

DESENVOLVIMENTO DE UM DISPOSITIVO DE PONTA DE ASA PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO APLICADO À COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN

Marina de Souza Costa¹

Diego Luiz da Luz de Souza²

Resumo: Muitas são as pesquisas direcionadas para o aumento da eficiência de aeronaves em geral, do ponto de vista aerodinâmico esse aspecto tende a ser corrigido por meio da minimização das componentes que resultam na força de arrasto. Dispositivos de ponta de asa são frequentemente utilizados em aeronaves comerciais, estes se comportam como uma barreira contra o fluxo transversal nas pontas das asas e contribuem para a redução da componente de arrasto induzido. O trabalho busca desenvolver o projeto de um conjunto de *end plates*, que serão acoplados a uma aeronave destinada a competição SAE Brasil AeroDesign, com o objetivo de aumentar a eficiência aerodinâmica por meio da redução de arrasto. Para a avaliação de eficiência do dispositivo, verificou-se analiticamente o seu desempenho, em seguida as asas com e sem o conjunto foram simuladas em diferentes ângulos de ataque utilizando o *software* de simulação fluidodinâmica Ansys®. Os resultados das simulações indicam que a asa com o conjunto de *end plates* possui uma eficiência melhor quando comparada com a asa sem este dispositivo, além de outras características relacionadas ao voo, como o aumento de cerca de 5% no coeficiente de sustentação da aeronave.

Palavras-Chave: Aerodinâmica. End. Plate. Simulação. Arrasto.

1 INTRODUÇÃO

O projeto de uma aeronave relaciona diversas áreas do conhecimento, na qual é possível observar em cada uma delas, a constante busca pelo melhor desempenho do projeto. Nos estudos relacionados a aerodinâmica, busca-se obter mais eficiência por meio da minimização das forças de arrasto geradas em diferentes etapas do envelope de voo.

¹ Graduando em Engenharia Mecânica. Ano 2021-2. E-mail: marinasouzacosta@hotmail.com

¹ Professor do Cento Universitário UniSATC. E-mail: diego.souza@satc.edu.br

A competição SAE Brasil *AeroDesign* propõe anualmente o desenvolvimento de uma aeronave cargueira em escala reduzida, que conforme regulamento, deve obedecer às limitações de geometria, como por exemplo da sua envergadura, o que se torna um problema frente à necessidade de uma grande área alar que cumpra com os requisitos da missão de carregar a maior carga possível.

Uma das diferenças fundamentais entre os fluxos sobre asas finitas em relação às infinitas, é que a diferença de pressão no intra e no extradorso da asa induz o fluxo de ar de alta pressão a se deslocar para a parte superior da superfície, causando um turbilhonamento na sua ponta, gerando os chamados “vórtices de ponta de asa”, que provocam a redução no efeito de sustentação.

Para mitigar os efeitos de vórtice de ponta de asa, duas técnicas geralmente são aplicadas: 1) aumentando o alongamento da asa; ou 2) adicionando dispositivos de ponta de asa. Em razão da limitação de geometria determinada pelo regulamento, o acréscimo de alongamento da asa não se apresenta como uma opção válida.

Os dispositivos de ponta de asa (DPA's), podem apresentar diferentes formatos que variam de acordo com as características da aeronave. Tais componentes funcionam diminuindo a geração de arrasto induzido, resultando em uma maior eficiência em voo.

A presente pesquisa busca encontrar a geometria para um dispositivo de ponta de asa que se adeque às condições de voo da aeronave, tendo sua aplicação voltada para a competição SAE Brasil *AeroDesign*. Espera-se, portanto, que o estudo resulte na melhoria do desempenho final do veículo, diminuindo o arrasto induzido provocado pelo efeito de ponta de asa. Neste estudo foram utilizadas ferramentas oferecidas pelo *software* Ansys® para a realização de simulações fluidodinâmicas em duas configurações de asas distintas, onde é possível analisar e justificar ou não a utilização do dispositivo de ponta de asa para a aeronave.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A aerodinâmica é a área de estudo do comportamento dos fluidos em diferentes condições que avalia a atuação das forças geradas sobre objetos sólidos. Segundo Rodrigues (2009), o estudo dos fenômenos que envolvem a aerodinâmica é

de suma importância para o projeto de aeronaves, uma vez que esses parâmetros influenciam na análise de desempenho, estabilidade e controle do veículo aéreo.

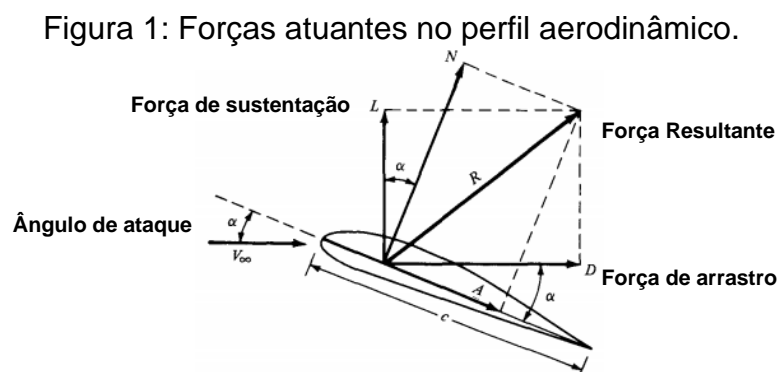
Utilizando os princípios da aerodinâmica e buscando cada vez mais pelo aprimoramento do desempenho de aeronaves, uma alternativa encontrada pela indústria aeronáutica é a utilização de dispositivos de ponta de asa, como *end plates* e *winglets*. No caso de aeronaves destinadas a competição SAE Brasil *AeroDesign*, este tipo de dispositivo permite atingir um coeficiente de sustentação de asa mais elevado, resultando numa carga paga maior.

2.1 PERFIL AERODINÂMICO

Segundo Rosa (2006) as forças que atuam sobre um perfil são caracterizadas pelas componentes da força resultante da distribuição de pressão, onde, na direção normal ao movimento surge a força de sustentação (L) e paralela a este, tem-se a força de arrasto (D), a resultante dessas duas forças atua no centro de pressão. Ainda, as forças aerodinâmicas de um perfil, mencionadas anteriormente, podem ser dadas em termos de seus coeficientes:

- 1) C_L : coeficiente de sustentação;
- 2) C_D : coeficiente de arrasto;
- 3) C_M : coeficiente de momento;

Uma das características mais importantes a ser analisada é o ângulo de ataque, que segundo Rodrigues (2009), é definido pelo ângulo formado entre a linha de corda do perfil e a direção do vento relativo. O ângulo de ataque (α) e as forças atuantes no aerofólio são apresentadas na Fig.1.



