

PROJETO DE GRADUAÇÃO

**Procedimento de análise aeroelástica numérica
para protótipo de asa voadora de pequeno porte**

Por,

Gilberto de Sousa Pinheiro Filho

Brasília, 19 de novembro de 2021

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA

FACULDADE DE TECNOLOGIA

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

PROJETO DE GRADUAÇÃO

Procedimento de análise aeroelástica numérica para protótipo de asa voadora de pequeno porte

Por,

Gilberto de Sousa Pinheiro Filho

Relatório submetido como requisito parcial para obtenção
do grau de Engenheiro Mecânico

Banca Examinadora

Aline Souza de Paula _____

Polliana C O Martins _____

Marcela Rodrigues Machado _____

Bráulio Gutierrez Pimenta _____

Brasília 19 de novembro de 2021

Agradecimentos

Este trabalho, escrito sob lágrimas, suor e sangue (beleza que o sangue não foi por causa do trabalho) só aconteceu por causa da presença de pessoas incríveis, que eu tive a imensa sorte de ter na minha vida. Quero aproveitar essa seção, que considero importantíssima, para tentar demonstrar minha profunda gratidão, provavelmente vou falhar, pois palavras são muito pouco para isso, mas lá vai.

Os primeiros e mais importantes agradecimentos vão para os meus pais, Gilberto de Sousa Pinheiro e Lígia Simone Gomes Pinheiro, que sempre trabalharam tão duro, e sempre fizeram tantos sacrifícios para dar as melhores oportunidades possíveis para mim e para minha irmã. Graças a eles eu vivi uma vida muito boa e confortável, tive uma educação de alta qualidade e fui colocado em posição de entrar em uma grande universidade. Sem o amor deles eu com certeza não chegaria nem perto de onde estou.

Também à minha irmanzinha, Gilmara Gomes Pinheiro, ou Juju para os íntimos, que além da voz linda, me aguentou por tantos anos (de cutucadas) e ainda teve a paciência de ler esse texto inteiro em buscas das inúmeras burrices do irmão, que não sabe utilizar a língua portuguesa.

À toda a minha família, em especial meus tios e primo, Girlene Gomes, Analício Silva e Thiago Silva, que me aguentaram por toda a graduação na casa deles (quem me conhece sabe o tanto que eu sou folgado), por causa deles a minha jornada em Brasília foi tranquila e segura, e agora que eu estou em uma nova etapa, ainda sinto a segurança de saber que sempre tem alguém com quem contar bem pertinho.

Agora vou agradecer aos meus amigos, que me carregaram (literal, acadêmica e emocionalmente) durante todos esses anos, alguns foram, alguns chegaram, mas todos deixaram uma marca profunda e me proporcionaram experiências que tornaram o duro curso de engenharia mecânica mais leve. Vou relatar alguns desses momentos.

Aos meus amigos, grande Marcinho, Lucas, Flávio e Agnys, foram meus primeiros amigos na UnB e que até hoje são muito queridos, até hoje eu lembro vocês me chamando pra almoçar na fila do RU, depois da aula de cálculo 1, desde então o curso não foi mais solitário.

Ao pessoal todo bombado, Fernando Barreto, Rodrigo Barreto, Marcelito, Camis, Jhon, Pepinha, Marizoka, Xavica e grande Grande, que entraram comigo na mecânica

(sim, o Pepa é do meu semestre) e de lá pra cá foram muuuuuitos carregamentos, gartics e among us. Vocês deixaram aquele CA top e ir pra lá quando vocês não estavam era um saco.

À Draco Volans e todos os amigos que eu fiz lá, sem dúvida. Lembro que quando entrei queria aerodinâmica ou estruturas, mas fui colocado numa tal de cargas e aeroelasticidade, achei paia e torci o nariz, enfim... olha o tema do meu trabalho. E de lá eu trago grandes amizades. Primeiramente a galera top começando com meu capita Abraão (pros conhecidos Pantu, pros intimos Rrilhas) que me guiou pelos traiçoeiros caminhos do HYPE, o grande DEDÉ (que até o momento da escrita dessa dedicatória não me perdoou, coé Dedé, foi mal) autor das perfeitcholas que aterrorizam os ourinhos, a Luzia, otaca, kpopeira, que chega nos rolês ostentando o KIT BADGIRL e que de alguma forma me aguentou por todos esses anos, ao Rogerin, que um dia vai aprender a pular de bike (e a prestar atenção no que tá acontecendo), ao Guilherme, que deve tá com uma barba sinistra e não vai tirar, ao (leia com sotaque americano) Victor Gasparetto que prometeu me ensinar a chegar no Canadá, mas até hoje só mostrou... esquece, à Geo e à Thaís, mães do meu grande amigo BISCOITO, ao grande Rodriguin o mais bala do time e ao Sales. Essa galera sempre tá na call e a pandemia foi bem mais fácil de aguentar com as conversas diárias que eu tive com eles. Também conheci na Draco meus queridos amigos Talles, Fourier, Fernandinha, William, Wildemberg, Janoskera, Luis, Caio B, Leleo, Parroso e Playbs. Nós seguramos uns anos amargos da Draco em! mas não desistimos e no fim das contas, sempre apoiamos uns aos outros apesar das diferenças e conflitos.

À minha banca de avaliação, em especial minhas orientadoras, Polliana Cândida e Aline Souza, que sempre foram tão pacientes comigo e me deram a oportunidade de apresentar este trabalho. Ao Bráulio, que também orienta a Draco Volans e que tem dado muito suporte e aberto importantes portas. À Marcela, que orientou o trabalho do Victor, que foi uma das maiores inspirações para este.

Espero que meu futuro continue tendo essas pessoas, e que venham outras tão incríveis quanto. Novamente, MUITO OBRIGADO!!!!

Resumo

Na competição SAE Brasil Aerodesign, as aeronaves mais leves são geralmente as mais competitivas. Conseqüentemente, efeitos aeroelásticos acabam ganhando grande importância na performance e na segurança, uma análise precisa destes efeitos então se faz necessária. No presente trabalho, são feitas análises de cargas e aeroelasticidade da aeronave de 2020 da equipe Draco Volans Aerodesign, buscando avaliar os aspectos estabilidade estrutural estática e dinâmica. Para isso, inicia-se o trabalho fazendo uma análise de cargas para identificação dos casos críticos e cálculo das distribuições de sustentação desses casos, esses dados são utilizados para o dimensionamento da estrutura (fora do escopo deste trabalho). Com a estrutura definida, é criado um modelo CAD simplificado apropriado para análise em elementos finitos. A análise MEF é dividida em 2 etapas. A primeira, trata-se da análise aeroelástica estática, cujos focos são a avaliação do desempenho aerodinâmico da estrutura deformada e a verificação das tensões da estrutura, aferindo se todos os componentes resistem aos esforços. A segunda, é uma análise dinâmica para calcular a velocidade de flutter. Na velocidade máxima da aeronave ($29m/s$) a queda no CL_α foi de 2,7%, a queda na CL_δ foi de 13,2%, as tensões críticas nas estruturas foram um esforço cisalhante 1,5 MPa na madeira balsa, resultando em fator de segurança de 1,4 e o esforço cisalhante de 12,8 MPa em um dos tubos de carbono resultando num fator de segurança de 3,23. A velocidade de flutter encontrada foi de aproximadamente $160m/s$. Vale ressaltar que não foi possível aplicar uma correção aerodinâmica necessária para melhor precisão da análise. Apesar disso, as distribuições aerodinâmicas não corrigidas e corrigidas são próximas o suficiente para que se possa tirar conclusões relevantes. Concluiu-se que a aeronave é segura nas condições críticas.

Palavras-chaves: Aeroelasticidade. *Flutter*. Aerodesign. NASTRAN.

Abstract

In the SAE Brasil Aerodesign competition, the lightest planes are usually the most competitive. Hence aeroelastic effects end up having great importance on the performance and safety, a precise analysis of these effects is then necessary. In this work, the 2020 plane of the Draco Volans Aerodesign team is analyzed aiming to evaluate the static and dynamic structural stability. The work begins with a loads analysis to identify the critical cases and the lift distribution of those cases, those informations are then used to size the structures(outside the scope of this work). Based on this structure, a simplified CAD model, adapted to FEM analysis, is made. The FEM analysis is split in two phases. The first is a static aeroelastic analysis which focuses on the evaluation of performance of the deformed structure and verification of structural stresses, checking if all components resist to the loads. The second, is a dynamic analysis to compute flutter speed. At maximum speed the reduction of CL_α was 2,7%, the reduction of CL_δ was 13,2%, the critical stresses were a shear stress of 1,5 MPa on the balsa wood, resulting on a safety factor of 1,4 and a shear stress of 12,8 MPa on one of the carbon tubes, resulting on a safety factor of 3,23. The flutter speed calculated was about 160 m/s. It's worth mentioning that it was not possible to apply an aerodynamic correction required to improve the analysis's precision, despite that, the corrected and uncorrect aerodynamic distributions were close enough to warrant relevant conclusions. It was concluded that the aircraft is safe in critical conditions.

Key-words: Aeroelasticity. Flutter. Aerodesign. NASTRAN.

Lista de Figuras

Figura 1 – DVXFW-I, aeronave de 2018 da Draco Volans decolando na competição de aerodesign. Foto de Pedro Esteban	1
Figura 2 – Fluxograma geral de projeto, incluindo fases de otimização, análise e construção	4
Figura 3 – Fluxograma de análise de resultados da otimização	5
Figura 4 – Fluxograma das atividades realizadas neste trabalho.	6
Figura 5 – Representação das forças e momentos em um aerofólio. Fonte: Anderson (2010)	8
Figura 6 – Aproximação de Schrenk. Fonte: Raymer (2012)	10
Figura 7 – Ilustrações mostrando a distribuição de painéis e de vórtices e doublets respectivamente.	11
Figura 8 – Malhas aerodinâmicas geradas em XFLR5 e NASTRAN respectivamente.	11
Figura 9 – Comparativo entre curvas de C_L x α de perfis aerodinâmicos e de asas finitas, ambas as curvas foram obtidas em XFLR5, a curva da asa finita utilizou VLM1.	12
Figura 10 – Vórtices de ponta de asa em um Airbus A340. Fonte: < https://i.imgur.com/siXhY0l.jpg >, acessado em 21/08/2021	13
Figura 11 – Lockheed F-117 com seus elevons destacados. Fonte: < https://www.flight-mechanic.com/flight-control-surfaces-part-two/ >, acessado em 21/08/2021	14
Figura 12 – Exemplo de dados históricos utilizados nas fases iniciais do processo de design. Fonte: Raymer (2012)	15
Figura 13 – Exemplo de layout inicial, os principais componentes, assim como as posições das principais estruturas são esboçados, mas não detalhados. Fonte: Raymer (2012)	15
Figura 14 – Diagrama manobras da aeronave CEA-308. Fonte: Iscold (2002)	17
Figura 15 – Sistema massa mola amortecido. Fonte: Wright e Cooper (2008)	18
Figura 16 – FRFs de um sistema com 2 graus de liberdade. Fonte: Wright e Cooper (2008)	19
Figura 17 – Funções ou formas assumidas para representar o movimento oscilatório da aeronave. Fonte: Wright e Cooper (2008)	19

