

**MILER CRISTIAN DE SOUZA**

**Influência de diferentes geometrias de uma asa no cálculo de carga aerodinâmica na empenagem horizontal de uma aeronave.**

**Miler Cristian de Souza**

**Influência de diferentes geometrias de uma asa no cálculo de carga aerodinâmica na empenagem horizontal de uma aeronave.**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica

Orientador (a): Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins

Guaratinguetá - SP  
2019

S729j Souza, Miler Cristian de  
Influência de diferentes geometrias de uma asa no cálculo de carga aerodinâmica na empenagem horizontal de uma aeronave / Miler Cristian de Souza – Guaratinguetá, 2019.  
43 f : il.  
Bibliografia: f. 42-43

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2019.  
Orientador: Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins

1. Aeronaves. 2. Aerodinâmica. 3. Estabilidade dos aviões.  
4. Materiais – Testes dinâmicos. I. Título.

CDU 629.733

Luciana Máximo

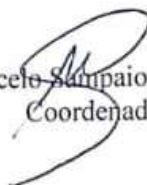
Bibliotecária CRB-8/3595

**MILER CRISTIAN DE SOUZA**

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO  
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE  
"GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA"

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE  
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins  
Coordenador



**BANCA EXAMINADORA:**

Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins  
Orientador/UNESP-FEG



Prof. Me. Everton Coelho de Medeiros  
UNESP-FEG



Prof. Dr. José Elias Tomazini  
UNESP-FEG

Dezembro/2019

Dedico este trabalho  
de modo especial, à minha família por ter me  
apoiado e dado condições desde sempre, sem  
isso esse dia não seria possível.

## AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço a Deus, fonte da vida e da graça. Agradeço pela minha vida, minha inteligência, minha família e meus amigos;

ao meu orientador, *Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins* que jamais deixou de me incentivar;

aos meus pais *Simônia e Nilson*, que apesar das dificuldades enfrentadas, sempre incentivaram meus estudos;

aos Engenheiros Rafael Horn Silvestrini, Marcus Vinicius Gama Muniz, Fernando Augusto Xavier dos Santos. Sem a orientação, dedicação e auxílio deles, o estudo aqui apresentado seria praticamente impossível;

a EMBRAER, por ter disponibilizado os dados, softwares e horas de estágio para poder me dedicar a esse trabalho.

“Ninguém consegue subir a escada do sucesso sem se esforçar muito.”

Ozires Silva

## RESUMO

Esse trabalho visa estudar a influência de diferentes geometrias de uma asa no cálculo de carga aerodinâmica na empenagem horizontal de uma aeronave. Para isso foram criados modelos aerodinâmicos utilizando o método Doublet-Lattice. Uma revisão bibliográfica foi apresentada abordando temas relacionados aos conceitos utilizados no trabalho, como o método Doublet-Lattice, métodos dos painéis, efeito de downwash. A descrição detalhada da modelagem foi apresentada, desde a criação da geometria, mostrando a modelagem das condições de deflexão dos painéis, até o cálculo dos coeficientes de pressão aerodinâmica. Foram realizadas 8 modificações na geometria de uma asa de um avião previamente conhecido. O processo do cálculo de cargas foi apresentado, juntamente com a dedução da equação para o cálculo da estabilidade estática horizontal para simular uma condição de voo nivelada. Diferentes condições de voo foram analisadas, variando parâmetros como velocidade, posição do flap, e fator de carga. Os resultados foram analisados sobre duas óticas, buscando verificar as influências das modificações da geometria da asa nas condições de voo equilibrado e o efeito no cálculo de carga a partir dessa condição, e a influências dessas mesmas modificações no escoamento que chega na empenagem horizontal devido a presença da asa, conhecido como efeito de downwash. A partir da análise realizada foi possível concluir que modificações geométricas que mudam o ponto de aplicação de carga demonstram resultados mais expressivos de variação de carga na empenagem horizontal no caso de voo nivelado, e modificações que alteram a forma do escoamento recebido pela empenagem horizontal tem como resultados mudanças nas cargas calculadas para essa superfície menos expressivas.

**PALAVRAS-CHAVE:** Cálculo de Carga Aerodinâmica. Empenagem Horizontal. Doublet-Lattice. Efeito de Downwash. Parâmetros Geométricos da Asa. Estabilidade Estática.



## **ABSTRACT**

This work aims to study the influence of different wing geometries on the aerodynamic load calculation on the horizontal tail of an aircraft. To do this, aerodynamic models were created using the Doublet-Lattice method. A literature review was presented addressing themes related to the concepts used in the work, such as the Doublet-Lattice method, panel methods, downwash effect. The detailed description of the modeling was presented, from the geometry creation, showing the modeling of the deflection conditions of the panels, to the calculation of the aerodynamic pressure coefficients. Eight modifications were made to the geometry of a wing of a previously known airplane. The loads calculation process was presented, with the deduction of the equation for the calculation of horizontal static stability to simulate a normal flight condition. Different flight conditions were analyzed by varying parameters such as speed, flap position, and load factor. The results were analyzed from two perspectives, trying to verify the influence of the wing geometry modifications on the balanced flight conditions and the effect on the load calculation from this condition, and the influence of these same modifications on the flow that reaches the horizontal tail due to wing presence, known as downwash effect. From the analysis performed it was possible to conclude that geometric changes that change the load application point show more expressive results of load variation in the case of the normal flight condition, and modifications that change the flow shape received by horizontal tail results in changes in its loads calculation results.

**KEYWORDS:** Aerodynamic load calculation. Horizontal Tail. Doublet-Lattice. Downwash Effect. Wing Geometric Parameters. Static Stability.

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b> .....	15
1.1	OBJETIVOS .....	16
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRAFICA</b> .....	17
2.1	MÉTODO DOS PANEIS .....	17
2.2	MÉTODO DOUBLE LATTICE .....	19
2.3	EFEITO DE DOWNWASH .....	20
2.4	GEOMETRIAS E PERFIS DE ASAS .....	20
2.5	CÁLCULO DE CARGAS AERODINAMICAS .....	21
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b> .....	23
3.1	MODELAGEM GEOMÉTRICA .....	23
3.2	MODELAGEM DAS CONDIÇÕES DE CÁLCULO DE COEFICIENTES DE PRESSÃO .....	25
3.3	CÁLCULO DO COEFICIENTE DE PRESSÃO .....	29
3.4	CÁLCULO DE RUNNING LOADS .....	31
3.5	GEOMETRIAS ESTUDADAS.....	32
3.6	CÁLCULO DE CARGAS.....	35
<b>4</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES</b> .....	39
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO</b> .....	47
	<b>REFERÊNCIAS</b> .....	49

## 1 INTRODUÇÃO

No desenvolvimento de um novo produto há parâmetros antagônicos nos quais a priorização de um conduzirá o detrimento de outro. Caso esse produto seja um avião, se projetado com uma estrutura mais resistente, isso tenderá a aumentar o peso da aeronave o que por sua vez diminuirá seu desempenho e aumentará o consumo de combustível, por exemplo. Por esse motivo todo o desenvolvimento de um novo produto deverá atender requisitos mínimos de desempenho e resistência estrutural, dentre outros. Para atendê-los o projeto passará por algumas fases, como ilustrado pela Figura 1. Basicamente são as fases de projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado para assim, posteriormente, partir para a fabricação do produto. No projeto conceitual, determina-se a viabilidade do cumprimento dos requisitos iniciais, nessa fase começa a tomar forma o design da aeronave. Na fase de projeto preliminar já não há grandes mudanças no projeto, há o início do trabalho de desenvolvimento de partes específicas do produto como, por exemplo, a estrutura ou o trem de pouso. Aqui ocorre também a definição dos fornecedores do projeto. No projeto detalhado, as fases anteriores foram terminadas e foca-se nos detalhes de cada peça para a construção da aeronave, pode-se tomar como exemplo mecanismos de junções, articulações dentre outros. (ROSKAM, 1985); (RAYMER, 1992); (NICOLAI, et al., 2010).

Figura 1 - Fases do projeto



Fonte: Flores (2017).

Uma das etapas cruciais no desenvolvimento de uma nova aeronave, dentro do escopo do projeto conceitual é a determinação da forma em planta da asa, isto é, da sua geometria básica. Um dos impactos da forma em planta é sobre a carga aerodinâmica imposta às empenagens

devido ao efeito de “*downwash*”. Este efeito é basicamente a mudança na direção do ar causada pela ação de uma superfície aerodinâmica. Quando ele é causado pela asa e suas superfícies móveis, há alterações na distribuição de pressão da cauda do avião. Sendo assim, a forma em planta da asa, que tem impacto direto neste efeito, pode influenciar diretamente nos requisitos para o dimensionamento estrutural de uma empenagem. (ANDERSON, 2001); (KATZ and PLOTKIN, 2001).

O método “*doublet-lattice*” é um método de cálculo de escoamentos sobre superfícies aerodinâmicas bem conhecido e largamente aplicado na indústria aeronáutica. Inúmeras são as possibilidades de variações das características geométricas de uma asa. O conhecimento a priori dos seus efeitos na distribuição de pressão da empenagem são de grande valia para dar celeridade ao processo. Neste trabalho utilizou-se o método citado acima, para geração das distribuições de pressão que foram aplicados em um modelo simplificado da estrutura da cauda de uma aeronave real. Uma etapa de validação deste modelo foi necessária para garantia de que ele fosse representativo do comportamento físico do avião. O resultado deste trabalho irá auxiliar na determinação da geometria da asa de forma a minimizar seu impacto no cumprimento dos requisitos de resistência estrutural.

## 1.1 OBJETIVOS

Neste trabalho foi realizado um estudo aerodinâmico aplicado na fase de projeto conceitual de uma aeronave. Foi avaliada a influência da variação de parâmetros geométricos da asa nos requisitos de dimensionamento estrutural da empenagem.

Com isso, o objetivo é estabelecer diretrizes que irão ajudar na avaliação dos efeitos da forma em planta da asa sobre as cargas aplicadas à sua cauda, auxiliando assim na determinação da geometria da asa, e a cumprir os requisitos de resistência estrutural.

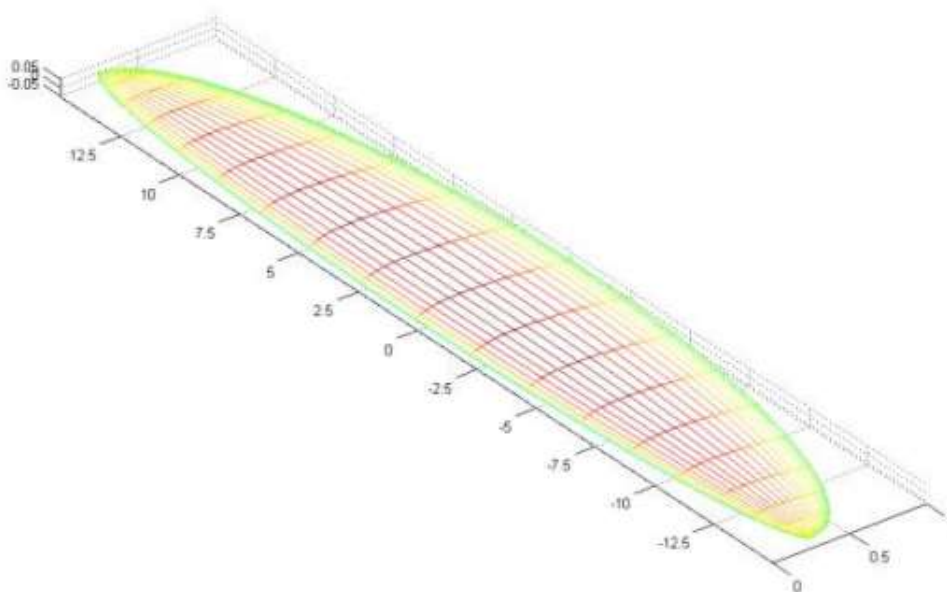
## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Esse capítulo tem como objetivo apresentar a revisão bibliográfica de trabalhos com os conceitos correlatos aos abordados nesse texto. Como por exemplo a utilização dos métodos dos painéis para cálculos aerodinâmicos, o método Doublet-Lattice para modelagem aerodinâmica, cálculo de cargas aerodinâmicas em asas e empenagens e estudos sobre os efeitos de downwash em superfícies aerodinâmicas.