Fonte: Anderson (2006)

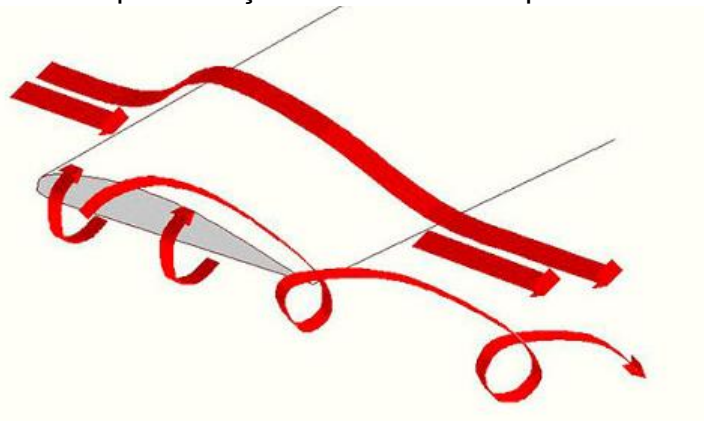
O aumento do ângulo de ataque, resulta num acréscimo da força de sustentação gerada pelo perfil até um certo ponto, onde essa, começará a decair abruptamente. Esse ponto é chamado de ângulo de Estol, e se trata de uma perda brusca de sustentação atrelada a um aumento da resistência do ar.

2.2 FORÇAS AERODINÂMICAS EM ASAS FINITAS

Os perfis aerodinâmicos podem ser considerados asas de envergadura infinitas e, portanto, demonstram qualidades mais acentuadas.

As asas finitas possuem seus atributos para geração de forças aerodinâmicas, e ainda, contam com limitações devido aos vórtices gerados na ponta da asa (Anderson, 2006) que são representados na Fig. 2.

Figura 2: Representação dos vórtices de ponta de asa.



Fonte: Guia do Aviador (2018)

2.2.1 Força de Sustentação

Rodrigues (2009), descreve que a força de sustentação representa a maior qualidade que uma aeronave possui em comparação com os outros tipos de veículos, e esta, define a habilidade de um avião se manter em voo. Basicamente, a força de sustentação é utilizada como forma de vencer o peso e assim garantir o voo.

A força de sustentação em asas finitas pode ser expressa pela Eq. (1), onde o valor do coeficiente de sustentação (C_L) pode ser obtido a partir da curva característica gerada para a respectiva asa:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (1)$$

Onde:

L = força de sustentação (N);

ρ = densidade do ar (kg/m^3);

v = velocidade (m/s);

S = área da asa (m^2);

C_L = coeficiente de sustentação da asa (---);

2.2.2 Força de Arrasto

A força de arrasto é entendida como a resistência do ar contra o movimento de um objeto sólido. Uma aeronave enfrenta diferentes tipos de resistência provenientes de diferentes interações entre aeronave-meio ambiente. Alguns exemplos de resistência aerodinâmica são as causadas pelo atrito viscoso, o arrasto induzido, o arrasto de forma, os efeitos de interferência e arrasto de onda (Rosa, 2006).

O equacionamento da força de arrasto apresenta-se de maneira semelhante ao da força de sustentação, e, segundo Rodrigues (2001), para uma asa finita, pode ser expressa pela Eq. (2):

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

Onde:

D = força de arrasto (N);

ρ = densidade do ar (kg/m^3);

v = velocidade (m/s);

S = área da asa (m^2);

C_D = coeficiente de arrasto da asa (dc);

Em um corpo submetido a velocidades subsônicas, a força total de arrasto é dada pela somatória do arrasto parasita, composto pelo arrasto de atrito e pelo arrasto de pressão, e ainda, pelo arrasto induzido.

A parcela de arrasto induzido diferencia-se por se tratar de uma força que só se manifesta em corpos que produzem sustentação (GIUBERTI, 2013). Expresso por meio de coeficientes, o arrasto total é apresentado pela Eq. (3).

$$C_D = C_{D0} + \left(\frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} \cdot C_L^2 \right) \quad (3)$$

Onde:

C_D = coeficiente de arrasto total (dc);

C_{D0} = coeficiente de arrasto parasita (dc);

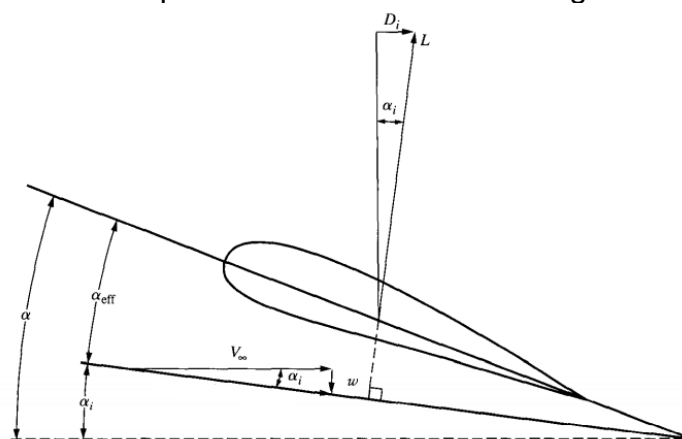
AR = razão de aspecto ou alongamento (---);

e = fator de eficiência de envergadura (---);

C_L = coeficiente de sustentação da asa (---);

As asas finitas possuem limitações devido aos vórtices gerados na ponta da asa que provocam mudanças na região de pressão e induzem uma componente de velocidade direcionada para baixo, também conhecida como *downwash* (Anderson, 2006). A Fig. 3 demonstra que as componentes de sustentação e arrasto estão diretamente relacionadas à variação do ângulo de ataque.

Figura 3: Influência da componente de *downwash* no ângulo de ataque induzido.



Fonte: Anderson (2006)

COIMBRA (1997) explica que o efeito *downwash* (w) gera uma componente chamada de ângulo de ataque induzido (α_i), que resulta numa diminuição do ângulo de ataque efetivo (α_{eff}) do aerofólio, sendo assim, a força de sustentação (L) passa a apresentar uma componente de direção contrária ao deslocamento da asa, que nada mais é do que a parcela de arrasto induzido.

2.3 ALONGAMENTO

O alongamento, também chamado de razão de aspecto (AR), está diretamente ligado ao desempenho de uma asa, e o seu aumento está associado à redução de arrasto induzido de maneira significativa.