Figura 18 – Modelo estrutural discretizado de uma asa para análise com MEF. Fonte: Wright e Cooper (2008)	20
Figura 19 – FRF de um modelo de elementos finitos	20
Figura 20 – Diagrama de Collar. Fonte: Martins (2020)	21
Figura 21 – Exemplo de diagrama Vgf. Fonte: Wright e Cooper (2008).	22
Figura 22 – Parâmetros variados pelo algoritmo genético (genes).	23
Figura 23 – As 3 vistas da aeronave.	24
Figura 24 – Envelope de manobra preliminar.	25
Figura 25 – Envelope de manobra final.	26
Figura 26 – Modelos em XFLR5	26
Figura 27 – Convergência das malhas em XFLR5.	27
Figura 28 – Modelo de asa utilizado para análise de esforços internos.	28
Figura 29 – Esforços internos com $\alpha = 6,5^\circ$ e $\delta = +15^\circ$	28
Figura 30 – Esforços internos com $\alpha = 6,5^\circ$ e $\delta = -15^\circ$	29
Figura 31 – Modelo simplificado plano reproduzido com base em Gasparetto (2019).	30
Figura 32 – Modelo inicial utilizado nas primeiras análises da asa completa. Contém alguns aspectos de dificultaram a geração da malha.	31
Figura 33 – Detalhe do modelo final, atentar ao perfil e ao bordo de ataque divi- didos de modo a facilitar a conexão dos componentes utilizando nós compartilhados.	32
Figura 34 – Modelo de asa inicialmente analisado.	33
Figura 35 – Refino de malha de duas asas retas, uma com perfil simétrico(NACA 0009) e outra com perfil arqueado(SELIG 1223) em $\alpha = 0$	34
Figura 36 – Detalhes de malhas de NASTRAN e XFLR5.	34
Figura 37 – Graficos de CL por α em XFLR5 e NASTRAN.	35
Figura 38 – Malha para análise estrutural, com balsa na cor bege e fibra de carbono na cor preta. Apenas elementos 1D e 2D, é possível ver as diferentes espessuras de tubos pois foi habilitada a opção que mostra a seção transversal dos elementos 1D.	36
Figura 39 – Convergência de malha. São apresentados os valores dos 3 primeiros modos.	37
Figura 40 – Malha aerodinâmica utilizada em NASTRAN, elevon colorido em laranja.	38
Figura 41 – Esforço cisalhante no plano XY(sistema de coordenadas do elemento), as deformações estão exageradas para facilitar a visualização da torção causada pelas deflexões elevon.	40
Figura 42 – Esforço cisalhante no plano XY(sistema de coordenadas do elemento), as deformações estão exageradas para facilitar a visualização da torção causada pelas deflexões elevon.	40

Figura 43 – Malha utilizada para análise de flutter, igual as das análises estáticas, porém com uma das metades espelhada. Esquema de cores alterado para facilitar a visualização da massa representando a mesa do motor e as conexões rígidas utilizadas.	43
Figura 44 – Diagrama Vgf de meia asa.	44
Figura 45 – Diagrama Vgf de asa completa.	45
Figura 46 – Diagrama.	46
Figura 47 – Modelo simplificado da asa de 2017	52
Figura 48 – Montagem do GVT da asa de 2019	54
Figura 49 – Resultados da análise modal em NASTRAN	55

Lista de Tabelas

Tabela 1 – <i>Input</i> para o diagrama de manobras.	25
Tabela 2 – Tabelas de condições críticas para dimensionamento da longarina.	26
Tabela 3 – Resultados da análise com $\alpha = 6,5^\circ$ e $\delta = 0^\circ$	38
Tabela 4 – Resultados do caso 2, com comparações entre XFLR5 e NASTRAN com e sem a matriz de correção W2GJ	39
Tabela 5 – Resultados do caso 3, com comparações entre XFLR5 e NASTRAN com e sem a matriz de correção W2GJ	39
Tabela 6 – Comparativo entre resultados, Caso para cálculo de BM e FZ: Caso crítico 2	40
Tabela 7 – Esforço cisalhante no plano XY(sistema de coordenadas do elemento), as deformações estão exageradas para facilitar a visualização da torção causada pelas deflexões elevon.	41
Tabela 8 – Comparação entre modos e frequências naturais da asa do avião de 2017 obtidas experimentalmente, em ANSYS e em NASTRAN.	53
Tabela 9 – Frequencias(Hz)	55

Lista de abreviaturas e siglas

SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
UnB	Universidade de Brasília
MTOW	<i>Maximum take off weight</i>
NASTRAN	<i>NASA Structural Analysis</i>
GVT	<i>Ground Vibration Test</i>
MEF/FEM	Método de elementos finitos
MSC	Mecânica dos sólidos computacional
CFD	<i>Computational fluid dynamics</i>
VLM	<i>Vortex Lattice Method</i>
DLM	<i>Doublet Lattice Method</i>
Vgf	Velocidade, amortecimento e frequência
PD	Proporcional Derivativo
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
UFMG	Universidade Federal de Minas Gerais
LLT	<i>Lifting Line Theory</i>
AR	Razão de aspecto
GDL	Grau de liberdade
FRF	Função resposta em frequência
CG	Centro de gravidade
WKK	Matriz de correção atua em cada elemento ajustando a pressão com base em variações ângulo de ataque
W2GJ	Matriz de pressões iniciais
FS	Fator de segurança

Lista de símbolos

Símbolos Gregos

α	Ângulo de ataque
δ	Ângulo de deflexão de profundo
ρ	Densidade do ar
ρ_∞	Densidade do escoamento livre
μ_∞	Viscosidade do escoamento livre

Símbolos Latinos

R	Força resultante
n	Fator de carga
n_{max}	Fator de carga máximo
c	Corda local
\bar{c}	Corda média aerodinâmica
S	Área de referência
S_w	Área da asa
L	Força de sustentação
D	Força de arrasto
M	Momento aerodinâmico
W	Peso
BM	Momento fletor
FZ	Força na direção z (vertical)
C_L	Coefficiente de sustentação

C_l	Coeficiente local de sustentação
C_D	Coeficiente de arrasto
C_d	Coeficiente local de arrasto
C_M	Coeficiente de momento
C_{mAC}	Coeficiente local de momento em torno do quarto de corda local
$C_{L\alpha}$	Variação da curva de sustentação com variação de ângulo de ataque
a	Inclinação da curva de C_L x α , mesmo valor que $C_{L\alpha}$
C_{L0}	Coeficiente de sustentação em ângulo de ataque 0
$C_{L_{max}}$	Coeficiente de sustentação máximo
$C_{L_{min}}$	Coeficiente de sustentação mínimo
$C_{L\delta}$	Variação da curva de sustentação com variação de ângulo de profundor
V	Velocidade
V_∞	Velocidade do escoamento livre
Ma	Número de Mach
P_∞	Pressão dinâmica do escoamento livre
Re	Número de Reynolds
\bar{q}	Pressão dinâmica (formulação na documentação do NASTRAN)
$\{P_k\}$	Forças em cada elemento da malha
$[W_{kk}]$	Matriz de correção atua em cada elemento ajustando a pressão com base em variações ângulo de ataque
$[S_{kj}]$	Matriz de integração
$\{f_j\}$	Pressões em cada elemento
$\{f_j^e/\bar{q}\}$	Matriz de pressões iniciais
$[M]$	Matriz de massa
$[C]$	Matriz de amortecimento
$[K]$	Matriz de Rigidez
$\{f\}$	Forças atuantes

Sumário

	1 INTRODUÇÃO	1
1.1	Motivação e contextualização	1
1.2	Objetivos	2
1.3	Revisão Bibliográfica	2
1.4	Metodologia	4
1.4.1	Fluxograma de trabalho	4
1.4.2	Softwares utilizados	6
	2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	8
2.1	Aerodinâmica básica	8
2.1.1	Métodos numéricos	10
2.1.2	Curvas aerodinâmicas	12
2.1.3	Superfícies de controle	13
2.2	Layout Estrutural	14
2.3	Cargas	16
2.3.1	Diagrama Vn	16
2.3.2	Cargas estáticas e análise de manobras	17
2.3.3	Análise de manobras	17
2.4	Vibrações mecânicas	18
2.4.1	Sistemas contínuos	19
2.5	Aeroelasticidade	20
	3 DEFINIÇÃO DAS CARGAS CRÍTICAS	23
3.1	Layout Estrutural	23
3.2	Diagrama Vn	24
3.3	Esforços Internos na Condição Rígida	26
	4 CAD	30
	5 NASTRAN	33
5.1	Análises preliminares	33

5.2	Malhas	35
5.3	Análises estáticas	38
5.4	Análise aeroelástica dinâmica	42
5.4.1	Considerações sobre as especificidades da aeronave analisada	42
5.4.2	Resultados	43
6	CONCLUSÃO	47
	REFERÊNCIAS	49
	APÊNDICES	51
	APÊNDICE A – AERONAVE DE 2017	52
	APÊNDICE B – AERONAVE DE 2019	54

1 Introdução

1.1 Motivação e contextualização

A SAE Brasil aerodesign se destaca no cenário nacional como uma das competições universitárias mais antigas e tradicionais do Brasil, tendo sua primeira edição no ano de 1999. Em 2020, sua XXII edição ocorreu de forma diferente pela primeira vez devido as dificuldades e restrições impostas pela pandemia do COVID-19.

Renomadas instituições de ensino superior brasileiras participam da competição e a UnB é representada pela Draco Volans Aerodesign desde 2003 na classe regular e mais recentemente, também é representada pela Mamutes do Cerrado na classe micro.



Figura 1 – DVXFW-I, aeronave de 2018 da Draco Volans decolando na competição de aerodesign. Foto de Pedro Esteban

O objetivo da classe regular na competição desde 2017 tem sido desenvolver uma aeronave que carregue a maior carga paga possível seguindo uma série de restrições geométricas e operacionais.

Na competição SAE do ano de 2020 uma das restrições impostas era relacionada a soma da envergadura e comprimento da aeronave, que não poderiam ultrapassar o valor equivalente a 3,2 m, e a aeronave deve decolar em no máximo 50 m. Essas restrições condicionam o projeto aerodinâmico, que influencia fortemente o peso máximo de decolagem (MTOW - Maximum take Off Weight) da aeronave, que é dividido entre peso vazio e carga paga, usada para cálculo da pontuação. Tudo isso exige uma estrutura compacta e de peso reduzido.

A busca pela diminuição do peso da aeronave acaba gerando diversos problemas.

Os principais desses são estruturais e aeroelásticos. Previamente, a equipe Draco utilizava altos fatores de segurança para garantir a integridade da aeronave, o que resultava em um peso vazio alto que não competia com os de equipes de topo. Em 2019 focou-se na redução de peso e os fatores de segurança foram reduzidos, porém isso acabou afetando a integridade estrutural de maneiras imprevisíveis e a aeronave falhou catastróficamente em várias ocasiões.

