

Universidade Federal de Juiz de Fora  
Faculdade de Engenharia Mecânica  
Departamento de Engenharia de Produção e Mecânica

**Thomás Demolinari Pereira Bonfá**

**Aplicação de restrições aeroelásticas em otimização multidisciplinar em  
projeto de aeronaves**

Juiz de Fora

2019

Thomás Demolinari Pereira Bonfá

Aplicação de restrições aeroelásticas em otimização multidisciplinar em  
projeto de aeronaves

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia de Produção e Mecânica da Universidade Federal de Juiz de Fora como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica

Orientador: Vitor Mainenti Leal Lopes

Juiz de Fora

2019

Bonfá, Thomás Demolinari Pereira.

Aplicação de restrições aeroelásticas em otimização multidisciplinar em projeto de aeronaves

/ Thomás Demolinari Pereira Bonfá. – 2019.

80 f. : il.

Orientador: Vitor Mainenti Leal Lopes

Trabalho de conclusão de curso – Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade de Engenharia Mecânica. Departamento de Engenharia de Produção e Mecânica, 2019.

1. Aeroelasticidade. 2. VANT. 3. Otimização. 4. RPA 5. Projeto aeronáutico I. Lopes, Vitor Mainenti Leal, orient. II. Título.

Thomás Demolinari Pereira Bonfá

Aplicação de restrições aeroelásticas em otimização multidisciplinar em  
projeto de aeronaves

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia de Produção e Mecânica da Universidade Federal de Juiz de Fora como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica

Aprovada em:

BANCA EXAMINADORA

---

Prof. Ms. Vitor Mainenti Leal Lopes - Orientador  
Universidade Federal de Juiz de Fora

---

Prof. Dr. Afonso Celso Castro Lemonge  
Universidade Federal de Juiz de Fora

---

Prof. Dra. Patrícia Habib Hallak  
Universidade Federal de Juiz de Fora

## AGRADECIMENTOS

Durante meu tempo de universidade, tive muitas oportunidades de evoluir como pessoa nas mais diversas áreas da vida. Devo tudo isso primeiramente a minha mãe, Sueli, que nunca mediu esforços para proporcionar meus ensejos. Mãe, você continua sendo meu espelho e inspiração diária para que eu me torne uma pessoa melhor. Agradeço igualmente minha irmã, Cecília, pelo companheirismo dos últimos anos e incalculáveis aprendizados.

A todos os meus familiares e amigos de Piraúba, lugar que cresci e estudei até então, amplifico meus agradecimentos por sempre estarem presentes comigo. A formação começa bem cedo, e sempre fui rodeado de pessoas que me influenciaram positivamente, desde o pré-escolar, e que estão comigo até hoje. Um grande abraço a essas pessoas que serão eternamente especiais para mim.

Reconheço a Equipe Microraptor como o projeto que mais contribuiu para minha formação profissional. Por isso, deixo explícito meu agradecimento a todos que fizeram parte da jornada desta equipe, tornando engenharia e pesquisa mais próximas da graduação. Agradeço a todas as experiências aqui vividas, que foram intensas de todas as formas. Em especial, agradeço aos amigos que fiz, sabendo que os levarei comigo por muito tempo ainda. E, por fim, obrigado pelo sentimento inexplicável que é competir pela universidade, com honra e sem nunca perder o espírito de equipe e companheirismo.

Em extensão, agradeço a todos os professores e professoras que fizeram parte da minha breve jornada, e com bravura trouxeram seus conhecimentos e me desafiaram. Agradeço em especial ao professor Vitor Mainenti, pela confiança nos últimos anos acompanhando a equipe e na condução deste trabalho.

“Ser cientista é ser ingênuo. Nos concentramos tanto na busca pela verdade que não percebemos que poucos realmente querem encontrá-la. Mas ela está sempre lá. Quer você veja ou não. Quer você escolha ou não.

A verdade não se importa com as nossas necessidades, nem com nossos governos, ideologias ou religiões. Ela ficará esperando o tempo que for. Quando um dia eu temia o custo da verdade, agora eu pergunto: quanto custa a mentira?”

Valery Legasov

## RESUMO

Com o mercado de aeronaves remotamente pilotadas cada vez mais competitivo, é essencial acelerar a criação de novos modelos. Na concepção de aeronaves, é comum a implementação de rotinas para otimização multidisciplinar em projeto. Este trabalho apresenta uma metodologia para avaliação de fenômenos aeroelásticos críticos baseados nas características geométricas e parâmetros estruturais das asas geradas. São avaliadas as velocidades de reversão de comandos e de *flutter*, além da eficiência de comandos. Os valores são comparados aos de normas técnicas da aviação, e então a viabilidade aeroelástica das aeronaves são testadas. Além disso, são testados os limites de restrições aeroelásticas na influência da função objetivo analisada. Os resultados mostram que prever fenômenos estruturais em etapas iniciais de projeto podem acarretar em bons resultados, porém a implementação deve ser bem desenvolvida a fim de não eliminar aeronaves que cumpririam todos os requisitos. Além disso, foi possível observar a influência da rigidez estrutural da asa no projeto conceitual, além de obter aeronaves mais eficientes aerodinamica e estruturalmente com restrições aeroelásticas.

Palavras-chave: Aeroelasticidade. Projeto Aeronáutico. VANT. Otimização. Reversão de Comandos. *Flutter*.

## ABSTRACT

The market for remotely piloted aircraft is becoming more and more competitive. Because of that, it is essential to accelerate the creation of new models. In aircraft design, it is common to implement routines for multidisciplinary design optimization. This work presents a methodology for the evaluation of critical aeroelastic phenomena based on the geometric characteristics and structural parameters of the generated wings. Control reversal and flutter speeds are evaluated, as well as the control effectiveness. The values are compared to those of aviation technical standards, and then the aeroelastic feasibility of the aircraft is tested. Besides, the limits of aeroelastic restrictions on the influence of the analyzed objective function are tested. The results show that predicting structural phenomena in the early stages of design can lead to good results, but the implementation must be well developed in order not to eliminate aircraft that would meet all requirements. Also, it was possible to observe the influence of the structural rigidity of the wing in the conceptual design, in addition to obtaining more aerodynamically and structurally efficient aircraft with aeroelastic restrictions.

Key-words: Aeroelasticity. Aeronautic project. UAV. Optimization. Control Reversal. Flutter.



## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – <i>Hype Cycle</i> 2019 . . . . .	15
Figura 2 – Principais grupos de atividades em projeto aeronáutico . . . . .	18
Figura 3 – Esquema de desenvolvimento de aeronaves . . . . .	19
Figura 4 – Descrição das três etapas de projeto aeronáutico . . . . .	20
Figura 5 – Disciplinas de projeto conceitual e suas ferramentas de análise . . . . .	22
Figura 6 – Limites de um problema de otimização linear . . . . .	24
Figura 7 – Variáveis de decisão da geometria na aeronave . . . . .	27
Figura 8 – Rotina de avaliação da aeronave . . . . .	29
Figura 9 – Diagrama de Collar . . . . .	30
Figura 10 – Ilustração de pressão e momento ao longo de um aerofólio . . . . .	32
Figura 11 – Resultantes de forças aerodinâmicas e suas decomposições . . . . .	32
Figura 12 – Variação no coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque para um aerofólio genérico . . . . .	34
Figura 13 – Geometria de uma seção típica de aerofólio . . . . .	35
Figura 14 – Deslocamentos de uma viga de Bernoulli-Euler . . . . .	36
Figura 15 – Modelagem de asa de VANT para avaliação estrutural aeroelástica em elementos finitos. Detalhes das nervuras, materiais e elementos . . . . .	38
Figura 16 – Asa engastada e livre com aileron ao longo de toda envergadura . . . . .	39
Figura 17 – Curvas de torção da asa e eficiência de comandos contra velocidade normalizada de reversão de comandos . . . . .	41
Figura 18 – Seção típica com 3 graus de liberdade . . . . .	43
Figura 19 – Exemplo de modelo utilizado na análise da influência de repartições da asa . . . . .	47
Figura 20 – Variação das rigidezes à torção e à flexão na semi-envergadura de uma asa real . . . . .	48
Figura 21 – Exemplo de <i>output</i> do programa <i>xfoil</i> ®- dados de perfil aerodinâmico . . . . .	49
Figura 22 – Exemplo de execução de análises de um perfil aerodinâmico no <i>xfoil</i> ® . . . . .	50
Figura 23 – Exemplo de execução de análises de reversão de comandos - gráficos de velocidade e eficiência . . . . .	51
Figura 24 – Gráfico que relaciona a torção na ponta da asa com a deflexão do aileron . . . . .	52
Figura 25 – Análise estrutural do aileron para apuração de rigidez . . . . .	53
Figura 26 – Gráfico das frequências e modos de vibração para análise de <i>flutter</i> . . . . .	54
Figura 27 – Diagrama de frequência e amortecimento pela velocidade da aeronave . . . . .	55
Figura 28 – Envelope de voo com velocidades aeroelástica da asa . . . . .	56
Figura 29 – Resultados da FOB para punição de 2 p.p. . . . .	60
Figura 30 – Resultados da velocidade de reversão de comandos para punição de 2 p.p. . . . .	60
Figura 31 – Resultados da velocidade de reversão de comandos para punição de 2 p.p. . . . .	61
Figura 32 – Resultados da FOB para punição de 5 p.p. . . . .	62

Figura 33 – Resultados da velocidade de reversão de comandos para punição de 5 p.p.	62
Figura 34 – Resultados da velocidade de reversão de comandos para punição de 5 p.p.	63
Figura 35 – Exemplo da influência da rigidez à torção na velocidade de <i>flutter</i> . . .	65

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BA	Algoritmo de ecolocalização de morcegos (em inglês, <i>Bat Algorithm</i> )
CG	Centro de gravidade
<i>EH</i>	Estabilizador horizontal
<i>EH<sub>P</sub></i>	Perfil do estabilizador horizontal
<i>EV</i>	Estabilizador vertical
FOB	Função objetivo
GMP	Grupo motopropulsor
MDO	Otimização Multidisciplinar em Projeto (em inglês, <i>Multidisciplinary Design Optimization</i> )
MTOW	Peso máximo de decolagem (em inglês: <i>Maximum Takeoff Weight</i> )
UFJF	Universidade Federal de Juiz de Fora
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
VANT	Veículo aéreo não tripulado
<i>VLM</i>	<i>Vortex Lattice Method</i>

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Ângulo de ataque da aeronave
$\beta$	Ângulo de deflexão do aileron rígido
$\kappa$	Taxa de decréscimo da amplitude sonora
$\Delta$	Ângulo de deflexão do aileron flexível
$\eta$	População de morcegos
$\eta_c$	Eficiência de comandos
$\in$	Pertence
$\gamma$	Taxa de aumento da emissão do pulso da onda sonora
$\mu$	Coefficiente de atrito do solo
$\phi$	Vetor de controle da representação em espaço de estados
$\rho$	Densidade do ar
$\tau$	Constante de tempo
$\theta$	Ângulo de torção da asa
$\omega$	Frequência natural
$\zeta$	Constante de amortecimento
$A$	Amplitude sonora
$A_P$	Perfil da asa
$S$	Envergadura da asa
$c$	Corda da asa
$ca_W$	Centro aerodinâmico da asa
$ce$	Centro elástico
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$C_M$	Coefficiente de momento de arfagem
$D$	Arrasto (em inglês, <i>Drag</i> )

$EI$	Rigidez à flexão da asa
$f$	Frequência da onda
$fa$	Porcentagem do centro elástico
$g$	Restrição de desigualdade
$G$	Aceleração da gravidade
$GJ$	Rigidez à torção da asa
$h_{line}$	Porcentagem do perfil sem aileron
$K_{\beta}$	rigidez da articulação da superfícies de comando
$K_A$	Coefficiente associado às características aerodinâmicas
$K_f$	rigidez à flexão da asa dividida pela semienvergadura
$K_t$	rigidez à torção da asa dividida pela semienvergadura
$K_T$	Coefficiente associado à curva de tração
$L$	Sustentação (em inglês, <i>Lift</i> )
$n$	Número de variáveis de decisão
$N_{gen}$	Número de gerações de morcegos
$n_{rep}$	Número de repartições da asa
$N_{critt}$	Número de previsão da transição da camada limite
$pv$	Massa da asa
$P_{VOO}$	Pontuação de voo
$q_{\infty}$	Pressão dinâmica
$q_{rev}$	Pressão dinâmica de reversão de comandos
$q_W$	Pressão dinâmica da asa rígida
$r$	Taxa (em inglês, <i>Rate</i> ) de emissão de pulso
$S$	Área da asa
$S_G$	Comprimento de pista
$T$	Tração

$v$	Velocidade do morcego
$v_{som}$	Velocidade do som
$c$	: Corda da asa
$V$	Velocidade da aeronave
$V_i$	Velocidade inicial da aeronave
$V_f$	Velocidade final da aeronave
$V_c$	Velocidade de cruzeiro
$V_d$	Velocidade máxima
$V_f$	Velocidade de <i>flutter</i>
$V_{rev}$	Velocidade de reversão de comandos
$W$	Peso (em inglês, <i>Weight</i> )

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO . . . . .</b>	<b>15</b>
1.1	CONSIDERAÇÕES INICIAIS . . . . .	15
1.2	MOTIVAÇÃO . . . . .	16
1.3	OBJETIVOS . . . . .	16
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA . . . . .</b>	<b>18</b>
2.1	PROJETO AERONÁUTICO . . . . .	18
2.2	OTIMIZAÇÃO EM PROJETO DE AERONAVES . . . . .	21
2.2.1	Otimização multidisciplinar em projeto . . . . .	22
2.2.2	Técnicas de Otimização . . . . .	23
2.2.3	Métodos de Otimização . . . . .	25
2.2.3.1	Algoritmos determinísticos . . . . .	25
2.2.3.2	Algoritmos probabilísticos . . . . .	25
2.2.3.3	Computação evolucionária . . . . .	25
2.2.4	Programa de Otimização Desenvolvido . . . . .	27
2.3	AEROELASTICIDADE . . . . .	29
2.3.1	Introdução . . . . .	29
2.4	Fundamentos de Aerodinâmica . . . . .	31
2.4.0.1	Forças e Momentos Aerodinâmicos . . . . .	31
2.4.0.2	Centro Aerodinâmico . . . . .	34
2.5	Fundamentos de Estruturas . . . . .	34
2.5.1	Centro Elástico . . . . .	35
2.5.2	Rigidez Estrutural . . . . .	35
2.6	Reversão de Comandos . . . . .	38
2.7	<i>Flutter</i> . . . . .	42
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA . . . . .</b>	<b>46</b>
3.1	Parâmetros de Rigidez . . . . .	46
3.2	Parâmetros Aerodinâmicos . . . . .	48
3.3	Análise de Reversão de Comandos . . . . .	50
3.4	Análise de <i>Flutter</i> . . . . .	52
3.5	Viabilidade Aeroelástica . . . . .	55
3.6	Procedimentos do Programa . . . . .	56
<b>4</b>	<b>RESULTADOS . . . . .</b>	<b>58</b>
4.1	Parâmetros de Análise . . . . .	58

4.2	Análise de Resultados . . . . .	59
5	<b>CONCLUSÃO</b> . . . . .	66
5.1	Sugestão de trabalhos futuros . . . . .	67
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	68
	<b>APÊNDICE A</b> – Algoritmo de cálculo da velocidade de reversão de comandos . . . . .	70
	<b>APÊNDICE B</b> – Algoritmo de cálculo de <i>flutter</i> . . . . .	73



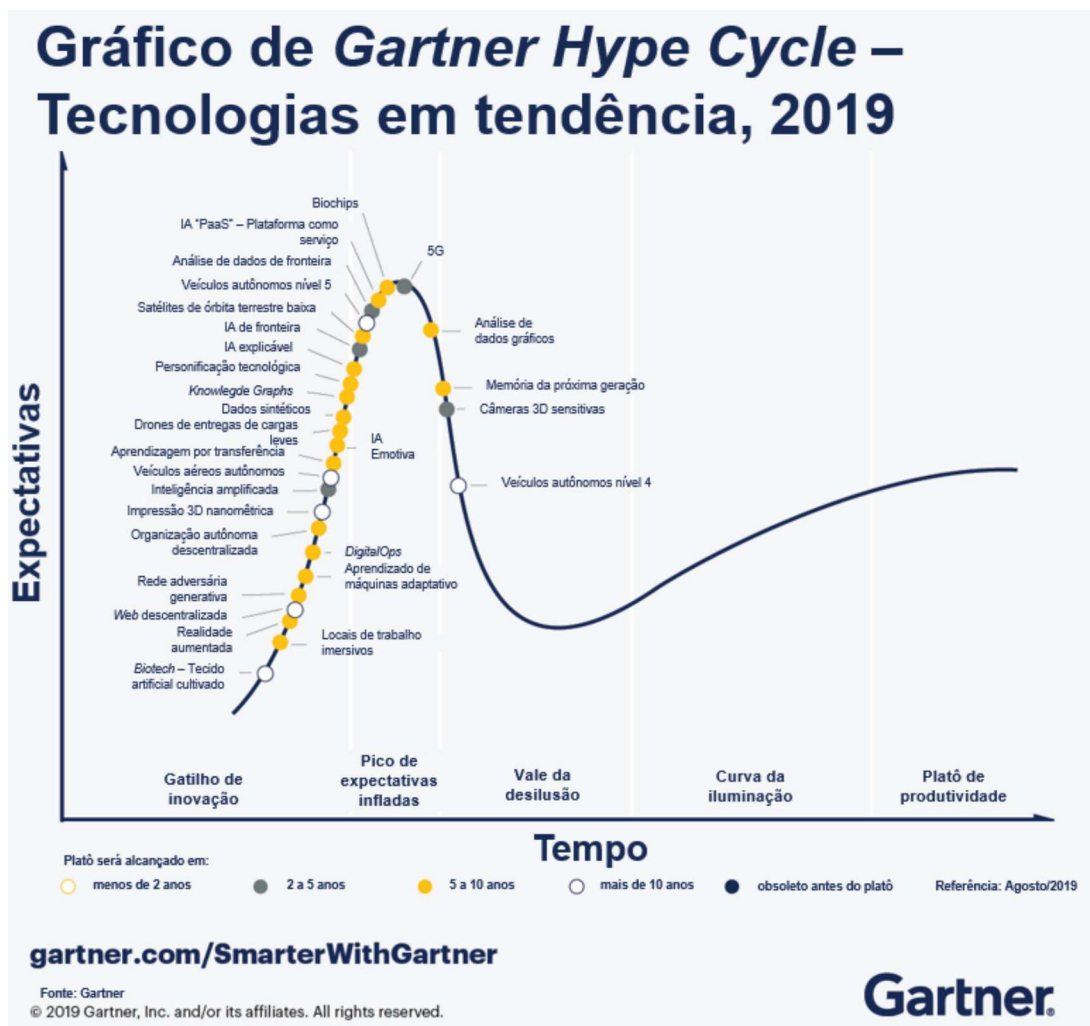
# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 CONSIDERAÇÕES INICIAIS

As pesquisas a respeito de aeronaves remotamente pilotadas (RPAs) crescem a medida que esses veículos apresentam-se necessários no cotidiano de setores industrial, militar, agrícola, logístico e civil.

O ciclo de Gartner é uma curva que marca a maturidade tecnológica das principais promessas para os próximos anos do setor de tecnologia da informação através de cinco fases. Na Figura 1, destacam-se as tecnologias visadas em 2019. Dentre elas, as aeronaves autônomas são apresentadas em fase de inovação. Nessa fase, ainda não há produtos viáveis desenvolvidos, o que indica o ápice da produção de conhecimento e pesquisas na área.

Figura 1 – *Hype Cycle* 2019



Fonte: Adaptado de GARTNER (2019)

## 1.2 MOTIVAÇÃO

Em um projeto aeronáutico, há a integração de diversas áreas a fim de definir as melhores configurações. Para isso, costuma-se implementar uma técnica nomeada de Otimização Multidisciplinar em Projeto (*Multidisciplinary Design Optimization* - MDO). Ela consiste em unir e quantificar a importância de cada elemento e pode envolver muitas fases do desenvolvimento de uma aeronave.

Com o desenvolvimento tecnológico previamente citado, surge a necessidade de trabalhar com estruturas cada vez mais leves e otimizadas. Isso traz consigo a necessidade de uma análise criteriosa em relação à estática e dinâmica estrutural das superfícies críticas do avião. A aeroelasticidade é a disciplina que estuda esses dois momentos de um voo, modelando a interação fluido estrutura para prever fenômenos estruturais como reversão de comandos e *flutter*, evitando assim o colapso da aeronave em condições planejadas de voo.

A Equipe Microraptor situa-se na Faculdade de Engenharia da Universidade Federal de Juiz de Fora (UFJF) desde 2011 com o objetivo de participar da competição SAE Brasil Aerodesign. Essa competição busca difundir conhecimentos de Engenharia Aeronáutica através da interação de 95 equipes brasileiras e convidados internacionais somados à experiência de projetistas da empresa Embraer. Para tal, é necessário desenvolver o projeto e a fabricação de uma RPA diferente todo ano.

Em um ambiente de competição, cada elemento otimizado faz muita diferença ao resultado final. No ano de 2019, a equipe implementou um algoritmo de MDO que trata de definições conceituais das áreas de aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle das aeronaves desenvolvidas. No entanto, o *software* ainda carecia de análises estruturais precisas e que irão acelerar o projeto.

Adicionar análises aeroelásticas proporcionou além de maior competitividade ao projeto, maior integração às áreas e engenharia mais rebuscada, prevendo mais fatores nas fases iniciais.

## 1.3 OBJETIVOS

Este trabalho tem como objetivo geral desenvolver um módulo de aeroelasticidade para auxiliar no projeto conceitual das aeronaves que utilizam um programa de MDO previamente desenvolvido. Será dado o foco no principal componente que traz problemas aeroelásticos: a asa.

Para isso, serão implementados códigos em MATLAB® para avaliar a estrutura que sai do programa já criado. O módulo criado deve cumprir os seguintes objetivos específicos:

- Ler a geometria da asa das aeronaves que são geradas no processo de otimização (corda, envergadura, enflechamento, ângulo de ataque, diedro e perfil aerodinâmico);
- Ler os coeficientes aerodinâmicos da asa (coeficiente de sustentação e coeficiente de momento);
- Realizar uma estimativa da rigidez à torção e à flexão da estrutura baseada no banco de dados obtido no histórico da equipe e na geometria em questão;
- Realizar o cálculo da velocidade máxima do envelope de voo da aeronave;
- Realizar o cálculos das velocidades de *flutter* e reversão de comandos da asa e, caso elas estejam próximas ao envelope de voo, punir as aeronaves.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo, são apresentadas primeiramente metodologias conceituadas de projeto aeronáutico de forma resumida. Foi feito também uma descrição dos processos de otimização com foco na técnica utilizada no programa desenvolvido e os cálculos presentes nele.