### 2.1 MÉTODO DOS PAINÉIS

Lima (2011), desenvolveu uma rotina computacional para implementação do método dos painéis, para o projeto aerodinâmico de asas de uma aeronave. Foram apresentadas considerações sobre a teoria da linha de sustentação, escoamento potencial, método dos painéis para os casos bi e tridimensionais, os métodos de vórtices ferradura e anéis de vórtices são apresentados para que se fosse possível obter expressões para o cálculo de propriedades de asas tais como sustentação, arrasto, arrasto induzido, distribuição de pressão e circulação. Para validar o código, os resultados do método implementado foram comparados com os resultados previstos na teoria da linha de sustentação.

Figura 2 – Painéis da geometria de uma asa

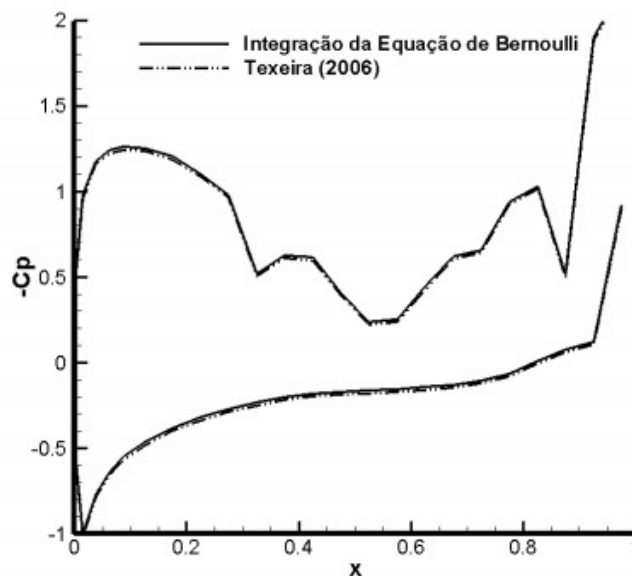


Fonte: Lima (2011).

Muniz (2008) utilizou o método dos painéis para buscar o aperfeiçoamento de uma metodologia já anteriormente utilizada por Teixeira (2006) adicionando o cálculo do ponto de emissão de vorticidade, denominado ponto separação do escoamento. O método dos painéis foi aplicado para discretizar a superfície do corpo com uma distribuição linear de vorticidade em cada painel. Através desse método obtém-se a solução da equação de Laplace sendo esta uma aproximação das equações de Navier-Stokes capaz de descrever o escoamento incompressível, invíscido e homoentrópico na região em que os efeitos cisalhantes podem ser desprezados. Acoplado-se a solução das equações de camada limite ao método dos painéis foi possível calcular o ponto de emissão de vorticidade na esteira.

Alguns conceitos de mecânica dos fluidos foram abordados no trabalho, como o da teoria da camada limite, para explicar o comportamento do escoamento do fluido em um perfil em baixo ângulo de ataque. No trabalho, diversos métodos de cálculo das equações da camada limite foram comparados para que houvesse uma melhor avaliação do ponto de separação do escoamento. O trabalho teve como objetivo apresentar um modelo que pudesse ser utilizado para calcular forças em um aerofólio, devido ao escoamento do ar que foi submetido a uma abrupta mudança no ângulo de ataque, e que esse modelo apresentasse um baixo custo computacional comparado com os demais software disponíveis, apresentando um resultado, apesar de não tão preciso, que fosse válido para uma avaliação inicial das forças aerodinâmicas presentes no aerofólio.

Figura 3 – Comparação de resultados do cálculo de coeficientes de pressão

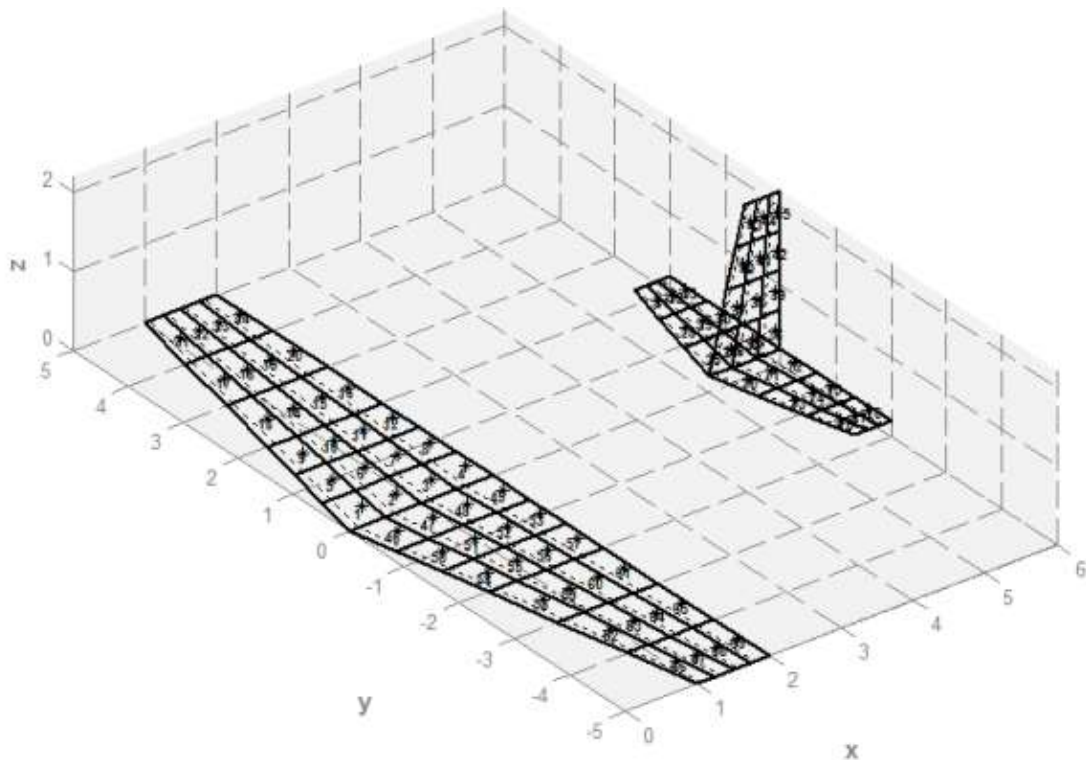


Fonte: Muniz (2008).

## 2.2 MÉTODO DOUBLET-LATTICE

Neto (2008) utilizou o método Doublet-Lattice para a modelagem aerodinâmica de uma aeronave flexível em regime não estacionário, com objetivo de validar a aplicação do método e analisar suas vantagens e desvantagens. Para isso, foi demonstrado com detalhamento a formulação desenvolvida para a dinâmica de voo de uma aeronave flexível, também as equações de Lagrange, utilizadas como aproximação de um corpo rígido e como base para as equações de movimento da aeronave flexível, uma aeronave exemplo foi escolhida e todos os dados necessários para a modelagem usando a metodologia Doublet-Lattice são apresentados, após isso análises de convergência foram feitas. As simulações utilizando o método foram realizadas e comparações entre as abordagens rígidas, flexível quase estacionária e flexível não estacionárias apresentadas. As conclusões focaram nas dificuldades encontradas, como as deficiências presente no modelo, e sugestões de continuidade são dadas.

Figura 4 - Geometria para cálculo através do método Doublet-Lattice

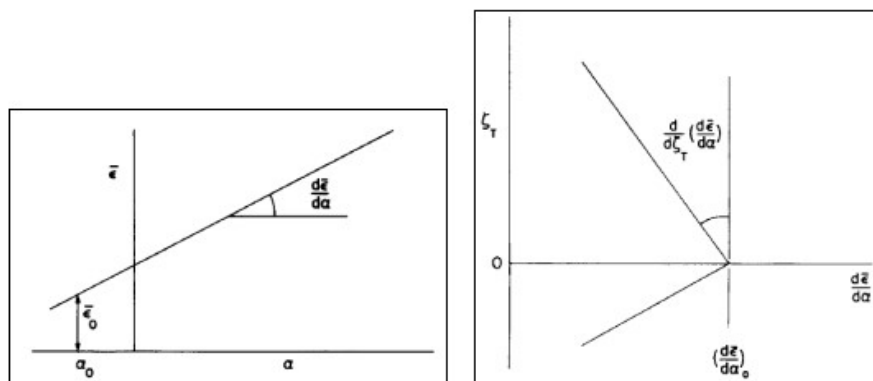


Fonte: Neto (2008).

### 2.3 EFEITO DE DOWNWASH

Silva (2009) estudou, implementou e validou métodos semi-empíricos para estimar as derivadas de estabilidade estáticas longitudinais de uma aeronave regional, com o objetivo de verificar as características de estabilidade e controle de uma aeronave. Para realizar esse trabalho, foi implementado um código computacional desenvolvido em linguagem Matlab, nesse programa a geometria da aeronave é inserida como dados de entrada e são feitos os cálculos das derivadas considerando a contribuição de cada componente da aeronave e efeitos aerodinâmicos. Um dos conceitos abordados no trabalho, é sobre o efeito de downwash na empenagem horizontal de uma aeronave e é apresentada a metodologia para cálculo desse efeito. Os resultados obtidos foram comparados com o ensaio em túnel de vento, com o objetivo de validar a metodologia

Figura 5 – Ângulo de Downwash



Fonte: Silva (2009).