Nesse contexto, a equipe Draco Volans observou a necessidade e a oportunidade de desenvolver estudos relacionados a aeroelasticidade, estabelecendo um processo numérico de análise aeroelástica que auxiliasse a equipe a tomar as melhores decisões para o desenvolvimento de uma aeronave segura e competitiva. O procedimento numérico deve ser detalhado e associado a softwares apropriados, para que se assemelhe ao máximo às práticas industriais de análise aeroelástica. Para tanto, faz-se necessário o desenvolvimento de um processo que leva em conta o estabelecimento de modelo estrutural e aerodinâmico adequados a essas análises, bem como um gerenciamento dos dados pós-processados e estabelecimento de velocidades críticas e envelopes de voo.

1.2 Objetivos

Este projeto tem por objetivo principal modelar e analisar numericamente o comportamento aeroelástico da asa voadora projetada pela equipe Draco Volans Aerodesign, fazendo uma análise dos esforços aerodinâmicos atuantes e nas tensões da estrutura e estudando os modos de falha aeroelásticos dinâmicos.

Como objetivos específicos, são destacados:

Indicar práticas que guiem o processo construtivo de um modelo CAD que facilite a geração de malha estrutural e aerodinâmica visando a análise aeroelástica, com considerações que agilizem o processo de integração dessas duas malhas;

Desenvolver programas em Python que façam o tratamento dos dados de aerodinâmica obtidos em XFLR5 e, baseados neles, montem as matrizes de correção da distribuição de sustentação para a análise em NASTRAN.

Elaborar um fluxo de trabalho ágil que forneça análises aeroelásticas em poucas semanas, o que permitirá a identificação de problemas mais cedo e levará a um projeto mais otimizado.

1.3 Revisão Bibliográfica

O processo de design aeronáutico é descrito detalhadamente por [Raymer \(2012\)](#) e [Gudmundsson \(2013\)](#). Ambos apresentam um passo a passo do projeto, porém Raymer dá grande enfoque a aviões militares, enquanto Gudmundsson foca em aviação geral. Por

concentrar-se em projetos de menor porte e ter uma linguagem mais moderna e didática, Gudmundson é mais adequado a este trabalho.

O cálculo de cargas é um passo fundamental em um projeto aeronáutico. Essa é a ponte que liga as áreas de aerodinâmica e estruturas, e sua execução correta garante uma aeronave bem dimensionada. [Wright e Cooper \(2008\)](#) apresentam alguns aspectos do cálculo de cargas de maneira superficial. [Iscold \(2002\)](#) faz uma análise de cargas detalhada de uma aeronave desenvolvida pela UFMG, abordando os aspectos normativos que devem ser adaptados (devido as diferenças em ordem de grandeza do tamanho e peso das aeronaves) ao projeto de aerodesign.

Por ser uma área de interface entre duas disciplinas, aerodinâmica e estruturas, o projetista de cargas e aeroelasticidade deve entender os conceitos basais de ambas para ser capaz de criticar os próprios resultados e comunicá-los de forma clara nos dois campos. Por isso a maioria dos autores do campo iniciam seus trabalhos com uma breve introdução à aerodinâmica e mais especificamente em trabalhos sobre aeroelasticidade, apresentam também uma introdução à dinâmica de estruturas e vibrações mecânicas.

Caso se queira aprofundar nos conceitos de aerodinâmica um livro clássico é [Anderson \(2010\)](#). Em métodos numéricos para cálculos aerodinâmicos, [Drela \(2014\)](#) aplica o *Vortex Lattice Method* (VLM) em perfis aerodinâmicos e em aeronaves completas. [Albano e Rodden \(1969\)](#) aplicam o *Doublet Lattice Method* (DLM) em asas em escoamento não permanente.

Para uma abordagem detalhada de sistemas dinâmicos e vibrações mecânicas alguns livros notáveis são [Meriam e Kraige \(2012\)](#) (dinâmica); [Inman e Singh \(1994\)](#) e [Singiresu et al. \(1995\)](#) (vibrações mecânicas). Esses livros também abordam de forma breve conceitos do método de elementos finitos.

A literatura clássica de aeroelasticidade faz amplo uso de modelos analíticos de fenômenos aeroelásticos. Alguns com ênfase em aplicações práticas, como [Bisplinghoff, Ashley e Halfman \(2013\)](#), que utilizam esses modelos no processo de design da aeronave. Outros mais recentes, como [Wright e Cooper \(2008\)](#) e [Dowell et al. \(1989\)](#), que utilizam esses modelos para fins didáticos e indicam que, atualmente, no projeto de aeronaves, ferramentas de cálculo numérico são utilizadas. Todos enfatizam que testes experimentais são importantes e muitas vezes fundamentais para a análise de flutter e para a certificação da aeronave, os testes envolvem GVT (*Ground Vibration Testing*, experimentos de vibração em que a aeronave é excitada em solo), túnel de vento e ensaios em voo.

Devido a alta competitividade entre as equipes de Aerodesign se faz necessária uma análise cada vez mais detalhada da aeronave. Eventualmente o uso de MEF para análises estruturais e CFD para análises aerodinâmicas se tornará lugar comum, o que conseqüentemente inspira e influencia trabalhos relacionados a esses temas e ao Aerodesign em geral. Na UnB, [Gasparetto, Machado e Carneiro \(2020\)](#) fizeram a análise modal numérica e experimental da aeronave de 2017 da Draco Volans. [Souza \(2017\)](#) fez um estudo

de otimização da longarina da mesma aeronave. Fora do escopo do aerodesign, [Martins \(2020\)](#) fez o estudo de um sistema aeroelástico controlado por um sistema híbrido, com um controle ativo (PD) e controle passivo (viscoelástico).

1.4 Metodologia

O trabalho é um estudo de caso em que se acompanhará o processo de projeto estrutural da equipe. Para alcançar o terceiro objetivo específico o processo será observado e serão notados seus pontos de gargalo, suas ineficiências e suas deficiências. Serão então apontadas possíveis soluções para esses problemas.

1.4.1 Fluxograma de trabalho

É importante notar que este trabalho se encaixa diretamente no fluxo de projeto da equipe Draco Volans, tendo informações obtidas por outras áreas da equipe. O fluxograma mostrado nas figuras 2 e 3 apresenta a sequência de atividades executadas pela equipe, as etapas de projeto pertinentes à área de gargas e aeroelasticidade estão expandidas.

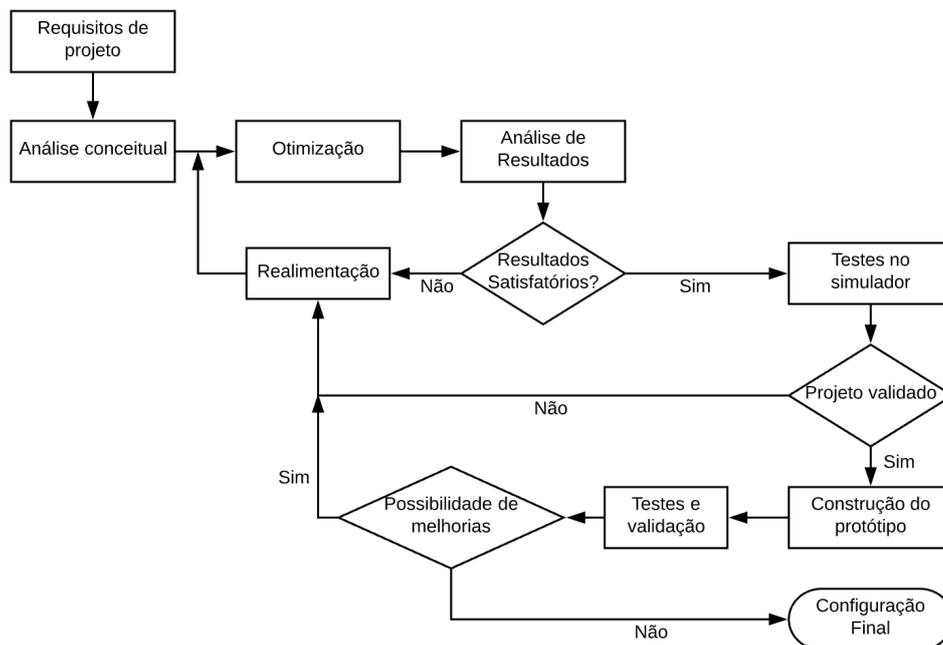


Figura 2 – Fluxograma geral de projeto, incluindo fases de otimização, análise e construção

Como é possível notar, o projeto não anda de forma linear, havendo diversas etapas de reprojeto e realimentação. Apesar de não explicitado no fluxograma de análise de resultados, essa não linearidade serve também para as etapas dele, já que cada componente pode passar por diversas pequenas revisões.

Este trabalho é focado na área de cargas e aeroelasticidade, porém não apresenta todos as atividades dessa área, concentrando nos passos necessários para a execução da análise aeroelástica, inclusive apresentando conceitos de fora da área, como aerodinâmica e layout estrutural.

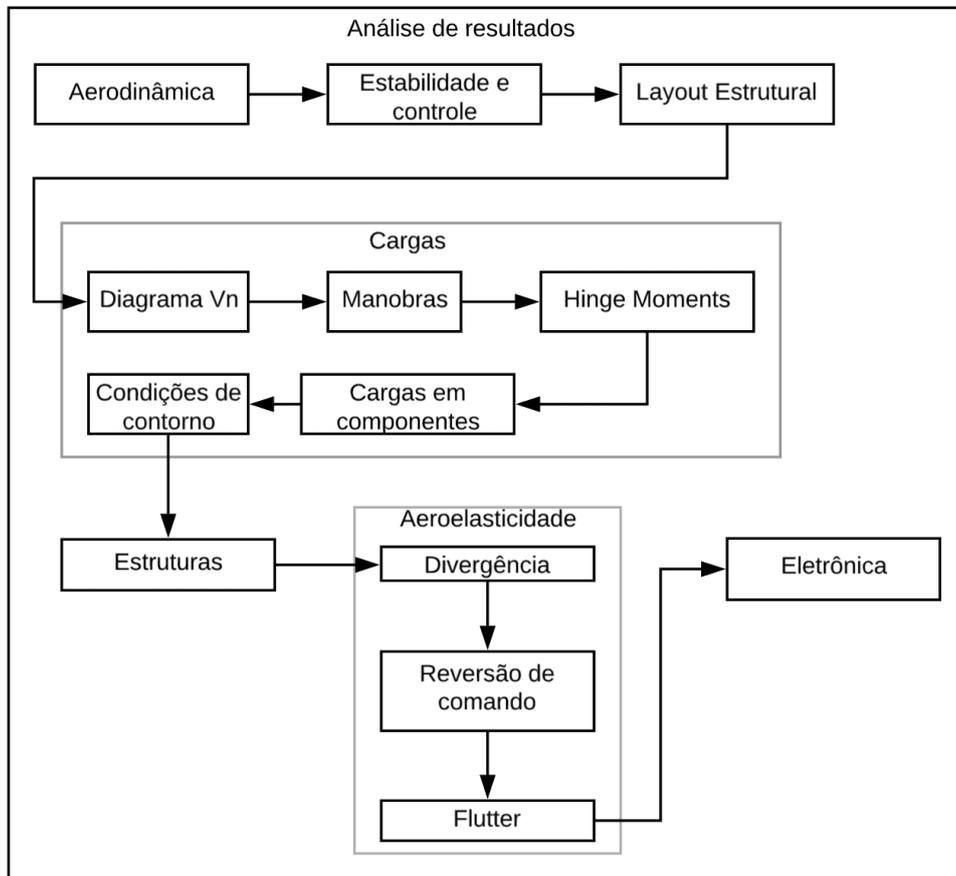


Figura 3 – Fluxograma de análise de resultados da otimização

O trabalho se inicia com uma análise de cargas, os dados provêm da área de aerodinâmica e são usados para geração do diagrama V_n , e dele são obtidos os casos de carregamento aerodinâmico críticos. As distribuições de carga são calculadas numericamente utilizando XFLR5, dentro do fluxo de projeto da Draco Volans esses carregamentos são passados para a área de estruturas para layout e dimensionamento das estruturas. Então a área de desenhos técnicos gera os CADs de fabricação. Esses desenhos não são usados para análise aeroelástica numérica pois são compostos por componentes volumétricos, que durante a geração de malha seriam transformados em elementos tridimensionais, o que aumenta consideravelmente o custo computacional e a complexidade de análise, além disso, esse CAD também apresenta diversos problemas de conexão entre componentes, pois não é pensado para análise com elementos finitos. Por isso esses desenhos devem ser simplificados para análise aeroelástica numérica.