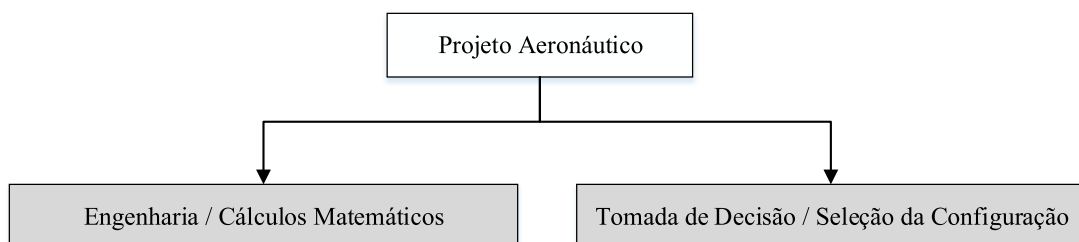
Em seguida, toda a formulação dos cálculos estruturais e aeroelásticos implementados é desenvolvida.

### 2.1 PROJETO AERONÁUTICO

Segundo Raymer (1992), a disciplina de projeto aeronáutico é um braço da engenharia aeronáutica que integra outras disciplinas como aerodinâmica, estruturas, controle e propulsão.

Sadraey (2013) segue na mesma linha, e complementa que um projeto vai muito além de cálculos matemáticos. Ele envolve muitos desafios, incertezas, ambiguidades e inconsistências que devem ser resolvidas através de metodologias que envolvem recursos organizacionais e humanos como principais artifícios. Assim, o projeto aeronáutico pode ser dividido em duas principais etapas, como segue na Figura 2.

Figura 2 – Principais grupos de atividades em projeto aeronáutico



Fonte: Adaptado de Sadraey (2013)

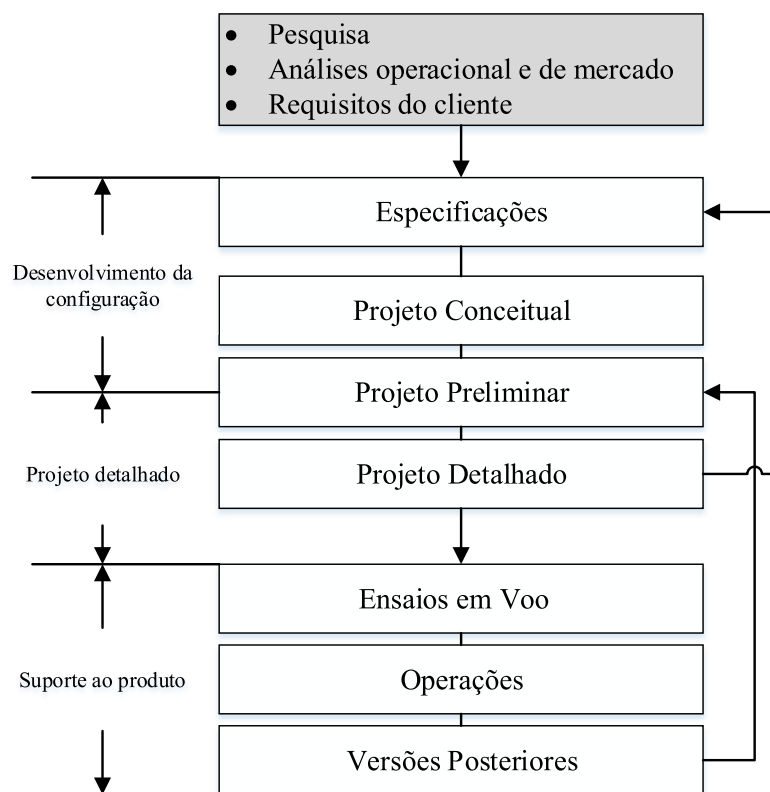
Devido as suas características que envolvem experiência na área, talento, discussão e uma série de processos que desenvolvido por cada grupo, o aprendizado teórico do projeto aeronáutico muitas vezes é mais difícil do que os conceitos técnicos de engenharia.

As primeiras etapas para definição da aeronave são elencar os objetivos e restrições da missão. Os objetivos e restrições podem envolver custos, autonomia, conforto, fabricabilidade, velocidades, manobrabilidade, peso, entre outros.

Não há uma solução única para a conceituação de uma aeronave. Para definição dos componentes majoritários, a restrição correta do problema somada aos objetivos e metas dará suporte a boas escolhas para cumprimento da missão.

As etapas seguintes podem ser divididas em projeto conceitual, preliminar e detalhado. Essas etapas tratam da configuração da aeronave através de análises de *trade-off* e MDO, além da avaliação do cumprimento dos requisitos quantitativos previamente definidos. As etapas são definidas na Figura 3.

Figura 3 – Esquema de desenvolvimento de aeronaves



Fonte: Adaptado de Torenbeek (2013)

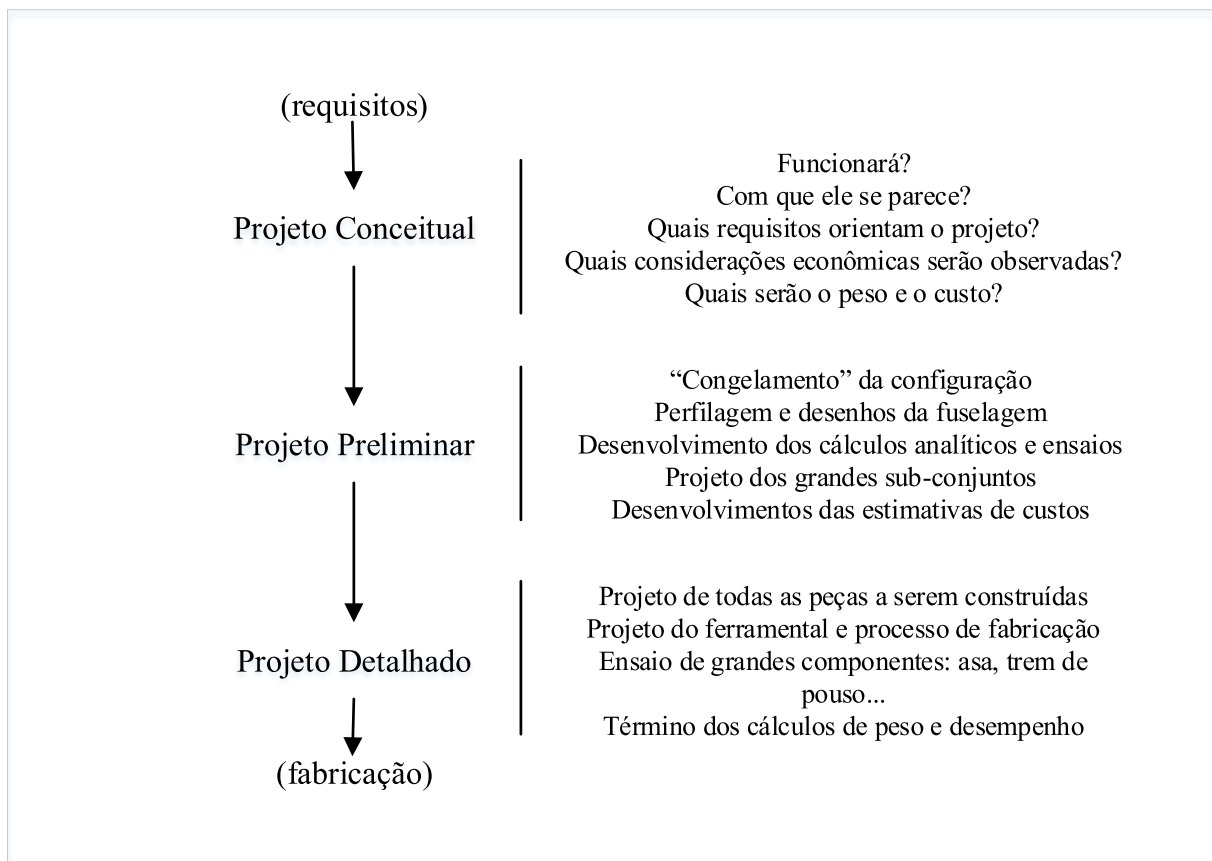
Torenbeek (2013) define as três principais etapas de projeto como segue abaixo:

- Projeto conceitual: as alternativas de *design* e dimensões dos principais componentes são definidas. É ainda caracterizado pela ciclicidade e complexidade. A equipe deve analisar minuciosamente projetos semelhantes além de promover *brainstormings* constantes para que as primeiras soluções surjam;

- Projeto preliminar: sendo a fase tipicamente mais duradoura, essa etapa objetiva trazer toda a definição dos componentes majoritários da aeronave, entrando ainda em alguns subsistemas cruciais. Grande parte da otimização dos componentes é realizada aqui.
- Projeto detalhado: o foco desta etapa consiste em definir o detalhamento de todos os subsistemas e o processo de fabricação da aeronave como um todo. Ainda é decidido que não deverão haver mais mudanças no projeto, sendo a configuração congelada.

Diferentes autores definem diferentes divisões para as três etapas majoritárias de projeto supracitadas. A Figura 4 apresenta a metodologia de Raymer (1992).

Figura 4 – Descrição das três etapas de projeto aeronáutico



Fonte: Barros (2001 apud RAYMER, 1992)

Cabe aos projetistas analisar as metodologias disponíveis a adaptá-las ao funcionamento de suas equipes, fazendo com que cada projeto tenha sua própria metodologia específica.

## 2.2 OTIMIZAÇÃO EM PROJETO DE AERONAVES

Para auxiliar na custosa tarefa das definições de uma aeronave, a disciplina de otimização entrou no pacote da engenharia aeronáutica a fim de investigar e trazer resultados do máximo de configurações possíveis variando as centenas de parâmetros inerentes no processo de geração de aeronaves.

Antes da ascensão das técnicas de otimização, esboçar um avião dava-se basicamente através de banco de dados de modelos já criados reunidos em *handbooks* extensos contendo os principais influenciadores das condições de voo. Apenas após semanas de desenvolvimento conceitual e recálculo de diversos parâmetros, a aeronave que seguiria para projeto começava a tomar forma.

Nesse processo, observava-se grande dependência de engenheiros experientes para nortear as decisões e, ainda assim, eram comuns erros com repasse de dados devido ao grande número de parâmetros. Na Equipe Microraptor, mais de 16 dados quantitativos são necessários na etapa conceitual para definir cada aeronave testada.

A partir dos anos 1970, através de uma grande expansão do assunto otimização e o desenvolvimento dos computadores, as análises puderam se tornar muito mais fiéis e o processo de criação acelerou-se como nunca antes visto (TORENBEEK, 2013).

Isso permitiu que as aeronaves analisadas passassem de algumas dezenas para centenas de milhares para cada projeto.

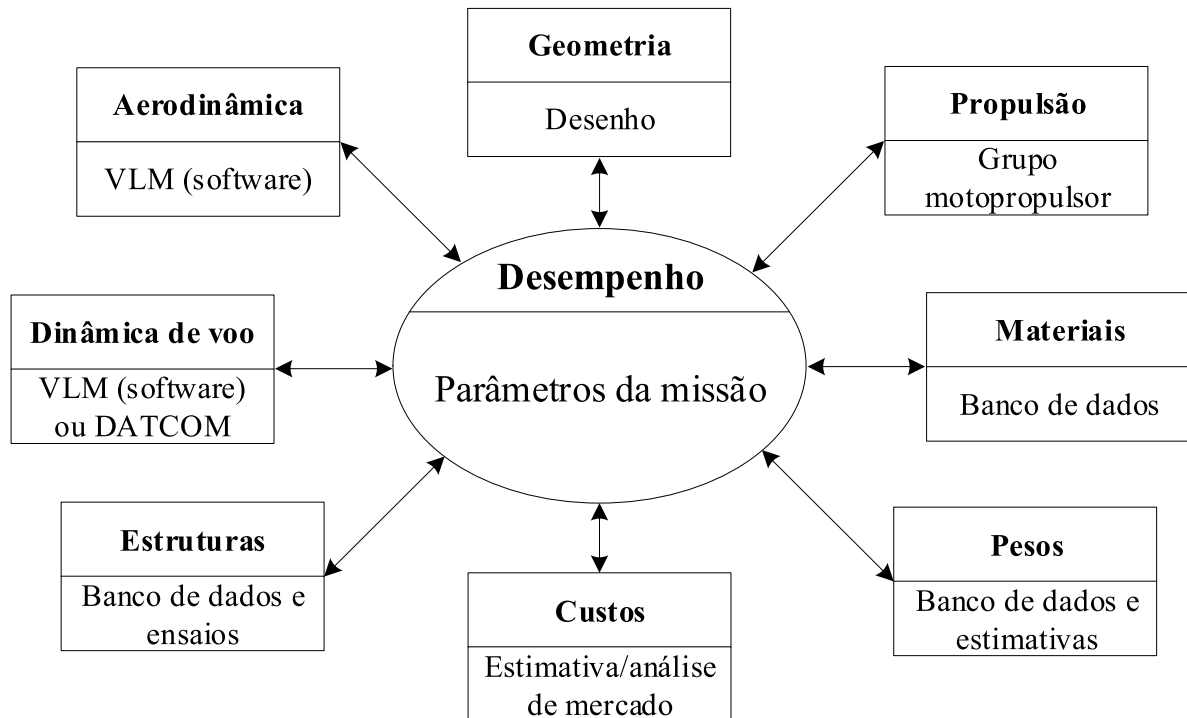
Para avaliação do dimensionamento conceitual, após explorar as alternativas de *design* (configurações de asa, cauda, fuselagem, sistema de aterragem, propulsão, etc.), as dimensões podem ser descritas para o dimensionamento computacional, que precisa atender às restrições de todas as áreas de projeto, normas técnicas e especificações dos clientes. Isso se dá através de um estudo de viabilidade dos conceitos.

A Figura 5 apresenta a amplitude das disciplinas do projeto conceitual. A saída, chamada de parâmetros da missão, envolve a qualidade de voo, desempenho da aeronave e custos do projeto.

Com a modelagem computacional mais completa quanto possível do problema, é possível utilizar um programa de otimização para auxiliar nas escolhas de parâmetros geométricos e baseado em banco de dados.

Devido a sua característica multidisciplinar, uma equipe bem definida deve estar por trás da modelagem e análise de resultados, corrigindo os possíveis erros inerentes do processo de criação de novas aeronaves. O grupo também deve ser hábil para cumprir as metas de prazos do projeto e trazer aeronaves funcionais no tempo requerido.

Figura 5 – Disciplinas de projeto conceitual e suas ferramentas de análise



Fonte: Adaptado de Torenbeek (2013, p. 214)

### 2.2.1 Otimização multidisciplinar em projeto

Gudmundsson (2014) apresenta a ideia de que a parte mais difícil de uma análise de *trade-off* é adicionar corretamente o peso para que cada uma das áreas de estudo receba a correta importância em projeto. A MDO busca encontrar o ponto ideal exatamente neste quesito, não favorecendo um ponto específico, mas deixando o projeto como um todo viável.

De posse dos requisitos e restrições do problema, a síntese da MDO pode ser iniciada. Uma lista dos elementos de otimização deve ser montada, inicialmente. A Tabela 1 apresenta um exemplo de critérios de otimização típicos de aeronaves.

Segue-se então para a definição das prioridades, ou seja, quais dos critérios elencados terá mais peso no projeto. A partir daí, pode-se iniciar a formulação matemática da otimização para resolver o problema.



Tabela 1 – Critérios de otimização por áreas de projeto

Nº	Critério	Objetivo
1	Custo	Minimizar custo operacional Minimizar custo de manufatura Minimizar custo de ciclo de vida Maximizar lucro Maximizar retorno no investimento Maximizar carga paga por US\$
2	Desempenho	Maximizar velocidade de cruzeiro Maximizar alcance Maximizar autonomia Maximizar altitude absoluta Minimizar velocidade de decolagem Maximizar razão de subida Maximizar manobrabilidade
3	Peso	Minimizar peso de decolagem Minimizar peso vazio Maximizar peso de combustível
4	Qualidade de voo (estabilidade e controle)	Maior controlabilidade Maior estabilidade Alto padrão de qualidade de voo Maior conforto aos passageiros
5	Dimensões	Menor envergadura de asa Menor comprimento de fuselagem Menor altura da aeronave Maior aproveitamento de fuselagem
6	Beleza ou medo	Mais atrativo (civil) ou mais amedrontador (militar)
7	Critérios do sistema	Maior manuntenbilidade Maior produtibilidade Mais descartável Mais secreto Mais flexível Mais confiável
8	Duração do projeto e operação	Menor duração de projeto Menor duração de fabricação Maximizar vida útil da aeronave

Fonte: Adaptado de Sadraey (2013, p. 73)

## 2.2.2 Técnicas de Otimização

O termo otimização, segundo Sadraey (2013, p. 74), refere-se ao estudo de problemas para buscar maximizar ou minimizar funções através da escolha de valores reais ou inteiros que fazem parte de um grupo permitido de valores. Essa função é chamada de função objetivo (FOB).

Em resumo, um problema de otimização reúne as variáveis do projeto, a função objetivo, as restrições e a região de solução.

As funções podem ainda ser divididas em mono e multi-objetivos. Muitos problemas

na aviação podem ser resolvidos através de funções mono-objetivos. Em situações mais complexas, como propõe a Tabela 1, pode haver a necessidade de utilizar funções multi-objetivos.

A complexidade de um programa multi-objetivo pode ser tamanha e impossibilitar sua otimização. No entanto, há muitos casos em que um programa multi-objetivo pode ser convertido em um objetivo singular (SADRAEY, 2013, p. 76), com pesos de acordo com os critérios de prioridade de projeto.

Variáveis independentes podem ser representadas por um sub-índice N conhecido como vetor de controle (TORENBEEK, 2013, p. 21):

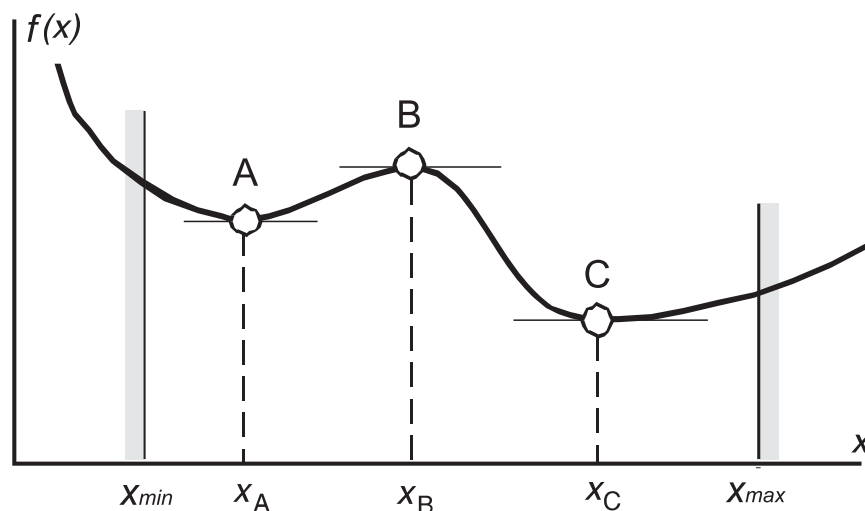
$$\vec{X} = (x_1, x_2, \dots, x_N)^T, x_{max} \leq x \leq x_{min} \quad (2.1)$$

A rotina de otimização tem como tarefa encontrar o vetor de controle que minimize a FOB  $f(\vec{X})$ . Todo problema de otimização é, conceitualmente, um problema de minimização de uma função. Caso seja necessário maximizar uma função, adota-se (SADRAEY, 2013, p. 75) a simples operação:

$$\text{máximo de } [-f(\vec{X})] = -\text{mínimo de } f(\vec{X}) \quad (2.2)$$

As condições de contorno do problema são parametrizadas através da definição dos limites superiores ( $x_{max}$ ) e inferiores ( $x_{min}$ ) das variáveis do vetor de controle. Com essas restrições, já é possível realizar buscas pelos valores da FOB. A Figura 6 apresenta esse conceito em um exemplo esquemático.

Figura 6 – Limites de um problema de otimização linear



Fonte: Adaptado de Torenbeek (2013, p. 2 2)

### 2.2.3 Métodos de Otimização

Estão disponíveis diversos métodos para encontrar a busca da melhor solução de uma FOB. A escolha do método ideal varia de acordo com a complexidade do problema. Será apresentada nesta seção uma breve descrição dos tipos de métodos, focando no *Bat Algorithm* (BA), que compõe o programa de otimização utilizado neste trabalho.

São elencados abaixo os principais modelos utilizados em problemas de otimização, juntamente com suas características principais (HOLTZ, 2005, p. 37):

#### 2.2.3.1 Algoritmos determinísticos

Conhecido também como método clássico (BASTOS, 2005), nos algoritmos determinísticos a FOB e as demais funções matemáticas passam por uma sequência determinística de soluções, sendo necessário na maioria das vezes ao menos a primeira derivada da FOB em relação ao vetor de controle.

Para sua efetividade, o ponto de partida deve ser muito bem definido e sua solução ótima encontrada não necessariamente é a solução ótima global do problema. Por fim, podem-se dividir em grupos de funções objetivos lineares e não-lineares, possuindo diferentes caminhos de otimização para cada uma delas.

#### 2.2.3.2 Algoritmos probabilísticos

Esse método utiliza de dados e parâmetros estocásticos para encontrar soluções ótimas. Por não trabalharem com derivadas e não necessitarem de uma FOB com derivadas definidas, métodos probabilísticos se sobressaem em relação aos determinísticos.

Ele ainda não depende do ponto de partida e realiza buscas através da geração de uma população de indivíduos.

#### 2.2.3.3 Computação evolucionária

Com origem nos algoritmos probabilísticos, a computação evolucionária ou inteligência computacional acrescenta mecanismos de evolução natural observados na natureza.

Na computação evolucionária, a distinção dos demais métodos dá-se basicamente por (HOLTZ, 2005 apud BARBOSA, 1997):

- Empregar uma população de indivíduos.
- Trabalhar sobre codificação de possíveis soluções e não sobre as soluções.
- Empregar regras de transição probabilísticas.
- Desprezar informações sobre a FOB e as restrições, como por exemplo derivadas.

Para modelar as restrições do problema, pode-se usar de artifício a aplicação de penalidades. Elas podem ser cruciais para um bom funcionamento do processo de otimização e, por isso, devem ser bem definidas e testadas. Pode-se aplicar a pena de morte (HOLTZ, 2005), quando um indivíduo viola alguma restrição, sendo automaticamente descartado ou penalidades proporcionais à importância dos cumprimentos dos critérios.

Existem muitos modelos de algoritmos evolucionários presentes e consolidados hoje, assim como diversos outros que são desenvolvidos hoje. Pereira (2019) destaca alguns dos principais:

- Algoritmo Genético, ou *Genetic Algorithm*.
- Colônia de Formigas, ou *Ant Colony*.
- Algoritmo do Lobo Cinzento, ou *Grey Wolf Optimizer*.
- Otimização de Enxame de Partículas, ou *Particle Swarm Optimization*.