### 2.4 GEOMETRIAS E PERFIS DE ASAS

Ribeiro (2010) realizou uma análise aerodinâmica de perfis de asas para aeronaves experimentais, para isso quatro perfis diferentes foram escolhidos, o objetivo era determinar os principais parâmetros envolvidos no comportamento aerodinâmico de cada um deles, para que fosse determinada a eficiência de cada um deles, experimentos em túnel de vento foram realizados. Os quatro perfis escolhidos foram: um de configuração simétrica, de uso comum e aulas de laboratórios, um segundo do tipo côncavo-convexo, o terceiro de mesmo formato, porém de aplicação diferente do anterior, e o último era um perfil plano-convexo. O túnel de vento em que os experimentos foram realizados era do tipo circuito aberto, nos experimentos,

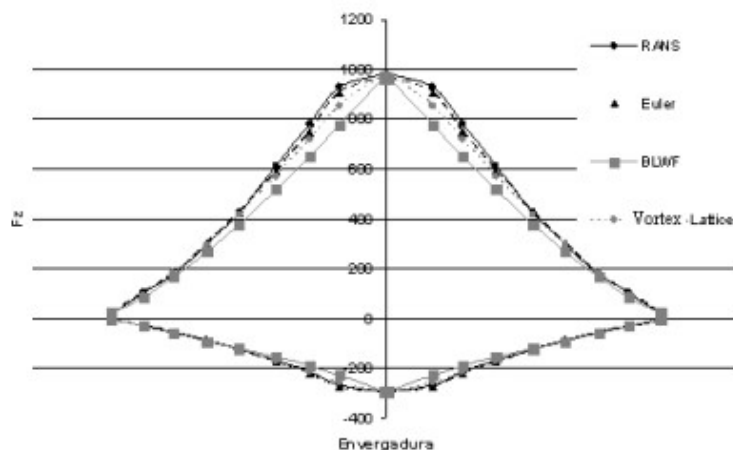


analisaram-se as distribuições e pressão em toda a superfície para cada perfil citado. Após isso, com a curva polar de arrasto de cada perfil calculada, foi possível partindo da base teórica, relacionar as características aerodinâmicas de cada perfil ao desempenho esperado da aeronave experimental escolhida para análise, gerando assim um modelo para seleção de perfis para garantia de performance aerodinâmica.

## 2.5 CÁLCULO DE CARGAS AERODINÂMICAS

Muniz (2011) realizou um estudo para avaliar a aplicação de diferentes métodos numéricos que realizam cálculo de distribuição de pressão aerodinâmica, com o objetivo de avaliar se haveria algum impacto no uso desses diferentes métodos, a partir das distribuições de pressão obtidas, realizar-se o cálculo de cargas na asa de uma aeronave. Os métodos utilizados foram, Vortex-Lattice, BLWF e CFD++. Para realizar o cálculo de carga, foram consideradas somente condições de voo simétricas em configurações de voo de cruzeiro e condições assimétricas com deflexão de ailerons. Os resultados mostraram que em condições de manobras simétricas, os envelopes de força e momento fletor apresentaram valores muito próximos, independentemente do método que foi utilizado, por outro lado, o momento tursor apresentou grande variação quando foram comparados os envelopes de carga, no trabalho também são apresentados as análises da simulação de voo com deflexão de aileron, que apresentaram resultados não tão bons quanto a simulação anterior, e a conclusão traz uma análise de qual seria a melhor metodologia para a o cálculo das distribuição de pressão e o custo x benefício de cada um desses métodos.

Figura 6 – Envelope de diferentes métodos para cálculo de cargas.



Fonte: Muniz (2011).

### 3 METODOLOGIA

O presente capítulo apresenta uma descrição detalhada da metodologia utilizada, para a criação do modelo, o cálculo de cargas e a simulação de voo.

#### 3.1 MODELAGEM GEOMÉTRICA

Para a realização do estudo sobre a influência da variação da geometria da asa no cálculo de cargas da empenagem, foi necessário criar um modelo em Doublet-Lattice de uma aeronave. O primeiro passo, consistiu em escolher a geometria, para isso foi escolhida uma aeronave da fabricante Embraer, por motivos de segurança industrial o modelo específico da aeronave não pode ser citado, a partir daí foi possível gerar um modelo para ser utilizado no cálculo de coeficientes de pressão utilizando o método citado.

O software em que o método foi implementado, é um software criado in-house pela empresa Embraer e seu código não pode ser disponibilizado, o processo consiste basicamente em três etapas, o gerador de geometrias, na qual foi criado o modelo geométrico do avião, o gerador de ângulos de incidências do escoamento na superfície da geometria, e por último foi calculado o coeficiente de pressão em cada painel da malha gerada, cada etapa desse processo, será explicada detalhadamente abaixo.

O processo para gerar a geometria, foi realizado utilizando o programa GG314, um software criado in-house, que não possui interface, para tal, utilizou-se de um editor de texto Notepad++, em que as coordenadas geométricas do modelo foram inseridas. A Figura 7 ilustra uma parte do arquivo em que foi criada a geometria.

Figura 7 – Parte do código para criação do modelo geométrico

```

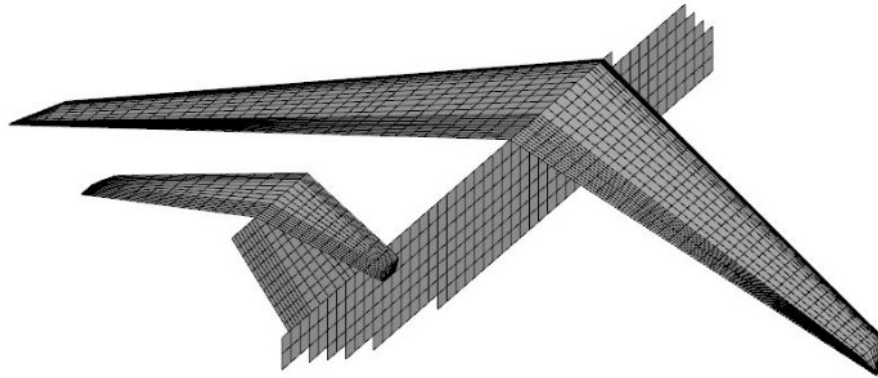
TEST  DOUBLET LATTICE MODEL
      6          NUMERO DE PLANOS DO MODELO
      0
      0
WING_L
      2          ABSCISSA ==> EIXO Y
      2
      0.    2.880
     -24.030 2.880
      37          NUMERO DE ESTACOES NA DIRECAO Y
     -17.527          1          29          29
      1    20.680
      2    20.686
      3    20.693
      4    20.699
      5    20.706
      6    20.712
      7    20.719
      8    20.725
      9    20.732
     10    20.738

```

Fonte: Autoria própria (2019).

Nesse arquivo são inseridos o número de planos do modelo, ou seja, em quantas partes a geometria foi dividida, para o modelo utilizado foram seis partes, semi-asa direita e semi-asa esquerda, semi-empenagem direita e semi-empenagem esquerda, empenagem vertical, e fuselagem. A partir daí, para cada plano foi definido em qual eixo esse plano seria criado, a inclinação que o plano teria em relação ao eixo definido, o número de estações na direção do eixo definido, e por fim, o número de estações no eixo perpendicular ao eixo definido. Após isso, a coordenada inicial e final e as faixas entre cada uma das estações, O procedimento é repetido para cada um dos planos alterando-se nos casos necessários apenas a direção em que as estações serão criadas. Para que assim o software possa calcular o posicionamento de cada painel com as coordenadas geométricas inseridas, gerando assim a malha de painéis do modelo conforme pode ser observado na Figura 8. Como se trata de uma modelagem aerodinâmica, preocupou-se em inserir uma maior discretização nas regiões onde foram modeladas as superfícies moveis, como flapes, profundos e lemes, além disso, o bordo de ataque e bordo de fuga da asa, empenagem horizontal e vertical, receberam maior discretização de painéis.

Figura 8 – Modelo de painéis



Fonte: Aatoria própria (2019).

### 3.2 MODELAGEM DE CONDIÇÕES DE CÁLCULO DE COEFICIENTES DE PRESSÃO

A segunda etapa do processo consistiu em atribuir as condições em que o cálculo dos coeficientes de pressão seria realizado utilizando o software GA314. Para isso, foi necessário atribuir, para cada painel, uma certa deflexão em graus, como objetivo foi modelar condições de voo, então buscou-se atribuir as deflexões dos painéis semelhantes às que as superfícies do avião irão sofrer durante o voo. Assim, foi necessário colocar como entrada o número total de painéis da malha, o número de condições que seriam modeladas, após isso, para cada condição nomeada, foi definido o número de painéis que iriam sofrer deflexão, o programa permite que os painéis sejam colocados em diferentes sequencias, deve ser definido no início de cada condição inserida o número de conjuntos de painéis que serão inseridos, como por exemplo na Figura 9 a condição “ALPH” contem 2 conjuntos de painéis, é necessário também inserir em qual painel irá iniciar a condição e quantos painéis após esse receberão essa mesma condição, na condição “ALPH” foi inserido um conjunto que se inicia no primeiro painel e termina após 2016 painéis. Após isso, para cada condição definida, foi definido qual a incidência em graus seria atribuída para cada painel, sendo possível definir para cada condição mais de uma incidência. A Figura 9 ilustra um exemplo da modelagem de algumas condições da referida etapa.

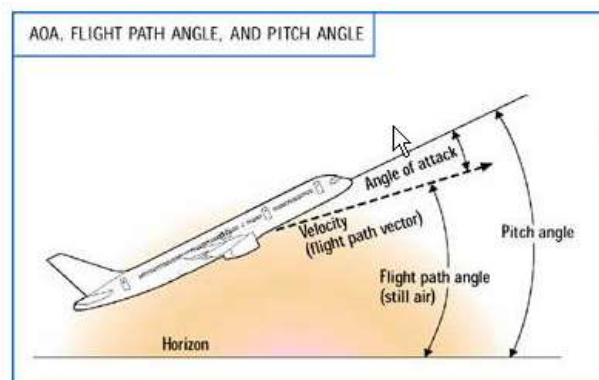
Figura 9 – Parte do código para modelagem de deflexões dos painéis

2881	NUMERO TOTAL DE PAINÉIS	
6	NUMERO DE CONDICÖES	
ALPH	2	
1	2016	1.
2017	442	1.
BETA	1	
2459	457	1.
ELEV	26	
2027	7	1.
2044	7	1.
2061	7	1.
2078	7	1.
2095	7	1.
2112	7	1.
2129	7	1.

Fonte: Autoria própria (2019).

Sendo assim, seis condições foram atribuídas, Alfa (ângulo de ataque), Beta (ângulo de derrapagem), Flap, Leme, Trim, Profundor. A condição alfa, remete ao ângulo de ataque das superfícies que geram sustentação durante o voo, ou seja o ângulo formado entre a corda média da asa em relação ao vento relativo, o qual pode sofrer variações durante um voo, como as principais superfícies responsáveis por gerar sustentação em um avião são as asas e a empenagem horizontal, conseqüentemente as maiores variações de carga aerodinâmica serão sofridas por essas superfícies durante a mudança do ângulo alfa. Todos os painéis da asa e da empenagem horizontal foram modelados para essa condição, as deflexões imposta foram de 10°, 0°, -10° para a primeira condição. A Figura 10 ilustra o ângulo de ataque, chamado nessa etapa de condição Alfa.

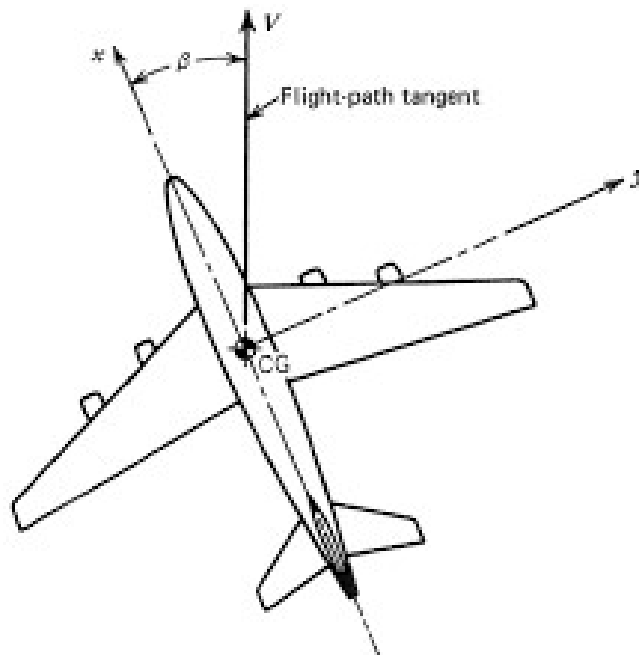
Figura 10 – Exemplo de ângulo de atitude de um avião



Fonte: Jawara (2019).