Com o CAD preparado, são geradas malhas estruturais e aerodinâmicas, que passam por um processo de refino até a convergência. As malhas "convergadas" com menos elementos são utilizada nas análises subsequentes. São feitas então as análises aeroelásticas

estáticas, focando nas alterações de coeficientes aerodinâmicos e nas tensões nos componentes da longarina. Depois é feita a análise dinâmica, focando no flutter, aferindo se a $V_{flutter}$ está dentro do envelope de voo. O processo é ilustrado no fluxograma mostrado na imagem 4.

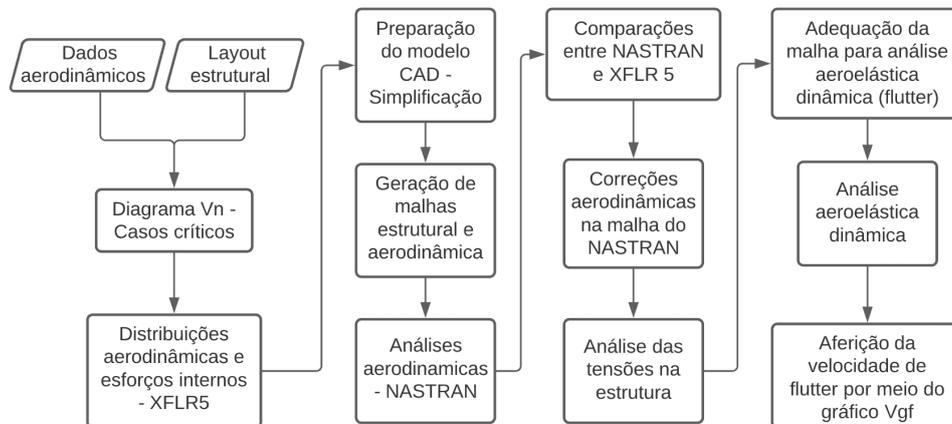


Figura 4 – Fluxograma das atividades realizadas neste trabalho.

1.4.2 Softwares utilizados

Para execução do presente trabalho foram utilizados softwares, alguns já foram citados, como o XFLR5, o otimizador e o software de CAD (SolidWorks), além desses, o software de análise em elementos finitos (NASTRAN) e o pré e pós-processador selecionado para acompanhá-lo (Femap) e também a linguagem de programação Python, utilizada para tratamento de dados, leitura e escrita de arquivos de texto e plotagem de gráficos. Destes os principais, que serão detalhados a seguir, são o XFLR5, o NASTRAN e o Femap.

XFLR5 Software de análise aerodinâmica. Nele é possível fazer tanto análises de aerofólios quanto de aeronaves completas. Uma de suas principais características é a utilização de informações das análises 2D, como ângulo de estol e arrasto parasita, para alimentação da análise 3D. Para análise de asas podem ser usados 3 métodos, *Lifting Line Theory* ou LLT, *Vortex Lattice Method* ou VLM e método dos painéis. Apenas o VLM é relevante para o presente trabalho. Suas características são melhor apresentadas na seção 2.1.1.

NASTRAN A sigla significa *Nasa Structural Analysis*, é primariamente um *solver* de elementos finitos, ou seja, o programa apenas lê o arquivo de *input* e realiza os cálculos, não possuindo interface de usuário. Seu principal diferencial se comparado a outros softwares é a integração com métodos de cálculo aerodinâmico, o de particular interesse para esse trabalho é o *Doublet Lattice Method* ou DLM, o capítulo 2.1.1 apresenta as principais características desse método. Com isso é possível calcular os esforços aerodinâmicos e transferi-los diretamente para a estrutura para isso o

NASTRAN utiliza uma entidade chamada *spline*, que projeta nós da estrutura no plano da malha aerodinâmica e transfere as forças dos painéis aerodinâmicos para os nós mais próximos, e então dos nós para estrutura.

Femap Como dito anteriormente, o NASTRAN não possui interface de usuário, também não possui recursos para criação de malhas ou para pós-processamento dos dados obtidos em análise. Logo necessita-se de uma ou mais ferramentas que desempenhem esses papéis. O Femap (*Finite Element Modeling and Postprocessing*) desempenha ambas as funções, contendo ferramentas robustas que permitem a criação das malhas, o *setup* da análise e o pós-processamento dos dados obtidos em NASTRAN.

2 Fundamentação Teórica

2.1 Aerodinâmica básica

Para o projeto de cargas e aeroelasticidade é necessário o cálculo das forças (R) e momentos (M) aerodinâmicos sobre as asas da aeronave. A figura 5 apresenta um esquemático dessas forças em um aerofólio.

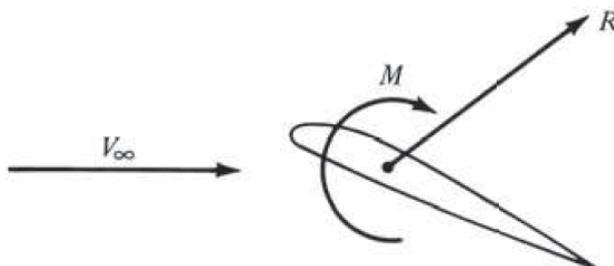


Figura 5 – Representação das forças e momentos em um aerofólio. Fonte: [Anderson \(2010\)](#)

[Anderson \(2010\)](#) mostra por meio de análise dimensional que R é função da velocidade do escoamento V_∞ , da massa específica do ar ρ_∞ , da viscosidade μ_∞ , do tamanho do corpo, representado por alguma medida de referência como a corda c ou a área alar S e pela compressibilidade do fluido, que pode ser representada pelo número de mach (Ma). Então, é possível se estabelecer a seguinte relação funcional para R :

$$R = f(\rho_\infty, V_\infty, \mu_\infty, c, Ma) \quad (2.1)$$

Utilizando o número de Reynolds (Re), é possível reduzir a relação a uma função de duas variáveis adimensionais. Para o escoamento em torno de um aerofólio, o Re é dado pela seguinte equação:

$$Re = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty} \quad (2.2)$$

Então:

$$R = f(Re, Ma) \quad (2.3)$$

Para este trabalho os escoamentos podem ser considerados incompressíveis e o número de Mach pode ser desconsiderado.

R pode então ser representada em componentes L e D. É conveniente representar essas forças e o momento M por meio de coeficientes adimensionais. Isso facilita a compilação e comparação de dados experimentais e numéricos de diversos aerofólios pois une dados do escoamento, como velocidade e massa específica do ar e dados geométricos em um único valor. Os coeficientes aerodinâmicos para um aerofólio dados nas equações (2.4), (2.5) e (2.6).

$$c_l = \frac{L'}{p_\infty c} \quad (2.4)$$

$$c_d = \frac{D'}{p_\infty c} \quad (2.5)$$

$$c_m = \frac{M'}{p_\infty c^2} \quad (2.6)$$

Onde L' , D' e M' são forças por unidade de comprimento (de envergadura) e p_∞ é a pressão dinâmica, dada por:

$$p_\infty = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2.7)$$

Esses coeficientes podem ser usados também para representar as forças em torno de uma asa tridimensional ou de uma aeronave inteira, nesses casos eles são escritos com letras maiúsculas, as forças são integradas por toda a superfície do objeto de interesse e a dimensão de referência é uma área, como a área da asa (S_w) por exemplo. As equações (2.8), (2.9) e (2.10) são usadas para calcular os coeficientes aerodinâmicos de asas finitas.

$$C_L = \frac{L}{p_\infty S_w} \quad (2.8)$$

$$C_D = \frac{D}{p_\infty S_w} \quad (2.9)$$

$$C_M = \frac{M}{p_\infty S_w c} \quad (2.10)$$

Esses coeficientes podem ser obtidos de diversas formas. Utilizando métodos analíticos como a distribuição de sustentação de Schrenk (SCHRENK, 1940), que utiliza a média entre uma distribuição de sustentação ideal e uma que depende da forma plana da asa (figura 6). Também podem ser usados métodos numéricos, os utilizados por esse trabalho serão apresentados no capítulo 2.1.1.

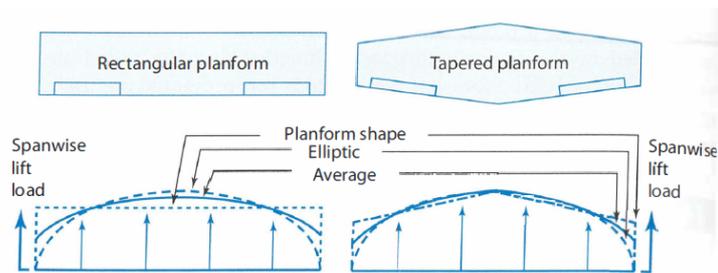


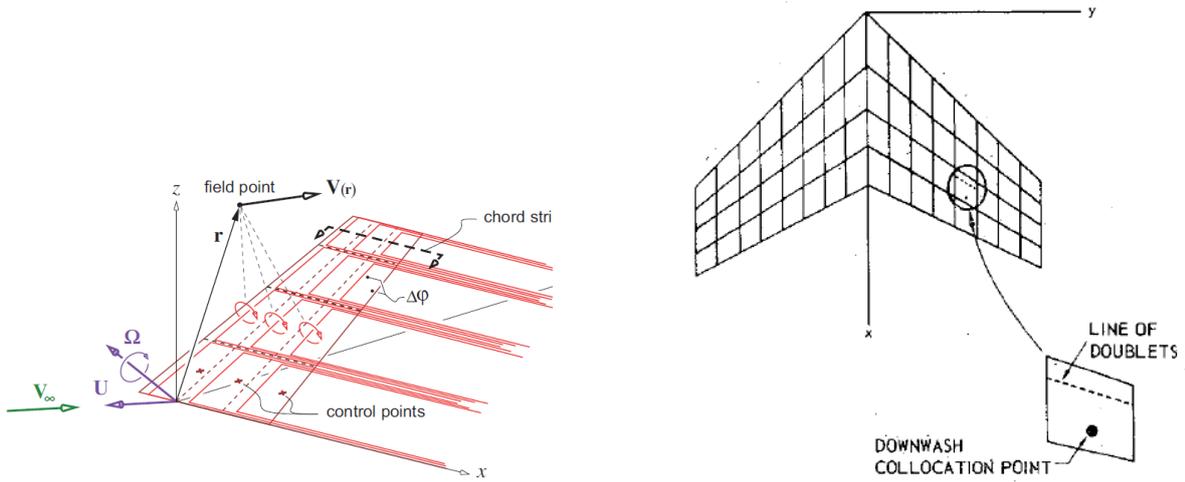
Figura 6 – Aproximação de Schrenk. Fonte: Raymer (2012)

2.1.1 Métodos numéricos

Neste trabalho serão usados dois métodos computacionais para estimativa dos esforços aerodinâmicos. O primeiro, utilizado no pré-projeto, é o *Vortex Lattice Method* ou VLM. O segundo, utilizado na análise aeroelástica em NASTRAN, é o *Doublet Lattice Method* ou DLM. Eles tem aspectos comuns entre si, como utilizar escoamento potencial, usar superfícies finas (sem espessura) e dividir a superfície em painéis.