Neste trabalho, o método de otimização explorado é chamado de Ecolocalização de Morcegos, ou *Bat Algorithm* (BA). Ele não está entre os algoritmos mais clássicos da classe dos evolucionários, mas devido ao seu número reduzido de parâmetros em relação aos outros foi inicialmente considerado para a solução do problema.

Proposto por Yang (2010), o algoritmo de otimização metaheurística bioinspirada se baseia na capacidade de caça dos morcegos a insetos e combina características dos métodos já consolidados.

O comportamento do morcego é de simples entendimento. Ele utiliza seus mecanismos de ecolocalização, resumindo-se a duas etapas:

1. O morcego inicia a sua caça através da emissão de pulsos sonoros com alta amplitude e baixa taxa de emissão de pulsos (busca global).
2. Ao se aproximar de uma presa, ele aumenta a taxa e diminui a amplitude, garantindo maior probabilidade de sucesso na caça (busca local).

Suas principais variáveis de controle de otimização são elencadas abaixo:

- $f_{min}$  e  $f_{max}$ : frequências de emissão.
- $r$ : taxa de emissão de pulsos.
- $\eta$ : população inicial de morcegos.
- $N_{gen}$ : número de gerações.

- $\kappa$ : taxa de decréscimo da frequência.
- $\gamma$ : taxa de aumento da emissão de pulsos.
- $e$ : tamanho do deslocamento ao redor da melhor solução.

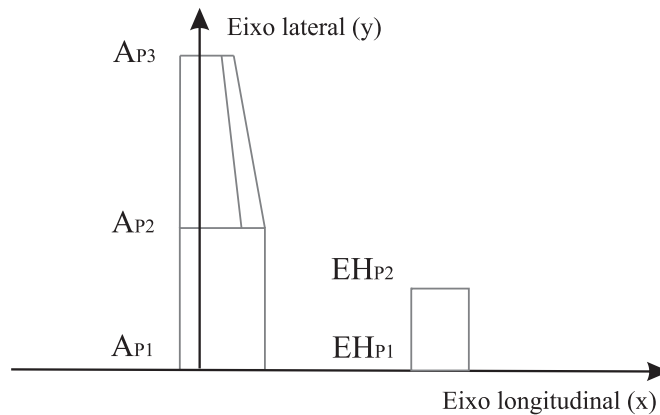
#### 2.2.4 Programa de Otimização Desenvolvido

Utilizando o BA, foi montado um programa de otimização em projeto conceitual de aeronaves abrangendo cálculos de aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle de aeronaves (PEREIRA, 2019). Este programa deu origem às publicações de PEREIRA et al. (2018), PEREIRA et al. (2019a) e PEREIRA et al. (2019b).

O *software* possui 16 variáveis de decisão para definir a geometria da aeronave e seu grupo motopropulsor. Toda sua programação foi desenvolvida em MATLAB®.

Na parametrização da geometria, dividiu-se inicialmente a aeronave em duas seções simétricas em relação ao seu eixo longitudinal. A seguir, definiu-se a asa ( $A_{Pn}$ ) em 2 seções e o estabilizador horizontal ( $EH_{Pn}$ ) em 1 seção. Variou-se ainda a distância entre essas superfícies. Na Figura 7 as variáveis são evidenciadas.

Figura 7 – Variáveis de decisão da geometria na aeronave



Fonte: Pereira (2019, p. 42)

Além disso, um banco de dados com grupo motopropulsores também faz parte das variáveis de decisão do problema. Na lista a seguir, todas as variáveis são sintetizadas:

1.  $ANGULO_{ASA}$  → Ângulo de incidência da asa.
2.  $CORDA_{AP1}$  → Corda do primeiro perfil da asa.
3.  $X_{le\_AP2}$  → Posição em (x) do bordo de ataque<sup>1</sup> do segundo perfil da asa.

<sup>1</sup>O subscrito presente na variável  $X_{le}$  se refere ao bordo de ataque, traduzido do inglês *leading edge*.

4.  $Y_{le\_AP2}$  → Posição em (y) do bordo de ataque do segundo perfil da asa.
5.  $RA_{AP2}$  → Razão de afilamento (RA) da seção da asa formada por  $AP1$  e  $AP2$ .
6.  $X_{le\_AP3}$  → Posição em (x) do bordo de ataque do terceiro perfil da asa.
7.  $Y_{le\_AP3}$  → Posição em (y) do bordo de ataque do terceiro perfil da asa.
8.  $RA_{AP3}$  → Razão de afilamento (RA) da seção da asa formada por  $AP2$  e  $AP3$ .
9.  $ANGULO_{EH}$  → Ângulo de incidência do estabilizador horizontal (EH).
10.  $X_{le\_EHP1}$  → Posição em (x) do bordo de ataque do primeiro perfil do EH.
11.  $CORDA_{EHP1}$  → Corda do primeiro perfil do EH.
12.  $Y_{le\_EHP2}$  → Posição em (y) do bordo de ataque do segundo perfil do EH.
13.  $CORDA_{EV}$  → Corda do estabilizador vertical.
14.  $GMP$  → Grupo motopropulsor.
15.  $PCG$  → Posição do CG (centro de gravidade) em relação à  $CORDA_{AP1}$ .
16.  $PTP$  → Posição do trem de pouso principal.

Para as análises de aerodinâmica, estabilidade e controle, foi incorporado aos códigos o *software* AVL® - *Athena Vortex Lattice* (DRELA; YOUNGREN, 2004). Ele realiza uma linearização da dinâmica de voo das superfícies sustentadoras em qualquer fase do voo.

As análises de desempenho tiveram foco em definir o peso máximo de decolagem (*Maximum Take-Off Weight* - MTOW) da aeronave, baseado em um método de integração de forças no tempo considerando a rotação da aeronave, a deflexão do profundor e a posição do trem de pouso principal (PEREIRA, 2019, p. 49).

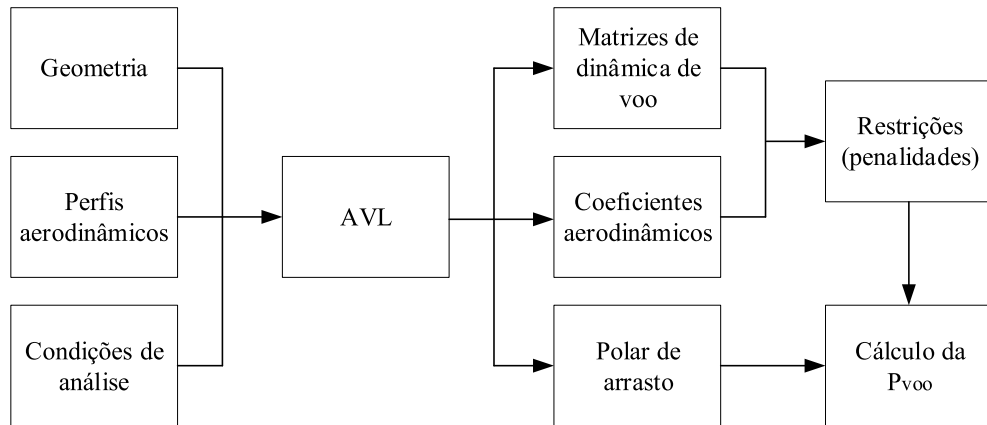
As restrições do programa visaram atender a critérios de estabilidade estática e dinâmica.

Por fim, a FOB do programa é baseada na Competição SAE Brasil AeroDesign, que transmite desafios da engenharia aeronáutica a estudantes de graduação e pós-graduação de todo o Brasil. Ela busca otimizar a pontuação de voo ( $P_{voo}$ ), baseada em critérios definidos através do regulamento da competição. A equação de pontuação 2019 é descrita abaixo, e tem como variáveis a carga paga da aeronave ( $CP$ ) e o peso de bateria do sistema de propulsão ( $P_{bat}$ ).

$$FOB = P_{voo} = 9 * \left[ \frac{CP}{4,2891 * \ln(P_{bat}) - 19,25} \right] * \left[ \frac{2}{1 + e^{5*(P_{bat}-84,4)}} - 1 \right] \quad (2.3)$$

Assim, a rotina de otimização está completa. Um esquema da avaliação das aeronaves é mostrado na Figura 8.

Figura 8 – Rotina de avaliação da aeronave



Fonte: Pereira (2019, p. 55)

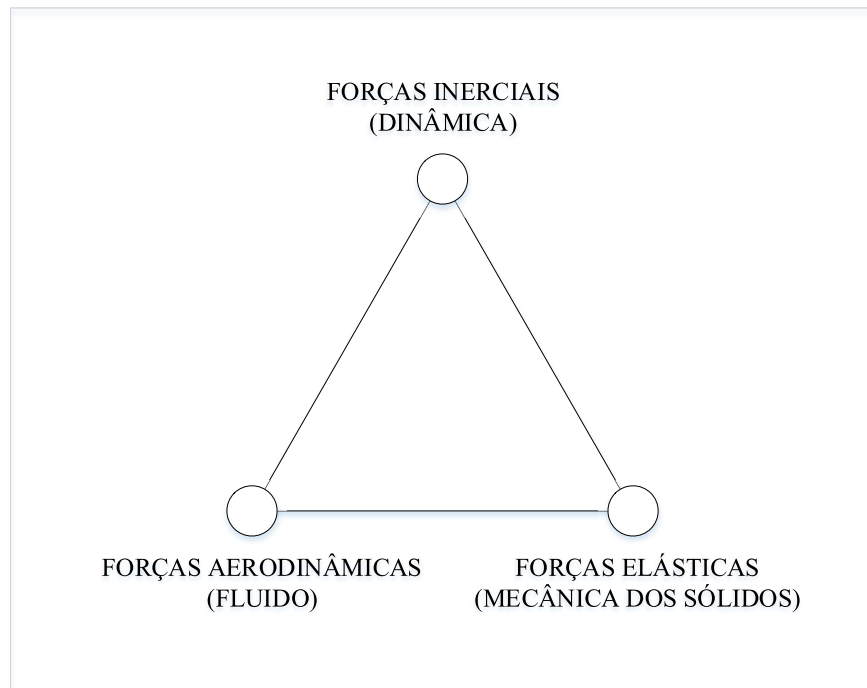
## 2.3 AEROELASTICIDADE

### 2.3.1 Introdução

A disciplina de aeroelasticidade, em engenharia aeronáutica, é a descrição de fenômenos físicos que envolvem interação significativa entre forças inerciais, elásticas e aerodinâmicas (DOWELL, 2015).

Collar sugeriu que os assuntos relacionados à aeroelasticidade poderiam ser eficientemente visualizados através de um triângulo de disciplinas: dinâmica, mecânica dos sólidos e aerodinâmica não-estacionária, como é mostrado na Figura 9.

Figura 9 – Diagrama de Collar



Fonte: Dowell (2015, p. 2)

A disciplina pode ser dividida em dois blocos (SILVA, 2009a):

1. Aeroelasticidade estática: aborda fenômenos que possuem variação no tempo desprezível, ou seja, sem aceleração ou velocidades significativas. Como exemplo, há a aplicação dos carregamentos aerodinâmicos em voo. São fenômenos associados:
  - Divergência.
  - Reversão de Comandos.
  - Redistribuição de Cargas.
2. Aeroelasticidade dinâmica: quando o movimento varia significativamente com o tempo, surgindo acelerações que impactam na inércia, surgindo a interação com as componentes elásticas e aerodinâmicas. São fenômenos associados:
  - *Flutter*.
  - *Buffeting*.
  - Cargas de Rajada.

Diferente da abordagem avaliativa de estabilidade e controle, a aeronave em estudos aeroelásticos é considerada um corpo flexível, sofrendo deformações que alteram sua aerodinâmica em voo.



A importância da previsão de fenômenos aeroelásticos vai ao encontro com a segurança, sem dúvidas o fator mais importante para qualquer projeto aeronáutico, acima ainda dos custos. Quando problemas aeroelásticos acontecem, na maioria das vezes as consequências são catastróficas e os danos da negligência são irreparáveis.

Os fenômenos que costumam mais ocorrer em VANTs (Veículos Aéreos Não Tripulados) desenvolvidos para aerodesign são a reversão de comandos e o *flutter*, devido à busca por estruturas muito leves e a característica de aeronaves cargueiras, trazendo superfícies sustentadoras de alta eficiência aerodinâmicas. Esses dois fatores combinados necessitam de um projeto aeroelástico detalhado para garantir a não-ocorrência de nenhum problema.

O projeto aeroelástico deve, por fim, garantir que nenhum fenômeno ocorra dentro do envelope de voo da aeronave, que contém as velocidades operacionais e acelerações verticais, conhecidas como fator de carga. A velocidade de mergulho é considerada a última velocidade operacional para cálculos estruturais, não podendo a aeronave voar acima dessa condição.

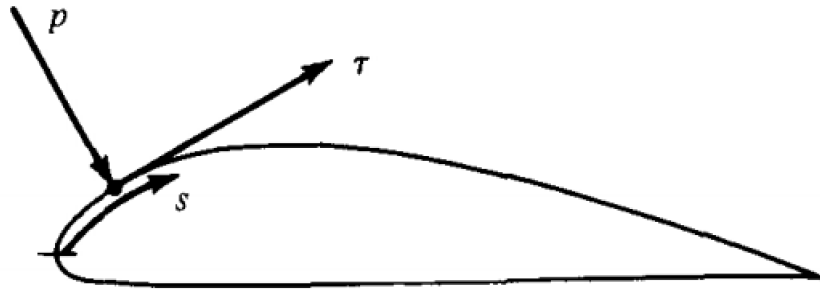
## 2.4 Fundamentos de Aerodinâmica

Para iniciar os estudos de aeroelasticidade, antes deve ser realizada a descrição da teoria de aerodinâmica elementar. O projeto aerodinâmico influencia fortemente todas as demais áreas, visto que definições cruciais são realizadas acerca das superfícies sustentadoras. Assim, serão definidas as principais forças e momentos causados por interações aerodinâmicas.

### 2.4.0.1 Forças e Momentos Aerodinâmicos

Anderson Jr. (2011, p. 15) diz que todas as forças e momentos aerodinâmicos ao redor de uma superfície dependem exclusivamente da distribuição de pressões ( $p$ ) e tensões cisalhantes ( $\tau$ ), como mostrado na Figura 10. Esses valores podem ser integrados ao longo da superfície ( $s$ ) e assim são encontradas as devidas distribuições de esforços.

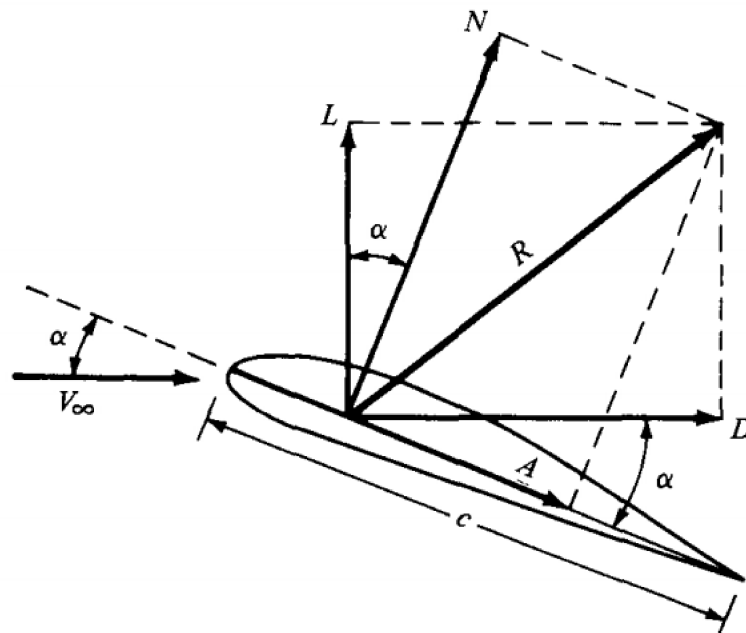
Figura 10 – Ilustração de pressão e momento ao longo de um aerofólio



Fonte: Anderson Jr. (2011, p. 16)

O resultado da integral de superfície são resultantes de força e momento. Assumindo que o corpo está em movimento e escoando através de um fluido, os esforços gerados podem ser decompostos, conforme Figura 11.

Figura 11 – Resultantes de forças aerodinâmicas e suas decomposições



Fonte: Anderson Jr. (2011, p. 16)

Onde: (ANDERSON JR., 2011)

- $c$ : corda do perfil aerodinâmico.
- $V_{\infty}$ : velocidade do escoamento.

- $\alpha$ : ângulo de ataque (ângulo entre a linha da corda e a velocidade do vento).
- $R$ : resultante de forças devido às tensões.
- $N$ : força normal, componente de  $R$  perpendicular a linha de  $c$ .
- $A$ : força axial, componente de  $R$  paralela a linha de  $c$ .
- $L$ : força de sustentação, componente de  $R$  perpendicular a  $V_\infty$ .
- $D$ : força de arrasto, componente de  $R$  paralela a  $V_\infty$ .

De acordo com a mecânica dos fluidos clássica, para um fluido sem viscosidade a pressão dinâmica ( $q_\infty$ ) é função da densidade do fluido ( $\rho$ ) e da velocidade do escoamento, conforme Equação 2.4.

$$q_\infty = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \quad (2.4)$$

Com isso, e adicionando uma área de referência  $S$  e um comprimento de referência  $l$ , as forças e momentos podem se tornar coeficientes adimensionais, definidos como:

$$\text{Coeficiente de sustentação: } C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.5)$$

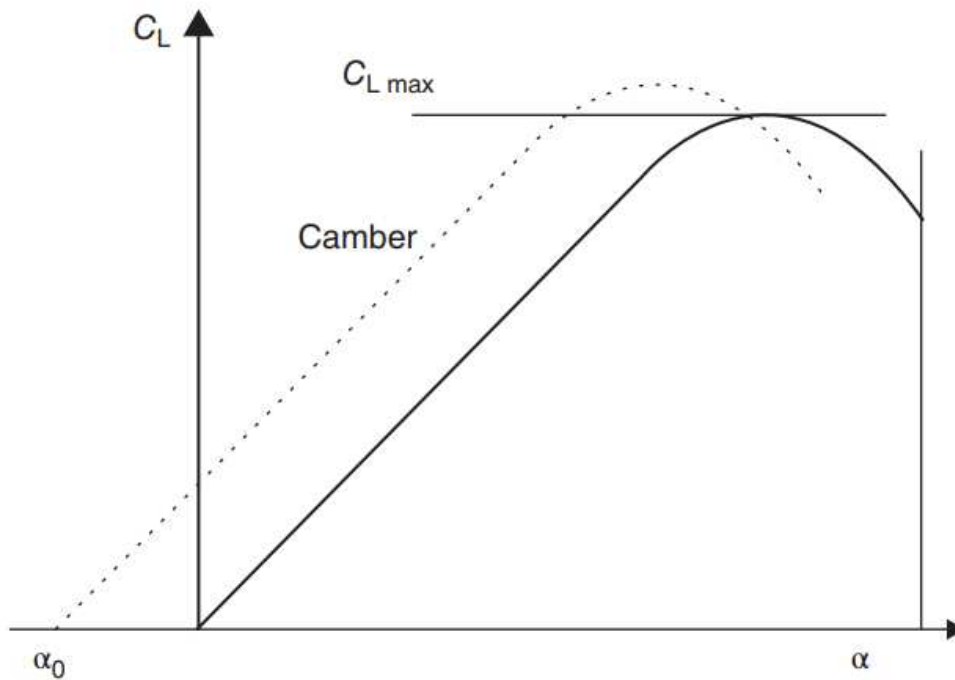
$$\text{Coeficiente de arrasto: } C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (2.6)$$

$$\text{Coeficiente de momento: } C_M = \frac{M}{q_\infty S l} \quad (2.7)$$

Dentre estes, os coeficientes de sustentação e momento são os que mais influenciam nos deslocamentos das estruturas, sendo usados amplamente nos cálculos aeroelásticos.

Uma relação muito conhecida e útil é a variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque (Figura 12). Através do gráfico pode-se perceber que essa relação possui uma parte linear e uma parte não linear.

Figura 12 – Variação no coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque para um aerofólio genérico



Fonte: Wright e Cooper (2015, p. 75)

Exatamente na parte linear da curva, dá-se origem a uma importante derivada, utilizada em cálculos subsequentes, denominada neste trabalho de  $a_1$ .

$$a_1 = \left( \frac{dC_L}{d\alpha} \right) \quad (2.8)$$

#### 2.4.0.2 Centro Aerodinâmico

Por definição (SILVA, 2009a apud WRIGHT; COOPER, 2015), o centro aerodinâmico (CA) é o ponto no aerofólio onde o momento aerodinâmico não varia com o ângulo de ataque.

$$\left( \frac{dC_M}{d\alpha} \right)_{CA} = 0 \quad (2.9)$$

Para aerofólio finos em regime subsônico, o CA situa-se a 25% da corda do perfil.

## 2.5 Fundamentos de Estruturas

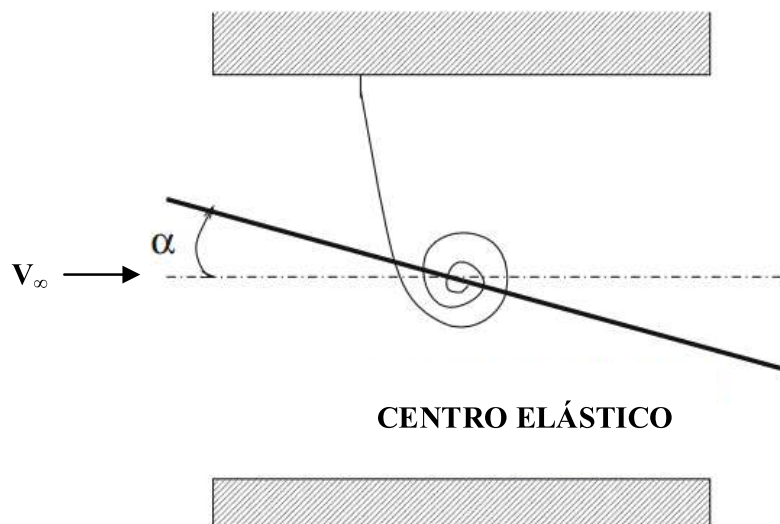
Para construir o modelo de cálculos aeroelásticos, alguns parâmetros estruturais são essenciais e serão apresentados a seguir.

### 2.5.1 Centro Elástico

O centro elástico (CE), ou centro de cisalhamento, é definido como o ponto 2D em uma seção qualquer da asa em que, quando aplicada um esforço de cisalhamento não deve produzir taxa de torção, ou seja, torção por envergadura zero (WRIGHT; COOPER, 2015, p. 51). É nesse ponto em que, se aplicada uma força, a estrutura sofrerá flexão pura no sentido em que a força foi aplicada.