Segundo Rodrigues (2011), é importante se atentar ao aumento excessivo dessa variável, visto que, é muito satisfatório do ponto de vista aerodinâmico, porém, pode acarretar problemas de ordem estrutural. O equacionamento do alongamento é demonstrado a seguir pela Eq. (4), relacionando o quadrado da envergadura com a área em planta da asa.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4)$$

Onde:

AR = razão de aspecto ou alongamento (---);

b = envergadura da asa (m);

S = área da asa (m^2);

Em superfícies sustentadoras com adição de dispositivos de ponta de asa, parte da altura do dispositivo será considerada como aumento da envergadura. A partir da Eq. (3) é importante notar que o coeficiente de arrasto induzido varia com o inverso do alongamento da asa, justificando assim, o uso de tal dispositivo para redução do arrasto induzido.

Seguindo a metodologia proposta por Hoerner (1965) esse aumento no alongamento pode ser calculado a partir da relação a seguir, chamado de alongamento efetivo.

$$A_{eff} = AR + \left(AR \cdot 1,9 \cdot \frac{h}{b} \right) \quad (5)$$

Onde:

A_{eff} = alongamento efetivo da asa (---);

AR = razão de aspecto ou alongamento da asa sem *end plate* (---);

h = altura do *end plate* (m);

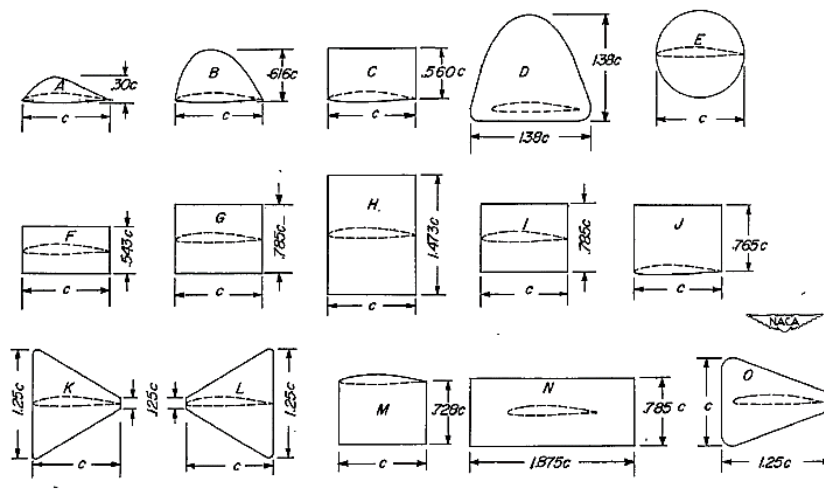
b = envergadura da asa (m);

2.4 END PLATES

A utilização de dispositivos de ponta de asa, como *winglets* e *end plates*, é uma alternativa para diminuição dos efeitos de ponta, sem a necessidade de alteração da superfície sustentadora, que na maioria das vezes está relacionada às restrições de fatores operacionais, como a carga paga. (GUERRERO; MAESTRO; BOTTARO, 2011).

Hemke (1927) descreveu um modelo analítico para avaliação do desempenho de *end plates*, em monoplanos e multiplanos, e comparou com resultados de ensaios experimentais obtidos em túnel de vento. Em seus resultados chegou à conclusão de que a concordância entre os valores eram aceitáveis, e ainda, que a redução de arrasto induzido é suficientemente grande para acrescentar eficiência a asa.

Figura 4: principais geometrias de *end plates* investigadas por Riley.



Fonte: Riley (1951)

Riley (1951) realizou estudos de diversas geometrias de *end plates* em tuneis de vento, sendo todas em asas com geometria retangular. A partir desse estudo, constatou que o implemento dos dispositivos resultou em aumentos significativos na relação sustentação-arrasto (L/D) para algumas das geometrias.

A adição do *end plates* nem sempre estará associada ao aumento de sustentação, visto que, ele é dependente da área da geometria (RILEY, 1951).

Pontes (2018) analisou o escoamento sobre uma aeronave projetada para competição SAE Brasil *AeroDesign*. Os estudos demonstram a validade da utilização de *wingtips* do tipo circular. “O uso do dispositivo de ponta de asa causou um aumento na sustentação da asa de aproximadamente 4,8%” (PONTES, 2018, p. 35).

Dalongaro (2015) avaliou três modelos de asas, sendo uma asa mista (trapézio-retângulo) sem inclusão de DPA's e outras duas, uma com *winglet*, e outra com modificação para ponta Hoerner. A asa com *winglet* apresentou a melhor eficiência aerodinâmica das três, oferecendo em torno de 2,31% a mais de capacidade de carga para o VANT quando comparada com a asa original.

2.5 SIMULAÇÃO FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL

O método CFD (*Computational Fluid Dynamics*) “funciona através da solução das equações de escoamento de fluidos (em uma forma especial) sobre uma região de interesse, com condições de contorno especificadas (conhecidas) nas fronteiras daquela região” (VITORINO, 2019).

Conforme Seraphim (2004), as simulações são definidas por cerca de quatro etapas, sendo elas: 1) modelagem da geometria, 2) o esboço do volume de controle e geração da malha computacional, 3) aplicação das condições de contorno no *solver* e 4) processamento de dados, (apud CANCELIER, 2019).

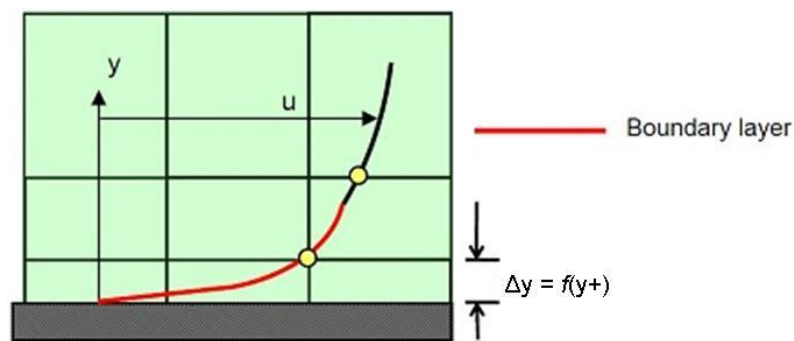
Bardina et. al (1997) explica que após a avaliação de quatro modelos de turbulência, apresentados pelo software, o modelo SST (Shear Stress Transport) é o que apresenta os melhores resultados na captação de dados relacionados à separação da camada limite.

2.6 GERAÇÃO DA MALHA

Durante a criação da malha existem alguns pontos que merecem atenção, como por exemplo, o posicionamento do primeiro nó acima da superfície da asa, pois, se posicionado fora da camada limite, pode acarretar resultados grosseiros que não condizem com o modelo de turbulência associado.

Canard Es (2021) explica que durante a utilização do CFD (Computational Fluid Dynamics), para o modelamento de fluxos viscosos turbulentos em regiões próximas a parede, é importante que a altura do primeiro nó siga a resolução de Y^+ exigida pelo modelo de turbulência que será utilizado pelo solver.