O VLM usa uma distribuição de filamentos de vórtice nos painéis para gerar os esforços aerodinâmicos, pode ser uma distribuição de *horse shoe vortices* no caso do VLM1, ou de *ring vortices* no caso do VLM2, os métodos produzem resultados equivalentes e neste trabalho foi utilizado o VLM1, que é detalhado em Drela (2014), a implementação utilizada foi a do XFLR5, que distribui os painéis na linha de arqueamento dos perfis (podendo assim simular perfis arqueados) e também estima o arrasto por meio de uma aproximação que utiliza os dados de arrasto viscoso obtidos em XFOIL como mostrado na documentação do XFLR5 (<<http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>>). Este método é utilizado para análises estáticas ou quase estáticas.

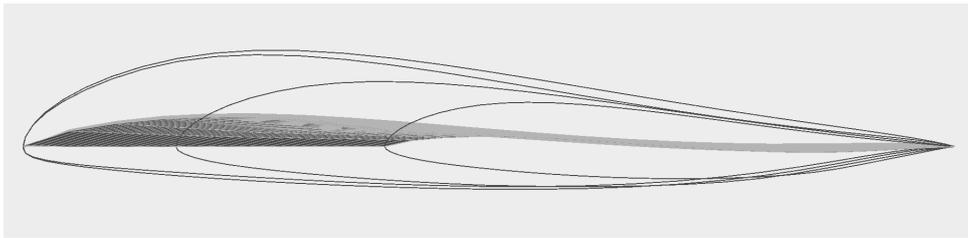
Para análises dinâmicas é utilizado o DLM, que em vez de filamentos de vórtices usa uma linha de *doublets* em cada painel e pode ser usado em escoamentos não estacionários, como no caso de flutter. A implementação usada é a do NASTRAN, que não faz estimativa de arrasto e distribui os painéis em um plano, sendo necessárias correções por meio de matrizes que modulam a pressão calculada em cada painel, sem essas correções o comportamento aerodinâmico é de um perfil simétrico. A figura 7 ilustra os dois métodos. A figura 8 apresenta exemplos das malhas geradas em XFLR5 e NASTRAN respectivamente, nota-se que a malha em XFLR5 não é plana, ela segue a linha de arqueamento dos perfis aerodinâmicos, enquanto a malha gerada em NASTRAN é plana. Neste trabalho as matrizes de correção foram utilizadas para incluir esses efeitos arqueamento na análise em NASTRAN. A equação (2.11), retirada do McCormick (1970), apresenta a implementação das matrizes de correção no modelo DLM.



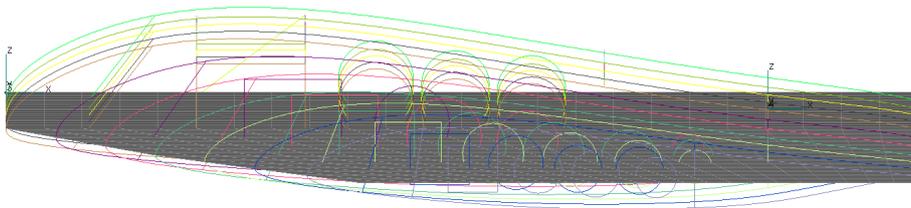
(a) Esquema de implementação do VLM utilizando *horse shoe vortices*, ou VLM1. Fonte: [Drela \(2014\)](#)

(b) Esquema de implementação do DLM. Fonte: [Giesing, Kalman e Rodden \(1976\)](#)

Figura 7 – Ilustrações mostrando a distribuição de painéis e de vórtices e doublets respectivamente.



(a) Malha gerada em XFLR5, nota-se o arqueamento da malha.



(b) Malha gerada em NASTRAN, nota-se a planicidade da malha.

Figura 8 – Malhas aerodinâmicas geradas em XFLR5 e NASTRAN respectivamente.

$$\{P_k\} = [W_{kk}][S_{kj}]\{f_j\} + \bar{q}[S_{kj}]\{f_j^e/\bar{q}\} \quad (2.11)$$

Onde $\{P_k\}$ são as forças em cada elemento da malha, $[W_{kk}]$ é a matriz de correção atua em cada elemento ajustando a pressão com base em variações ângulo de ataque, ou seja o efeito principal dessa matriz se dá na curva de $C_{L\alpha}$, ajustando-a caso haja discrepância entre o que é obtido em NASTRAN e o que é obtido em XFLR5 (ou outro método utilizado para obter o $C_{L\alpha}$, como experimento em túnel de vento), $[S_{kj}]$ é a matriz de integração, que armazena a informação de área dos elementos, $\{f_j\}$ são as pressões em

cada elemento \bar{q} é a pressão dinâmica do escoamento e $\{f_j^e/\bar{q}\}$ é a matriz de pressões iniciais ($\alpha = 0$), em cada elemento, neste trabalho utilizada para incluir os efeitos de arqueamento da asa, essas pressões foram obtidas em XFLR5.

2.1.2 Curvas aerodinâmicas

Feitas as análises para um intervalo de ângulos de ataque é possível plotar as curvas de coeficientes aerodinâmicos, tanto para um aerofólio quanto para uma asa ou um avião. As curvas de coef. de sustentação e ângulo de ataque para um aerofólio clark Y e para uma asa reta com esse aerofólio são mostradas na figura 9.

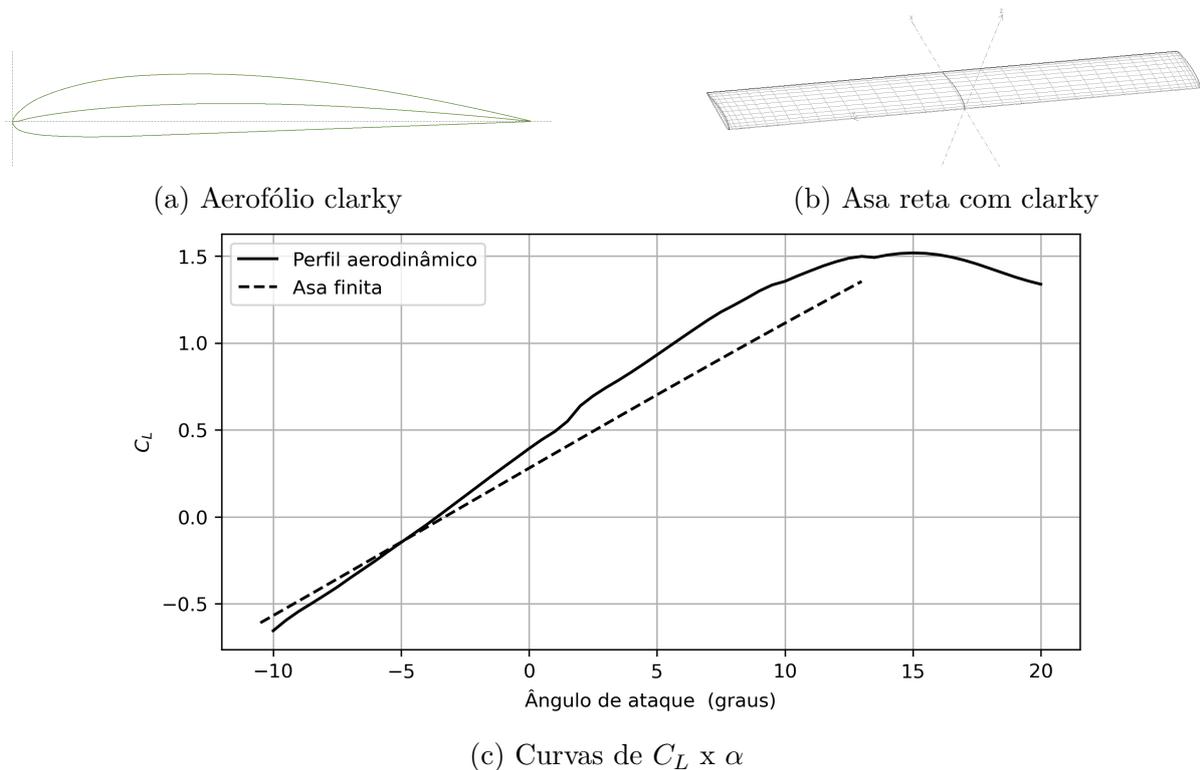


Figura 9 – Comparativo entre curvas de C_L x α de perfis aerodinâmicos e de asas finitas, ambas as curvas foram obtidas em XFLR5, a curva da asa finita utilizou VLM1.

É possível notar diferenças entre as curvas do perfil (2D) e da asa (3D), algumas se devem ao método utilizado, já que o método para análise 2D é capaz de prever descolamento de camada limite por exemplo, enquanto o 3D não. Mas o principal responsável por essa diferença, que causa uma redução na inclinação da curva de C_L da asa finita se comparada à do perfil, é o vórtice de ponta de asa. Quando se observa o campo de pressão em torno de um perfil, nota-se que a pressão no extradorso é, em geral, menor que no intradorso. Uma das características do campo de pressão de um escoamento subsônico é que ele é contínuo, para manter essa continuidade em uma asa tridimensional a diferença de pressão entre intra e extradorso fica cada vez menor ao longo da semi envergadura até que termina em um vórtice. Essa redução na diferença de pressão causa uma queda do C_L local ao longo da envergadura, além disso, a geração do vórtice é um efeito irreversível

que retira energia do sistema, no caso a aeronave, por isso há um aumento do arrasto, a parcela de arrasto devido a esse vórtice é chamada de arrasto induzido. Os efeitos, tanto de redução do $C_{L\alpha}$ quanto de aumento de C_D são influenciados pela razão de aspecto da asa (AR), quando menor o AR, mais intensos são esses efeitos. É possível ver esse vórtice na figura 10.



Figura 10 – Vórtices de ponta de asa em um Airbus A340. Fonte: <<https://i.imgur.com/siXhY0l.jpg>>, acessado em 21/08/2021

2.1.3 Superfícies de controle

Superfícies de controle são dispositivos de que alteram as características aerodinâmicas, como C_L e o C_M , permitindo o controle da aeronave. Os tipos mais comuns são superfícies flapeadas, que como o nome indica, utilizam flaps, que são superfícies rígidas que rotacionam em uma junta pinada. Um aileron, por exemplo, funciona aumentando a sustentação em um lado da asa e reduzindo no outro, causando um momento de rolagem. Essa modificação na sustentação acontece pois a superfície muda o arqueamento do perfil, assim modulando os coeficientes de sustentação locais. O profundor de um avião monoplano (o tipo mais comum) funciona da mesma forma, porém o eixo controlado é o eixo lateral, paralelo à asa no caso de um avião de asa reta, e esse controle se dá pois o C_L do estabilizador horizontal é alterado. No ano de 2020, a Draco Volans utilizou um tipo de superfície que combina as funções de aileron e profundor em um único conjunto com dois flaps, uma aeronave com esse tipo de superfície de controle é mostrada na figura 11.