O eixo elástico é a união dos pontos do CE ao longo do comprimento da semi-asa. Uma representação do centro elástico típica é a representação por uma mola de torção, como mostrado na Figura 13.

Figura 13 – Geometria de uma seção típica de aerofólio



Fonte: Dowell (2015, p. 4)

### 2.5.2 Rigidez Estrutural

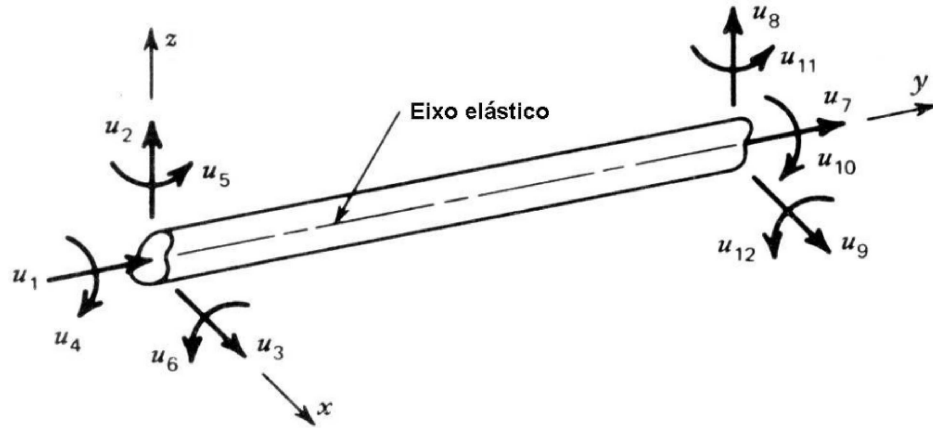
A modelagem dos fenômenos aeroelásticos necessita da teoria de análise matricial de estruturas, onde os deslocamentos  $u_j$  relacionam-se com as forças  $F_i$  através da matriz de rigidez de coeficientes  $K_{ij}$ :

$$\{F_i\} = [K_{ij}]\{u_j\} \quad (2.10)$$

A Equação 2.10 é válida para estruturas lineares. Para asas de geometria comum, é possível utilizar o elemento de viga de Bernoulli-Euler com boa representatividade

(CAIXETA JR., 2006). Essa viga é representada na Figura 14.

Figura 14 – Deslocamentos de uma viga de Bernoulli-Euler



Fonte: Adaptado de Craig (1981, p. 39 )

Pela teoria elementar da viga, é possível definir os valores de  $K$  (FUNG, 1955). Se uma viga é submetida a um momento fletor  $M$  em seu plano principal, a viga sofrerá deflexão neste plano. Se  $1/R$  representa a curvatura final assumida após o carregamento, dentro do regime elástico do material, tem-se que:

$$\frac{1}{R} = \frac{M}{EI} \quad (2.11)$$

onde  $E$  representa o módulo de elasticidade do material (ou módulo de Young) e  $I$  o momento de inércia de área da seção transversal em torno do eixo que é perpendicular ao plano principal de ações de  $M$ .

Pela Equação 2.11, percebe-se que quanto maior for o produto  $EI$ , menores serão as deflexões causadas pelo momento fletor. Assim, define-se a rigidez flexional como o produto de  $E$  por  $I$ , sendo o valor encontrado quando, ao aplicar um momento  $M$ , tem-se uma deflexão  $1/R$  unitária.

De acordo com a Figura 14, o eixo  $y$  coincide com o eixo elástico da viga. Se um momento torsor  $T$  for aplicado nessa direção, a seção transversal irá rotacionar em volta do CE da viga. Definindo  $\theta$  como o ângulo de torção ao longo do comprimento, ele será proporcional de acordo com a equação:

$$\frac{d\theta}{dy} = \frac{T}{GJ} \quad (2.12)$$

onde  $G$  é módulo de elasticidade transversal do material e  $J$  o momento polar de inércia. O produto  $GJ$  denota a rigidez à torção da viga.

Outras duas definições são feitas em questão de rigidez, onde usa-se o comprimento  $L$  da viga para gerar as variáveis rigidez por comprimento:

$$K_f = \frac{EI}{L} \quad (2.13)$$

$$K_t = \frac{GJ}{L} \quad (2.14)$$

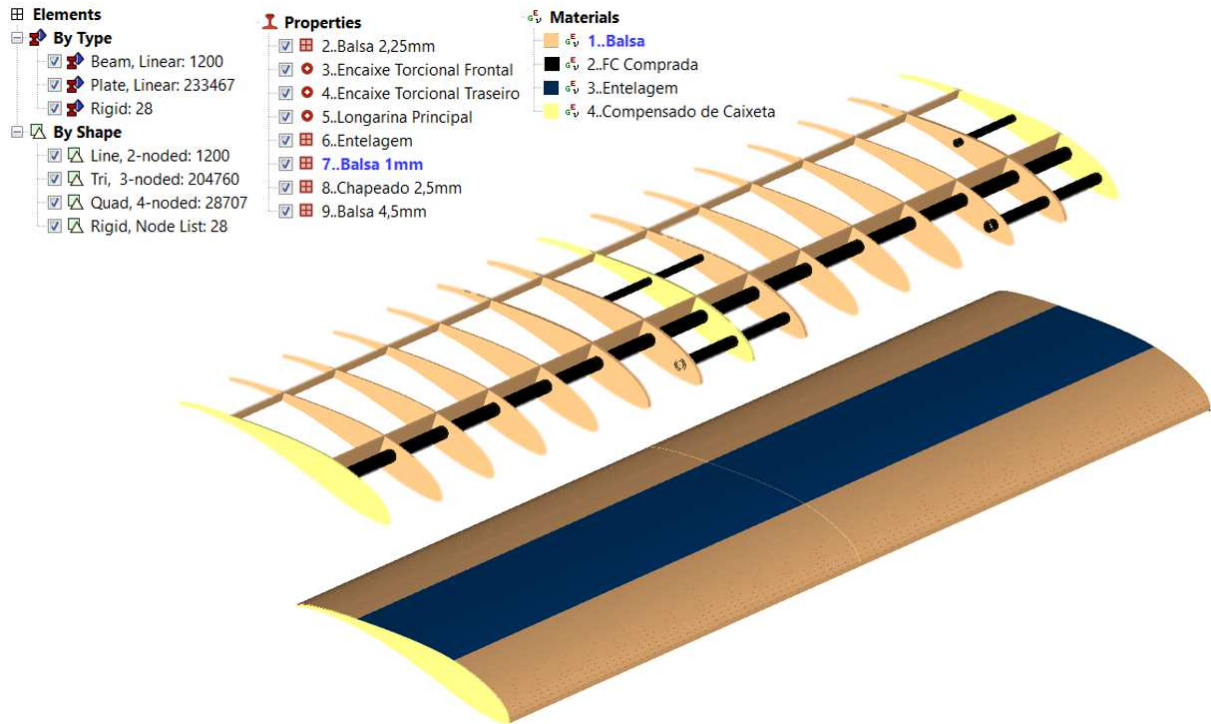
Fung (1955, p. 1 ) salienta que asas reais de uma aeronave estão sujeitas a muitos carregamento em diversas direções, trazendo seus deslocamentos angulares e lineares a cálculos bem mais complexos.

Além disso, a formulação da teoria elementar é válida para seções transversais constantes, o que não acontece geralmente em asas. Por isso, a tendência de torção e flexão de uma asa real não é constante como prevê as fórmulas.

No entanto, uma solução analítica para avaliar torção e flexão de uma estrutura de propriedades variáveis é bem complexa. Uma solução simples e efetiva é dividir a viga em um número suficiente de elementos com rigidezes diferentes.

Há também de se considerar que os cálculos desenvolvidos aqui serão utilizados como método comparativo para auxiliar na escolha das superfícies sustentadoras durante a fase de projeto conceitual, já existindo métodos mais representativos em fases posteriores. Um exemplo de uma asa detalhadamente modelada em elementos finitos é mostrada na Figura 15.

Figura 15 – Modelagem de asa de VANT para avaliação estrutural aeroelástica em elementos finitos. Detalhes das nervuras, materiais e elementos



Fonte: Próprio autor

A proposta deste trabalho simplifica a estrutura de uma asa, que possui diversos materiais e, conseqüentemente, diferentes módulos de elasticidade. Buscou-se trabalhar com um modelo de viga seccionada com diferentes rigidezes ao longo de seu comprimento.

## 2.6 Reversão de Comandos

A reversão de comandos é um fenômeno associado à aeroelasticidade estática que estuda as mudanças nos carregamentos na estrutura ao acionar-se alguma superfície de comando. No caso da asa, será considerado para este estudo a presença de apenas um aileron em cada semi-asa.

O uso de superfícies de comando altera a curvatura do perfil aerodinâmico, que está diretamente ligado ao coeficientes de sustentação, arrasto e momentos do aerofólio. Isso é utilizado para realizar manobras nas aeronaves. É importante conhecer as mudanças nos carregamentos e quais esforços a mais isso irá causar na estrutura.

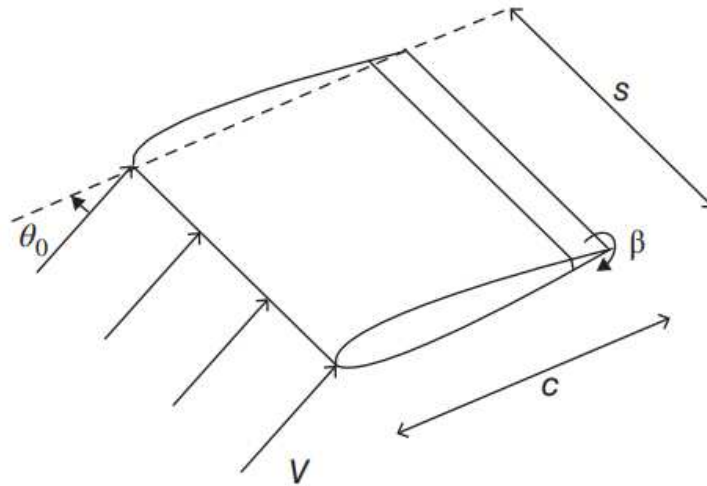
O estudo de reversão de comandos busca determinar as deflexões adicionais na superfícies sustentadora e compara esses resultados com uma asa rígida, surgindo o conceito de eficiência de comandos.

Considere uma asa uniformemente flexível (WRIGHT; COOPER, 2015, p. 144), com semi-envergadura  $s$ , corda  $c$  e seção simétrica, além de um aileron rígido cobrindo



toda a semi-envergadura de análise. A seção tem ângulo de incidência  $\theta_0$  e a rotação do aileron é representada por  $\beta$ . O modelo é representado na Figura 16.

Figura 16 – Asa engastada e livre com aileron ao longo de toda envergadura



Fonte: Wright e Cooper (2015, p. 144)

O momento aerodinâmico ( $M_A$ ) terá um acréscimo ao contar com a deflexão do aileron:

$$M_A = qS \left[ C_{M,0} + \frac{dC_M}{d\beta} \beta \right] \quad (2.15)$$

onde  $C_{M,0}$  é o coeficiente de momento sem deflexão do aileron e o termo restante é o acréscimo de momento.

Assim também, o coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) será acrescido da seguinte forma:

$$L = qS \left[ \left( \frac{dC_L}{d\alpha} \right) (\alpha_0 + \theta) + \left( \frac{dC_L}{d\alpha} \right) \beta \right] \quad (2.16)$$

Onde  $\alpha_0$  representa a sustentação a zero de ângulo de ataque, e  $\theta$  é o ângulo de torção da estrutura.

Pode-se então realizar um equilíbrio de momento em relação ao centro elástico (CE) da estrutura, onde o momento é zero. Em análise estática, a rigidez à torção se opõe a todos os esforços aerodinâmicos gerados. Igualando as equações 2.12 à 2.15 e 2.16, tem-se:

$$K_t \theta = qS \left[ C_{M,0} + \frac{dC_M}{d\beta} \beta \right] + qS e \left[ \left( \frac{dC_L}{d\alpha} \right) (\alpha_0 + \theta) + \left( \frac{dC_L}{d\beta} \right) \beta \right] \quad (2.17)$$

A equação de sustentação foi multiplicada pela distância entre CA e CE, denominada  $e$ .

Outro fator que deve ser considerado é o momento aerodinâmico gerado devido à articulação da superfície de controle ( $H$ ), dado pela Equação 2.18.

$$H = qS_H c_H \left[ C_{M,0,H} + \frac{dC_{M,H}}{d\alpha}(\alpha_0 + \theta) + \frac{dC_{M,H}}{d\beta}\beta \right] \quad (2.18)$$

Assim, a rigidez da articulação pode ser considerada de forma análoga à rigidez à torção previamente definida. Dessa forma, iguala-se a Equação 2.18 a essa rigidez, denominada  $K_\beta$

$$K_\beta(\beta - \beta_0) = qS_H c_H \left[ C_{M,0,H} + \frac{dC_{M,H}}{d\alpha}(\alpha_0 + \theta) + \frac{dC_{M,H}}{d\beta}\beta \right] \quad (2.19)$$

As Equações 2.17 e 2.19 resultam no seguinte sistema de equações (SILVA, 2009b):

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \theta \\ \beta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{Bmatrix} \quad (2.20)$$

Onde:

$$a_{11} = e \frac{dC_L}{d\alpha} - \frac{K_t}{qS}, a_{12} = e \frac{dC_L}{d\beta} + \frac{dC_M}{d\beta}$$

$$a_{21} = \frac{dC_{M,H}}{d\alpha}, a_{22} = \frac{dC_{M,H}}{d\beta} - \frac{K_\beta}{qS_H c_H}$$

A divergência aeroelástica da estrutura vai ocorrer quando  $\det[a] = 0$ .

Os dois termos da Equação 2.17 produzirão uma torção elástica adicional  $\Delta\theta_\beta$  devido à maior curvatura do perfil, o que resulta em uma nova condição de equilíbrio:

$$K_t \Delta\theta_\beta = qS \left[ \frac{dC_M}{d\beta} \beta \right] + qS e \left[ \left( \frac{dC_L}{d\alpha} \right) \Delta\theta_\beta + \left( \frac{dC_L}{d\beta} \right) \beta \right] \quad (2.21)$$

Conhecendo-se o ângulo  $\beta$ , pode-se encontrar então  $\Delta\theta_\beta$ :

$$\Delta\theta_\beta = \frac{e \frac{dC_L}{d\beta} + c \frac{dC_M}{d\beta}}{\frac{K_t}{qS} - e \frac{dC_L}{d\alpha}} \beta \quad (2.22)$$

o que torna possível calcular as adições no carregamento aerodinâmico do perfil devido à deflexão do aileron ( $\Delta L_a$ ):

$$\Delta L_a = qS \left( \frac{dC_L}{d\beta} \right) \beta + qS \frac{dC_L}{d\alpha} \left[ \frac{e \frac{dC_L}{d\beta} + c \frac{dC_M}{d\beta}}{\frac{K_t}{qS} - e \frac{dC_L}{d\alpha}} \beta \right]$$

Somando os termos, tem-se a equação final:

$$\Delta L_a = qS\beta \left[ \frac{\frac{dC_L}{d\beta} \frac{K_t}{qS} + c \frac{dC_L}{d\alpha} \frac{dC_M}{d\beta}}{\frac{K_t}{qS} - e \frac{dC_L}{d\alpha}} \right] \quad (2.23)$$

O primeiro termo do numerador é devido à deflexão do aileron e o segundo termo refere-se à torção da asa devido à deflexão do aileron.

Na pressão de divergência, haverá zero sustentação na seção da asa, então a reversão ocorre quando  $q \rightarrow q_{rev}$  e  $\Delta L_a \rightarrow 0$ . Isolando os termos, tem-se a pressão dinâmica de reversão:

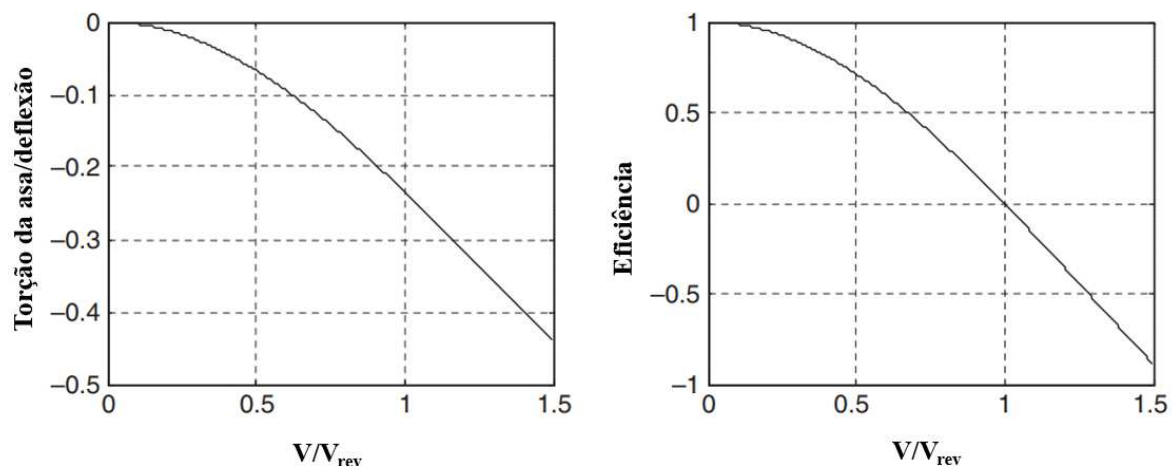
$$q_{rev} = - \frac{K_t \frac{dC_L}{d\beta}}{Sc \frac{dC_L}{d\alpha} \frac{dC_M}{d\beta}} \quad (2.24)$$

Com a pressão de reversão calculada, define-se a eficiência de comandos ( $\eta_c$ ) de acordo com a pressão gerada pelos carregamentos de uma asa rígida  $q_W$  (WRIGHT; COOPER, 2015, p. 146):

$$\eta_c = \frac{\text{sustentação asa flexível}}{\text{sustentação asa rígida}} = \frac{1 - q/q_{rev}}{1 - q/q_W} \quad (2.25)$$

A Figura 17 denota curvas de torção e eficiência da superfícies em relação à velocidade de reversão. Ela mostra que a eficiência de comandos reduz de acordo com o aumento da velocidade, chegando a zero na velocidade e reversão e ficando negativa acima disso. O ângulo de torção também fica negativo (nariz da aeronave para baixo) para elevadas pressões dinâmicas.

Figura 17 – Curvas de torção da asa e eficiência de comandos contra velocidade normalizada de reversão de comandos



## 2.7 Flutter

Blisbingshoff, Ashley e Halfman (1996) definem o *flutter* como o mais característico dos fenômenos aeroelásticos. Ele consiste em uma instabilidade dinâmica auto-excitada que ocorre em um corpo elástico sujeito a um escoamento.

A teoria clássica de *flutter* foi desenvolvida em 1934, quando o primeiro autor, Theodorsen, publicou seus trabalhos a respeito do tema. Ele abordou o fenômeno dividindo o escoamento em uma parte circulatoria e uma não circulatoria.

Segundo este modelo clássico, que teve estudos continuados pelos principais autores do tema (Wright e Cooper (2015), Fung (1955), Dowell (2015), Blisbingshoff, Ashley e Halfman (1996), dentre outros), o *flutter* ocorre quando há o acoplamento entre dois modos de vibração da estrutura, excitada por forças aerodinâmicas. Isso gera um movimento alimentado que leva à ruptura da estrutura.

A velocidade de *flutter*  $v_f$  é definida como sendo a velocidade mínima onde ainda há, a dada densidade do ar e temperatura, estabilidade estrutural.

O método de cálculo de *flutter* deste trabalho foi modelado por Flores (2018), levando em consideração 3 graus de liberdade para a ocorrência do fenômeno:

- Frequência natural amortecida de flexão.
- Frequência natural amortecida de torção.
- Deflexão do aileron.

A formulação de um sistema aeroelástico dinâmico leva em consideração aspectos estruturais de rigidez, massa e amortecimento, somado aos esforços aerodinâmicos e o número de graus de liberdades do modelo.

Wright e Cooper (2015, p. 175) apresenta uma equação de segunda ordem clássica para um sistema aeroelástico de  $N$  graus de liberdade:

$$\mathbf{A}\ddot{q} + (\rho V \mathbf{B} + \mathbf{D})\dot{q} + (\rho V^2 \mathbf{C} + \mathbf{E})q = 0 \quad (2.26)$$

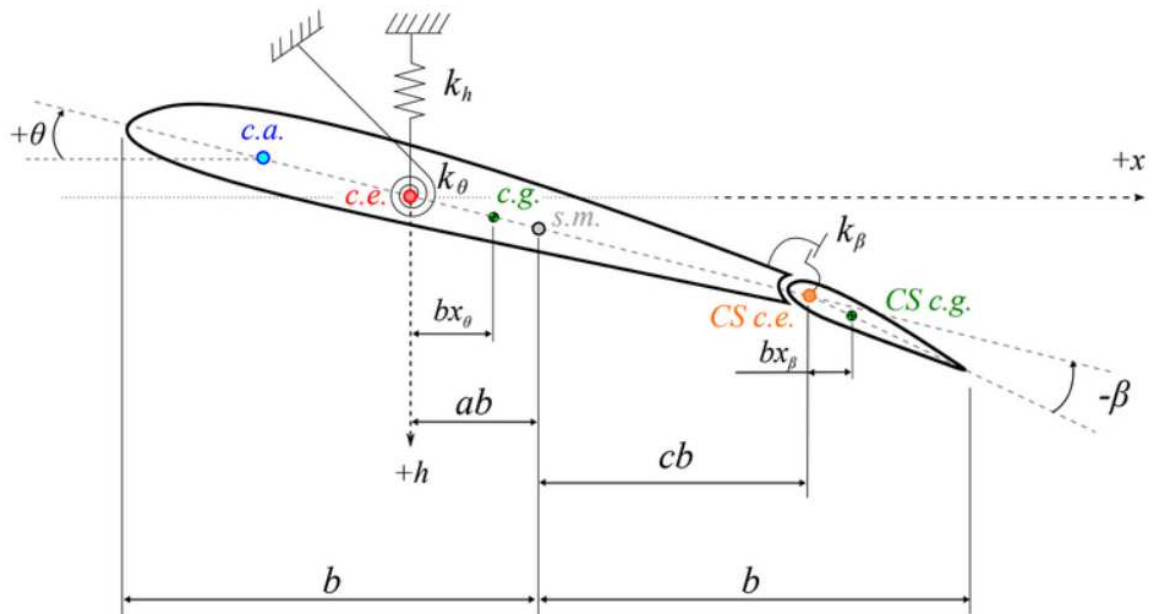
onde  $q$  e suas derivadas representam a coordenada generalizada e as letras destacadas representam matrizes do sistema, a saber:

- **A**: matriz de massa.
- **B**: matriz de rigidez aerodinâmica.
- **C**: matriz de amortecimento aerodinâmico.