Figura 5: Representação da camada Y^+



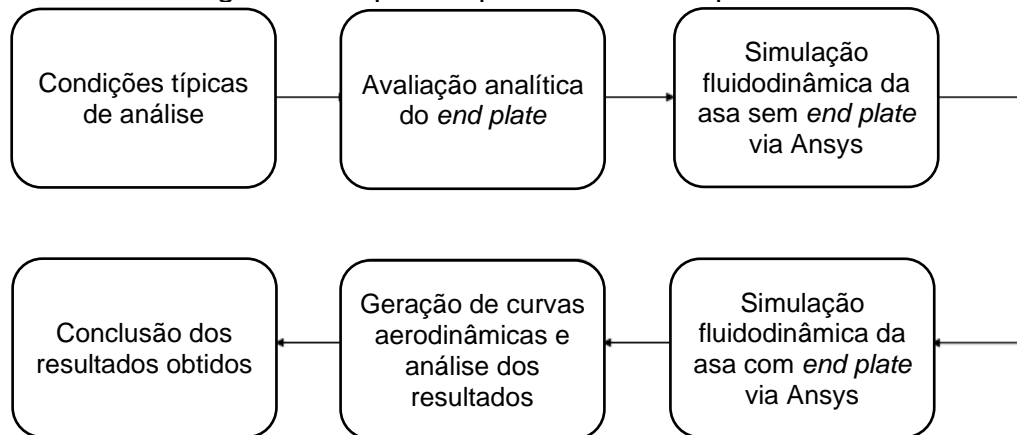
Fonte: CANARD ES (2021)

Segundo Pontes (2018) o parâmetro Y^+ se refere a um valor adimensional que expressa uma altura em relação a subcamada viscosa próxima a parede. Para modelos de turbulência como o SST $k-\omega$, utilizado nesse trabalho, define-se que o valor ideal para o parâmetro Y^+ deve ser de aproximadamente 1.

3 PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS

O procedimento experimental foi dividido em seis etapas, como mostra o fluxograma a seguir. Inicialmente realizou-se um levantamento das condições típicas de análise, indispensáveis para se dar sequência as simulações computacionais. Em seguida, o conjunto de *end plates* definido, foi avaliado analiticamente para validar ou não o seu uso e assim, dar continuidade as simulações.

Figura 6: Etapas do procedimento experimental



Fonte: do Autor (2021)

Dando sequência ao trabalho, dois modelos de asa, modelo 1 – sem dispositivo *end plate*, e modelo 2 – com dispositivo *end plate*, foram projetados utilizando o *software* de modelagem 3D *SolidWorks®*. Posteriormente, para cada modelo, foram executadas simulações fluidodinâmicas, variando o ângulo de ataque entre 0 e 15 graus, através de análise fluidodinâmica computacional, utilizando as ferramentas do *software* *Ansys®*. Dessa forma, foi possível avaliar o efeito do dispositivo tanto na etapa de decolagem quanto na etapa de cruzeiro.

Por fim foram construídas as curvas aerodinâmicas das duas asas, comparando seus respectivos coeficientes de sustentação e arrasto total. Uma análise de variação do coeficiente de arrasto induzido também foi executada, na qual foi possível observar o desempenho do dispositivo nas diferentes etapas do envelope de voo.

3.1 CONDIÇÕES TÍPICAS DE ANÁLISE

Durante a etapa de simulação, é importante se atentar aos dados de entrada que serão inseridos no solver. Portanto, a densidade do ar definida como padrão para os cálculos e análises a seguir é de 1,1008 kg/m³, a velocidade de 14,76 m/s, a corda média aerodinâmica (\bar{c}) é de 0,4006 metros e a viscosidade do ar foi considerada 1,82E-05 Pa.s.

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot \bar{c}}{\mu} \quad (6)$$

Onde:

Re = número de Reynolds (---);

ρ = densidade do ar (kg/m^3);

v = velocidade (m/s);

μ = viscosidade dinâmica (Pa·s).

\bar{c} = corda media aerodinâmica (m);

Assim como o número de Reynolds, outro valor imprescindível para a realização das simulações é o da espessura da camada limite, que foi utilizado para o refinamento da malha. Os valores foram obtidos a partir da Eq. (7).

$$\frac{\delta}{\bar{c}} \cong \frac{1}{\sqrt{Re}} \quad (7)$$

Onde:

δ = espessura da camada limite (m);

\bar{c} = corda media aerodinâmica (m);

Re = número de Reynolds (---);

3.2 GEOMETRIA DA ASA E END PLATE

O aerofólio utilizado no projeto da asa foi o Eppler 423 (E423), que faz parte de uma classe chamada de *lift low Reynolds number airfoil*. Perfis desse tipo possuem um alto arqueamento e produzem altos valores de sustentação em baixas velocidades.

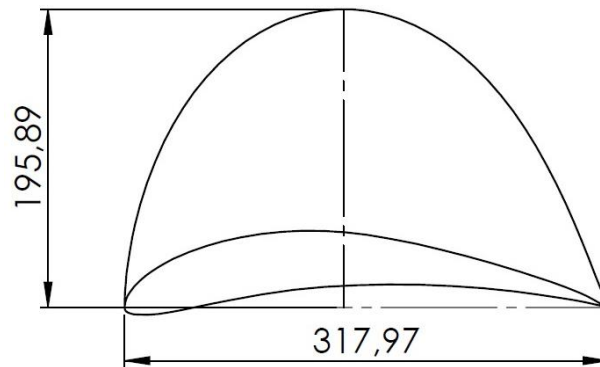
Figura 7: Vista superior da asa com cotas.



Fonte: do Autor (2021)

Para o projeto do *end plate*, optou-se por uma versão semelhante à da geometria “B” apresentada na Fig. 4, proposta por Riley (1951). O *end plate* projetado para o presente trabalho é representado na Fig. 8.

Figura 8: Geometria do *end plate*.



Fonte: do Autor (2021)

3.4 VALIDAÇÃO ANALÍTICA DO END PLATE

Antes de iniciar as simulações fluidodinâmicas realizou-se uma avaliação de desempenho do dispositivo de forma analítica. Hemke (1927) avaliou o comportamento do fluxo de ar transversal em monoplanos e a redução de energia cinética nesses fluxos quando aplicados conjuntos de *end plates* nas asas.