Figura 11 – Lockheed F-117 com seus elevons destacados. Fonte: <<https://www.flight-mechanic.com/flight-control-surfaces-part-two/>>, acessado em 21/08/2021

Existem outros tipos de superfícies de controle, como slats por exemplo, que não rotacionam, apenas criam gaps no aerofólio que permitem a passagem de ar, que reenergiza a camada limite e permite que ela permaneça colada por mais tempo em ângulos de ataque maiores, reduzindo o risco de estol.

2.2 Layout Estrutural

Todo projeto aeronáutico começa com a definição de uma missão para a aeronave. Seja ela um passeio no fim de semana, combate aéreo ou competir, a missão vai guiar e limitar todas as características da aeronave. Um caça de superioridade aérea moderno não pode ter longas e eficientes asas retas pois seu desempenho em manobras e em velocidades supersônicas seria severamente limitado e ele não poderia cumprir sua missão. Assim, é interessante iniciar o processo de design olhando para o passado, observando quais aeronaves cumpriram aquela missão com sucesso e tomando inspiração em suas características. A figura 12 mostra um exemplo de dados históricos que relacionam características geométricas (razão de aspecto) com características de desempenho (eficiência aerodinâmica) para diversos tipos de aeronaves. Existem relações desse tipo para diversas características, como tempo de voo e consumo de combustível. As equipes de competição normalmente tentam criar bancos de dados desse tipo para guiar desenvolvimentos futuros.

Avalia-se, então, as ferramentas, materiais e técnicas disponíveis, como processos de fabricação, softwares. Analisando também a necessidade ou possibilidade do desenvolvimento de novas.

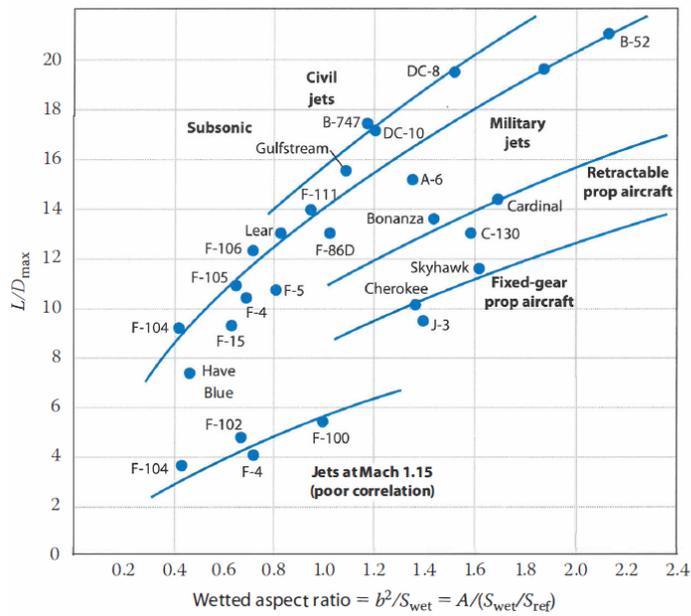


Figura 12 – Exemplo de dados históricos utilizados nas fases iniciais do processo de design. Fonte: Raymer (2012)

Tendo as bases do projeto esboçadas, iniciam-se alguns cálculos preliminares de aerodinâmica e desempenho e estabilidade. Se o design se mostrar promissor inicia-se o processo de layout estrutural, que é um esboço das estruturas internas da aeronave. Para isso, o desenho aerodinâmico deve estar também esboçado com uma forma plana quase finalizada e com as espessuras dos perfis estimadas. A figura 13 mostra um exemplo.

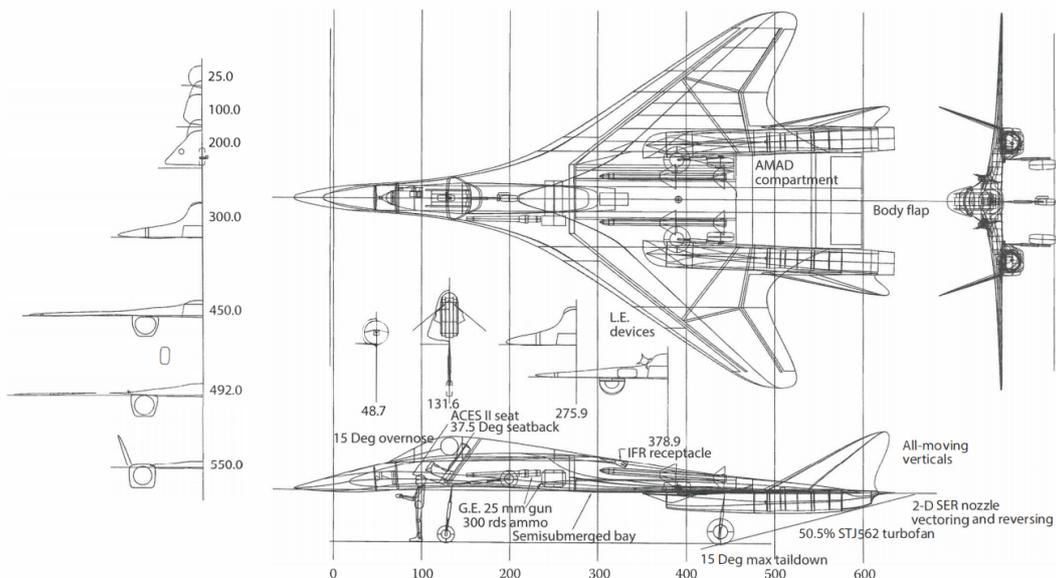


Figura 13 – Exemplo de layout inicial, os principais componentes, assim como as posições das principais estruturas são esboçados, mas não detalhados. Fonte: Raymer (2012)

Pode-se, então, definir os modelos que serão usados nas análises da aeronave. Inici-

almente modelos de viga para a longarina e de treliças para a fuselagem, com o progresso do projeto é possível modelar a estrutura da aeronave utilizando métodos mais complexos como elementos finitos.

Os componentes de interesse para a análise aeroelástica são os que recebem o esforço aerodinâmico de forma mais direta, como longarinas e tubo de cauda, mas é interessante ter alguma ideia das massas dos demais elementos pois elas influenciam nos modos de vibrar da aeronave completa.

2.3 Cargas

Definido o layout das estruturas e calculados os esforços aerodinâmicos, o passo seguinte é entender e calcular como esses dois elementos interagem, objetivando o dimensionamento final das estruturas.

2.3.1 Diagrama Vn

O diagrama Vn, diagrama de manobras ou envelope de voo é um gráfico que relaciona a aceleração no eixo Z fixo na aeronave e a velocidade de voo. Essa aceleração (n) é popularmente conhecida como a "força G" sentida pelos passageiros da aeronave. A expressão matemática para representar essa força é dada pela equação (2.12).

$$n = \frac{L}{W} \quad (2.12)$$

Onde W é o peso da aeronave e L a força de sustentação agindo na mesma. O gráfico é uma forma de visualizar os limites operacionais da aeronave. Esses limites podem ser definidos de várias formas. A mais comum é a utilização de normas aeronáuticas como a FAR (2021), nesse caso a estrutura é dimensionada com base nesses limites. A Draco Volans utiliza um processo similar a esse, porém os fatores de carga limite são definidos de acordo com resultados de anos anteriores e podem ser ajustados ao longo do projeto. Também pode-se fazer o processo contrário, dada uma estrutura o fator de carga máximo é definido de acordo com os limites de falha estrutural, podendo ter zonas de escoamento permanente e de falha. As velocidades não seguem uma norma rígida, normalmente uma velocidade de projeto, como a máxima ou a de cruzeiro, é calculada utilizando dados aerodinâmicos e de motorização e as outras são calculadas com base nessa, na Draco Volans a velocidade cruzeiro é calculada primeiro. Um exemplo de diagrama Vn é mostrado na figura 14.

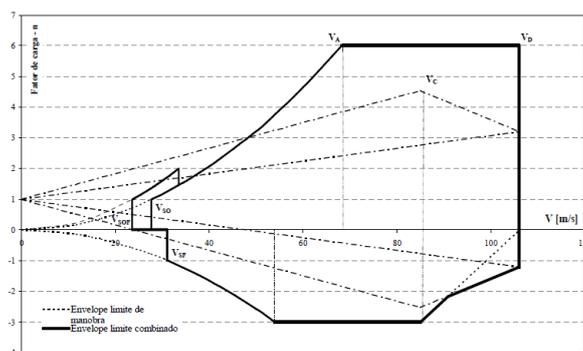


Figura 14 – Diagrama manobras da aeronave CEA-308. Fonte: [Iscold \(2002\)](#)

2.3.2 Cargas estáticas e análise de manobras

Com o diagrama de manobras pronto é possível então definir as condições críticas. Nesse trabalho foram considerados os pontos com fator de carga máxima nas velocidades de manobra e máxima. Esses dois pontos são considerados pois apesar de terem o mesmo fator de carga, tem distribuições de sustentação diferentes. É possível calcular o C_L em cada ponto com a equação (2.13).

$$C_L = \frac{nW}{p_\infty S_W} \quad (2.13)$$

O α pode então ser estimado pela curva de C_L por α ou calculado pela equação (2.14).

$$\alpha = \frac{C_L - C_{L0}}{a} \quad (2.14)$$

onde C_{L0} é o C_L em $\alpha = 0$ e a é o coeficiente angular da parte linear da curva de C_L por α .

O α e a velocidade de cada ponto crítico podem então ser inseridos em um software como o XLFR5 e os esforços distribuídos ao longo da envergadura podem ser extraídos. Essas distribuições são aplicadas em um modelo de viga engastada, que representa a longarina, para cálculo dos esforços internos.

2.3.3 Análise de manobras

O diagrama de manobra é gerado com base em dados preliminares e não prevê o comportamento do avião em situações transientes. Por isso, deve-se fazer uma análise mais profunda de manobras, que considera outros aspectos de projeto, o principal desses são as superfícies de controle da aeronave. Ao considerá-las pode-se constatar que o avião é incapaz de alcançar os pontos críticos, ou que ele pode exceder os limites estabelecidos em algumas condições de deflexão de controle. O primeiro caso não é muito importante,

e no caso do aerodesign é até positivo. O segundo, no entanto, deve ser cuidadosamente considerado pois implica as estruturas estão subdimensionadas, e que o diagrama deve ser expandido.

2.4 Vibrações mecânicas

Um sistema mecânico tradicionalmente pode ser expresso conforme Eq.(2.15)

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{f\} \quad (2.15)$$

onde $[M]$ é a matriz de massa, $[C]$ de amortecimento, $[K]$ de rigidez e $\{f\}$ as forças atuantes no sistema.