- **D**: matriz de amortecimento estrutural.
- **E**: matriz de rigidez estrutural.

A avaliação se dá na seção típica, que consiste em uma representação simplificada da asa e depende de sua rigidez à torção. O modelo analisado, com 3 graus de liberdade, é mostrado na Figura 18. Nele, é explicitado o deslocamento vertical  $h$ , a rotação devido à torção  $\theta$  e a deflexão da superfícies  $\beta$ , além das distâncias aos centros aerodinâmicos ( $ca$ ), elástico ( $ce$ ) e de gravidade ( $cg$ ).

Figura 18 – Seção típica com 3 graus de liberdade



Fonte: Bueno (2017, p. 6)

O sistema da Figura 18 deve então ser montado de acordo com a Equação 2.26. As equações de Lagrange propõem uma análise geral de sistema mecânicos, apresentando bons resultados dado o custo de cálculo reduzido se comparado a outros métodos (FLORES, 2018, p. 46).

Esse sistema baseia-se em coordenadas generalizadas, que nada mais são que variáveis independentes de movimento em sistemas com  $N$  graus de liberdade. O desenvolvimento da teoria Lagrangeana reúne as energias cinética e potencial atuantes, modelados na Equação 2.27.

$$L_l = \frac{1}{2}m\frac{d^2x}{dt^2} - V_l(x) \quad (2.27)$$

O índice  $l$  representa a análise Lagrangeana. O primeiro termo da Equação 2.27 refere-se à energia cinética e o segundo à energia potencial. Essa função pode ser expressa em relação às suas coordenadas generalizadas:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L_l}{\partial \dot{q}_i} + \frac{\partial L_l}{\partial q_i} = Q_i \quad (2.28)$$

Sendo  $Q_i$  o carregamento externo. Avaliando a energia dissipativa ( $D$ ), e desprezando a variação da energia potencial no tempo, a equação de Lagrange em derivadas parciais é definida pela Equação 2.29;

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T_l}{\partial \dot{q}_i} + \frac{\partial T_l}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial U_l}{\partial q_i} + \frac{D_l}{\partial q_i} = Q_i \quad (2.29)$$

Onde:

- $T_l$  é a energia cinética.
- $U_l$  é a energia potencial.
- $D_l$  é a energia dissipativa.
- $q$  são as coordenadas generalizadas.
- $Q_l$  são as forças relativas às coordenadas generalizadas.

A primeira coordenada generalizada a ser modelada diz respeito ao movimento translacional do aerofólio ( $z$ ), assumindo-se que ele se movimenta pela seguinte expressão:

$$z = \left(\frac{y}{s}\right) q_f + \left(\frac{y}{s}\right) (x - x_f) q_t + (x - x_h) \beta \quad (2.30)$$

A coordenada  $q_h$  refere-se à translação,  $q_f$  à flexão e  $q_t$  à torção. A variável  $y$  é a semi-envergadura da asa,  $x_f$  a posição do CE e  $x_h$  a posição da articulação da superfície de comando.

A segunda coordenada refere-se ao movimento de rotação, sendo definida por:

$$\theta = \left(\frac{y}{s}\right) q_t \quad (2.31)$$

E, por fim, a terceira coordenada considera a deflexão do aileron, que é definida pela corda da superfície de comando, sendo  $\beta$  a variação angular.

Para equacionar a energia cinética, baseia-se na massa da superfície de comando ( $m_{sc}$ ) e da asa ( $m_{asa}$ ). Assim, apresentam-se as equações:

$$T_{sc} = \frac{m_{sc}}{2} \int \int_0^s \left( \left( \frac{y}{s} \right)^2 \dot{q}_f + \left( \frac{y}{s} \right) (x - x_f) \dot{q}_t + (x - x_h) \dot{\beta} \right)^2 \quad (2.32)$$

$$T_{asa} = \frac{m_{asa}}{a} \int \int_0^s \left( \left( \frac{y}{s} \right)^2 \dot{q}_f + \left( \frac{y}{s} \right) (x - x_f) \dot{q}_t \right)^2 \quad (2.33)$$

A energia potencial total do sistema relaciona-se com a elasticidade do mesmo, ou seja, com as rigidezes da estrutura.

$$U = \frac{1}{2} \int_0^s EI \left( \frac{2q_f}{s^2} \right)^2 dy + \frac{1}{2} \int_0^s GJ \left( \frac{2q_t}{s^2} \right)^2 dy + \frac{1}{2} \kappa_{\beta} s \beta^2 \quad (2.34)$$

Com isso, e adicionando aos parâmetros aerodinâmicos da superfície sustentadora, é possível montar o sistema aeroelástico com 3 graus de liberdade, como segue na Equação 2.35.

$$\begin{bmatrix} A_{1,1} & A_{1,2} & A_{1,3} \\ A_{2,1} & A_{2,2} & A_{2,3} \\ A_{3,1} & A_{3,2} & A_{3,3} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{q}_f \\ \ddot{q}_t \\ \ddot{\beta} \end{Bmatrix} + \rho V \begin{bmatrix} \frac{cs}{10} C_{L\alpha} & 0 & 0 \\ -\frac{c^2s}{8} C_{M\alpha} & -\frac{c^3s}{24} M_{\dot{\theta}} & 0 \\ -\frac{c^2s}{6} C_{L\beta} & 0 & -\frac{c^3s}{8} C_{M_{\dot{\beta}}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{q}_f \\ \dot{q}_t \\ \dot{\beta} \end{Bmatrix} \quad (2.35)$$

$$+ \rho V \begin{bmatrix} 0 & \frac{cs}{8} C_{L\alpha} & \frac{cs}{6} c_c \\ 0 & -\frac{c^2s}{6} C_{M\alpha} & -\frac{c^2s}{4} b_c \\ 0 & -\frac{c^2s}{4} C_{L\beta} & -\frac{c^2s}{2} c_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{4EI}{s^3} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{GJ}{s} & 0 \\ 0 & 0 & \kappa_{\beta} s \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_f \\ q_t \\ \beta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Onde a matriz de massa A é definida pelos coeficientes:

$$A_{1,1} = m \frac{sc}{5}$$

$$A_{1,2} = A_{2,1} = m \frac{s}{4} \left( \frac{c^2}{2} - x_f c \right)$$

$$A_{1,3} = A_{3,1} = m \frac{s}{3} \left( \frac{c^2 - x_h^2}{2} - x_h (c - x_h) \right)$$

$$A_{2,2} = m \frac{s}{3} \left( \frac{c^3}{3} - x_f c^2 + x_f^2 c \right)$$

$$A_{2,3} = m \frac{s}{2} \left( \frac{c^3 - x_h^3}{3} - (x_f + x_h) \frac{c^2 - c^2_h}{2} + x_f x_h (c - x_h) \right)$$

$$A_{3,3} = m s \left( \frac{c^3 - x_h^3}{3} - x_h c^2 + x_h^2 c \right)$$

### 3 METODOLOGIA

Neste capítulo, é apresentado o desenvolvimento do *software* utilizado na otimização de aeronaves. Inicialmente, expondo brevemente o funcionamento global do software e, em seguida, focando na divisão de aeroelasticidade.

O trabalho tem como principal objetivo alcançar uma análise conceitual da estrutura da aeronave, evitando futuros problemas estáticos e dinâmicos. Para isso, o primeiro passo foi construir um banco de dados com aeronaves de configurações de asas distintas, montando-se um gráfico semelhante ao da Figura 20 para todas elas. Assim, foi possível parametrizar o comportamento da rigidez à flexão e à torção das estruturas de acordo com o modelo de asa utilizado: suas partições e sua envergadura.

Em seguida, será explicitado a obtenção de dados aerodinâmicos, obtidos através do AVL® e *xfoil*®, juntamente com um banco de dados de aerofólios.

O programa passará então para as análises aeroelásticas, retornando a velocidade de reversão de comandos e *flutter*, e observando o comportamento do envelope de voo. Para analisar a viabilidade aeroelástica da aeronave, a norma *FAR-PART 23* foi seguida.

#### 3.1 Parâmetros de Rigidez

Com base nos trabalhos de Caixeta Jr. (2006) e em aeronaves da Equipe Microraptor, foi construído um modelo de previsão de rigidez da superfície sustentadora analisada. É sabido que, com os materiais frágeis e não lineares utilizados para construção de VANTs, apenas uma análise em elementos finitos pode prever com exatidão a característica estrutural da asa. Também fica clara a relação em envergadura, emendas da asa e seu peso no comprometimento da rigidez.

Em análise conceitual, faz-se suficiente uma aproximação da rigidez baseada nas características supracitadas, sabendo que o principal parâmetro visado neste estudo é avaliar se uma envergadura demasiadamente grande compromete a estabilidade estrutural.

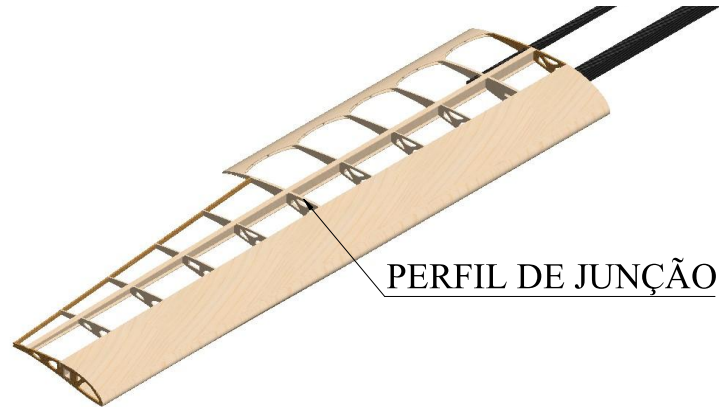
Majoritariamente, as asas são construídas com madeira de baixa densidade, como balsa e compensados, e fibra de carbono. Apesar de grande variabilidade das propriedades desses materiais, é possível definir a estrutura em análise de elementos finitos. Outro parâmetro essencial é o número de repartições da asa, que deve ser uma decisão de projeto. Como a aeronave deve ser desmontada e alocada em uma caixa de volume mínimo, quanto maior o número de partições, maior pode ser a envergadura. No entanto, há grande perda de rigidez e aumento de peso devido aos encaixes de montagem da asa. Por isso, esses foram os parâmetros a dar forma à rigidez da asa.

Utilizando modelos reais de protótipos e aeronaves dos últimos dois anos de competição, foi definido a queda de rigidez entre os modelos bipartido e quadripartido.



Para isso, foi realizada análise no *software* de elementos finitos ANSYS®. Um modelo de estrutura é apresentado na Figura 19.

Figura 19 – Exemplo de modelo utilizado na análise da influência de repartições da asa



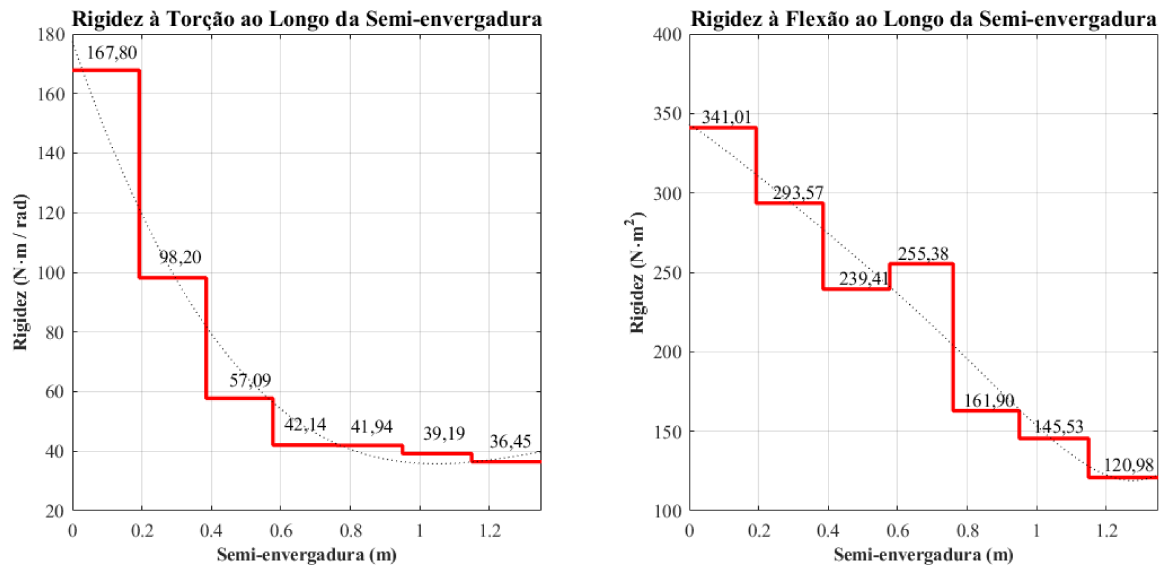
Fonte: Próprio Autor

Na situação de asa bipartida, o perfil de junção é considerado colado às duas partições da asa, enquanto na asa quadripartida tem-se uma conexão por atrito, permitindo a separação das partes. Assim, considerando os modelos de aeronaves das 4 últimas temporadas de competição da Equipe Microraptor, foi possível montar uma equação que aproximasse suficientemente a rigidez da asa. Seguiu-se para a definição da rigidez ao longo da envergadura uma equação polinomial de quarto grau (Equação 3.1).

$$y = 651,63x^4 - 2353,2x^3 + 3086x^2 - 1753,9x + 410,44 \quad (3.1)$$

O modelo adotado para a definição das rigidezes em otimização de projeto conceitual se mostrou satisfatório, visto que posteriormente são realizados cálculos detalhados das cargas atuantes e velocidade de operação e, com isso, a rigidez da estrutura é otimizada para redução de massa e atendimento dos critério de projeto. Comparando a rigidez real das 4 asas consideradas com os valores aproximados da equação, chegou-se a um erro máximo de 8,4%. A Figura 20 exemplifica um gráfico de rigidez ao longo da semi-envergadura de uma asa real.

Figura 20 – Variação das rigidezes à torção e à flexão na semi-envergadura de uma asa real



Fonte: Próprio autor

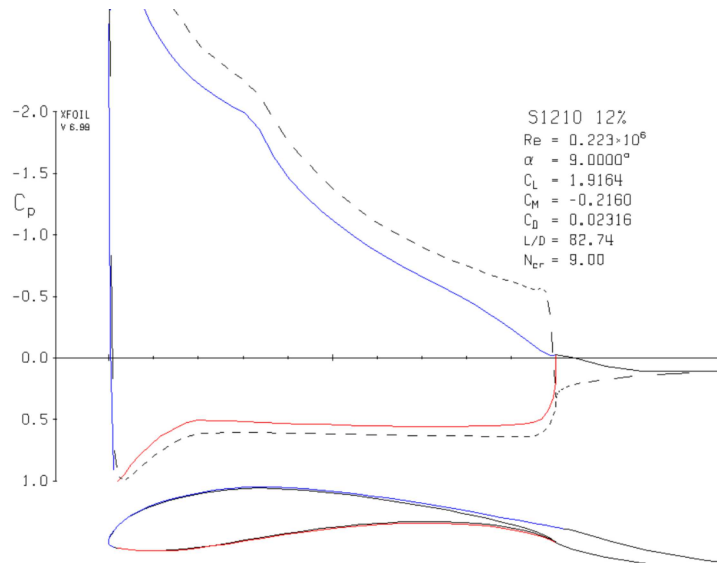
### 3.2 Parâmetros Aerodinâmicos

Na definição dos parâmetro aerodinâmicos compreendidos na Seção 2.4, utilizaram-se dois códigos. O *xfoil*® e o AVL® utilizam a teoria *Vortex Lattice Method* - VLM em suas análises. O *xfoil*® abrange análises 2D, especificamente dos perfis utilizados para a construção da asa. Já o AVL® realiza análises da asa (3D) e seus dados cobrem todas as análises de aerodinâmica, estabilidade, controle e desempenho do otimizador.

O VLM é um método usado amplamente para definir derivadas aerodinâmicas em fases iniciais de projeto. É utilizada a teoria de dinâmica dos fluidos computacional e a simplifica para obter maior eficiência nas análises. Ele discretiza o escoamento através da superfície sustentadora analisada, dividindo-a em painéis distribuídos ao longo de corda e envergadura. Na simplificação, o fluido é considerado incompressível e não viscoso. As superfícies sustentadoras são consideradas rígidas, e as espessuras das mesmas são desconsideradas.

A comunicação entre o AVL® e o MATLAB® foi desenvolvida previamente em trabalhos anteriores (PEREIRA, 2019, p. 47) com objetivo de realizar as análises que compõe o programa de otimização. O *xfoil*® segue a mesma metodologia. Um arquivo executável é responsável por executar as análises, que tem como *inputs* dados definidos pelo projeto. Destacam-se como dados de entrada a curva que descreve os perfis aerodinâmicos utilizados e os demais parâmetros apresentados na Seção 2.2.4.

Figura 21 – Exemplo de *output* do programa *xfoil*® - dados de perfil aerodinâmico



Fonte: Próprio Autor

Como pode ser notado na Figura 21, são calculados os parâmetros aerodinâmicos num intervalo de variação de ângulo de ataque definido. Todos os parâmetros necessários à análise são listados abaixo:

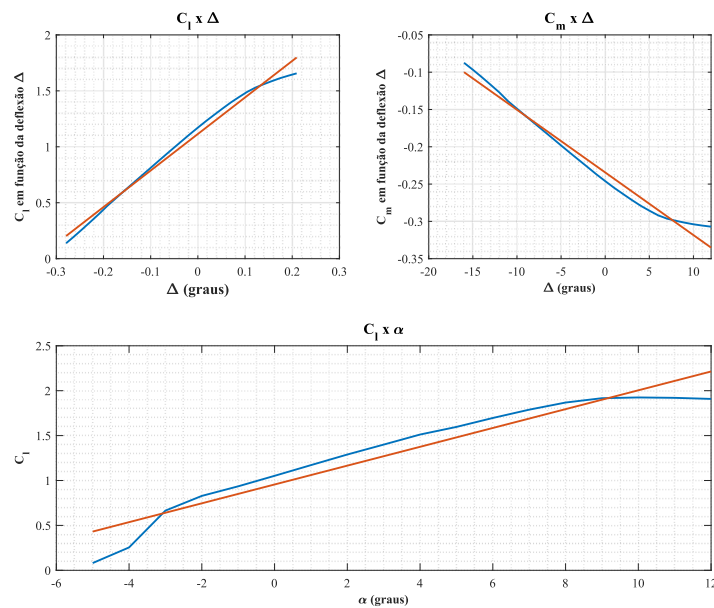
- $Re$ : número de Reynolds.
- $\rho$ : densidade do ar.
- $Mach$ : velocidade de análise em relação à velocidade do som.
- $\alpha_{min}$ : ângulo de ataque mínimo a ser analisado.
- $\alpha_{max}$ : ângulo de ataque máximo a ser analisado.
- $\alpha_{2D}$ : ângulo de ataque do perfil em cruzeiro.
- $def_{min}$ : deflexão mínima do aileron.
- $def_{max}$ : deflexão máxima do aileron.
- $perfil$ : coordenadas do perfil aerodinâmico analisado.
- $oper\_iter$ : número de iterações para se dar a convergência das análises.
- $N_{crit}$ : número de previsão da transição da camada limite.

O parâmetro  $N_{crit}$  é utilizado para designar a intensidade da turbulência analisada. Esse número é comumente utilizado em análises usando o método VLM. Valores próximos

a 1 indicam escoamento turbulento, enquanto valores próximos a 9 indicam escoamento laminar. Nas velocidades estudadas neste projeto, assumir um escoamento laminar traz resultados condizentes. Por isso, o valor da variável durante toda a execução é 9, desde as análises 3D do AVL® às análises aeroelásticas.

Como *output* utilizado para as análises aeroelásticas, são retirados do *xfoil*® as curvas de sustentação em relação ao ângulo de ataque ( $Cl_\alpha$ ), variação da sustentação e do momento com a variação da deflexão do aileron ( $Cl_\Delta$  e  $Cm_\Delta$ ), como mostra a Figura 22. Essas curvas são analisadas para a definição da reversão de comandos.

Figura 22 – Exemplo de execução de análises de um perfil aerodinâmico no *xfoil*®



Fonte: Próprio Autor

### 3.3 Análise de Reversão de Comandos

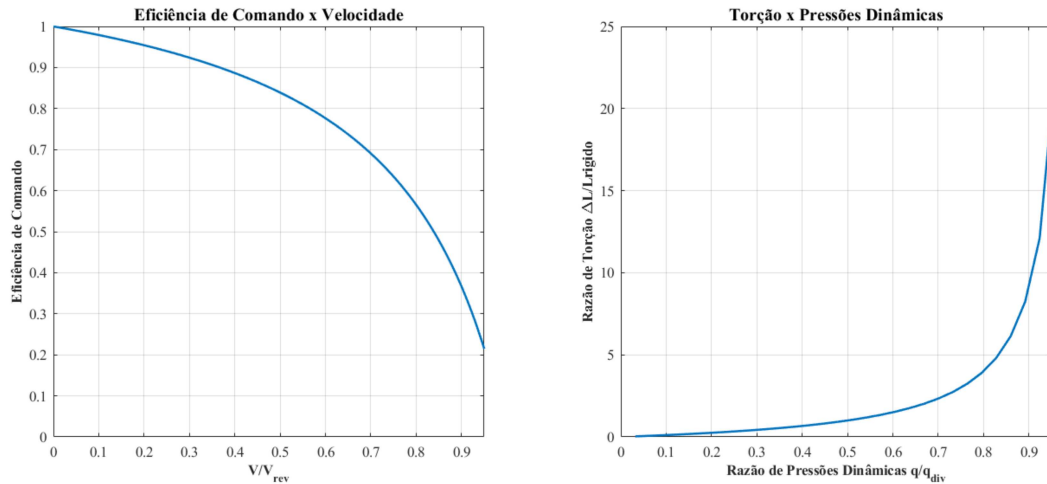
Para prosseguir para a análise de reversão de comandos, realiza-se uma interpolação linear de primeiro grau nas curvas da Figura 22 para descrever cada um dos parâmetros, e então calculam-se suas respectivas derivadas.

Com as derivadas da Equação 2.24 calculadas, usa-se a Equação 3.1 para determinar  $K_t$  e os parâmetros de área de asas ( $S$ ) e corda ( $c$ ) coletados do otimizador para definir a pressão de reversão de comandos. A velocidade é então calculada de acordo com a densidade do ar ( $\rho$ ) previamente definida. Esse valor corresponde à velocidade necessária, a partir da condição de cruzeiro, para a condição de estabilidade de eficiência de comandos nula.

Para um voo seguro em todo o envelope de voo, analisa-se também a eficiência de comandos nas velocidades operacionais. Os gráficos da Figura 23 mostram o decaimento

da controlabilidade da aeronave de acordo com que a velocidade aumenta. Percebe-se que a 80% da velocidade de reversão, há apenas metade da eficiência de comandos para o piloto, o que já é considerado um fator crítico.

