027,78	0,010588	0,002644	0,005658	0,016246	0,073699	14,383107	8,064648	32,072097
	250	15	0,258819	7,181173	6,409654	7,294095	17184027,78	0,010217	0,002644	0,005718	0,015935	0,072117	14,502347	8,045559	31,996182
	250	20	0,34202	7,239414	6,535538	7,412888	17184027,78	0,009859	0,002644	0,005783	0,015643	0,07056	14,618828	8,019097	31,890946
	250	25	0,422618	7,295833	6,665843	7,528879	17184027,78	0,009518	0,002644	0,005853	0,01537	0,06904	14,731666	7,985363	31,75679
	250	30	0,5	7,35	6,79985	7,641089	17184027,78	0,009193	0,002644	0,005926	0,015119	0,067565	14,84	7,94466	31,59492
	250	35	0,573576	7,401504	6,936753	7,748551	17184027,78	0,008887	0,002644	0,006003	0,014889	0,066143	14,943007	7,897392	31,406941
	250	40	0,642788	7,449951	7,076005	7,850322	17184027,78	0,008599	0,002644	0,006083	0,014682	0,064778	15,039903	7,84366	31,193255
	250	45	0,707107	7,494975	7,216523	7,945495	17184027,78	0,008331	0,002644	0,006166	0,014497	0,063475	15,129949	7,784171	30,956675
	250	50	0,766044	7,536231	7,357572	8,033208	17184027,78	0,008082	0,002644	0,006252	0,014334	0,062237	15,212462	7,719228	30,698405
	250	55	0,819152	7,573406	7,498231	8,112657	17184027,78	0,007852	0,002644	0,00634	0,014192	0,061066	15,286813	7,649336	30,420453
	250	60	0,866025	7,606218	7,637564	8,183105	17184027,78	0,007643	0,002644	0,00643	0,014072	0,059961	15,352436	7,575	30,124828
	250	65	0,906308	7,634415	7,77453	8,24389	17184027,78	0,007453	0,002644	0,00652	0,013973	0,058925	15,408831	7,496826	29,81394
	250	70	0,939693	7,657785	7,908071	8,294437	17184027,78	0,007282	0,002644	0,006612	0,013894	0,057956	15,45557	7,41542	29,490198
	250	0	0	7	6,064356	6,930693	17184027,78	0,011365	0,002644	0,005552	0,016916	0,076885	14,14	8,08	32,13315
	250	5	0,087156	7,061009	6,173458	7,052029	17184027,78	0,010972	0,002644	0,005602	0,016574	0,075294	14,262018	8,076162	32,117887
	250	10	0,173648	7,121554	6,288747	7,173483	17184027,78	0,010588	0,002644	0,005658	0,016246	0,073699	14,383107	8,064648	32,072097
	250	15	0,258819	7,181173	6,409654	7,294095	17184027,78	0,010217	0,002644	0,005718	0,015935	0,072117	14,502347	8,045559	31,996182
	250	20	0,34202	7,239414	6,535538	7,412888	17184027,78	0,009859	0,002644	0,005783	0,015643	0,07056	14,618828	8,019097	31,890946
	250	25	0,422618	7,295833	6,665843	7,528879	17184027,78	0,009518	0,002644	0,005853	0,01537	0,06904	14,731666	7,985363	31,75679
	250	30	0,5	7,35	6,79985	7,641089	17184027,78	0,009193	0,002644	0,005926	0,015119	0,067565	14,84	7,94466	31,59492
	250	35	0,573576	7,401504	6,936753	7,748551	17184027,78	0,008887	0,002644	0,006003	0,014889	0,066143	14,943007	7,897392	31,406941
	250	40	0,642788	7,449951	7,076005	7,850322	17184027,78	0,008599	0,002644	0,006083	0,014682	0,064778	15,039903	7,84366	31,193255
	250	45	0,707107	7,494975	7,216523	7,945495	17184027,78	0,008331	0,002644	0,006166	0,014497	0,063475	15,129949	7,784171	30,956675

Fonte: Autores (2026).