Utilizando a solução de autovalores é possível obter as frequências naturais e os modos de vibrar da estrutura.

Pode-se também analisar a resposta no tempo desse sistema. Uma massa de um sistema qualquer com 2 graus de liberdade não amortecido tem a resposta mostrada na figura 15.

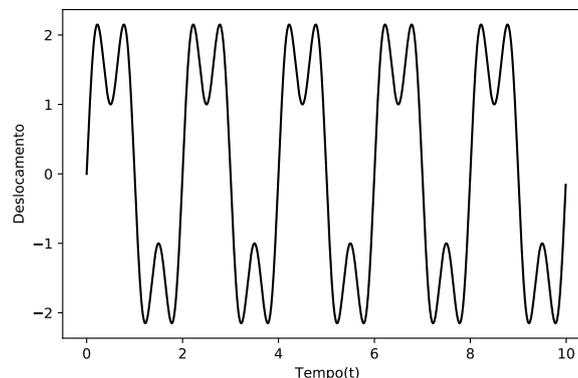


Figura 15 – Sistema massa mola amortecido. Fonte: [Wright e Cooper \(2008\)](#)

Todavia essa análise acaba se tornando inconveniente quando um forçamento variável(em frequência) é imposto, pois teriam que ser analisadas diversas respostas no tempo. Uma forma mais interessante de fazer isso é utilizando a resposta em frequência por meio de uma função resposta em frequência (FRF). Com ela é possível analisar a resposta máxima de um dado ponto para uma faixa de frequências. A figura 16 mostra as FRFs para as duas massas de 2 GDL.

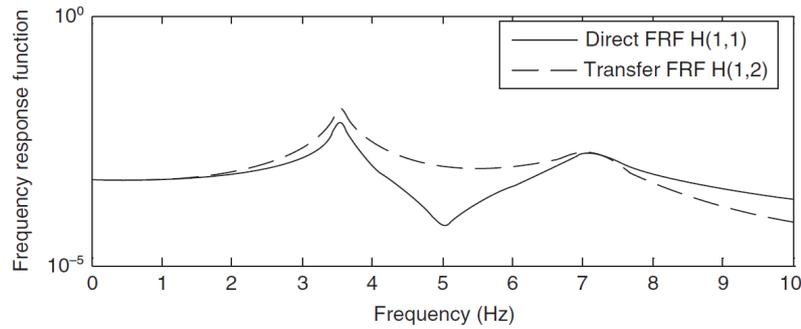


Figura 16 – FRFs de um sistema com 2 graus de liberdade. Fonte: [Wright e Cooper \(2008\)](#)

É possível ver que o sistema entra em ressonância em torno dos 3,5 e 7 Hz, essas são as frequências naturais do sistema. Se esse fosse um sistema real seria interessante operar longe dessas frequências (exceto nos casos mais raros em que a ressonância é desejada).

2.4.1 Sistemas contínuos

Nas seções anteriores foram apresentados apenas sistemas discretos. Entretanto, em relação ao objeto de estudo deste trabalho, a asa de um avião, existem formas de representá-la por meio de um sistema discreto com dois graus de liberdade, mas esse modelo não é capaz de representar fielmente o comportamento da estrutura e dá informações vagas demais para guiar o projeto. Nesse sentido, é interessante utilizar um modelo que represente a natureza contínua da estrutura.

Um sistema contínuo possui um número infinito de pontos de massa, logo possui um número infinito de graus de liberdade. Alguns corpos mais simples, como uma viga, podem ser modelados analiticamente, como uma viga como uma viga em flexão e torção ([Inman e Singh \(1994\)](#)). Outro método que pode ser usado para aproximar sistemas contínuos é o Rayleigh-Ritz, que representa o sistema como a combinação linear de um conjunto de funções ($x^2; x^3, x^4$), essa abordagem é melhor explicada por [Singiresu et al. \(1995\)](#). A figura 17 mostra um exemplo em que uma aeronave é representada por 3 funções, uma representa o modo de corpo rígido e as outras duas representam 2 modos flexíveis do primeiro e segundo modos de flexão.

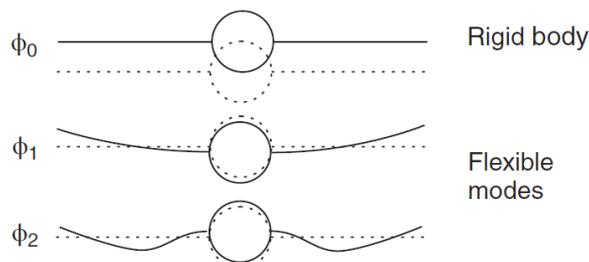


Figura 17 – Funções ou formas assumidas para representar o movimento oscilatório da aeronave. Fonte: [Wright e Cooper \(2008\)](#)

Este trabalho utilizará o método de elementos finitos (MEF) para analisar um modelo estrutural. O corpo contínuo é então discretizado em elementos de massa, rigidez e amortecimento.. Esses elementos formam uma malha que representa as principais características do sistema que se quer evidenciar. Quanto mais detalhada e fiel for a representação maior o custo computacional. Esse método então é melhor utilizado quando se tem uma ideia clara do que se se almeja como resultado. Um exemplo de modelo de elementos finitos é mostrado na figura 18.

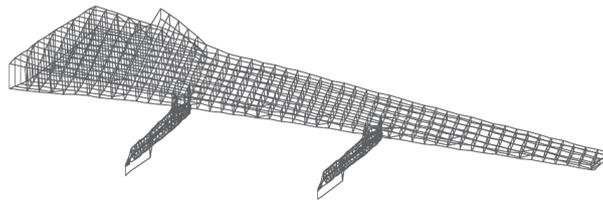


Figura 18 – Modelo estrutural discretizado de uma asa para análise com MEF. Fonte: Wright e Cooper (2008)

Além de uma análise de vibrações, esse modelo também serve para análises estáticas. Por isso, é interessante detalhar o modelo de modo que sejam obtidos dados de tensões e deformações nos membros mais importantes da estrutura.

A FRF de um modelo de estrutura analisado com MEF é obtida com o cálculo da resposta a um forçamento que varia em intervalos discretos de frequência. O custo computacional da análise é proporcional ao número de passos de frequência que se quer calcular. Um exemplo de FRF desse tipo é apresentado em 19.

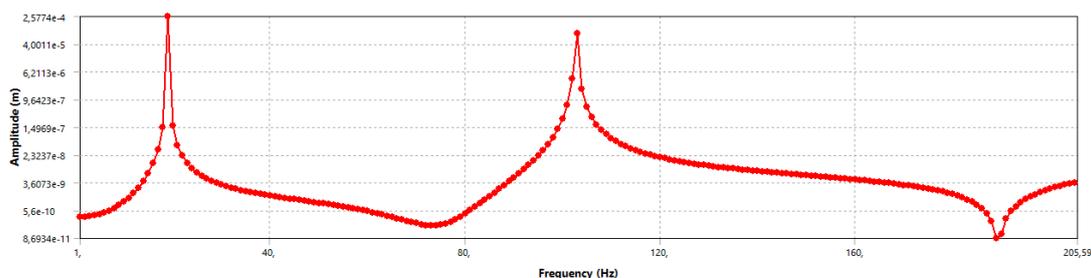


Figura 19 – FRF de um modelo de elementos finitos

2.5 Aeroelasticidade

Aeroelasticidade é o ramo da engenharia que estuda a interação entre forças aerodinâmicas, inerciais e elásticas em uma estrutura. Atualmente é utilizada para estudar fenômenos como a interação entre o vento e estruturas civis esbeltas, como pontes e prédios altos e a deformação de pás em turbinas. Mas seu primeiro objeto de estudo, também o principal, é a interação entre o escoamento aerodinâmico e aeronaves, especialmente suas asas (Dowell et al. (1989), Bisplinghoff, Ashley e Halfman (2013)). Os fenômenos que sur-

gem da interação entre duas ou mais dessas forças é didaticamente mostrado no diagrama de Collar.

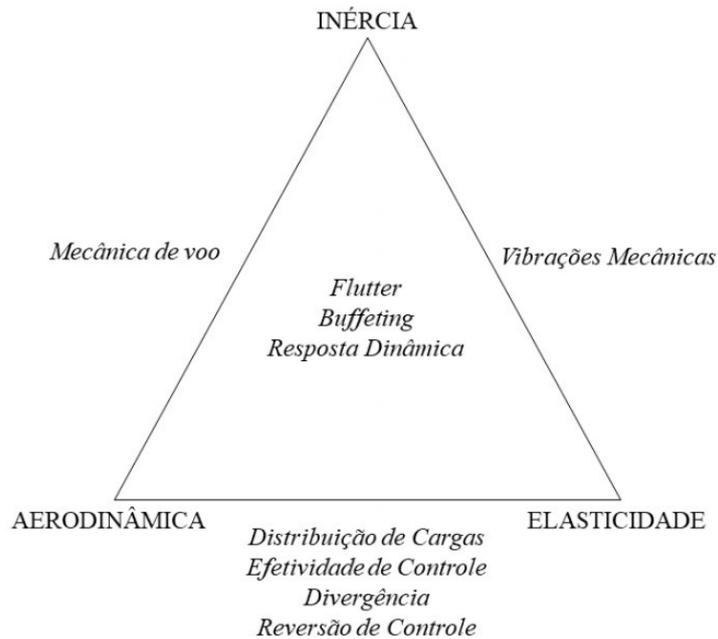


Figura 20 – Diagrama de Collar. Fonte: [Martins \(2020\)](#)

Os fenômenos de interesse para o presente trabalho são: distribuição de cargas, divergência, reversão de controle, flutter, e em menor grau, efetividade de controle.

A distribuição de carga é abordada na seção 2.3. Inicialmente, ela é calculada e aplicada na estrutura utilizando métodos analíticos, não são feitas iterações para incluir nos cálculos as deformações da estrutura nessa etapa. Posteriormente, ela é calculada e aplicada na estrutura utilizando métodos numéricos computacionais que iteram que se chegue num estado permanente, dando assim um resultado aerodinâmico e de esforços mais representativo.

A divergência ocorre quando o momento aerodinâmico excede o momento restaurador da estrutura, o que causa um aumento indeterminado dos ângulos de ataque locais que eventualmente leva a falha estrutural por torção. Nem toda falha estrutural estática acontece por causa da divergência, em alguns casos a asa pode falhar por flexão. Falhas estáticas são as mais comuns (em voo) em aeronaves de aerodesign.

A reversão de controle e a efetividade de controle são regidas pelo mesmo fenômeno, que é a variação do momento aerodinâmico causada pela deflexão da superfície de controle torce a estrutura de tal modo que α varia na direção oposta do δ , dessa forma, quando o δ varia de forma a aumentar o CL, o α varia de modo a diminuí-lo, tornando o controle menos efetivo. Esse efeito pode se tornar tão severo que o controle é de fato revertido a partir da velocidade crítica de reversão de comando. Esse efeito é sempre ruim pois torna a resposta da aeronave menos previsível, e se a velocidade de reversão de comando estiver próxima do envelope de voo, a aeronave pode ser incapaz de sair de situações de

emergência em altas velocidades.