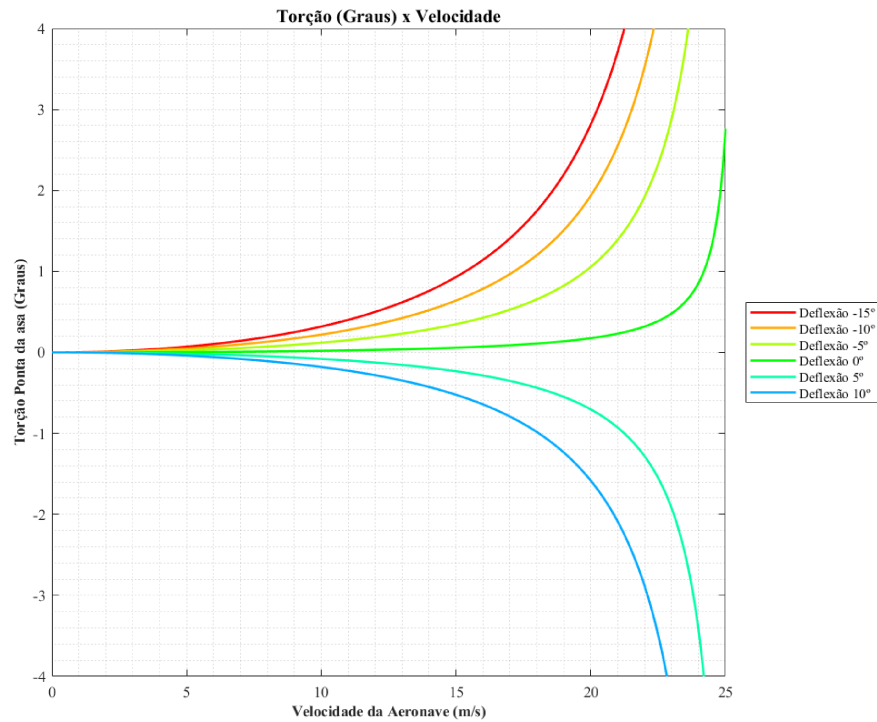
Figura 23 – Exemplo de execução de análises de reversão de comandos - gráficos de velocidade e eficiência



Fonte: Próprio Autor

No gráfico da direita, é mostrada a relação entre a torção da asa comparando com uma estrutura rígida, mostrando também o efeito auto-alimentado da instabilidade aeroelástica. A torção na ponta da asa também é mostrada na Figura 24. Nela, percebe-se a influência de altas deflexões na ocorrência da reversão, o que é um fator limitante de projeto. A altas velocidades, a deflexão do aileron pode ser limitada para um projeto otimizado de asa, combinando uma superfície leve e segurança para manobras em voo.

Figura 24 – Gráfico que relaciona a torção na ponta da asa com a deflexão do aileron



Fonte: Próprio Autor

### 3.4 Análise de *Flutter*

A implementação da teoria desenvolvida na Seção 2.7 foi baseada em códigos disponibilizados por Wright e Cooper (2015) e posteriormente adaptada para diminuir o custo computacional da otimização. Os seguintes parâmetros são necessários para o cálculo do *flutter*:

- $S$ : envergadura da asa.
- $c$ : corda da asa.
- $h_{line}$ : porcentagem do perfil sem aileron.
- $f_a$ : porcentagem do centro elástico.
- $pv$ : massa da asa.
- $EI$ : rigidez à flexão da asa.
- $GJ$ : rigidez à torção da asa.
- $K_\beta$ : rigidez da articulação da superfícies de comando.
- $MTOW$ : massa máxima de decolagem da aeronave.

Os parâmetros  $S$ ,  $c$  são variáveis do otimizador, e o  $pv$  e o  $MTOW$  são calculados nas análises de desempenho da aeronave. O método de cálculo do  $MTOW$  consiste num sistema de resultante de forças iterativo, levando em consideração o comprimento de pista disponível para a decolagem ( $S_G$ ), os parâmetros do grupo motopropulsor, as condições climáticas, e a estabilidade da aeronave em solo. O sistema é baseado na equação de Raymer (1992),

$$S_G = \frac{1}{2G} \int_{V_f}^{V_i} \frac{d(V^2)}{K_T + K_A V^2} \quad (3.2)$$

onde as velocidades ( $V$ ) são iteradas de zero até a velocidade mínima de decolagem, definida por norma em relação à velocidade de estol. As variáveis  $K_T$  e  $K_A$  são coeficientes de desempenho e definem-se por:

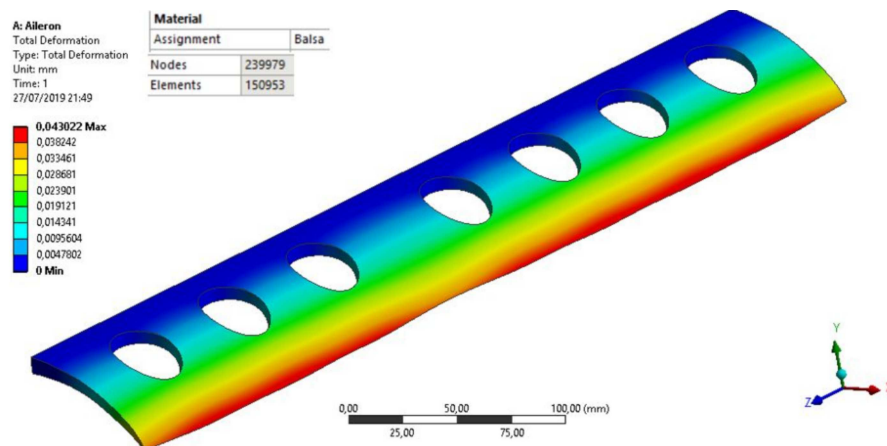
$$K_T = \frac{T}{W} - \mu \quad (3.3)$$

$$K_A = \frac{\rho}{2(W/A)} (C_D + \mu C_L) \quad (3.4)$$

sendo  $T$  a tração e  $W$  o peso carregado da aeronave. A variável  $\mu$  representa o atrito do pneu do trem de pouso com o solo.

Para a variável  $K_\beta$ , foram utilizados dados de ensaio realizados pela equipe Micro-raptor em seus anos de projeto, chegando a um valor aproximado do sistema de fixação utilizado atualmente para articular os ailerons na asa. Também foram realizadas análises de deformação da estrutura para chegar a um valor que representasse bem a rigidez da articulação (Figura 25).

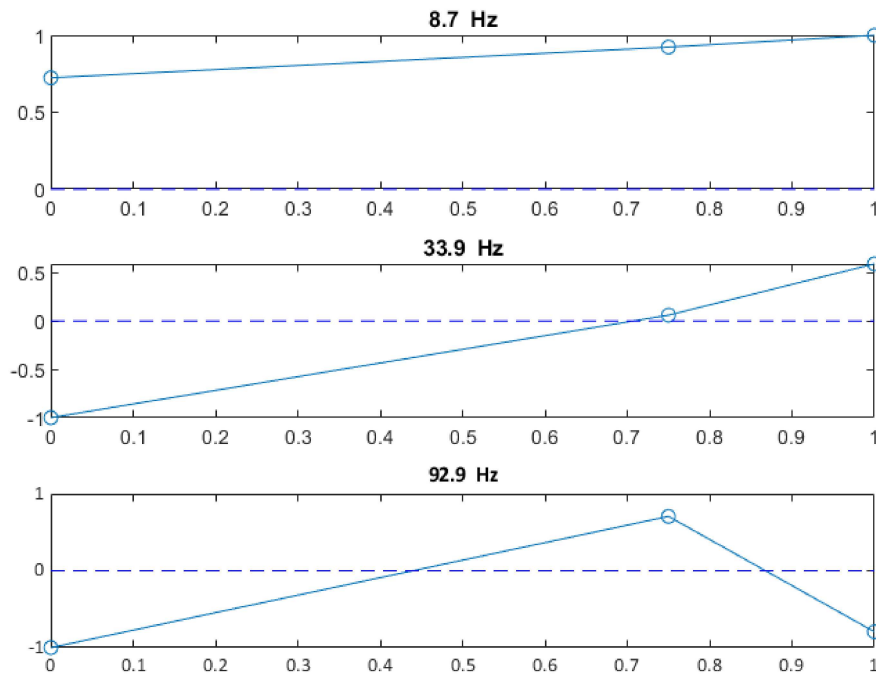
Figura 25 – Análise estrutural do aileron para apuração de rigidez



Fonte: Próprio Autor

A modelagem do programa inicia-se montando a matriz de massa ( $A$ ). Com os parâmetros estruturais, são calculadas as frequências naturais de vibração dos três modos considerados: o primeiro modo de flexão e o primeiro modo de torção e a deflexão do aileron. O cálculo é feito através do autovalor e seu autovetor para os 3 graus de liberdade.

Figura 26 – Gráfico das frequências e modos de vibração para análise de *flutter*

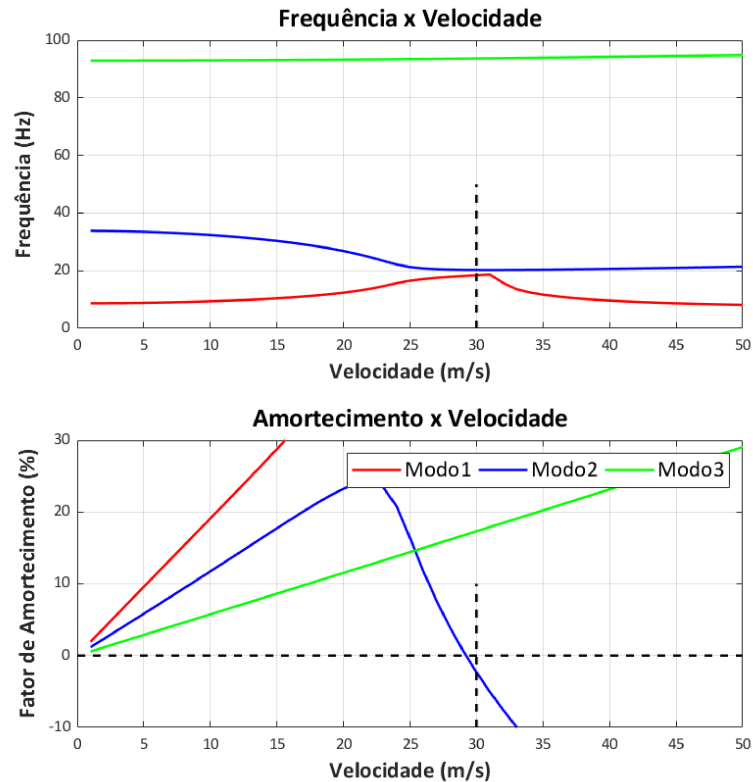


Fonte: Próprio Autor

Em seguida, são montadas as matrizes aerodinâmicas de rigidez e massa, completando a Equação 2.26 do sistema aeroelástico. Nela, é possível observar respectivamente os modos de flexão, torção e deflexão do aileron. O eixo horizontal do gráfico mostra a normalização dos autovetores, enquanto o eixo vertical as autovalores. Com a equação de Theodorsen desenvolvida, o sistema é iterado até que ocorra a instabilidade, mostrada na Figura 27.



Figura 27 – Diagrama de frequência e amortecimento pela velocidade da aeronave



Fonte: Próprio Autor

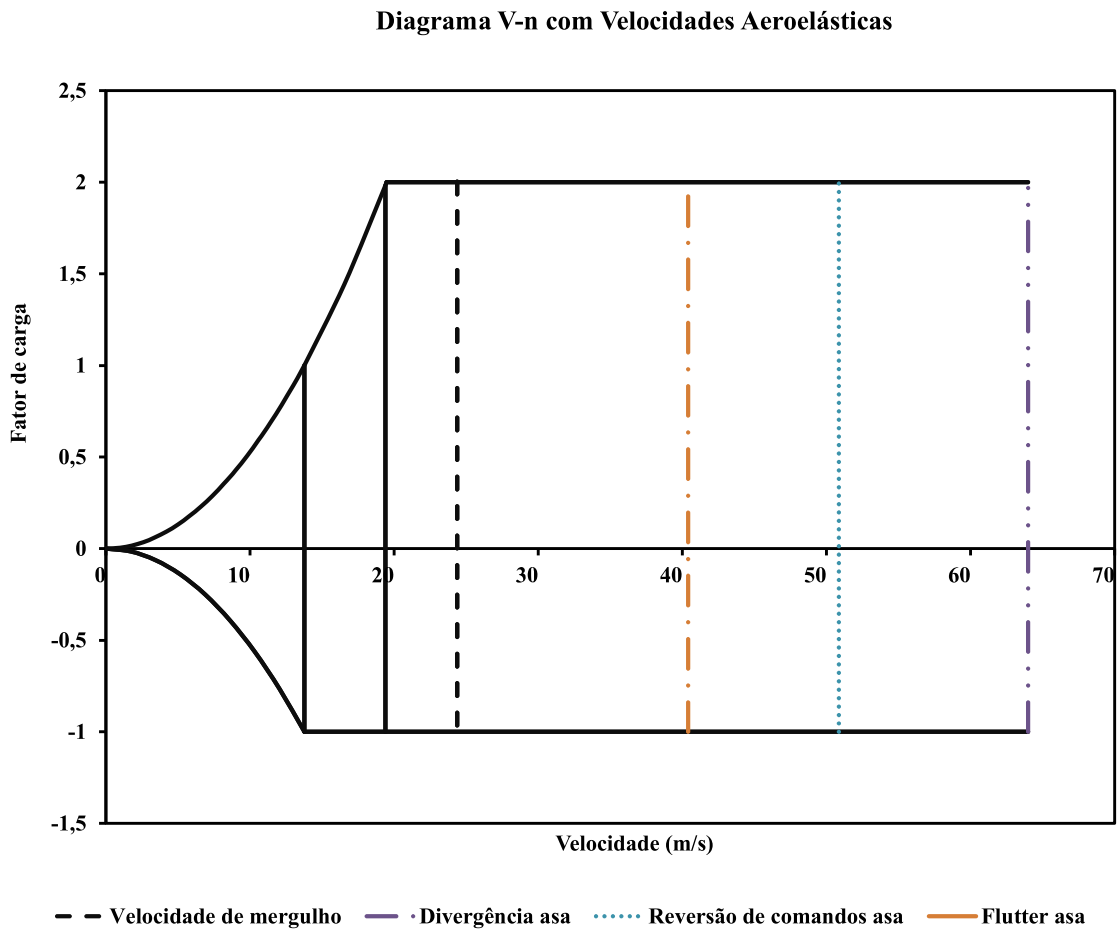
### 3.5 Viabilidade Aeroelástica

Buscando analisar a viabilidade do projeto conceitual da asa baseada em suas características geométricas e em projetos anteriores, usou-se a norma *FAR-PART 23* (FAA, 1996 apud ANAC, 2017, p. 141), que determina condições mínimas de voo para diversas categorias de aeronaves. No parágrafo §23.629, há a especificação aeroelástica considerada para as análises deste trabalho:

Qualquer análise racional utilizada para prever ausência de flutter, reversão de comandos e divergência deve cobrir todas as velocidades até  $1,2 V_D/1,2 v_{som}$ , limitada ao Mach 1,0 para aviões subsônicos.

A norma citada acima possui as mesmas diretrizes da norma *JAR-VLA: Joint Aviation Requirements - Very Light Aeroplanes* (FAA, 1992), que prevê condições para aeronaves leves. Apesar das divergências de características de aeronaves abrangidas pelas normas com os VANTs, ainda é possível utilizá-las como parâmetros iniciais de projeto, garantindo margem de segurança satisfatória que será testada posteriormente. A Figura 28 mostra o exemplo do gráfico de uma aeronave com as velocidades aeroelásticas fora do envelope de voo.

Figura 28 – Envelope de voo com velocidades aeroelástica da asa



Fonte: Próprio autor

Adicionado à essa restrição, foi definido também que a aeronave não deve ter eficiência de comando menor que 70% na condição de manobra, garantindo assim margem de segurança extra ao projeto.

### 3.6 Procedimentos do Programa

Com base na metodologia de cálculo proposta, foi montado um código em MATLAB, adicionando um novo módulo ao otimizador utilizado. Estruturalmente, o programa atravessa as análises de aerodinâmica, estabilidade, controle e desempenho e então os parâmetros aeroelásticos são avaliados.

Para otimizar o tempo de execução, as análises do *xfoil* são realizadas previamente, não sendo necessária novas execuções durante as iterações. Após a escolha dos perfis aerodinâmicos a se considerar para a otimização, todos eles são avaliados e seus coeficientes

são armazenados, sendo necessário apenas as avaliações dependentes da velocidade de cruzeiro de cada aeronave.

Do programa AVL® é extraído a velocidade de cruzeiro da aeronave, obtida através da análise do ângulo de trimagem e estabilidade dinâmica. A norma *FAR-PART 23* (ANAC, 2017, §23.335, p. 94) determina que a velocidade máxima não deve ser menor que 1,2 a velocidade de cruzeiro. Esse dado é utilizado para avaliar se as velocidades aeroelásticas estão fora do envelope de voo.

As restrições aeroelásticas são avaliadas junto a uma série de restrições de projeto. Para cada uma delas, há uma punição da FOB, e a soma das punições com a FOB definem a função *fitness* que inviabiliza aeronaves com performance fora do esperado. O peso dado às punições aeroelásticas é definido de acordo com o perfil da missão. São definidas classes de punições e discussões de projeto definem onde cada restrição se encaixa de acordo com a criticidade do item e o grau de dificuldade de correção do problema. No caso estudado, de aeronave perfil cargueiro com foco na eficiência estrutural, foi dado peso máximo a fim de garantir inicialmente um projeto conceitual de asa sem problemas estruturais.

## 4 RESULTADOS

Com toda a programação aeroelástica implementada e integrada ao programa de otimização, foi possível realizar a comparação das aeronaves geradas com e sem restrições de eficiência e velocidades de reversão de comandos e *flutter*.

### 4.1 Parâmetros de Análise

Primeiramente, foram definidos os parâmetros do algoritmo de ecolocalização de morcegos, responsável pela otimização. Esses parâmetros foram definidos seguindo a experiência de sucesso apresentadas nos 2 últimos anos de projeto da Equipe Microraptor. Assim, foi também possível comparar os resultados de aeronaves reais, já validadas, com o novo método proposto. Os parâmetros são exibidos a seguir.

- Quantidade de morcegos  $n$ : 40.
- Número de gerações  $\eta$ : 100.
- Taxa de decréscimo de amplitude  $\kappa$ : 0,9.
- Taxa de aumento da emissão de pulso  $\gamma$ : 0,05.
- Velocidade inicial  $v_i$ : 0.
- Frequência inicial  $f_i$ : 0.
- Amplitude inicial  $A_i$ : 1.
- Taxa de emissão de pulso inicial  $r_i$ : 0.
- Frequência mínima:  $f_{min}$ : 0.
- Frequência máxima:  $f_{max}$ : 1.

Os parâmetros geométricos foram definidos a partir dos requisitos atrelados à FOB (Equação 2.3). A envergadura da asa foi variada entre 2 e 3 metros, aproximadamente, sendo permitidos variação de corda, enflechamento e ângulo de incidência. Para a cauda, foram considerados valores correspondentes aos da asa. Os dados de grupo motopropulsor foram obtidos do banco de dados da equipe, que os coletou em testes de bancada estáticos e através de túnel de vento.

As restrições aeroelásticas implementadas que buscaram atender às normas são listadas a seguir. Primeiramente, considerou-se que a velocidade de *flutter* não deve ultrapassar em mais que 25% a velocidade máxima da aeronave (4.1). Para a reversão de

comandos, a Equação 4.2 foi considerada. As punições para aeronaves que violassem as restrições foram variadas e analisadas a seguir.

$$V_f < 1,2 \cdot V_d \quad (4.1)$$

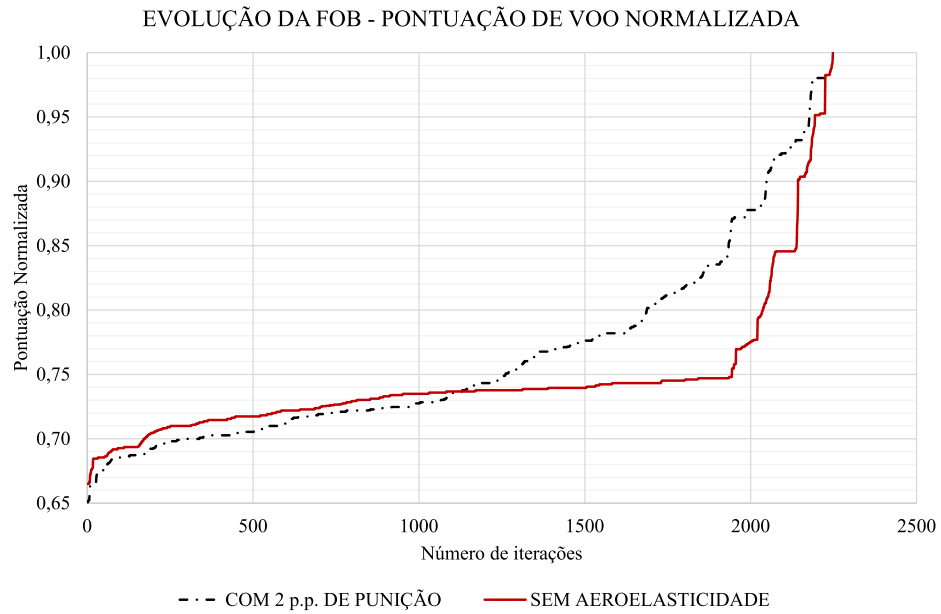
$$\eta_c > 0,7 \quad (4.2)$$

Como critério de parada do algoritmo de otimização, foram utilizadas amplitude e emissão de pulso, para que quando esses valores se estabilizassem por muitas gerações, fosse encerrado o programa. Todas as análises foram executadas em um computador processador i7-8750H @ 1.6GHz 2.21GHz (4 CPUs), com 16GB de RAM e Windows 10 x64. As análises foram concluídas com tempos de execução entre 14 e 17 horas cada.