Essa redução implica na diminuição do arrasto induzido e foi descrita a partir da Eq. (8).

$$\Delta C_{Di} = \left\{ \left[\frac{C_L^2 \cdot S}{\pi \cdot b} \right] \cdot \left[1 - \frac{1}{1 + 1,66 \cdot \left(\frac{2h}{b} \right)} \right] \right\} - \left\{ C_F \cdot \frac{S'}{S} \right\} \quad (8)$$

Onde:

ΔC_{Di} = variação do coeficiente de arrasto induzido (dc);

C_L = coeficiente de sustentação (---);

S = área da asa (m^2);

b = envergadura da asa (m);

h = altura do *end plate* (m);

C_F = coeficiente de fricção (---);

S' = área do *end plate* (m);

Seguindo as indicações de Roskam (1997) considerou-se o valor de coeficiente de atrito como sendo 0,0052, indicado para aeronaves do tipo *home built*. Os valores das demais variáveis são apresentados na Tab. 1:

Tabela 1: Variáveis para o cálculo de redução de arrasto induzido.

| Variável | Valores |
|-------------------------|-----------------------|
| Envergadura (b) | 2,153 m |
| Área da asa (S) | 0,8540 m ² |
| Área do end plate (S') | 0,0433 m ² |
| Altura do end plate (h) | 0,1959 m |

Fonte: do Autor (2021)

3.5 SIMULAÇÃO FLUIDODINÂMICA DA ASA

Esta etapa configura a simulação das duas geometrias de asa, modelo 1 – sem dispositivo *end plate*, e modelo 2 – com dispositivo *end plate*.

Figura 9: Etapas da simulação fluidodinâmica.



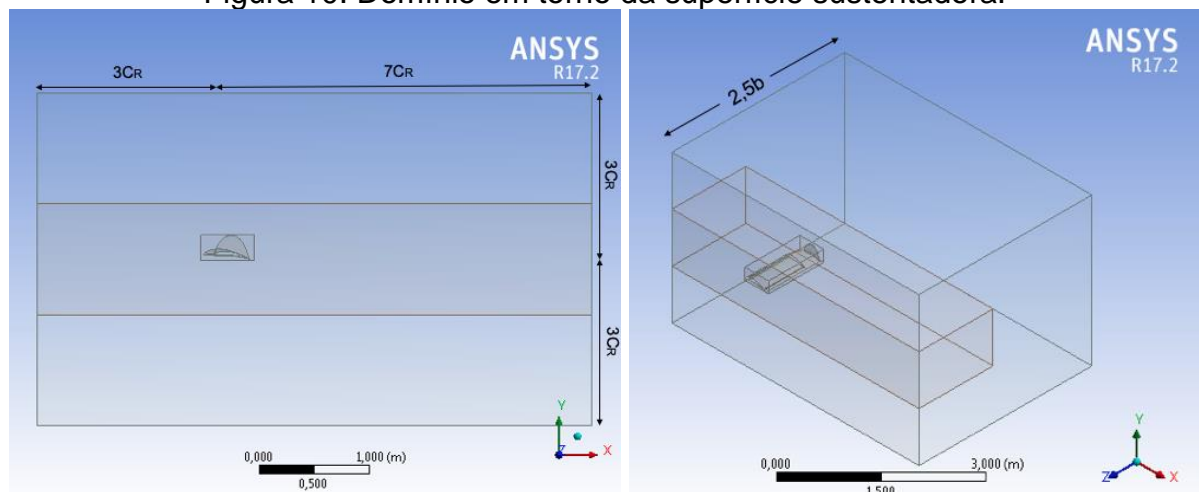
Fonte: do Autor (2021)

Portanto, foram seguidos os seguintes passos apresentados no fluxograma da Fig. 9, que engloba a criação do domínio, as configurações escolhidas para a criação da malha e seu refinamento, assim como, as variáveis utilizadas como dados de entrada na etapa de pré simulação do solver.

3.4.1 Criação do domínio

Por questão de diminuição de esforço computacional durante as simulações utilizou-se apenas a metade direita da asa, cortada por um plano de simetria em seu centro, o volume de controle pode ser visualizado na Fig. 10.

Figura 10: Domínio em torno da superfície sustentadora.



Fonte: do Autor (2021)

Pensando em uma maneira de facilitar o refinamento da malha em partes, criou-se um cubo próximo a asa, um intermediário e um maior com dimensões de um túnel de vento.

As dimensões do túnel seguiram as recomendações de Giuberti (2013), onde na entrada do túnel considerou-se um valor de três vezes a dimensão da corda raiz, a partir do bordo de ataque.

Na saída, sete vezes o comprimento da corda raiz, partindo do bordo de fuga, e três vezes o comprimento da corda raiz para o topo, acima do extradorso, e a base, abaixo do intradorso. A largura do túnel seguiu a recomendação de aproximadamente duas vezes e meia o valor da envergadura da asa.

Esse dimensionamento, se justifica pela necessidade de haver uma distância mínima até as paredes do volume de controle, que não influenciem no fluxo que circula ao redor da asa.

O domínio foi construído utilizando o *Design Modeler* adicionando uma operação booleana de subtração do corpo identificado como a asa.

3.4.2 Criação da malha

Inicialmente configurou-se os parâmetros de geração de malha global automática, determinando a função de *size function* utilizando o parâmetro de proximidade e curvatura.

A geometria do túnel de vento foi definida como corpo de influência (*body of influence*) sobre as duas geometrias menores criadas no domínio na etapa anterior. Essa estratégia foi utilizada para que se pudesse manter um controle de tamanho dos elementos em camadas diferentes do túnel, diminuindo esforço computacional em áreas distantes da asa e melhorando o refinamento próximo da sua superfície.

Para o refinamento da camada próxima a superfície, utilizou-se a ferramenta *face sizing* em quatro etapas distintas; no bordo de ataque (3 mm), no bordo de fuga (1 mm), no intra e no extradorso (5 mm) e no *end plate* (1mm). Todas essas etapas utilizaram o parâmetro de proximidade e curvatura.

Por fim, para que o refinamento pudesse captar os efeitos viscosos da camada limite, utilizou-se a ferramenta *Inflation* de maneira a se atingir um valor de $Y+$ próximo de 1.

Para realizar a definição do valor de Δy , referente a distância do primeiro nó da superfície da asa, realizou-se o cálculo expresso pela Eq. 7 sobre espessura da camada limite, encontrando um valor de $\delta = 6,3 \cdot 10^{-4}$ m.

Esse método foi aplicado em toda a superfície da asa e do *end plate*, com as configurações apresentadas na Tab. 2:

Tabela 2: Configuração utilizada para o *Inflation*.

| Variável | Valores |
|---------------------------|------------------------------|
| <i>Inflation Option</i> | <i>First Layer Thickness</i> |
| <i>First Layer Height</i> | 1,5E-005 m |
| <i>Maximum Layers</i> | 20 |
| <i>Growth Rate</i> | 1,3 |

Fonte: do Autor (2021)

Para a validação de qualidade da malha, seguiu-se as recomendações de Pontes (2018), que indica a utilização do parâmetros *skewness*, que avalia a

deformação do elemento em relação a um elemento equilátero e é considerado ideal à medida que se aproxima de zero.