A segunda condição modelada, foi chamada de beta, remetendo ao ângulo de guinada do avião, que se trata do ângulo entre o eixo horizontal do avião e direção principal do movimento do escoamento. Nessas condições, as superfícies laterais do avião ficam expostas a sofrerem cargas aerodinâmicas, então para esse caso todos os painéis da fuselagem e da empenagem vertical foram modelados para essa condição. As deflexões impostas para a condição beta foram de ângulo de derrapagem de  $10^\circ$ ,  $0$ ,  $-10^\circ$ . A Figura 11 exemplifica o ângulo beta.

Figura 11 – Ângulo beta de um avião

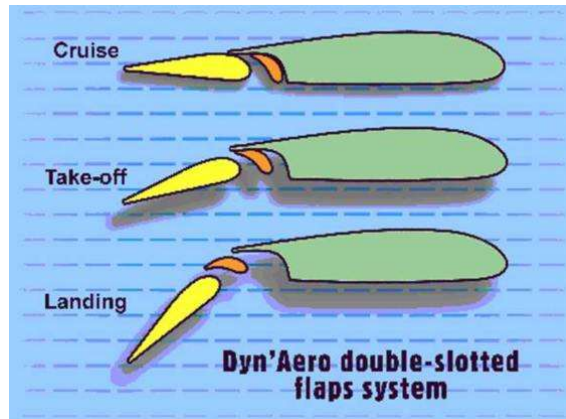


Fonte: Adaptado de skybrary.aero (2013).

A terceira condição, denominada “FLAP” teve como objetivo modelar as superfícies hipersustentadoras de mesmo nome, os flaps são superfícies articuláveis, presentes nos bordo de fuga da asa, os quais quando acionados, modificam a forma que o escoamento passa pela asa, gerando um aumento de sustentação, e também de arrasto, são normalmente utilizados durante o pouso e a decolagem, pois nesses instantes a velocidade do avião é menor, sendo necessário maior sustentação, como visto na equação (1), a força de sustentação é dependente do coeficiente de sustentação  $C_L$ , da densidade do ar  $\rho$ , da área da asa  $S$ , e do quadrado da velocidade em que o escoamento do ar encontra a asa, então o flap atua em duas componentes dessa equação, aumentando a área da asa e seu coeficiente de sustentação. A Figura 12 mostra o perfil de uma asa, com o flap recolhido durante o voo de cruzeiro (Cruise), e acionado em diferentes posições durante a decolagem (Take-off) e o pouso (Landing). As condições modeladas para esse caso foram de deflexões positivas em  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $40^\circ$ .

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

Figura 12 – Posições de flap



Fonte: Aircraft owners and pilots association (2015).

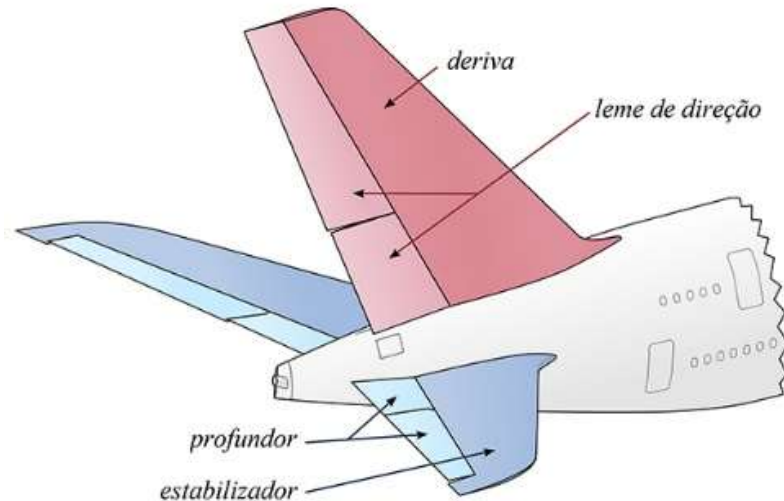
Outra condição modelada foi chamada de “RUDDER” remetendo ao leme de direção da empenagem vertical, o objetivo dessa superfície de controle é fazer com que o avião rotacione em torno do seu eixo vertical, alterando assim o ângulo de guinada do avião. Os ângulos de deflexão do leme foram modelados para 10°, 0° e -10°.

A quinta condição modelada foi denominada “Trim”, em alusão ao estabilizador horizontal, responsável por fazer a “trimagem” do avião, ou seja manter o avião estabilizado longitudinalmente em qualquer mudança de centro de gravidade, devido, por exemplo, ao consumo de combustível ou pelo acionamento de superfícies hipersustentadoras, é necessário movimentar o estabilizador horizontal, para que o somatório das forças e momentos, no avião durante o voo seja zero, também é utilizado no caso de manobras de arfagem para auxiliar a utilização dos profundos. Para esse caso os ângulos de modelagem foram de 4°, 0, -10°.

Após isso, a condição nomeada “ELEV” foi criada, nessa se buscou modelar o profundo da empenagem horizontal do avião, essa superfície tem como objetivo aumentar o ângulo de arfagem, que é o giro do avião em torno do seu eixo horizontal, por exemplo o profundo é um dos componentes aerodinâmicos responsáveis pela manobra de decolagem, modificando a direção do escoamento, aumentando a força de sustentação na empenagem, fazendo com que o avião tire o nariz do chão e decole, também é utilizado para manobras horizontais durante o voo, como mudanças de altitude. Essa condição foi modelada com ângulos de inclinação de 10°,

0, -10°. A Figura 13 ilustra as superfícies de leme de direção, profundores e estabilizador horizontal.

Figura 13 – Superfícies de comando na empennagem



Fonte: Lima (2013).

Por fim, após realizada a modelagem de todas as condições, o software para gerar as deflexões dos painéis é executado, gerando um arquivo com as condições citadas acima em que se define um ângulo de deflexão para cada painel em cada um dos casos.

A Tabela 1, resume as condições impostas para cada caso modelado.

Tabela 1 – Inclinação dos painéis

Inclinação dos painéis	Alfa	Beta	Elev	Flap	Rudder	Trim
	0°	0°	0°	10°	0°	0°
	-10°	-10°	-10°	40°	-10°	-10°

Fonte: Autoria Própria (2019).

### 3.3 CÁLCULO DOS COEFICIENTES DE PRESSÃO

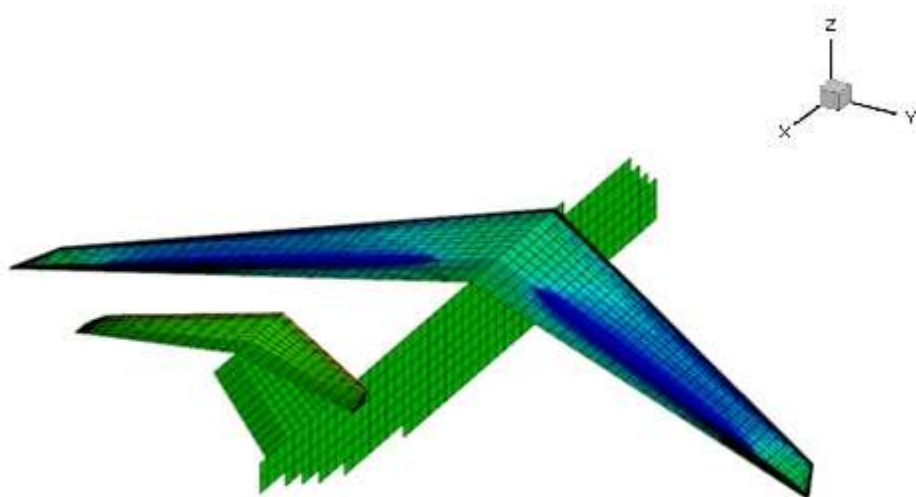
Após criado o modelo geométrico, modeladas as condições em que serão realizados os cálculos, finalmente será realizado o cálculo de coeficientes de pressão aerodinâmica, utilizando-se para isso do método Doublet-Lattice. Esse método é fundamentado na teoria do potencial aerodinâmico linearizado. Em que se assume que um dipolo de aceleração de



intensidade desconhecida está posicionado em um quarto da corda de cada painel. As equações fundamentais para o cálculo dos coeficientes de pressão utilizadas por esse método são as equações de Euler, obtidas a partir das equações de Navier-Stokes levando em conta a hipótese de que o escoamento seja não-viscoso. (ALBANO and HODDEN, 1969). A formulação do método foge do escopo desse trabalho, porém são recomendadas as referências a seguir para maior aprofundamento. (ALBANO and HODDEN, 1969); (BLAIR, 1994); (BISMARCK, 1999).

Para realizar o cálculo dos coeficientes de pressão foi utilizado o software DLATT, um software in-house, propriamente criado para receber os arquivos gerados nas etapas anteriores, para isso, são concatenados em um só arquivo, o modelo geométrico criado e o modelo de deflexão de painéis para todas as condições acima citadas, o software recebe como entrada esse arquivo e efetua os devidos cálculos, a saída é o arquivo que resulta no coeficientes de pressão calculados. Mais uma etapa é necessária para que sejam separados para cada um dos casos citados na seção anterior, e também para que fosse possível abrir o modelo com os resultados no software TECPLOT. A Figura 14 exemplifica um modelo de distribuição de pressão aerodinâmica.

Figura 14 – Exemplo de distribuição de pressão aerodinâmica no modelo



Fonte: Autoria Própria (2019).

### 3.4 CÁLCULO DE RUNNING LOADS

Antes de efetuar-se o cálculo de cargas na empenagem são necessárias algumas etapas, primeiro separa-se os painéis das superfícies em que se deseja calcular a carga, nesse caso, a empenagem, um processo de separação de painéis é executado, em que se tem como entrada quais painéis serão separados, como saída o arquivo somente com a superfície do modelo desejada assim como os coeficientes de pressão calculados para cada painel daquela superfície.

A segunda etapa necessária é a realização da concatenação dos arquivos, separando-os por condições, que são as citadas na seção 3.2. Alfa, Beta, Flap, Rudder, Trim, Elevator, em que os coeficientes de pressão calculados para cada ângulo de deflexão das condições citadas são concatenados em somente um arquivo, pois assim, por se tratar de um modelo linear, é possível realizar o cálculo de cargas em condições diferentes das modeladas, através de interpolação.