## 4.2 Análise de Resultados

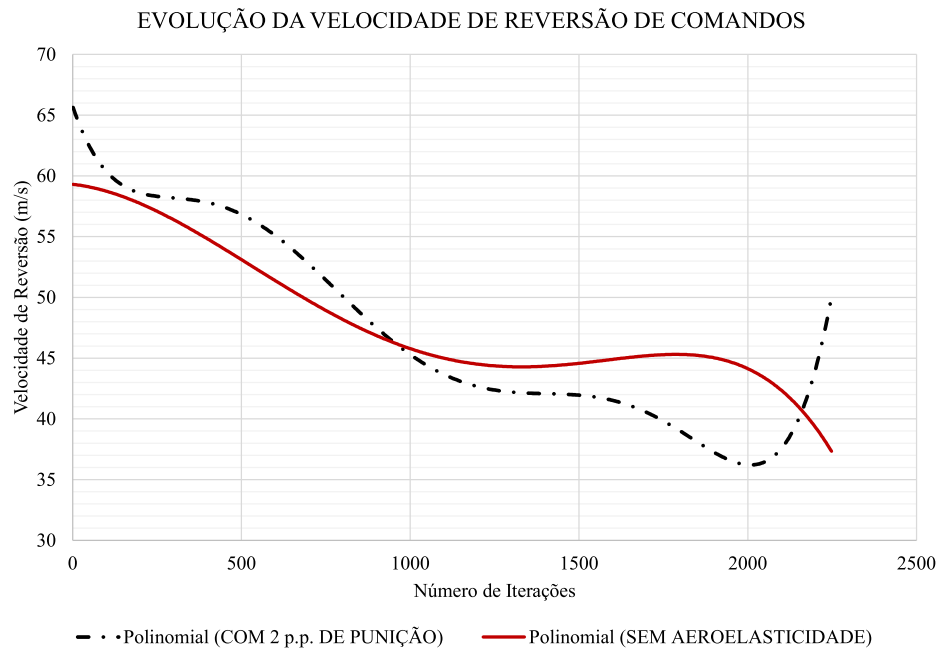
Buscando realizar comparações para obter a influência do módulo aeroelástico no projeto conceitual, o programa foi executado com diferentes configurações. A primeira delas atrelou os cálculos aeroelásticos ao estado original, mas sem considerar punições. Na segunda execução, foram adicionadas punições de menor grau, retirando 2 pontos percentuais da FOB para cada restrição desobedecida. Os resultados são apresentados nas Figuras 29 a 31. Para melhor interpretação dos resultados, as velocidades foram ajustadas a uma curva polinomial de grau 5, retornando  $R^2$  acima de 0,85 para ambos os casos.

Figura 29 – Resultados da FOB para punição de 2 p.p.



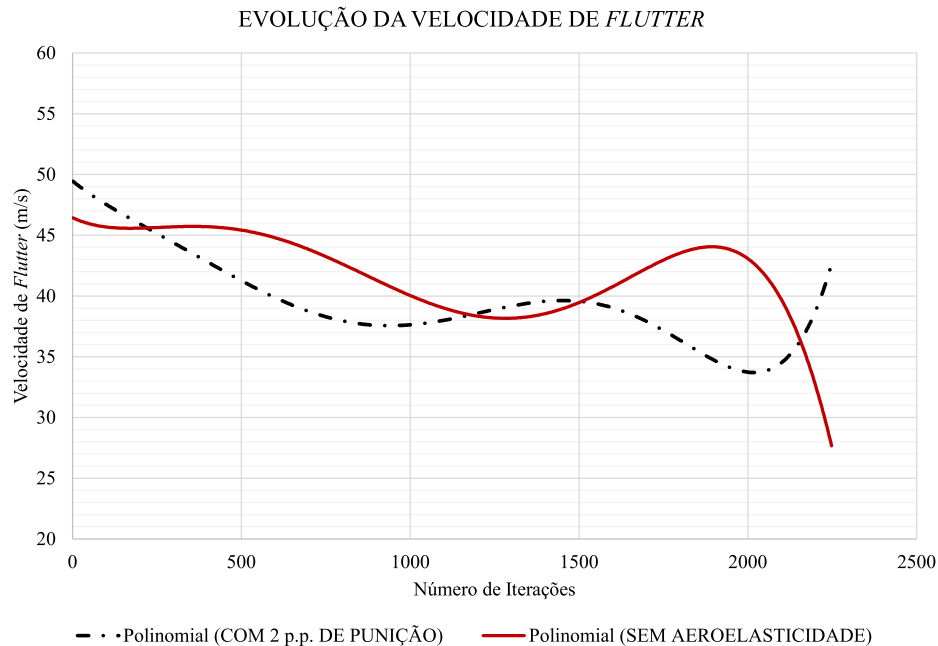
Fonte: Próprio Autor

Figura 30 – Resultados da velocidade de reversão de comandos para punição de 2 p.p.



Fonte: Próprio Autor

Figura 31 – Resultados da velocidade de reversão de comandos para punição de 2 p.p.



Fonte: Próprio Autor

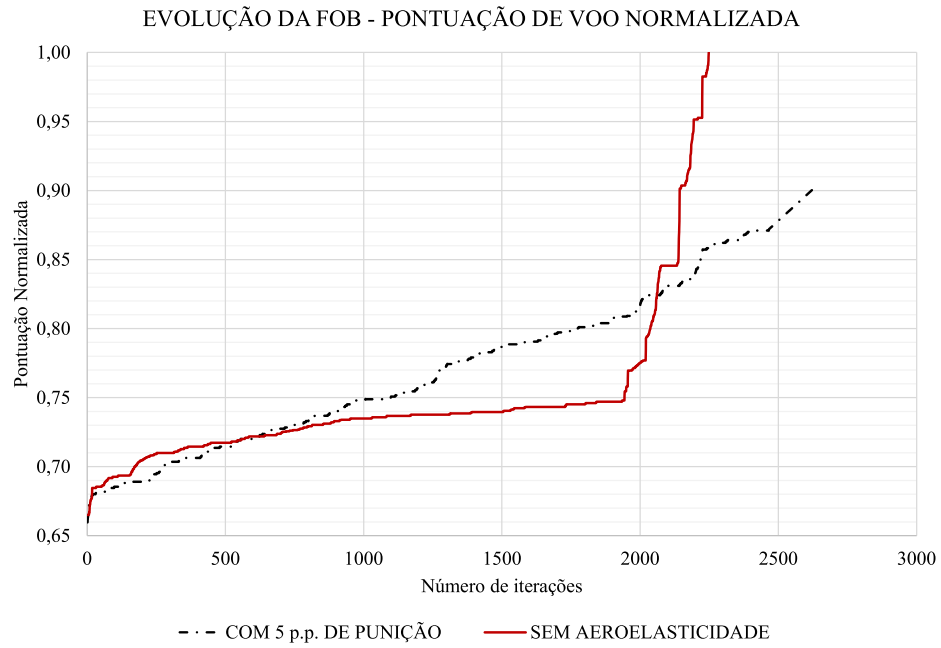
No primeiro teste, percebe-se que a pontuação para o caso sem restrições aeroelásticas apresentou um valor maior, de 2 p.p. No entanto, a velocidade de reversão de comandos nessa situação foi bem inferior: 50 contra 38 m/s comparando as duas situações. Ambos os resultados eram esperados, conferindo inicialmente a correta implementação dos códigos. A velocidade de *flutter* demonstrou o mesmo comportamento.

A diminuição da pontuação de voo no caso com restrições se deu pelo fato de a carga alar nessa situação ser reduzida, impactando positivamente a velocidade de reversão e negativamente o MTOW, reduzindo assim a  $P_{VOO}$ . Apesar da pequena redução da FOB, houve ganho significativo para o projeto aeroelástico. Além disso, uma asa menor que consiga manter grandes cargas pagas em voo beneficia também o projeto de uma aeronave mais rígida. Isso favorece ainda o requisito de uma aeronave desmontável e tão compacta quanto possível.

É possível observar ainda que o tempo de convergência para a solução considerada ótima para ambos os casos se deu em valores muito próximos, com aproximadamente 2.300 iterações. Percebe-se, no entanto, que a pontuação para o caso sem restrições aeroelásticas ficou por muito tempo estagnada entre 0,70 e 0,75 pontos normalizados, enquanto que o programa com restrições conseguiu encontrar maior quantidade de aeronaves diferentes.

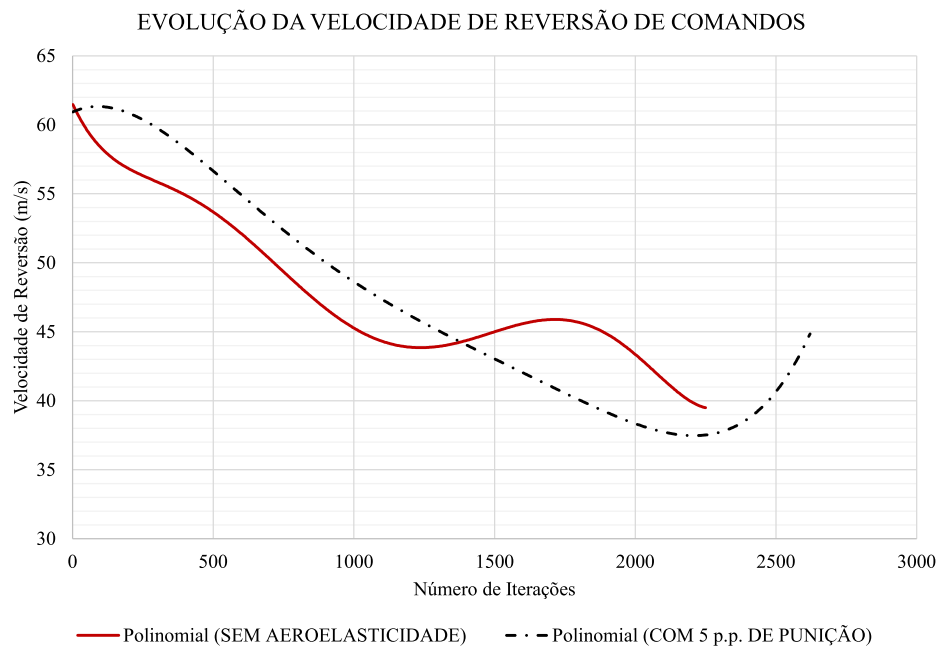
Realizando uma análise subsequente, as punições aeroelásticas foram aumentadas para 5 p.p., para avaliar a sensibilidade da punição em relação à FOB. Os resultados encontram-se nas Figuras 32 a 34.

Figura 32 – Resultados da FOB para punição de 5 p.p.



Fonte: Próprio Autor

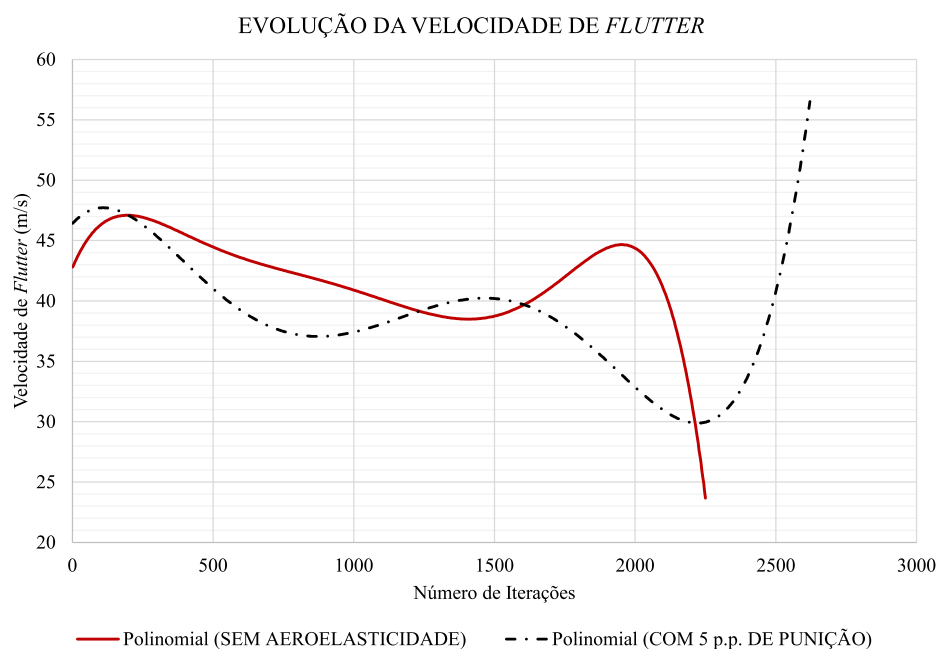
Figura 33 – Resultados da velocidade de reversão de comandos para punição de 5 p.p.



Fonte: Próprio Autor



Figura 34 – Resultados da velocidade de reversão de comandos para punição de 5 p.p.



Fonte: Próprio Autor

Pela curva gerada de pontuação de voo, percebe-se primeiramente que a convergência para essa situação demorou mais tempo. Além disso, observou-se uma perda de 10 p.p. na FOB para este caso, o que resultaria em redução considerável de aeronaves competitivas.

A diferença encontrada na  $P_{VOO}$  explicita a sensibilidade das punições aplicadas. Com pouca diferença no valor aplicado para punir as aeronaves, o otimizador aumentou sua busca por aeronaves com maior rigidez estrutural, fazendo com que se reduzisse muito a área de asa e aeronaves com menor MTOW fossem entregues.

Observando as curvas de velocidade, foi encontrado um distanciamento maior entre os resultados com e sem restrições aeroelásticas, mostrando assim que o algoritmo priorizou o cumprimento dos requisitos de maneira acentuada.

Essa configuração de punições mostrou-se efetiva no seu papel de garantir aeronaves com maior margem de segurança estrutural. No entanto, os requisitos ultrapassaram muito os valores de norma, acarretando em um superdimensionamento de rigidez e perda de carga paga útil. Isso traz como resultado uma otimização de projeto mais pobre.

Sendo assim, as execuções com melhores resultados permaneceram com punições aeroelásticas de 2 p.p. Esse parâmetro combinou bons requisitos de segurança e competitividade elevada.

Um fato também percebido foi que o algoritmo encontrou uma forte restrição para

a geometria da asa. Sem o módulo de aeroelasticidade, a FOB sempre convergia para criar aeronaves com maiores envergadura e corda possíveis, sempre atingindo os limites superiores dessas variáveis. Isso faz sentido pois uma maior área de asa traz consigo maior capacidade de carga.

Entretanto, a dificuldade no projeto de uma asa leve e rígida para cumprir os requisitos torna-se cada vez maior com aeronaves muito grandes. Muitas vezes, restrições de peso vazio e MTOW não eram atingidas pela dificuldade, reduzindo a  $P_{VOO}$  e explicitando que a aeronave ótima da MDO não se fazia realidade.

Nos testes realizados com o módulo aeroelástico, percebeu-se que nem sempre as maiores asas eram escolhidas. De fato, as pontuações mais altas foram atingidas com envergaduras ligeiramente menores, e corda variável. Isso favoreceu a eficiência aerodinâmica e estrutural da asa, e traz à equipe um projeto mais factível já nas etapas iniciais.

Observando o comportamento da função objetivo estudada, os resultados mostram a importância de uma definição assertiva das punições. Foi necessário testá-la com diversos valores até que fosse definido um percentual que permitisse uma melhor otimização. Percebe-se também a sensibilidade do caso estudado, que com apenas 3 p.p. de diferença apresentou resultados significativamente diferentes.

Antes de executar as análises finais, os algoritmos foram testados com valores alternativos de punição obtendo assim a sensibilidade do item. Isso foi feito também para as outras punições do programa, envolvendo as demais áreas de projeto.

As restrições mostram-se essenciais para garantir um projeto viável e seguro quando os parâmetros variáveis por si só não garantem tais requisitos. Com a implementação correta de tal ferramenta, é possível englobar mais áreas de projeto e tornar a previsão de eventos mais completa, favorecendo fases posteriores e antecipando fenômenos.

Analisando as principais implementações efetuadas, é possível observar quais parâmetros aeroelásticos influenciaram mais na pontuação de voo. Como desenvolvido no Capítulo 2, reversão de comandos e *flutter* dependem de muitas variáveis em comum. Certamente, a principal delas no *aerodesign* é a rigidez estrutural da asa.

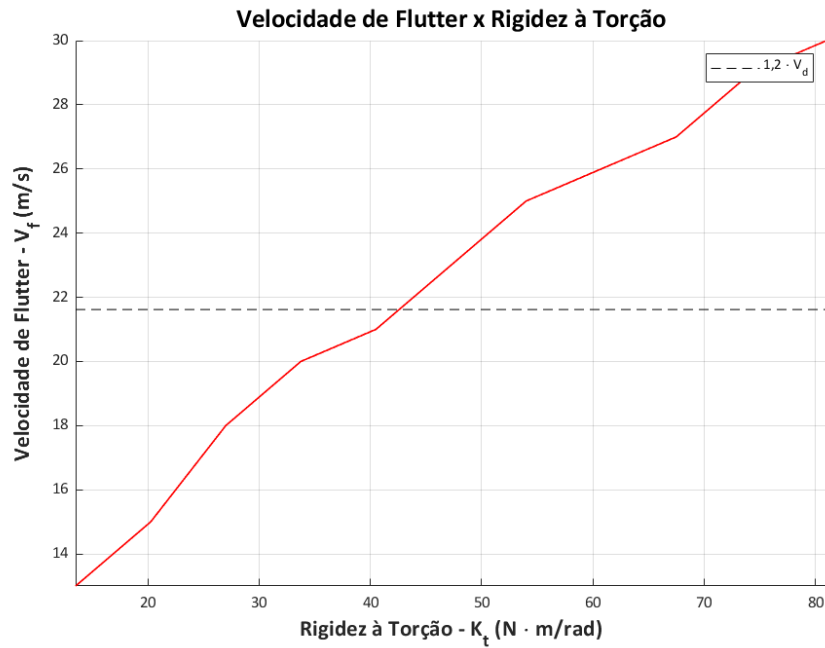
Do ponto de vista da aeroelasticidade como área de projeto, a rigidez é o parâmetro que melhor pode ser otimizado e configurado para atender aos requisitos de projeto, visto que variáveis como MTOW, carga alar, envergadura, geometria da asa, dentre outros, englobam muitas vezes requisitos de projeto imutáveis.

Assim, uma atenção especial a esse parâmetro pode ser extraída das análises, visando entregar aos projetistas informações importantes para o planejamento das fases seguintes e início de análises detalhadas. O gráfico da Figura 35 apresenta uma curva do comportamento da velocidade de *flutter* com a variação da rigidez à torção. A linha

horizontal aponta a velocidade mínima que cumpre a norma *FAR-PART 23*. Cada aeronave possui seu valor mínimo para rigidez estrutural da asa. Esse valor considerado ótimo é o ponto de partida perfeito para o desenho detalhado da asa.

O valor ideal de rigidez também foi acrescentado ao log de registro das aeronaves para que a viabilidade do projeto também possa abranger essa área.

Figura 35 – Exemplo da influência da rigidez à torção na velocidade de *flutter*



Fonte: Próprio Autor

Devido à maior previsibilidade de eventos e a perda limitada de pontuação de voo, pode-se dizer que a otimização que melhor atende ao projeto de aeronave estudada foi conseguido através de restrições aeroelásticas com punição 2 p.p. em relação à FOB.

## 5 CONCLUSÃO

Este trabalho buscou estudar a implementação de restrições aeroelásticas na fase inicial de projeto de VANTs, através de otimização multidisciplinar em projeto. A utilização dessas aeronaves em situações cada vez mais abrangentes força os projetistas a pensar nos mínimos detalhes em fases cada vez mais iniciais do *design*.

Para isso, foi desenvolvido um módulo de cálculos aeroelásticos para avaliação juntamente a parâmetros de aerodinâmica, estabilidade, controle e desempenho da viabilidade de aeronaves geradas via otimização. As análises consideraram escoamento 2D e 3D, dinâmica de voo, propulsão e condições da pista de decolagem. Para a aeroelasticidade, os fenômenos de reversão de comandos e *flutter* foram avaliados conforme as geometrias geradas e um banco de dados com parâmetros como a rigidez estrutural de aeronaves consolidadas.

Com o desenvolvimento dos cálculos e implementação junto ao programa de otimização, foi feito um estudo de sensibilidade das restrições aeroelásticas, observando que pequenos valores de punição afetaram consideravelmente a FOB analisada. Isso deixa claro a importância da correta definição das punições.

Dentre os melhores resultados da MDO, destaca-se que o algoritmo encontrou as aeronaves ótimas obedecendo as normas consideradas para qualidade e segurança em voo. Um fator novo em relação ao antigo programa é que, com a FOB estudada, nem todos os melhores resultados buscaram as maiores envergaduras possíveis. Esse era um padrão recorrente, que trazia problemas posteriores de aeronaves com pouca eficiência estrutural e dificuldades para garantir a segurança em voos adversos para a aeronave.

A limitação de geometria imposta pelo módulo aeroelástico trouxe mais uma perspectiva ao otimizador, que passa a considerar eficiência estrutural nos cálculos de maneira indireta. Assim, as aeronaves entregues apresentam maior viabilidade, sendo possível cumprir a pontuação de voo. Há ainda a possibilidade de que o projeto da asa seja melhor otimizado posteriormente.

Esse contraste entre carga paga e eficiência estrutural traz ganhos consideráveis ao projeto, que até então só conseguia analisar a viabilidade da estrutura após toda a definição geométrica. Em muitas situações, isso gerava atrasos, reprojetos e o não cumprimento de todos os requisitos para transformar a FOB calculada em uma métrica real e severamente testada.

Foi ainda explicitada a importância da rigidez para a disciplina aeroelasticidade, que tem nessa variável sua principal consideração de projeto. O dimensionamento de uma estrutura aeroelasticamente otimizada pode partir do valor ideal de rigidez à torção, visto que muitas das demais variáveis já estão congeladas por outros requisitos de projeto.

## 5.1 Sugestão de trabalhos futuros

Com o novo módulo, abre-se espaço para novas análises que englobem a estrutura flexível, como cálculo de esforços e dimensionamento estrutural da asa. O *software* utilizado nas análises aerodinâmicas já exporta os dados de carregamento na superfícies sustentadoras, sendo possível discretizar esses valores e transformá-los em parâmetros para estimativa de peso vazio da aeronave, análise da estrutura em condições críticas de carregamento, possibilidade de maior número de partições na asa para atender o requisito de uma aeronave desmontável, dentre outros.

Pode-se ainda converter o gráfico da Figura 35 em um valor de rigidez ideal, comparando-a com as demais variáveis estruturais do programa. Isso eliminaria a necessidade de dados empíricos das rigidezes, fazendo com que as aeronaves fossem já estruturalmente projetadas para um requisito de rigidez mínima. Essa técnica já é utilizada em fases posteriores de projeto, e caso seja leva em consideração no início, pode trazer aeronaves mais competitivas e melhor dimensionadas.

Mostrada a devida relevância da interdisciplinaridade, outra sugestão é trabalhar com um algoritmo de otimização multiobjetivo. Assim, as punições seriam substituídas pela otimização dos parâmetros necessário. Um dos algoritmos mais utilizados é o NSGA (*Non-dominated Sorting Genetic*), que pode anteder às necessidades aqui expostas. Outra solução possível é utilizar a penalização evolutiva, que permite adaptação das punições de acordo com as gerações do algoritmo.