3.4.3 Ansys CFX®

O solver utilizado para o processamento foi o CFX, que utiliza o método de volumes finitos para a resolução das equações de Navier-Stokes. As geometrias foram avaliadas em diferentes ângulos de ataque, variando-os entre 0° e 15°.

Nesta etapa foram realizadas algumas definições de propriedades do volume de controle que serão utilizadas para o processamento dos dados no solver, sendo elas: modelo de turbulência, tipo de fluido, temperatura, pressão, velocidade, entre outras, que podem ser visualizadas na Tab. 3 e na Tab.4, apresentadas a seguir.

Tabela 3: Configuração utilizada para condições de contorno.

| Variável Entrada | Valores | | | | |
|-------------------------|----------------|-----------------|-----------------|--------------|----------------|
| Tipo | <i>Inlet</i> | <i>Outlet</i> | <i>Symmetry</i> | <i>Wall</i> | <i>Wall</i> |
| Localização | Entrada | Saída | Simetria | Asa | Paredes |
| Regime de Fluxo | Subsonic | Subsonic | -- | -- | -- |
| Massa e Momento | Normal | Static Pressure | -- | No Slip wall | Free Slip wall |
| Velocidade (m/s) | 12,76 | -- | -- | -- | -- |
| Pressão Relativa (atm) | -- | 0 | -- | -- | -- |
| Rugosidade da parede | -- | -- | -- | Smooth wall | -- |

Fonte: do Autor (2021)

Tabela 4: Configuração do material.

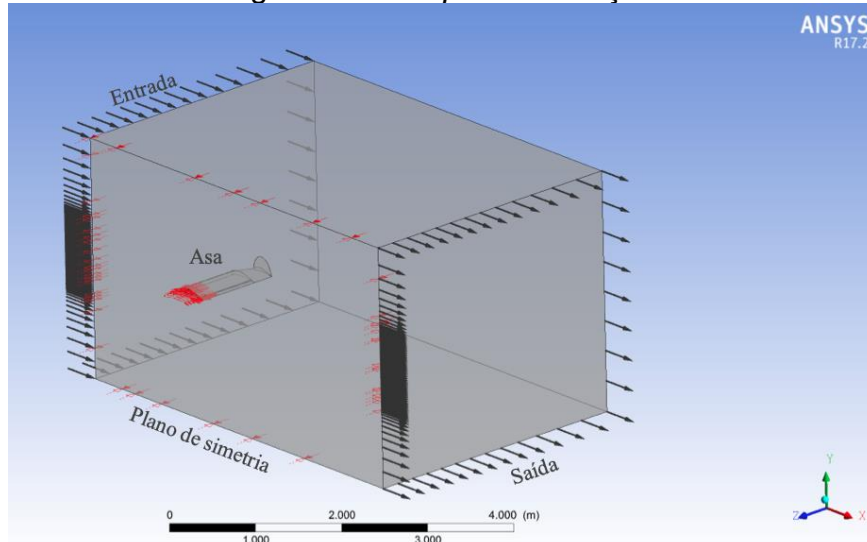
| Variável Entrada | Valores |
|----------------------------------|----------------|
| Material | Ar |
| Pressão de Referência | 1 (atm) |
| Modelo de transferência de calor | Isotérmico |
| Temperatura do fluido | 25 (°C) |
| Modelo de turbulência | SST |

Fonte: do Autor (2021)

As configurações apresentadas acima foram utilizadas para todas as simulações, juntamente com equações para se obter os valores de força de

sustentação e arrasto nas respectivas asas simuladas. Os *setups* apresentaram as características da Fig. 11.

Figura 11: *Setup* da simulação.



Fonte: do Autor (2021)

Depois de finalizado o *setup* de cada simulação, realizou-se a solução de cada uma delas e obteve-se os resultados referente a cada ângulo de ataque.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Para as condições citadas anteriormente o número de Reynolds é de $3,58E+05$, sendo calculado pela Eq. (6).

A análise preliminar feita para avaliar analiticamente a qualidade do conjunto de end plates, utilizando a Eq. 8, apresentou valores positivos, demonstrando a eficiência do dispositivo e justificando o seu uso.

Sabendo que ΔC_{Di} é a diferença de arrasto induzido entre a asa com e a asa sem *end plate*, como demonstra a Eq. 9.

$$\Delta C_{Di} = C_{Di_w} - C_{Di_{wEP}} \quad (9)$$

Onde:

ΔC_{Di} = variação de arrasto induzido (*dc*);

C_{Di_w} = arrasto induzido da asa sem end plate (*dc*);

$C_{Di_{WEP}}$ = arrasto induzido da asa com end plate (dc);

A Tab. 5 apresenta os resultados de variação de arrasto induzido quando comparamos a asa com e sem a adicao dos *end plates* para diferentes valores de coeficiente de sustentação.

Tabela 5: Redução do coeficiente de arrasto induzido.

| CL | ΔC_{Di} |
|------|-----------------|
| 0,70 | 0,0066 |
| 0,80 | 0,0086 |
| 0,90 | 0,0110 |
| 1,00 | 0,0136 |
| 1,10 | 0,0166 |
| 1,20 | 0,0198 |
| 1,30 | 0,0232 |
| 1,40 | 0,0270 |
| 1,50 | 0,0310 |
| 1,60 | 0,0353 |
| 1,70 | 0,0399 |
| 1,80 | 0,0448 |

Fonte: do Autor (2021)

A geometria da asa não sofreu nenhuma alteração para que fosse realizado o acoplamento do dispositivo nela, e o resultado é apresentado na Fig. 12 a seguir.

Figura 12: Acoplamento do *end plate* na asa.