Finalmente é realizado o cálculo de running loads, que são as cargas calculadas em cada estação longitudinal da superfície em questão, o software utilizado é um software in-house em que são necessárias algumas entradas, como o modelo final dividido nas suas respectivas condições como obtido da etapa anterior, e as condições em que as cargas serão calculadas, como altitude, velocidade, massa total do avião, deflexão das superfícies de comando, ângulo de alfa e beta que não necessariamente precisam ser os ângulos modelados, como já foi explicado anteriormente. Também são necessários inserir as coordenadas das superfícies, para que o software consiga ler o modelo geométrico. Também é possível definir em quais pontos as cargas serão calculadas, esses pontos são chamados de estações, ou seja, é possível calcular os valores de força na direção do eixo Z, momento em torno do eixo X e momento em torno do eixo Y, em vários pontos diferentes partindo da raiz até a ponta da superfície, sendo que para o estudo em questão, foram calculadas as cargas na empenagem, vale ressaltar que os pontos são calculados considerando o centro da corda da superfície em questão. Após o cálculo os resultados adquiridos consistem nos valores de força no eixo Z, momento no eixo X e momento no eixo Y, para todas as estações solicitadas, além dos mesmos resultados para os esforços solicitados no ponto de engaste da empenagem. De posse desses resultados, será possível realizar o cálculo de cargas na empenagem para as diversas geometrias de asas estudadas nesse trabalho, ponto que será abordado na próxima seção.

### 3.5 GEOMETRIAS ESTUDADAS

A partir da geometria original abordada nas seções anteriores, partiu-se para modificações nos parâmetros geométricos da asa para cumprir com o objetivo desse estudo. Ao todo oito novos modelos foram criados, sendo duas modificações no diedro da asa, duas no ângulo de incidência, duas no enflechamento, uma mudança no flap e uma mudança no alongamento da asa.

Em relação ao diedro, que pode ser descrito como o ângulo da asa em relação à horizontal quando visto de frente (RAYMER, 1989), foram realizadas duas modificações, como a geometria original da asa tem diedro negativo, foi criado um modelo com a asa em diedro neutro e outro em diedro positivo, mantendo o mesmo ângulo de inclinação do diedro negativo em realização a horizontal, a Figura 15 ilustra os formatos de asas relativos ao diedro.

Figura 15 – Tipos de Diedro



Fonte: Wing Escola (2017).

A segunda modificação foi feita em relação ao ângulo de incidência da asa, que é o ângulo de inclinação da asa em relação à fuselagem. No caso de uma asa reta, a incidência é simplesmente o ângulo entre o eixo da fuselagem e as linhas de corda do aerofólio da asa. Se a asa estiver em diedro, o ângulo de incidência é definido em relação a algum local da asa escolhido arbitrariamente, geralmente a raiz da asa exposta onde cruza a asa com a fuselagem. Frequentemente a incidência é dada na raiz e na ponta. (RAYMER, 1989). A Figura 16 ilustra o ângulo de incidência de uma asa. Para esse caso, a partir da geometria original, alterou-se o modelo para uma asa com ângulo de dois graus positivos e uma com ângulo de dois graus negativos.

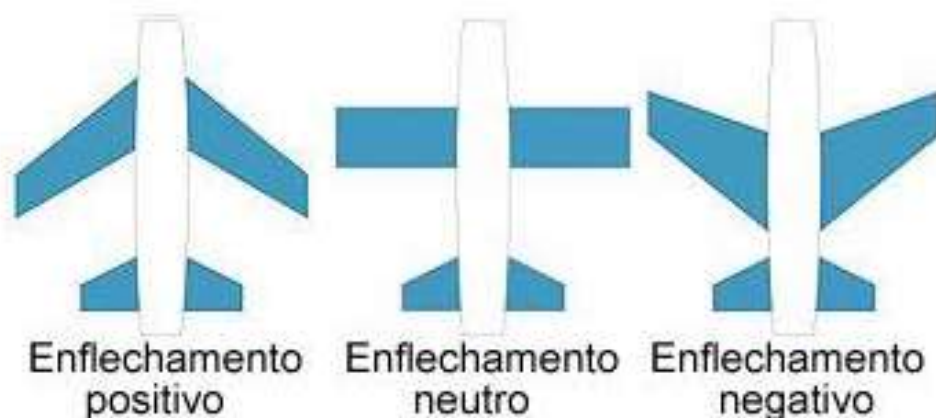
Figura 16 – Ângulo de incidência



Fonte: Lito (2011).

A terceira modificação foi realizada alterando o ângulo de enflechamento de asa que é usado principalmente para reduzir os efeitos adversos do fluxo transônico e fluxo supersônico. Teoricamente, a formação de choque em uma asa enflechada é determinado não pela velocidade real do ar que passa sobre a asa, mas pela velocidade do ar em uma direção perpendicular à borda principal da asa. (RAYMER, 1989). Para o caso em questão, foi criado um modelo de asa com um ângulo de enflechamento dois graus maior e um outro modelo com o ângulo de enflechamento dois graus menor. A Figura 17 ilustra o que é uma asa enflechada, tanto o enflechamento positivo quanto o negativo, no caso da geometria estudada, a asa possui enflechamento positivo e apesar na alteração do ângulo de enflechamento os modelos estudados também utilizam o enflechamento positivo.

Figura 17 – Tipos de Enflechamento



Fonte: Wing Escola (2017).

Para analisar se haveria algum efeito da mudança da área de flap na carga da empennagem, foi realizado o aumento de 10% da área do flap mantendo a área da asa constante e utilizando a geometria original, em que a única modificação se deu no aumento da área dessa superfície móvel, a definição do que é um flap juntamente com uma imagem ilustrando-o foram apresentados na seção 3.2

Por fim, o último modelo contemplou a mudança no alongamento da asa, que é definido pelo quadrado da envergadura sobre a área alar, a envergadura é definida como a distância entre as duas pontas da asa (RAYMER, 1989). O cálculo do alongamento de uma asa pode ser realizado a partir da Equação 2

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

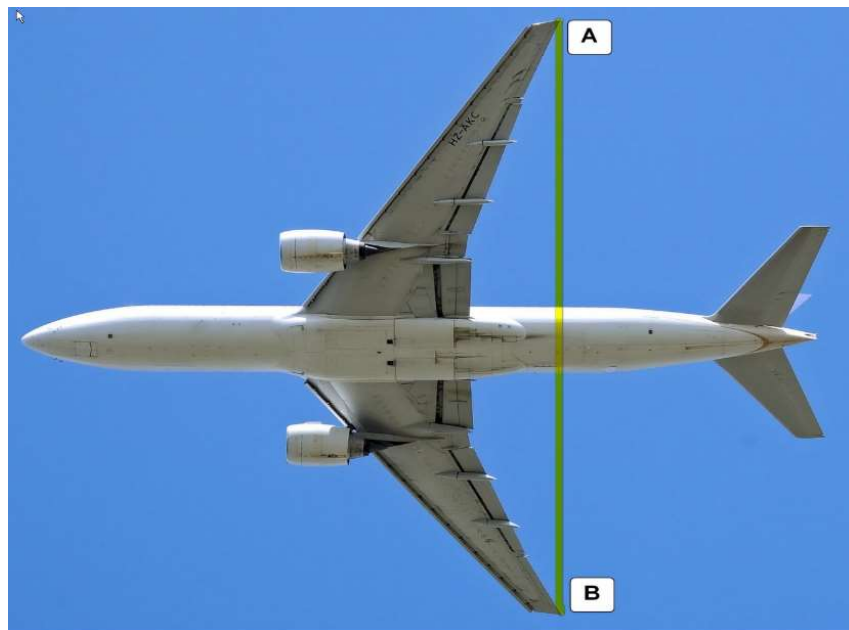
Em que:

**b** é a envergadura da asa

**S** é a área alar

Para esse caso o alongamento foi aumentado em 10% do alongamento da geometria original, sendo que esse aumento se deu para envergadura da asa. A Figura 18 ilustra a envergadura de uma asa.

Figura 18 - Geometria de tecidos



Fonte: Wikipedia.org (2019).

### 3.6 CÁLCULO DE CARGAS

Para que fosse realizado o cálculo de cargas para todos os modelos criados e partir daí a comparação entre eles, era necessário fazer uma simulação de voo. Para o escopo desse trabalho, será realizada uma simulação de voo nivelado em que se buscará a estabilidade estática do avião. Para que o avião esteja estaticamente estável, alguns pontos tem que ser levados em conta, todas as forças e momentos em volta do centro de gravidade do avião para uma condição de altitude de voo fixa tem que estar balanceadas, a partir de qualquer perturbação, seja ela por mudança de velocidade, fator de carga ou acionamento o recolhimento dos flaps, o avião tem que retornar a sua posição de equilíbrio. (G. DIMITRIADIS, 2019).

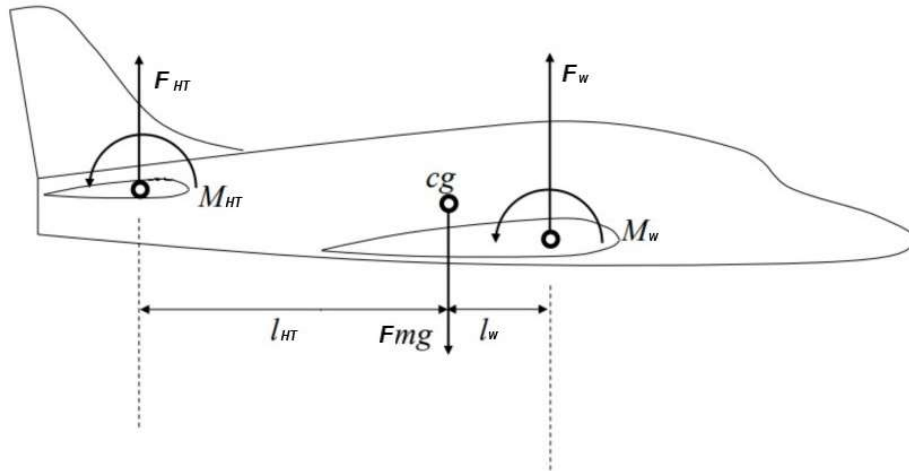
Essa posição de equilíbrio é chamada de trimagem no meio aeronáutico, e é realizada pela mudança de posição do estabilizador horizontal (TRIM). A Figura 19 ilustra as forças e momentos existentes, para que haja a estabilidade estática essas forças e momentos devem estar equilibradas. Para realizar o equilíbrio de forças e momentos, foram usados dois parâmetros dependentes, o ângulo  $\alpha$  (alfa) da asa do avião em relação ao escoamento, e o ângulo de inclinação do estabilizador horizontal  $\delta$  (delta), ou ângulo de “trimagem”, conforme explicado na seção 3.2.

Alguns parâmetros independentes foram levados em consideração, para valores de  $\alpha = 0$  a carga aerodinâmica é diferente de zero na asa e na empenagem horizontal. Esses efeitos foram considerados nas equações a partir das variáveis  $F_{HT\alpha}$  e  $F_{HT\delta 0}$ . Também foi considerada a força aerodinâmica causada pela extensão ou recolhimento dos flaps, pois esses modificam a geometria da asa, alteram o momento de arfagem da aeronave, também alteram a forma que o escoamento passa por ela e podendo até modificar a forma que o downwash chega na empenagem. Esse efeito foi considerado nas equações a partir da variável  $F_{flap}$ .