Por fim, ressalta-se que a importância da integração entre as áreas de projeto deve sempre ser favorecida, a fim de abranger um grande número de análises e avaliar o impacto das decisões em toda a aeronave. E a melhor maneira de fazer isso é implementando a interdependência das análises em um robusto e confiável algoritmo de otimização multidisciplinar em projeto.

## REFERÊNCIAS

- ANAC. *Requisitos de Aeronavegabilidade: Aviões Categoria Normal, Utilidade, Acrobática e Transporte Regional*. 62. ed. Brasil: Agência Nacional de Aviação Civil, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 55 e 57.
- ANDERSON JR., J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5. ed. New York: McGraw-Hill, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 31 e 32.
- BARBOSA, H. J. C. *Algoritmos Genéticos para Otimização em Engenharia: Uma Introdução aos Algoritmos Genéticos*. 1. ed. Rio de Janeiro: 2<sup>a</sup> Escola de Verão em Computação Científica, LNCC, 1997. Citado na página 25.
- BARROS, C. P. de. *Uma metodologia para o desenvolvimento de projeto de aeronaves leves subsônicas*. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Minas Gerais, 2001. Citado na página 20.
- BASTOS, E. A. *Otimização de seções retangulares de concreto armado submetidas à flexo-compressão oblíqua utilizando algoritmos genéticos*. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, abr. 2005. Citado na página 25.
- BLISBINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. *Aeroelasticity*. 1. ed. Mineola, New York: Dover Publications, 1996. Citado na página 42.
- BUENO, D. *Disciplina “Aeroelasticidade” – Aula Número: 17*. [S.l.]: Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica (PPGEM) da Universidade Estadual Paulista "Júlio de Mesquita Filho"(UNESP), 2017. 47 slides. Citado na página 43.
- CAIXETA JR., P. R. *Otimização multidisciplinar em projeto de asas flexíveis*. Dissertação (Dissertação de Mestrado) — Universidade de São Paulo (Escola de Engenharia de São Carlos), 2006. Citado 2 vezes nas páginas 36 e 46.
- CRAIG, R. R. *Structural Dynamics*. 1. ed. Austin: John Wiley & Sons Ltd, 1981. Citado na página 36.
- DOWELL, E. H. *A modern course in Aeroelasticity*. 5. ed. Durham: Springer, 2015. Citado 4 vezes nas páginas 29, 30, 35 e 42.
- DRELA, M.; YOUNGREN, H. *AVL*. 2004. Disponível em: <<http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>>. Acesso em: 27 jun 2019. Citado na página 28.
- FAA. *Joint Aviation Requirements—Very Light Aeroplanes*. 1. ed. United States: US Department os Transportation, Federal Aviation Administration, 1992. Citado na página 55.
- FAA. *Part 23 - Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes*. 1. ed. United States: US Department os Transportation, Federal Aviation Administration, 1996. Citado na página 55.
- FLORES, G. A. M. das. *Análise Aeroelástica - Estudo de fenômeno de flutter para perfis aerodinâmicos com 3 graus de liberdade*. Dissertação (Monografia) — Universidade Federal de Juiz de Fora, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 42 e 43.

- FUNG, Y. C. *An introduction to the theory of aeroelasticity*. 1. ed. San Diego: Dover Publications, 1955. Citado 3 vezes nas páginas 36, 37 e 42.
- GARTNER EQUIPS. *Interpreting technology hype*. Stamford, 2019. 45 p. Disponível em: <<https://www.gartner.com/en/research/methodologies/gartner-hype-cycle>>. Acesso em: 04 nov 2019. Citado na página 15.
- GUDMUNDSSON, S. *General aviation aircraft design*. 1. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2014. Citado na página 22.
- HOLTZ, G. C. da C. *Traçado automático de envoltórias de esforços em estruturas planas utilizando um algoritmo evolucionário*. Dissertação (Mestrado) — Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, abr. 2005. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 26.
- PEREIRA, G. A. B. *Projeto de aeronaves utilizando inteligência computacional*. Dissertação (Monografia) — Universidade Federal de Juiz de Fora, 2019. Citado 5 vezes nas páginas 26, 27, 28, 29 e 48.
- PEREIRA, G. A. B. et al. In: *Otimização de aeronaves remotamente pilotadas cargueiras via ecolocalização*. Rio de Janeiro: 50º SBPO, 2018. Citado na página 27.
- PEREIRA, G. A. B. et al. In: *Design de aeronaves remotamente pilotadas utilizando inteligência computacional*. Limeira: 51º SBPO, 2019. Citado na página 27.
- PEREIRA, G. A. B. et al. In: *Otimização multidisciplinar em projeto de aeronaves remotamente pilotadas*. Juiz de Fora: XXII Encontro Nacional de Modelagem Computacional, 2019. Citado na página 27.
- RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 2. ed. Washington, D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992. Citado 3 vezes nas páginas 18, 20 e 53.
- SADRAEY, M. H. *Aircraft design: a systems engineering approach*. 1. ed. Chichester, West Sussex: John Wiley & Sons Ltd, 2013. Citado 3 vezes nas páginas 18, 23 e 24.
- SILVA, R. G. A. *Disciplina “Aeroelasticidade AE-249” – Aula Número: 01*. [S.l.]: Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA, 2009. 30 slides. Citado 2 vezes nas páginas 30 e 34.
- SILVA, R. G. A. *Disciplina “Aeroelasticidade AE-249” – Aula Número: 02*. [S.l.]: Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA, 2009. 79 slides. Citado na página 40.
- TORENBEEK, E. *Advanced aircraft design*. 1. ed. Delft: John Wiley and Sons, Ltd., 2013. Citado 4 vezes nas páginas 19, 21, 22 e 24.
- WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. *Introduction to aircraft loads and aeroelasticity*. 2. ed. Reino Unido: John Wiley and Sons, 2015. Citado 7 vezes nas páginas 34, 35, 38, 39, 41, 42 e 52.
- YANG, X.-S. A new metaheuristic bat-inspired algorithm. *Nature Inspired Cooperative Strategies for Optimization (NICSO 2010)*, Springer, v. 284, p. 65–74, 2010. Citado na página 26.

APÊNDICE A – Algoritmo de cálculo da velocidade de reversão de comandos

```

1 function [cla, clb, cmb, qr, Vr] = analise_deflexao_xfoil(rho
    ,c,S,Kt)
2
3 Ncrit = 9;
4 Mach = 0;
5
6 gp = 1; % GRAU DO POLINMIO A SER INTERPOLADO (N O MEXER)
7
8 cont = 1;
9
10 for def = defmin:passo_def:defmax
11     DEF(cont) = def*2*pi/360;
12     %[polar,foil] = xfoil(coord,alpha,Re,Mach,{extra commands
        })
13
14     % A flap deflection can be added using the following
        command,
15     % 'gdes flap {xhinge} {yhinge} {flap_defelction} exec '
16     %Deflect the trailing edge by 20deg at 60% chord and run
        multiple incidence angles
17
18     deflexao = sprintf('gdes flap 0.75 -0.0 %.d exec', def);
19     ncrit = sprintf('oper/vpar n %.d', Ncrit);
20     %[polar,foil] = xfoil(coord, alpha,      Re,      Mach,
        iteraes      def)
21     [pol, foil] = xfoil(filename, alpha2d, Reynolds, Mach, '
        oper iter 200000', deflexao, ncrit);
22
23     CL(cont) = pol.CL;
24     Cm(cont) = pol.Cm;
25     cont = cont + 1;
26 end
27
28
29 EQ_CL = polyfit(DEF,CL,gp);
30 EQ_Cm = polyfit(DEF,Cm,gp);

```



```

31 fig = figure(2);
32 subplot (2, 2, 1)
33 plot(DEF, CL, 'LineWidth', 1.5);
34 hold on
35 plot(DEF, EQ_CL(1,1)*DEF + EQ_CL(1,2), 'LineWidth', 1.5)
36 xlabel('\Delta (graus)', 'FontSize', 12, 'FontWeight', 'bold');
37 ylabel('C_1 em fun da deflexo \Delta', 'FontSize', 10, '
    FontWeight', 'bold');
38 grid on;
39 grid minor;
40 title('C_1 x \Delta', 'FontSize', 12, 'FontWeight', 'bold');
41 set(gca, 'FontName', 'Times New Roman')
42
43 subplot (2, 2, 2)
44 plot(rad2deg(DEF), Cm, 'LineWidth', 1.5);
45 hold on
46 plot(rad2deg(DEF), EQ_Cm(1,1)* DEF + EQ_Cm(1,2), 'LineWidth',
    1.5)
47 xlabel('\Delta (graus)', 'FontSize', 10, 'FontWeight', 'bold');
48 ylabel('C_m em fun da deflexo \Delta', 'FontSize', 10, '
    FontWeight', 'bold');
49 grid on;
50 grid minor;
51 title('C_m x \Delta', 'FontSize', 12, 'FontWeight', 'bold');
52 set(gca, 'FontName', 'Times New Roman')
53
54 %fprintf('Derivada CL em fun da deflexo: %.3d\n', EQ_CL
    (1,1));
55 %fprintf('Derivada Cm em fun da deflexo: %.3d\n', EQ_Cm
    (1,1));
56
57 %%
58 alpha2d = alpha_min:1:alpha_max;
59 alpha2d = alpha2d';
60 [pol, foil] = xfoil(filename, alpha2d, Reynolds, Mach, '
    oper iter 500', ncrit);
61 alpha2d = (pi/180)*alpha2d;
62 EQ_CL_alpha = polyfit(deg2rad(pol.alpha(:,1)), pol.CL(:,1), gp)
    ;

```

```

63 EQ_CL_alpha2 = polyfit((pol.alpha(:,1)),pol.CL(:,1),gp);
64 subplot (2,2,[3 4])
65 plot(pol.alpha, pol.CL, 'LineWidth', 1.5);
66 hold on
67 grid minor
68 plot(pol.alpha, EQ_CL_alpha2(1,1)*pol.alpha + EQ_CL_alpha2
      (1,2), 'LineWidth', 1.5)
69 title('C_1 x \alpha', 'FontSize',12, 'FontWeight', 'bold');
70 xlabel('\alpha (graus)', 'FontSize',10, 'FontWeight', 'bold');
71 ylabel('C_1', 'FontSize',10, 'FontWeight', 'bold');
72 set(gcf, 'color', 'w')
73 set(gca, 'FontName', 'Times New Roman')
74
75 fig.Position = [0 0 900 700];
76 cla = EQ_CL_alpha(1,1)*0.93;
77
78 %%
79 EQ_CL = cla;
80 Vr = (2*rho*EQ_CL*Kt/(-cla*c*S*EQ_Cm(1,1)))^0.5;
81 V = 0:1:Vr;
82 q = 0.5*rho*V.^2;
83 qr = -((Kt*EQ_CL)/((c*S)*cla*EQ_Cm(1,1)));
84 %theta = q*corda^2*();
85 clb = EQ_CL;
86 cmb = EQ_Cm;
87 % fprintf('Velocidade de reverso: %.2f m/s\nPresso de
      reverso: %.2f Pa \n', Vr, qr);
88 % fprintf('CLa: %.2f\n, Clb: %.2f\n, Cmb: %.2f\n',
      EQ_CL_alpha(1,1), clb, cmb);
89 end

```

## APÊNDICE B – Algoritmo de cálculo de *flutter*

```

1 function Vf = flutter(semienv,MTOW,S,Kt)
2
3 s = semienv;           % semi envergadura
4 c = 0.270;            % corda
5 hline = 75;           % porcentagem do perfil sem
   aileron
6 xh = hline / 100 * c; % corda do perfi sem aileron
7 fa = 0.3741;          % porcentagem do centro elastico
8 xf = fa / 100 * c;    % distncia ce at o bordo de
   ataque
9 xac = 0.25 * c;       % distncia ca at o bordo de
   ataque
10 xe = xf - xac;        % distncia ca e ce
11 e = xe / c;           % porcentagem xe pela corda
12 pv = 0.4;             % peso da asa (kg)
13 mtow = MTOW;          % MTOW (kg)
14 area = S;             % ea semi asa - m
15
16 m = pv/area;          % massa por unidade de ea
17 mmain = m;            % mass per unit area of main
   surface
18 mcont = m;           % mass per unit area of control
   surface
19
20
21 % Stiffness data
22 EI = Kt*3*semienv;    % Rigidez flexional
23 GJ = Kt*semienv;      % Rigidez torcional
24 kbeta = 18.65;        % Rigidez sc (superficie de
   comando) pela corda
25
26 GJstr = sprintf('%0.5g',GJ); EIstr = sprintf('%0.5g',EI);
27 astring = ['xf/c = ', num2str(xf/c), ' xh/c = ', num2str(xh/c),
   ' EI = ',EIstr,...
28   ' GJ = ',GJstr, ' kbeta = ', num2str(kbeta)];
29 disp(astring)
30

```

```

31 modes = 3;
32
33 % matriz de inrcia
34
35 A = zeros(modes, modes);
36
37 % massa dos 2 primeiros modos
38 Amain = zeros(modes, modes);
39 Amain(1,1) = xh * s / 5;
40 Amain(1,2) = (xh^2 / 2 - xh * xf) * s / 4;
41 Amain(2,1) = Amain(1,2);
42 Amain(2,2) = (xh^3 / 3 - xh^2 * xf + xf^2 * xh) * s / 3;
43 % massa do terceiro modo
44 Acont = zeros(modes, modes);
45 Acont(1,1) = (c - xh) * s / 5;
46 Acont(1,2) = ((c^2 - xh^2) / 2 - xf * (c - xh)) * s / 4;
47 Acont(1,3) = ((c^2 - xh^2) / 2 - xh * (c - xh)) * s / 3;
48 Acont(2,2) = ((c^3 - xh^3) / 3 - xf * (c^2 - xh^2) + xf^2 * (
    c - xh)) * s / 3;
49 Acont(2,3) = ((c^3 - xh^3) / 3 - xf * (c^2 - xh^2) / 2 - xh *
    (c^2 - xh^2) / 2 + xf * xh * (c - xh)) * s / 2;
50 Acont(3,3) = ((c^3 - xh^3) / 3 - xh * (c^2 - xh^2) + xh^2 * (
    c - xh)) * s;
51 Acont(2,1) = Acont(1,2);
52 Acont(3,1) = Acont(1,3);
53 Acont(3,2) = Acont(2,3);
54
55 A = mmain * Amain + mcont * Acont;
56
57 % amortecimento estrutural
58 D = zeros(modes, modes);
59
60 % rigidez estrutural
61 E = zeros(modes, modes);
62 E(1,1) = 4 * EI / s^3;
63 E(2,2) = GJ / s;
64 E(3,3) = kbeta * s;
65
66 % frequencias naturais e modos de vibra

```

```

67 [evects, evals1] = eig(A \ E) ;
68 sfreqs = sqrt(diag(evals1))/(2 * pi);
69 [sfreqs, sort_f] = sort(sfreqs);
70 freqs = sfreqs'
71
72 Ttip = [1^2 -1 * xf 0;
73         1^2 1 * (xh - xf) 0;
74         1^2 1 * (c - xf) (c - xh)];
75 Tvects = Ttip * evects;
76 Tvects = Tvects(:, sort_f');
77 max_Tvect = max(abs(Tvects));
78 for jj = 1:modes
79     Tvects(1:modes, jj) = Tvects(1:modes, jj) / max_Tvect(jj)
80     ;
81 end
82 Tvects;
83
84 % Plotagem das frequencias
85 %{
86 zline = [0 0 0];
87 zvals = [0 xh/c 1];
88 figure(1)
89 subplot(311)
90 plot(zvals, Tvects(:,1), '0-')
91 title([num2str(sfreqs(1),3), ' Hz'])
92 hold on
93 plot(zvals, zline, '--b')
94 subplot(312)
95 plot(zvals, Tvects(:,2), '0-')
96 hold on
97 plot(zvals, zline, '--b')
98 title([num2str(sfreqs(2),3), ' Hz'])
99 subplot(313)
100 plot(zvals, Tvects(:,3), '0-')
101 hold on
102 plot(zvals, zline, '--b')
103 title([num2str(sfreqs(3),3), ' Hz'])
104 grid minor
105 set(gcf, 'color', 'w')

```

```

105 set(gca, 'FontName', 'Calibri');
106 grid minor
107 set(gcf, 'color', 'w')
108 set(gca, 'FontName', 'Calibri');
109 %}
110 % Frequncias dos 3 graus de liberdade
111
112 fbend = 1/2/pi * sqrt(E(1,1)/A(1,1));
113 ftors = 1/2/pi * sqrt(E(2,2)/A(2,2));
114 fcont = 1/2/pi * sqrt(E(3,3)/A(3,3));
115
116 % funes de Theodorsen
117
118 chat = 2 * (xh / c) - 1;
119
120 T4 = - acos(chat) + chat * sqrt(1 - chat ^ 2);
121 T10 = sqrt(1 - chat ^ 2) + acos(chat);
122 T11 = acos(chat) * (1 - 2 * chat) + sqrt(1 - chat ^ 2) * (2 -
    chat);
123 T12 = sqrt(1 - chat ^ 2) * (2 + chat) - acos(chat) * (2 *
    chat + 1);
124
125 % Coeficientes aerodinmicos circulatrio e no circulatrio
    (corrigido
126 % pelas funes T)
127
128 aw = 5.8; % dca
129 ac = aw * T10 / pi; % dca corrigido pela aerodinmica
    no estacionria
130 bw = e * aw; % cma
131 bc = e * aw * T10 / pi; % dma corrigido pela aerodinmica
    no estacionria
132 cw = - T12 / 2; % cmb
133 cc = - T12 * T10 / 2 / pi; % cmb corrigido pela aerodinmica
    no estacionria
134
135 Mtdot = -1.2; % coeficiente torcional da
    aerodinmica no estacionria

```

```
136 Mbdot = -0.1;           % coeficiente aileron da
    aerodinmica no estacionria
137
138 rho = 1.0845;          % densidade do ar
139 vstart = 1;            % velocidade inicial
140 vinc = 1;
141 vend = 50;
142
143 % Matrizes aerodinmicas
144
145 B = zeros(modes, modes); % matriz de amortecimento
    aerodinmico
146 C = zeros(modes, modes); % matriz de rigidez aerodinmica
147
148 B(1,1) = aw * c * s / 10;
149 B(1,2) = 0;
150 B(1,3) = 0;
151 B(2,1) = - bw * c^2 * s / 8;
152 B(2,2) = - Mtdot * c^3 * s / 24;
153 B(2,3) = 0;
154 B(3,1) = - cw * c^2 * s / 6;
155 B(3,2) = 0;
156 B(3,3) = - Mbdot * c^3 * s / 8;
157
158 C(1,1) = 0;
159 C(1,2) = aw * c * s / 8;
160 C(1,3) = ac * c * s / 6;
161 C(2,1) = 0;
162 C(2,2) = - bw * c^2 * s / 6;
163 C(2,3) = - bc * c^2 * s / 4;
164 C(3,1) = 0;
165 C(3,2) = - cw * c^2 * s / 4;
166 C(3,3) = - cc * c^2 * s / 2;
167
168 % solu do flutter
169
170 f = []; d = []; evalr = []; evali = []; ev = [];
171 icount = 0;
172
```

```

173 % evals = eig(A\rho*v^2*C + E);
174
175 for v = vstart : vinc : vend
176     icount = icount + 1;
177     vel(icount) = v;
178     Q = [zeros(modes, modes) eye(modes, modes); -A\rho * v^2
          * C + E -A\rho * v * B + D];
179     evals = eig(Q);
180     er = real(evals);
181     ei = imag(evals);
182
183     for ii = 1 : 2 * modes
184         wrad(ii,1) = abs(evals(ii));
185         zeta(ii,1) = -real(evals(ii)) / wrad(ii);
186         whz(ii,1) = wrad(ii) / (2 * pi);
187     end
188
189
190     [whz, wsort] = sort(whz);
191
192     f = [f whz]; d = [d zeta(wsort) * 100];
193     evalr = [evalr er(wsort)]; evali = [evali ei(wsort)];
194     ev = [ev evals(wsort)];
195 end
196
197 vs = sum(cumsum((real(ev) > 0), 2) == 1);
198 nvels = vs(sum(cumsum((real(ev) > 0), 2) == 1) > 0);
199 vcrit = vel(sum(cumsum((real(ev) > 0), 2) == 1) > 0);
200
201 icount = 0;
202 for ii = 1:max(size(nvels))
203     for jj = 1:nvels(ii)
204         icount = icount + 1;
205         v_all(icount) = vcrit(ii);
206     end
207 end
208
209 ecrit = ev(cumsum((real(ev) > 0), 2) == 1);
210

```



```

211 for ii = 1:max(size(ecrit))
212     if imag(ecrit(ii)) == 0
213         [num2str(v_all(ii)) ' m/s = divergence'];
214     else
215         fflut = abs(ecrit(ii))/(2 * pi);
216         [num2str(v_all(ii)) ' m/s = flutter      ' num2str(
                fflut) ' Hz'];
217     end
218 end
219 Vf = v_all(ii);
220 %{
221 % g r ficos
222 for i=1:1:3
223 s1 = strcat('Modo ',num2str(i));
224     str1{i} = s1;
225 end
226 l1 = ['Modo 1', 'Modo 2', 'Modo 3', 'Modo 4']
227 figure(3)
228 subplot(211)
229 vf = v_all(1);
230 xfa = [vf vf];
231 yf = [0 50];
232
233 plot(vel,f(1,:), 'r', vel,f(3,:), 'b', vel,f(5,:), 'g', xfa, yf, '--k
        ', 'LineWidth', 1.5)
234 title('Frequencia x Velocidade', 'FontSize', 16, 'FontWeight', '
        bold')
235 xlabel('Velocidade (m/s)', 'FontSize', 14, 'FontWeight', 'bold')
236 ylabel('Frequencia (Hz)', 'FontSize', 14, 'FontWeight', 'bold')
237 set(gcf, 'color', 'w')
238 set(gca, 'FontName', 'Calibri');
239 grid on
240 axis([0 vend 0 100])
241 subplot(212)
242 vf = v_all(1);
243 xfa = [vf vf];
244 yf = [-10 10];
245 y0 = [0 0];
246 x0 = [0 vend];

```

```
247 plot(vel,d(1,:), 'r', vel,d(3,:), 'b', vel,d(5,:), 'g', xfa, yf, '--k
    ', x0, y0, '--k', 'LineWidth', 1.5)
248 title('Amortecimento x Velocidade', 'FontSize', 16, 'FontWeight
    ', 'bold')
249 xlabel('Velocidade (m/s)', 'FontSize', 14, 'FontWeight', 'bold')
250 ylabel('Fator de Amortecimento (%)', 'FontSize', 14, 'FontWeight
    ', 'bold')
251 axis([0 vend -10 30])
252 grid on
253 lgd = legend(str1)
254 set(lgd, 'FontSize', 14);
255 set(lgd, 'FontName', 'Calibri');
256 lgd.NumColumns = 3;
257 set(gcf, 'color', 'w')
258 set(gca, 'FontName', 'Calibri');
259 %}
```