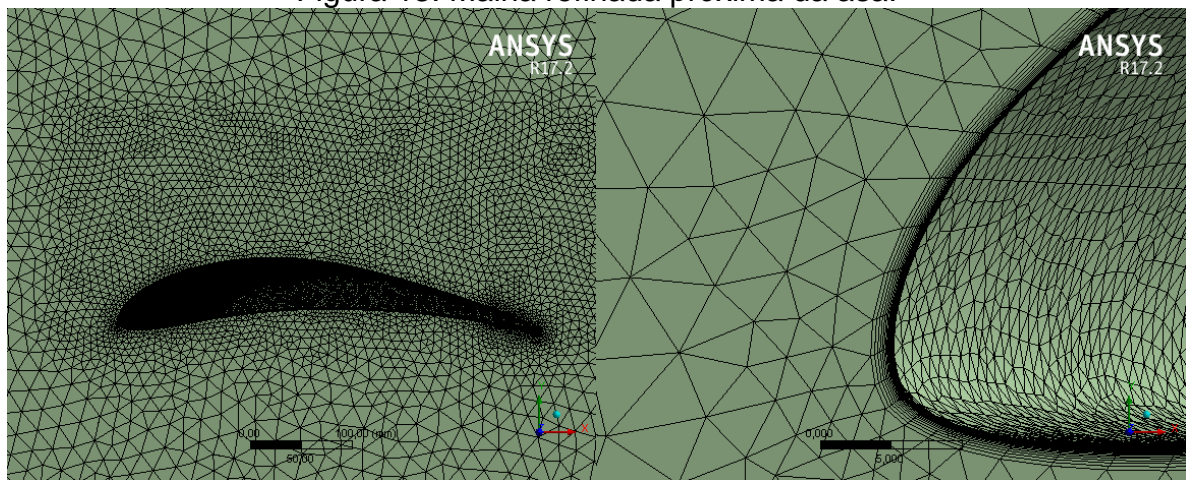
Fonte: do Autor (2021)

Para o refinamento da malha, utilizou-se o site CFD online definindo o valor de Y^+ como 1, o resultado obtido para a distância aproximada do primeiro nó foi de $\Delta y = 3,4 \cdot 10^{-5}$ m. Para garantir um resultado mais aproximado, o valor de Δy foi dividido

por dois e o valor utilizado nas simulações para a camada de *inflation* foi o de $\Delta y = 1,7 \cdot 10^{-5} \text{m}$.

A Fig. 13 mostra a malha gerada para a asa sem o *end plate*, a qual serviu como base para as demais simulações. Nela é possível visualizar o *Inflation* no contorno da superfície e a partir dele a continuação da malha em elementos tetraédricos desorganizados, visualizando também o aumento gradativo dos elementos, demonstrando o refinamento aplicado.

Figura 13: Malha refinada próxima da asa.

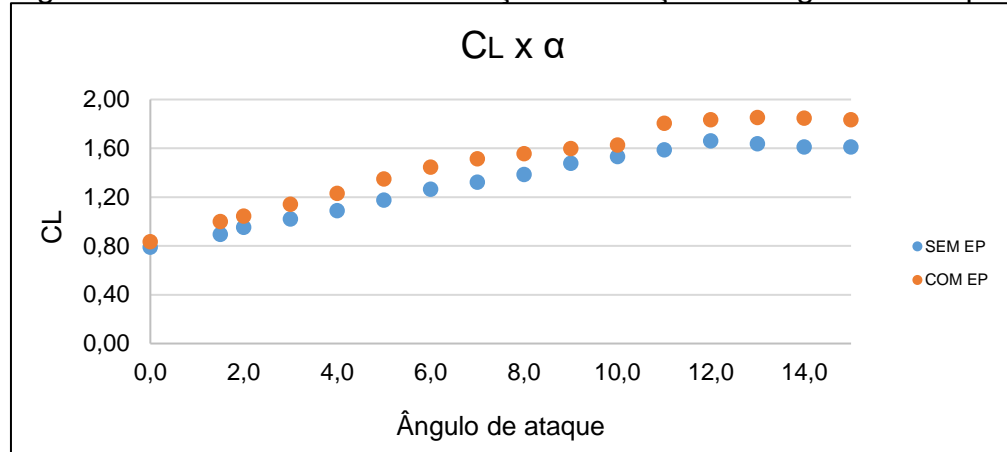


Fonte: do Autor (2021)

Depois da validação analítica realizaram-se as simulações fluidodinâmicas no *software* Ansys®, e foram construídas as curvas aerodinâmicas com intuito de avaliar os benefícios do *end plate*. A Fig. 14 apresenta o gráfico de CL em função do ângulo de ataque, que demonstra um aumento de aproximadamente 5,4% no

coeficiente de sustentação da aeronave, sendo esse aumento referente a etapa de cruzeiro.

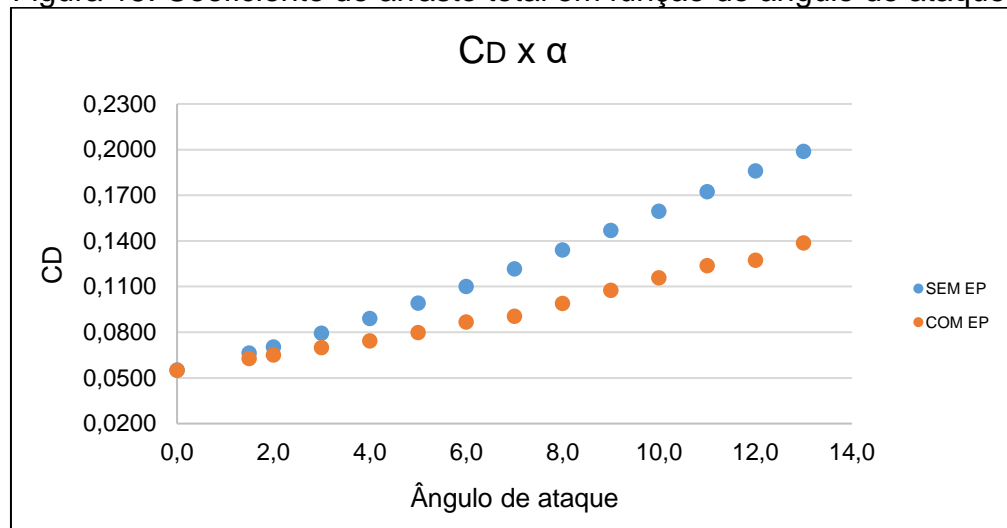
Figura 14: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque.



Fonte: do Autor (2021)

A Fig. 15 apresenta o gráfico de coeficiente de arrasto total em função do ângulo de ataque. Neste cenário, foi avaliada uma redução menor no início da curva, onde o avião se encontra na posição de cruzeiro, obtendo-se uma redução significativa para ângulos maiores.

Figura 15: Coeficiente de arrasto total em função do ângulo de ataque.