Sendo assim, a partir das considerações acima, para calcular a carga na empenagem, foi necessário encontrar o equilíbrio das forças para cada caso estudado. Como demonstrado pela Equação 1, a força de sustentação aerodinâmica, são dependentes da pressão dinâmica, que por sua vez depende da densidade do fluido e do quadrado da velocidade, os termos utilizados para o equacionamento abaixo são as derivadas calculadas para uma pressão dinâmica relacionada com a velocidade de 68.1 m/s. Como o fluido em questão é sempre o ar, para que fosse possível calcular as forças resultantes para o equilíbrio em diferentes velocidades, foi considerado um fator multiplicador para as forças calculadas. Esse fator nada mais é que o quadrado da velocidade em que se deseja realizar o cálculo dividido pelo quadrado da velocidade em que o

cálculo inicial foi realizado. A Figura 19 ilustra como foi considerado o diagrama de forças e momentos para o cálculo da estabilidade estática vertical.

Figura 19 – Diagrama de forças para o cálculo da estabilidade estática vertical.



Fonte: Adaptado de G. Dimitriadis (2019).

Em que:

$F_{HT}$  é a força resultante da empenagem horizontal

$M_{HT}$  é o momento resultante na empenagem horizontal

$F_w$  é a força resultante na asa do avião

$M_w$  é o momento resultante na asa do avião

$cg$  é o centro de gravidade do avião

$F_{mg}$  é a força resultante do peso do avião

$l_{HT}$  é a distância entre o centro de gravidade e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal

$l_w$  é a distância entre o centro de gravidade e o centro aerodinâmico da asa

Considerando o cálculo na raiz da asa:

Cálculo de Força

$$+\uparrow \sum F = 0$$

$$F_w + F_{mg} + F_{HT} = 0 \quad (3)$$

$$F_w = F_{W\alpha 0} + F_{W\alpha} \times \alpha + F_{W\delta 0} + F_{W\delta} \times \delta \quad (4)$$

$$F_{HT} = F_{HT\alpha 0} + F_{HT\delta 0} + F_{HT\alpha} \times \alpha + F_{HT\delta} \times \delta \quad (5)$$

$$F_{mg} = -m \times g \quad (6)$$

$$F_{flap} = F_{Wflap} + F_{HTflap} \quad (7)$$

Em que:

$\alpha$  é o ângulo alfa do escomaneto na asa

$\delta$  é o ângulo de trimagem da empenagem horizontal

$m$  é a massa do avião

$g$  é a aceleração da gravidade

$F_{flap}$  é a força resultante da soma dos efeitos na asa e na empenagem da extensão do flap e é dependente da posição que o flap está estendido, 10°, 20°, 30° ou 40°.

De (4), (5), (6) e (7) em (3) tem-se:

$$F_{W\alpha 0} + F_{W\alpha} \times \alpha + F_{W\delta 0} + F_{W\delta} \times \delta + F_{flap} + (-m \times g) + F_{HT\alpha 0} + F_{HT\delta 0} + F_{HT\alpha} \times \alpha + F_{HT\delta} \times \delta = 0 \quad (8)$$

$$(F_{W\alpha} + F_{HT\alpha}) \times \alpha + (F_{W\delta} + F_{HT\delta}) \times \delta = m \times g - F_{HT\alpha 0} - F_{HT\delta 0} - F_{flap} - F_{W\delta 0} - F_{W\alpha 0} \quad (9)$$

Cálculo de momento:

$$+\cup \sum M = 0$$

$$M_W + M_{HT} + F_{HT} \times (l_{HT} + l_W) + F_{mg} \times l_W + M_{flap} = 0 \quad (10)$$

$$M_W = M_{W\alpha 0} + M_{W\alpha} \times \alpha + M_{W\delta 0} + M_{W\delta} \times \delta \quad (11)$$

$$M_{HT} = M_{HT\alpha 0} + M_{HT\delta} + M_{HT\alpha} \times \alpha + M_{HT\delta} \times \delta \quad (12)$$

$$M_{flap} = F_{HTflap} \times (l_{HT} + l_W) \quad (13)$$

Em que:

$M_{flap}$  é o momento resultante da soma dos efeitos na asa e na empenagem da extensão do flap e é dependente da posição que o flap está estendido, 10°, 20°, 30° ou 40°.



De (11), (12), (13) em (10) tem-se:

$$M_{W\alpha 0} + M_{W\alpha} \times \alpha + M_{W\delta 0} + M_{W\delta} \times \delta + M_{HT\alpha 0} + M_{HT\delta 0} + M_{HT\alpha} \times \alpha + M_{HT\delta} \times \delta + F_{HT} \times (l_{HT} + l_W) + F_{mg} \times l_W + F_{HTflap} \times (l_{HT} + l_W) = 0 \quad (14)$$

$$(M_{W\alpha} + M_{HT\alpha}) \times \alpha + (M_{W\delta} + M_{HT\delta}) \times \delta = -M_{W\alpha 0} - M_{W\delta 0} - M_{HT\alpha 0} - M_{HT\delta 0} - F_{HT} \times (l_{HT} + l_W) - F_{mg} \times l_W - F_{HTflap} \times (l_{HT} + l_W) \quad (15)$$

Para encontrar os valores de  $\alpha$  e  $\delta$  é necessário resolver o seguinte sistema linear:

$$(F_{W\alpha} + F_{HT\alpha}) \times \alpha + (F_{W\delta} + F_{HT\delta}) \times \delta = m \times g - F_{HT\alpha 0} - F_{HT\delta 0} - F_{flap} - F_{W\delta 0} - F_{W\alpha 0} \quad (16)$$

$$(M_{W\alpha} + M_{HT\alpha}) \times \alpha + (M_{W\delta} + M_{HT\delta}) \times \delta = -M_{W\alpha 0} - M_{W\delta 0} - M_{HT\alpha} - M_{HT\delta 0} - F_{HT} \times (l_{HT} + l_W) - F_{mg} \times l_W - F_{HTflap} \times (l_{HT} + l_W) \quad (17)$$

Resolvendo o sistema por matriz:

$$\begin{bmatrix} F_{W\alpha} + F_{HT\alpha} & F_{W\delta} + F_{HT\delta} \\ M_{W\alpha} + M_{HT\alpha} + F_{HT} \times (l_{HT} + l_W) & M_{W\delta} + M_{HT\delta} + F_{HT} \times (l_{HT} + l_W) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \alpha \\ \delta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m \times g - F_{HT\alpha 0} - F_{HT\delta 0} - F_{flap} - F_{W\delta 0} - F_{W\alpha 0} \\ -M_{W\alpha 0} - M_{W\delta 0} - M_{HT\alpha 0} - M_{HT\delta 0} - F_{mg} \times l_W - F_{HTflap} \times (l_{HT} + l_W) \end{bmatrix} \quad (18)$$

Encontra-se os valores de  $\alpha$  e  $\delta$ , multiplicando a matriz com os termos independentes pela matriz inversa que contém os termos dependentes:

$$\begin{bmatrix} \alpha \\ \delta \end{bmatrix} = inv \begin{bmatrix} F_{W\alpha} + F_{HT\alpha} & F_{W\delta} + F_{HT\delta} \\ M_{W\alpha} + M_{HT\alpha} + F_{HT} \times (l_{HT} + l_W) & M_{W\delta} + M_{HT\delta} + F_{HT} \times (l_{HT} + l_W) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} m \times g - F_{HT\alpha 0} - F_{HT\delta 0} - F_{flap} - F_{W\delta 0} - F_{W\alpha 0} \\ -M_{W\alpha 0} - M_{W\delta 0} - M_{HT\alpha 0} - M_{HT\delta 0} - F_{mg} \times l_W - F_{HTflap} \times (l_{HT} + l_W) \end{bmatrix} \quad (19)$$

Encontrado os valores de  $\alpha$  e  $\delta$ , é possível encontrar os valores de  $F_W, F_{HT}, M_W, M_{HT}$  resolvendo as equações (4), (5), (11) e (12), para cada caso estudado.

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Nesse capítulo, serão demonstrados os resultados, análises e discussões. Para isso, cada um dos casos estudados, serão levadas em conta diferentes condições de voo, em que serão alteradas a velocidade de voo, a posição de flap, e o fator de carga. Para todos os casos estudados serão considerados o mesmo peso e centro de gravidade do avião.

Vale ressaltar que por motivos de segredo industrial, valores de carga calculados para a geometria original não podem ser divulgados. Sendo assim, para o escopo desse trabalho, será mostrado apenas a variação de carga em porcentagem, verificando se houve aumento ou diminuição do nível de carga para caso em comparação com a geometria original, comparando as condições em que o avião esteja trimado em voo nivelado como explicado na seção 3.6. E as condições em que para todos os casos o avião tenha os mesmos valores de  $\alpha$  e  $\delta$  da geometria original.

A primeira condição de voo estudada teve como objetivo simular uma condição normal de voo de cruzeiro, as condições impostas foram: velocidade de 300 Knot, Flaps totalmente recolhidos e fator de carga igual a 1.

Para facilitar a análise dos resultados de cada casos foram resumidos em tabelas com siglas utilizadas para cada um desse casos e resultados de carga, algumas delas já descritas em outras seções.

Em que:

***SLZ*** é a força no eixo Z atuante na estação da raiz da empenagem.

***BMX*** é o momento no eixo X atuante na estação da raiz da empenagem.

***TMY*** é o momento no eixo Y atuante na estação da raiz da empenagem.

***ORG*** são os resultados para a geometria original.

***DP*** são os resultados para o caso de diedro positivo.

***DN*** são os resultados para o caso de diedro neutro.

***INP*** são os resultados para o caso de incidência positiva em relação a geometria original.

***INN*** são os resultados para o caso de incidência negativa em relação a geometria original.

***INFP*** são os resultados para o caso de enflechamento positivo em relação a geometria original.

***INFN*** são os resultados para o caso de enflechamento negativo em relação a geometria original.

*FLAP* são os resultados para o caso de aumento da área do flap relação a geometria original.

*ALNG* são os resultados para o caso de aumento do alongamento da asa relação a geometria original.

A Tabela 2 mostra os resultados para cada uma das geometrias estudadas. A Tabela 3 mostra os resultados para a mesma condição, porém para valores iguais de  $\alpha$  e  $\delta$ , ou seja, sem realizar a trimagem.

Tabela 2 – Caso 1 Trimado

Geometria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	0.6	-	1.5	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	0.6	0%	1.4	-5%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	2%
DN	0.7	2%	1.5	-3%	-1%	0%	-1%	4%	1%	-1%	0%
INP	1.2	90%	2.4	56%	0%	0%	-1%	0%	0%	0%	2%
INN	-0.1	117%	0.8	-49%	0%	0%	1%	0%	0%	0%	-3%
ENFP	0.4	-35%	2.5	66%	224%	227%	218%	4%	191%	224%	238%
ENFN	0.9	41%	0.4	-71%	-236%	-238%	229%	4%	201%	236%	250%
FLAP	0.6	0%	1.5	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
ALNG	0.4	-39%	1.4	-5%	-73%	-74%	-71%	1%	63%	-73%	-79%

Fonte: Autoria Própria (2019).

Tabela 3 - Caso 1 Não Trimado

Geometria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	0.6	-	1.5	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	0.6	0%	1.5	0%	20%	21%	19%	0%	0%	20%	24%
DN	0.6	0%	1.5	0%	10%	10%	9%	2%	0%	10%	11%
INP	0.6	0%	1.5	0%	-78%	-78%	-78%	17%	17%	78%	-78%
INN	0.6	0%	1.5	0%	78%	78%	78%	-17%	-17%	78%	78%
ENFP	0.6	0%	1.5	0%	3%	3%	3%	2%	196%	3%	3%
ENFN	0.6	0%	1.5	0%	-3%	-3%	-229%	-2%	182%	-3%	-3%
FLAP	0.6	0%	1.5	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
ALNG	0.6	0%	1.5	0%	-1%	-1%	-1%	9%	74%	-1%	-1%

Fonte: Autoria Própria (2019).

A segunda condição de voo, as condições impostas foram: velocidade de 400 Knots, flaps totalmente recolhidos e fator de carga igual a 1.0. O objetivo foi verificar se o aumento da velocidade influenciaria no cálculo de carga para cada modelo estudado, e além disso, qual seria a forma dessa variação. A Tabela 4 mostra os resultados para cada uma das geometrias estudadas. A Tabela 5 mostra os resultados para a mesma condição, porém para valores iguais de  $\alpha$  e  $\delta$ , ou seja, sem realizar a trimagem.

Tabela 4 - Caso 2 Trimado

Geometria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	-1.0	-	2.6	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	-1.0	0%	2.4	-6%	-1%	2%	0%	0%	0%	-1%	11%
DN	-1.0	-1%	2.5	-3%	-1%	0%	-1%	-4%	1%	-1%	4%
INP	-0.2	-77%	3.6	38%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
INN	-2.0	99%	1.7	-33%	0%	0%	1%	0%	0%	0%	-4%
ENFP	-1.1	13%	3.1	21%	224%	233%	202%	-4%	191%	224%	290%
ENFN	-0.8	-15%	2.0	-23%	235%	245%	212%	4%	200%	235%	305%
FLAP	-1.0	0%	2.6	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
ALNG	-1.1	15%	2.6	-1%	-73%	-76%	-65%	1%	62%	-73%	-96%

Fonte: Autoria Própria (2019).

Tabela 5 - Caso 2 Não Trimado

Geometria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	-1.0	-	2.6	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	-1.0	0%	2.6	0%	72%	78%	65%	0%	0%	72%	106%
DN	-1.0	0%	2.6	0%	35%	37%	32%	2%	0%	35%	50%
INP	-1.0	0%	2.6	0%	121%	124%	112%	39%	39%	121%	148%
INN	-1.0	0%	2.6	0%	121%	124%	112%	-39%	-39%	121%	148%
ENFP	-1.0	0%	2.6	0%	11%	11%	10%	2%	196%	11%	12%
ENFN	-1.0	0%	2.6	0%	-11%	-11%	212%	-2%	181%	-11%	-12%
FLAP	-1.0	0%	2.6	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
ALNG	-1.0	0%	2.6	0%	-5%	-5%	-4%	9%	74%	-5%	-5%

Fonte: Autoria Própria (2019).

Para a terceira condição de voo, buscou-se analisar o comportamento de cada um dos casos estudados a influência da utilização do flap no cálculo de cargas uma aeronave, para isso,

foi analisada primeiro a condição com os Flapes totalmente retraídos, para posteriormente comparar com os resultados de uma condição com Flapes estendidos. Para esse caso as condições impostas foram velocidade de 230 Knots, Flapes na posição 0 e fator de carga igual a 1. Aqui busca-se analisar a influência da utilização do flap na carga gerada durante o voo, começando pela condição em que não há flap estendido para que seja possível comparar somente a influência do flap, mantendo os outros parâmetros fixos quando possível. A Tabela 6 mostra os resultados para cada uma das geometrias estudadas. A Tabela 7 mostra os resultados para a mesma condição, porém para valores iguais de  $\alpha$  e  $\delta$ , ou seja, sem realizar a trimagem.

Tabela 6 - Caso 3 Trimado

Geometria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	3.4	-	-0.3	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	3.4	0%	-0.2	-20%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	-1%
DN	3.4	1%	-0.3	-3%	-1%	-1%	-1%	4%	1%	-1%	-1%
INP	3.7	8%	0.3	-201%	0%	0%	-1%	0%	0%	0%	3%
INN	3.0	-10%	-0.9	185%	0%	0%	2%	0%	0%	0%	-3%
ENFP	3.0	-11%	1.4	-572%	225%	223%	228%	4%	191%	225%	217%
ENFN	3.8	14%	-2.2	616%	236%	234%	240%	4%	201%	236%	228%
FLAP	3.4	0%	-0.3	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
ALNG	3.0	-13%	-0.4	48%	-74%	-73%	-74%	1%	63%	-74%	-72%

Fonte: Autoria Própria (2019).

Tabela 7 - Caso 3 Não Trimado

Geometria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	3.4	-	-0.3	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	3.4	0%	-0.3	0%	-10%	-10%	-10%	0%	0%	-10%	-10%
DN	3.4	0%	-0.3	0%	-5%	-5%	-5%	2%	0%	-5%	-5%
INP	3.4	0%	-0.3	0%	-55%	-54%	-57%	5%	5%	-55%	-49%
INN	3.4	0%	-0.3	0%	55%	54%	57%	5%	-5%	55%	49%
ENFP	3.4	0%	-0.3	0%	-1%	-1%	-1%	2%	197%	-1%	-1%
ENFN	3.4	0%	-0.3	0%	1%	1%	240%	2%	182%	1%	1%
FLAP	3.4	0%	-0.3	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
ALNG	3.4	0%	-0.3	0%	1%	1%	1%	9%	74%	1%	0%

Fonte: Autoria Própria (2019).

A quarta condição de voo, busca analisar a extensão do flap e se há influência dessa configurações no cálculo de carga, vale ressaltar que por critérios de projeto, a velocidade máxima de voo muda para cada condição de flap, por esse motivo, para esse caso além da posição do flap, também há mudança na velocidade de voo. As condições impostas foram velocidade de 200 Knot, Flaps na posição 40 e fator de carga igual a 1. A Tabela 8 mostra os resultados para cada uma das geometrias estudadas. A Tabela 9 mostra os resultados para a mesma condição, porém para valores iguais de  $\alpha$  e  $\delta$ , ou seja, sem realizar a trimagem.

Tabela 8 - Caso 4 Trimado

Geome- tria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	-12.2	-	8.8	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	-12.2	0%	8.9	1%	0%	2%	-1%	0%	0%	0%	7%
DN	-12.2	0%	8.8	1%	0%	1%	-1%	-4%	0%	0%	3%
INP	-10.2	-17%	10.7	22%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	1%
INN	-14.8	21%	7.2	-18%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
ENFP	-12.9	6%	11.8	34%	-42%	-40%	-43%	-4%	-31%	-42%	-35%
ENFN	-11.4	-7%	5.5	-37%	45%	43%	46%	4%	33%	45%	37%
FLAP	-12.6	3%	8.6	-3%	9%	9%	9%	1%	7%	9%	8%
ALNG	-13.0	6%	10.0	14%	-8%	-7%	-8%	-1%	-6%	-8%	-5%

Fonte: Autoria Própria (2019).

Tabela 9 - Caso 5 Não Trimado

Geome- tria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	-12.2	-	8.8	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	-12.2	0%	8.8	0%	2%	4%	1%	0%	0%	2%	9%
DN	-12.2	0%	8.8	0%	1%	2%	1%	3%	0%	1%	4%
INP	-12.2	0%	8.8	0%	0%	0%	0%	22%	3%	0%	0%
INN	-12.2	0%	8.8	0%	0%	0%	0%	-22%	-3%	0%	0%
ENFP	-12.2	0%	8.8	0%	2%	2%	2%	3%	-32%	2%	1%
ENFN	-12.2	0%	8.8	0%	-2%	-2%	46%	-3%	30%	-2%	-1%
FLAP	-12.2	0%	8.8	0%	0%	0%	0%	5%	7%	0%	0%
ALNG	-12.2	0%	8.8	0%	3%	3%	3%	7%	-4%	3%	3%

Fonte: Autoria Própria (2019).

A última condição, buscou analisar qual a influência do fator de carga no cálculo de carga na empenagem, condição que pode ocorrer durante uma manobra em voo. Para esse caso as condições impostas foram velocidade de 200 Knot, Flaps na posição 40 e fator de carga igual a 2. A Tabela 10 mostra os resultados para cada uma das geometrias estudadas. A Tabela 11 mostra os resultados para a mesma condição, porém para valores iguais de  $\alpha$  e  $\delta$ , ou seja, sem realizar a trimagem.

Tabela 10 - Caso 6 Trimado

Geometria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	-3.0	-	2.7	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	-3.0	0%	3.3	21%	0%	2%	-1%	0%	0%	0%	9%
DN	-3.0	-2%	3.0	9%	0%	1%	-1%	-4%	0%	0%	4%
INP	-2.1	-33%	3.9	43%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
INN	-4.3	42%	1.7	-36%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
ENFP	-4.3	42%	8.2	201%	-94%	-89%	-95%	-4%	-51%	-94%	-77%
ENFN	-1.6	-49%	-3.2	-217%	99%	94%	100%	4%	54%	99%	81%
FLAP	-3.4	13%	2.5	-8%	11%	10%	11%	0%	6%	11%	9%
ALNG	-4.4	45%	3.7	35%	5%	5%	5%	0%	3%	5%	5%

Fonte: Autoria Própria (2019).

Tabela 11 - Caso 7 Não Trimado

Geometria	$\alpha$	$\alpha$ (%)	$\delta$	$\delta$ (%)	SLZ	BMX	TMY	FW	MW	FHT	MHT
ORG	-3.0	-	2.7	-	-	-	-	-	-	-	-
DP	-3.0	0%	2.7	0%	12%	14%	11%	0%	0%	12%	20%
DN	-3.0	0%	2.7	0%	6%	7%	6%	2%	0%	6%	9%
INP	-3.0	0%	2.7	0%	5%	4%	5%	6%	2%	5%	4%
INN	-3.0	0%	2.7	0%	-5%	-4%	-5%	-6%	-2%	-5%	-4%
ENFP	-3.0	0%	2.7	0%	4%	4%	4%	2%	-53%	4%	3%
ENFN	-3.0	0%	2.7	0%	-4%	-3%	100%	-3%	48%	-4%	-3%
FLAP	-3.0	0%	2.7	0%	-1%	0%	0%	3%	6%	-1%	0%
ALNG	-3.0	0%	2.7	0%	3%	3%	3%	8%	6%	3%	3%

Fonte: Autoria Própria (2019).