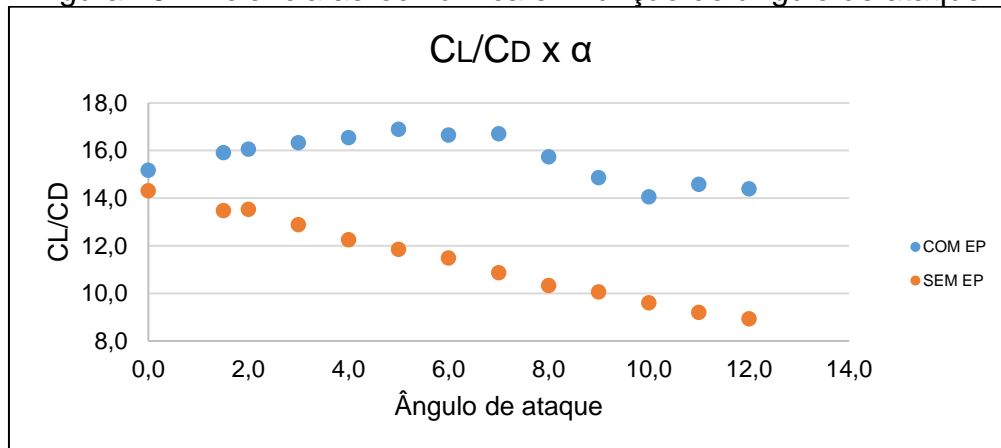
Fonte: do Autor (2021)

Tratando da eficiência aerodinâmica, que se define como a razão entre os coeficientes de sustentação e arrasto, e se relaciona em função do ângulo de ataque, é possível observar que a aeronave mantém-se constante até próximo dos sete graus,

ângulo para o qual está prevista a decolagem.

Os valores de eficiência aerodinâmica para os dois cenários é apresentado pelo gráfico da Fig. 16. Entende-se que, quanto maior o valor da eficiência aerodinâmica, mais sustentação a aeronave gera para menores valores de arrasto.

Figura 16: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque.



Fonte: do Autor (2021)

O incremento do conjunto de *end plates* resultou num aumento de aproximadamente 10% na eficiência.

5 CONCLUSÕES

Neste trabalho foram avaliados dois modelos de asa, e comparados seus respectivos coeficientes de sustentação, arrasto e eficiência. Na etapa preliminar, de cálculo de variação de arrasto induzido, utilizando o método analítico proposto por Hemke (1927), os resultados sugeriram que o conjunto com utilização de *end plate* apresenta uma melhora significativa para a asa.

Para comprovação desses cálculos foram realizadas simulações fluidodinâmicas das duas asa em diferentes ângulos de ataque, onde pode-se observar um ganho significativo na redução do arrasto, e ainda, um aumento de cerca de 5% no coeficiente de sustentação e de 10% na eficiência aerodinâmica.

O parâmetro de refinamento da malha, Y^+ , não seguiu os criterios necessários para que se tivesse uma malha com a qualidade desejada, ou seja, deveriam estar próximo de 1.

Sabendo que, estes ficaram em torno de 13, e poderiam ser melhorados a partir do refinamento correto, acredita-se que esse fator possa ter influenciado nos resultados e uma nova avaliação do refinamento possa resultar em valores menos discrepantes na comparação entre os dois modelos.

Para trabalhos futuros sugere-se que a equipe Aero SATC introduza o modelo de cálculo de *end plates* proposto por Hemke (1927) no programa de otimização (MDO), dessa maneira sera possível avaliar qual geometria melhor se adequa para a asa em questão.

REFERÊNCIAS

- [1] ANDERSON, John. D., Jr. **Fundamentals of Aerodynamics**, v. 3, 2006.
- [2] CANARD ES (2021). **Y-plus-Calculator** (<https://github.com/CANARDS/Y-plus-Calculator>), GitHub. Retrieved September 26, 2021.
- [3] CANCELIER, Thais Feltrin. **Determinação das forças aerodinâmicas da asa de um VANT de forma experimental para validação de simulação fluidodinâmica**. Centro Universitário SATC, Criciúma, 2019.
- [4] COIMBRA, Rogério Frauendorf de Faria. **Influência de dispositivos de Ponta de Asa no Desempenho de um Avião Agrícola**. Universidade de São Paulo, São Carlos, 1997.
- [5] DALONGARO, Rodrigo. **Análise comparativa de eficiência aerodinâmica entre dispositivos de ponta de asa aplicados em VANTs de competição**. Universidade Federal de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2015.
- [6] GIUBERTI, Romulo Costalonga. **Avaliação de winglets para aerodesign – análise da redução do arrasto induzido utilizando DFC**. Universidade Federal do Espírito Santo, Vitória, 2013.
- [7] GUERRERO, J.E.; MAESTRO, D.; BOTTARO, A. Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control. **Complete Rendus Mécanique**, v.340, n.1-2, p.67-80, Feb. 2012. Doi: 10.1016/j.crme.2011.11.007
- [8] GUIA DO AVIADOR; **Arrasto Induzido**, 2018. Disponível em: <<https://guiadoaviador.wordpress.com/2018/04/12/arrasto-induzido/>> Acesso em: 10 novembro 2020.
- [9] HEMKE, Paul E. **Drag of wings with end plates**. Report N 267. Langley Memorial Aeronautical Laboratory, 1927.
- [10] HOERNER, Sighard F. **Fluid- Dynamic Drag**. New York City, 1965.
- [11] PONTES, Larissa da Silva. **Análise numérica sobre a eficiência aerodinâmica dos end plates em veículo aéreo não-tripulado (VANT)** / Larissa da Silva Pontes. 2018.

[12] RILEY, D.R. Technical Note 2229: **Wind-tunnel investigation and analysis of the effects of end plates on the aerodynamic characteristics of an unswept wing**. Washington: NACA, 1951. 13 p.

[13] RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign**. 1. ed. São Paulo: 2009. 320 p.

[14] ROSA, E., **Introdução ao Projeto Aeronáutico: uma contribuição à Competição SAE Aerodesign**. Florianópolis: UFSC/GRANTE : Ed Tribo da Ilha, 2006

[15] ROSKAM, Jan. **Airplane Aerodynamics and Performance**. DAR Corporation, University of Kansas, 1997.

[16] VITORINO, Cristiano da Silva. **Introdução ao Ansys CFX 2019**. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Erechim, 2019.

LISTA DE SÍMBOLOS

| | | |
|-----------|----------------------|--|
| L | [N] | Força de sustentação da superfície; |
| ρ | [kg/m ³] | Densidade do ar; |
| V | [m/s] | Velocidade relativa do vento; |
| S | [m ²] | Área da asa; |
| C_L | [---] | Coeficiente de sustentação da superfície; |
| D | [N] | Força de arrasto; |
| C_D | [dc] | Coeficiente de arrasto da superfície; |
| C_{D0} | [dc] | Parcela de arrasto parasita da superfície; |
| C_{Di} | [dc] | Parcela de arrasto induzido; |
| b | [m] | Envergadura da asa; |
| A_{eff} | [---] | Alongamento efetivo; |
| AR | [---] | Alongamento; |