O ângulo alfa em que o escoamento chega na empenagem, pode ser calculado a partir da equação

$$\alpha_{HT} = \alpha + \delta + \varepsilon \quad (20)$$

Em que:

$\alpha_{HT}$  = Angulo alfa do escoamento na empenagem horizontal

$\alpha$  = Angulo alfa de escoamento na asa

$\delta$  = Angulo de trimagem da empenagem horizontal

$\varepsilon$  = efeito de *Downwash*

Analisando os casos em que foram feitas alterações no diedro da asa, em voo trimado, para todas as condições de voo o maior aumento de carga aconteceu no momento atuante na empenagem horizontal, na condição com flap na posição 0 e fator de carga de 1.0 e velocidade igual a 400 Knot, analisando a Tabela 4 verificou-se um aumento de 11% para o caso de diedro positivo, e 4% para o caso de diedro neutro. Já analisando Tabela 5 os casos em que todos estão na mesma posição de alfa e delta da geometria original, foi possível verificar que para a mesma condição de voo, há um aumento de 72% da carga de força resultante, e 106% de aumento da carga de momento resultante para o caso de diedro positivo, para diedro neutro os aumentos foram de 35% e 50% respectivamente para força e momento resultantes. Conclui-se então que a alteração da geometria da asa relacionada ao diedro não gera grandes mudanças de carga devido a trimagem, o que é esperado, pois o ponto geométrico de aplicação dessas cargas é praticamente o mesmo, havendo influência somente do ângulo de diedro da asa. Já nas mesma condição da geometria original, conforme a Equação 20, sabendo que não há mudança nos valores de  $\alpha$  e  $\delta$  pois as condições são as mesmas das geometria original o principal responsável pelo aumento de carga é o efeito de downwash, isso fica evidente pois não há aumento na carga de força ou de momento resultante na asa para esse mesmo caso, enquanto há grande variação na carga da empenagem, mostrando que a mudança do ângulo do diedro influencia no escoamento que chega a empenagem ou seja o  $\alpha_{HT}$ . É possível concluir também que, em comparação com a geometria original, quanto mais positivo, maior o aumento de carga. Vale ressaltar que embora os resultados apresentados tenham mostrado uma diferença percentual grande, o efeito na carga em si é pequeno, devido a ser tratarem de valores baixos de carga.

Para os casos em que as mudanças foram feitas no ângulo de incidência, não se verificou aumento de carga na situação de voo estaticamente estável, ou seja, a mudança na incidência do escoamento na asa modifica a posição de trimagem, porém sem gerar efeito de aumento de carga, para esse caso, não há qualquer mudança no ponto de aplicação das cargas, sendo assim esperado que não haja variação da carga na empenagem horizontal. Para a análise realizada na mesma condição de  $\alpha$  e  $\delta$ , para o caso com flap na posição 0 e fator de carga de 1.0 e velocidade igual a 400 Knot, Na Tabela 5 verificou-se uma diminuição e aumento de carga na empenagem para o caso o caso de incidência positiva e para incidência negativa respectivamente, sendo o maior valor de 148% para BMX na empenagem horizontal, novamente conclui-se que o efeito de downwash tem sua influência para esse caso.

Para os casos em que as modificações foram realizadas no enflechamento da asa, verificou-se que para a condição de estabilidade estática, para o caso de enflechamento mais



negativo em relação a geometria original, há diminuição dos valores da carga na empenagem, e para o caso de enflechamento mais positivo em relação a mesma geometria, há o aumento dos valores da carga. Os maiores valores foram encontrados para o caso com flap na posição 0 e fator de carga de 1.0 e velocidade igual a 400 Knots, BMX na empenagem horizontal é o ponto em que houve maior aumento de carga para o caso de enflechamento positivo, 290%, e para o caso de enflechamento negativo houve uma queda de 305% no valor de carga. Isso se deve pela mudança do ponto geométrico de aplicação de carga, BMX tanto na asa como na empenagem para realizar o equilíbrio estático sofrem alterações, além disso SLZ na empenagem também aumenta, pois como pode ser vista na Equação 10, essa tem influência no equilíbrio de momentos. Analisando os casos em que não foi realizada trimagem, é possível verificar que a mudança de enflechamento para esses casos não causa mudanças significativas na carga da empenagem, sendo o valor máximo de variação 11%, muito menor em relação ao caso trimado, mostrando pequena influência do efeito de downwash para esse tipo de alteração.

O caso em que a mudança foi realizada na geometria do flap, verificou-se um aumento de 11% na carga de SLZ na empenagem horizontal, no caso em que há trimagem do avião, esse aumento está relacionado ao aumento de momento arfagem na asa em 6%, que resultou no aumento citado pela necessidade de equilíbrio do voo. Para o caso em que não foi buscada a estabilidade estática, mesmo havendo o mesmo aumento do momento de arfagem da asa, não há mudanças nos valores de carga na empenagem horizontal. O caso analisado que gerou as maiores diferenças foi o de velocidade de 200 Knot, Flaps na posição 40 e fator de carga igual a 2.

Finalmente, para o caso em que foi aumentado o alongamento da asa, as maiores diferenças foram encontradas na condição com flap na posição 0 e fator de carga de 1 e velocidade igual a 400 Knot, tanto os valores de carga para a SLZ e BMX na empenagem horizontal reduzidos 74% e 72% respectivamente, isso pode ser explicado devido a mudança do ponto geométrico de aplicação de BMX na asa, o qual aumentou em 63%, onde para alcançar o equilíbrio estático os valores de carga da empenagem precisam mudar. Essa condição fica clara analisando o caso em que não há trimagem, mesmo havendo o aumento da carga de momento de arfagem da asa, não há mudanças na carga da empenagem, concluindo que, a mudança de alongamento não muda o efeito downwash de maneira significativa.

Foi possível verificar também que para os casos analisados há relação entre o aumento da velocidade e o aumento de carga na empenagem, há relação também entre a extensão do flap gerando também aumento de carga, e como já esperado, o aumento do fator de carga, aumentará os valores de carga na empenagem horizontal.

## 5 CONCLUSÃO

Esse trabalho teve o objetivo de verificar a influência das mudanças dos parâmetros geométricos da asa no cálculo de cargas aerodinâmicas na empenagem horizontal, para isso utilizou-se do método Doublet-Lattice para criar o modelo aerodinâmico e realizar o cálculo de cargas. O processo para gerar o modelo foi apresentado, descrevendo como foi criado o modelo geométrico, como foram definidos os casos estudados, e por fim o cálculo dos coeficientes de pressão aerodinâmica seguindo do cálculo de cargas.

Também foram descritos quais parâmetros geométricos seriam alterados para realizar comparações entre os diferentes modelos, para cada um desses, foi criado um modelo e realizado o cálculo de carga.

O processo para realização do cálculo de carga aerodinâmica foi apresentado durante uma simulação de voo em equilíbrio estático e as equações para realizar tal cálculo são deduzidas na seção 3.6.

Diferentes condições de voo foram analisadas, variando parâmetros como velocidade, posição dos flaps e fator de carga, buscando verificar quais as influências da mudança dessas condições nas cargas calculadas. Para todos esses casos foram realizadas duas análises A primeira com voo estaticamente equilibrado, buscando verificar o quanto as modificações influenciariam no ponto de equilíbrio de voo e conseqüentemente no cálculo de cargas. Outra abordagem buscou verificar os resultados na mesma condição da geometria original, para analisar os efeitos aerodinâmicos no cálculo de cargas, como por exemplo o efeito de Downwash, nas modificações realizadas.

A partir da análise dos resultados foi possível concluir que, as modificações nos parâmetros geométricos da asa influenciam no cálculo de cargas na empenagem horizontal, para ambas as condições analisadas, buscando a estabilidade estática vertical, e na mesma condição da geometria original.

Para as modificações realizadas no diedro da asa, os efeitos de mudança do escoamento são os principais responsáveis pela variação de carga, chegando a um aumento de 106%. Verificou-se que quanto mais positivo o diedro, maior a carga na empenagem. Vale ressaltar que embora os resultados apresentados tenham mostrado uma diferença percentual grande, o efeito na carga em si é pequeno, devido a serem valores baixos de carga.

Para os casos de mudança no ângulo de incidência o mesmo pode ser verificado, não houve mudança na carga da empenagem para o caso em que se busca o equilíbrio em voo, já na mesma condição de  $\alpha$  e  $\delta$ , foram encontrados aumentos de até 148% na carga calculada.

Também foi possível concluir que quanto mais negativo o ângulo de incidência, maior a carga resultante do cálculo.

Modificando o enflechamento da asa, os resultados mostraram que influencia diretamente na estabilidade estática do avião, resultando em um aumento de carga de 306% para um dos casos, esse aumento se deu devido a mudança do ponto geométrico de aplicação de carga. Foram verificadas mudanças devido a efeitos aerodinâmicos também, porém pequenos em relação ao outro caso analisado (somente 11% de aumento de carga). Para esse caso, verificou-se que o aumento do enflechamento aumenta a carga na empenagem horizontal.

Para o caso em que houve o aumento da área do flap, não se verificou aumento significativo de carga na empenagem devido a efeitos aerodinâmicos, isso porque o aumento em 10% da sua área não foi suficiente para modificar o escoamento que chega na empenagem, porém verificou-se que essa mudança gerou aumento na carga de momento de arfagem da asa e para retorna ao equilíbrio houve um aumento nas cargas de SLZ e BMX da empenagem, sendo o maior dos casos 11% de aumento.

Na última modificação realizada, em que se aumentou o alongamento da asa em 10%. Verificou-se que isso provocou uma redução de carga na empenagem para o caso de voo estaticamente estável, devido a mudança do ponto de aplicação de carga de BMX na asa, que resultou em carga para SLZ e BMX na empenagem horizontal reduzidos em 74% e 72% respectivamente.

Finalmente, foi possível concluir que, como já é de conhecimento, velocidade, posição flap e fator de carga, são parâmetros que influenciam nos resultados do cálculo de cargas aerodinâmicas.

## REFERÊNCIAS

- ALBANO, E; RODDEN, W.P. A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows. **AIAA Journal**, New York, v. 7, n. 2, p. 279-285, 1969.
- ANDERSON JR, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**: 5. ed. Boston, MA: McGraw-Hill, 2010. 1106 p.
- BISMARCK-NASR, M.N. **Structural dynamics in aeronautical engineering**. Reston, VA: AIAA, c1999. 297 p. (AIAA education series).
- BLAIR, M. **A compilation of the mathematics leading to the doublet lattice method**. WL-TR-95-3022. Wright-Patterson Air Force Base, OH: 1994. 156p.
- DIMITRIADIS, G. **Stability and control**: aircraft design lecture 9. Liège: Université de Liège, 2019. 72p.
- FLORES, J.B. **Metodologia de projeto conceitual de aeronaves**. 2017. 145 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Aeroespacial) – Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2017.
- GUIMARÃES NETO, A.B. **Dinâmica e controle de aeronaves flexíveis com modelagem aerodinâmica pelo método *Doublet-Lattice***. 2008. 176f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2008.
- KATZ, J; PLOTKIN, A. **Low speed aerodynamics**. 2. ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2001. 630 p.
- LIMA, J.B. **Implementação do método dos painéis para o estudo de características aerodinâmicas de aerofólios**: utilizando o dipolo como elemento de singularidade. 2011. 106 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2011.
- MUNIZ, M. G. **Determinação do envelope de cargas em uma asa: influência de diferentes modelos matemáticos na geração das distribuições de pressão**. 2011. 63 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2011.
- MUNIZ, M.G. **Simulação numérica do escoamento potencial não-permanente ao redor de um aerofólio com cálculo do ponto de separação**. 2008. 90 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica da Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2008.
- NICOLAI, L. M.; CARICHNER, G. E. **Fundamentals of aircraft and airship design**. Virginia: AIAA education series, 2010.
- RAYMER, D. P. **Aircraft design**: a conceptual approach. 3rd ed. Washington: AIAA education series, 1992.

**RIBEIRO, F. A. Análise aerodinâmica de perfis de asa para aeronaves experimentais tipo JN-1.** 2011. 95 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade do Rio Grande do Norte, Natal, 2011.

**ROSKAM, J. Airplane design parts i through VI.** Kansas: Lawrence, 1985.

**SILVA, M.R. Elaboração e validação de código computacional para cálculo das derivadas de estabilidade estática longitudinais de uma aeronave regional.** São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2009.10 p.