Flutter é um fenômeno oscilatório auto excitado. No caso relevante ao presente trabalho, essa auto excitação vem do acoplamento de dois ou mais modos de vibração, e da subsequente redução do amortecimento até que esse se torne negativo, efetivamente passando a injetar energia na vibração. A figura 21 mostra um diagrama Vgf, que plota as frequências e amortecimentos de cada modo versus a velocidade do escoamento, mostrando um comportamento típico de flutter com os dois primeiros modos se acoplando.

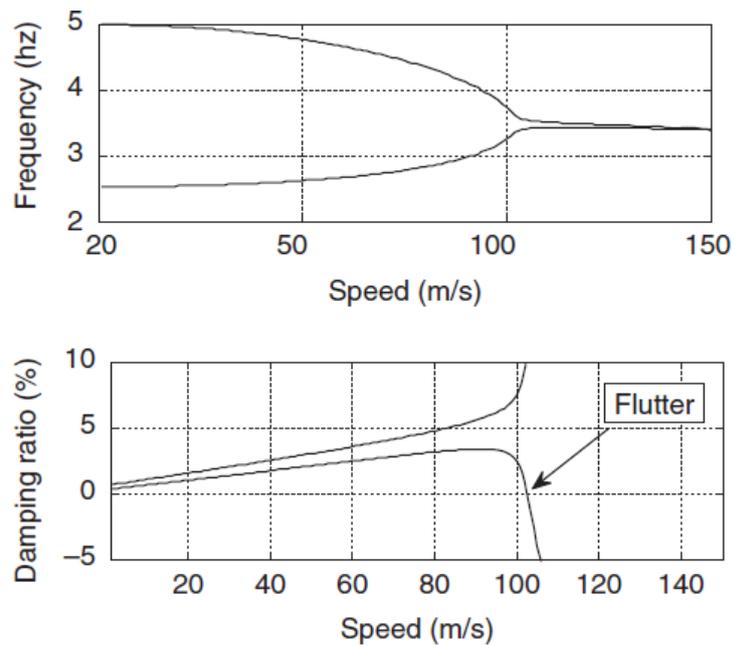


Figura 21 – Exemplo de diagrama Vgf. Fonte: [Wright e Cooper \(2008\)](#).

3 Definição das Cargas Críticas

3.1 Layout Estrutural

A configuração de aeronave escolhida foi asa voadora. A forma plana, as superfícies de controle e os perfis foram dimensionados e selecionados por meio de otimização genética, o otimizador é um software comercial e usa um algoritmo desenvolvido pela Draco Volans, com participação do autor, e adaptado para asas voadoras. Os resultados gerados possuem medidas com precisões na casa dos milímetros e por isso são levemente modificados (com arredondamentos) para garantir manufacturabilidade. Os parâmetros determinados pela otimização são mostrados na figura 22.

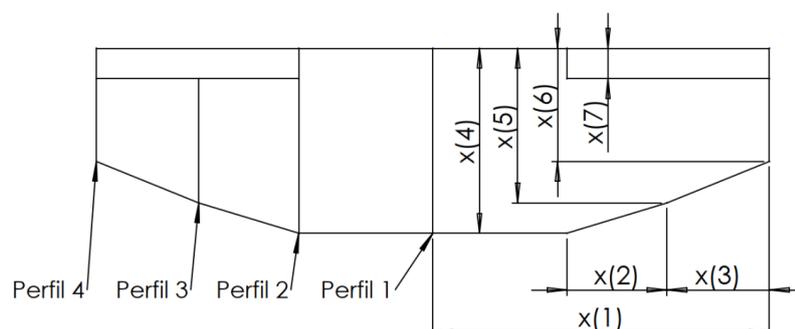


Figura 22 – Parâmetros variados pelo algoritmo genético (genes).

Mais modificações são então feitas ao longo do projeto, as mais notáveis foram o deslocamento do profundor em direção ao centro, de modo a liberar espaço para o *Drag Rudder*. É interessante notar que os perfis aerodinâmicos passam também por uma otimização, em que se fixa a forma plana (obtida nos passos anteriores) e se altera a geometria dos perfis buscando pequenos ganhos de desempenho.

Com a forma plana e os perfis têm-se o volume interno da aeronave definido, e com isso as limitações de tamanho máximo dos componentes. Nessa perspectiva, e levando em consideração experiências de anos anteriores são então definidas as principais características estruturais da aeronave, sendo elas:

- Estrutura treliçada central (referida a partir de agora como fuselagem), com altura limitada pela espessura dos perfis centrais;

- Carga inserida na fuselagem;
- longarinas com seção retangular vazada e tubos de fibra de carbono nos vértices, também com altura limitada pela espessura dos perfis, e com posição próxima do quarto de corda. Ficando, assim, com um formato enflechado e tendo um afilamento partindo do quinto perfil até a ponta da asa;
- fixação do motor em uma placa (mesa do motor);
- trem de pouso principal em formato de arco e trem de pouso do nariz em formato de garfo.

A estrutura é mostrada na figura 23, vale notar que essa figura apresenta a aeronave em seu último estágio de desenvolvimento, mas todas as características mencionadas foram definidas no início do projeto e permaneceram até o fim.

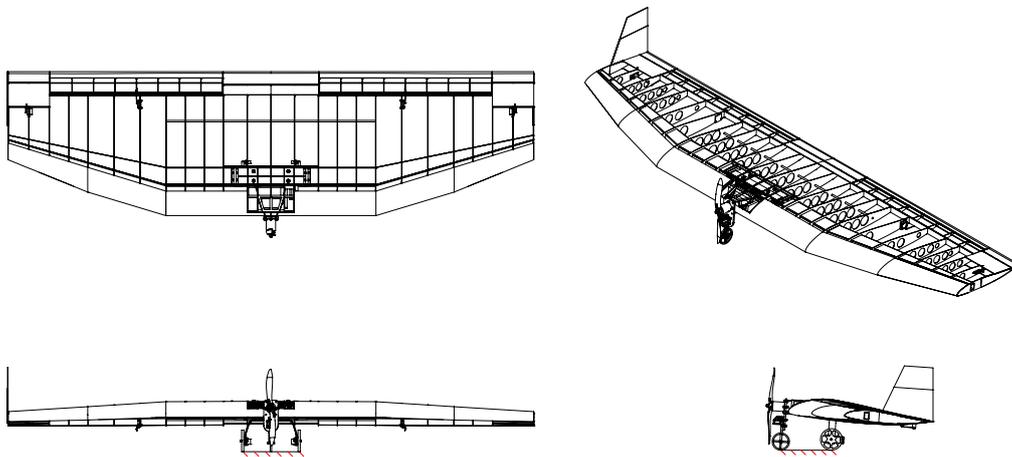


Figura 23 – As 3 vistas da aeronave.

3.2 Diagrama Vn

Inicia-se a análise de cargas com o diagrama Vn para identificação das condições críticas que serão usadas para dimensionamento dos componentes da aeronave. Os dados de *input* para o diagrama são mostrados na tabela 1.

Tabela 1 – *Input* para o diagrama de manobras.

S_w	$1,45 \text{ m}^2$
$C_{L\alpha}$	$0,066 \text{ /grau}$
α_0	$0,8^\circ$
C_{Lmax}	$1,27$
CL_{min}	$-0,59$
V_{max}	29 m/s^2
$V_{cruzeiro}$	23 m/s^2
MTOW	$13,6 \text{ Kg}$
n_{max}	$2,5$

O diagrama preliminar é mostrado na figura 24.

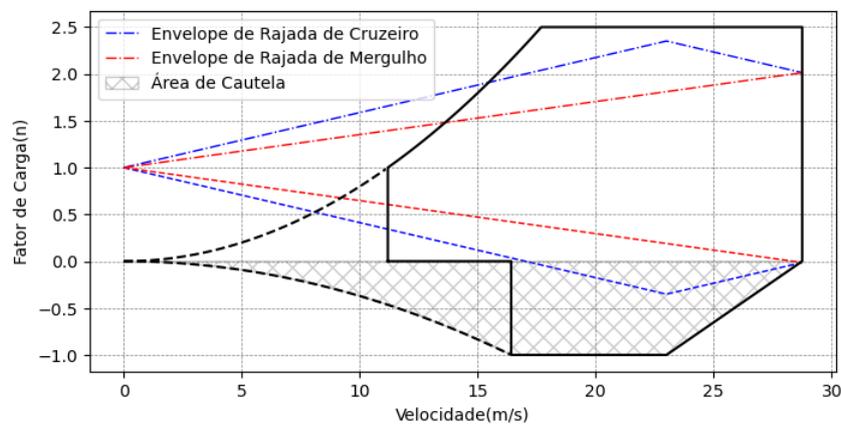


Figura 24 – Envelope de manobra preliminar.

A condição crítica se encontra no ponto ($V_{max} \approx 29 \text{ m/s}$, $N_{max} = 2,5$), desse ponto, utilizando a equação (2.12), é possível calcular a sustentação da aeronave, com a equação (2.13) é calculado o C_L e com a equação (2.14) é calculado o ângulo de ataque da aeronave, que neste caso é $6,5$ graus.

As análises de estabilidade e controle exigem que as superfícies de comando da aeronave tenham deflexões de $\pm 15^\circ$ no modo aileron. Devido às superfícies de comando serem do tipo *elevon*, o modo profundor acaba também tendo plena autoridade de comando na condição previamente considerada crítica. Levando isso em consideração, expandiu-se o diagrama para que essas novas condições também fossem consideradas no dimensionamento dos componentes. O envelope final é apresentado na figura 25.

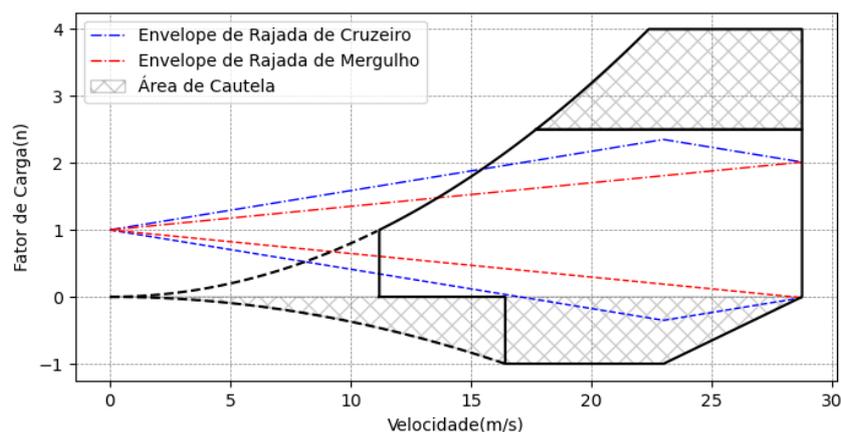


Figura 25 – Envelope de manobra final.

As condições críticas ainda consideram a atitude no fator de carga 2,5 e em V_{max} , mas agora também consideram as deflexões de profundor como mostrado na tabela 2.

Tabela 2 – Tabelas de condições críticas para dimensionamento da longarina.

	V(m/s)	α (graus)	δ (graus)
Caso 1	29	6,5	0
Caso 2	29	6,5	+15
Caso 3	29	6,5	-15

3.3 Esforços Internos na Condição Rígida

Afim de criar um caso base para comparação, a geometria foi analisada em XFLR5 utilizando o método VLM. Cada caso deve ter uma malha própria por motivos operacionais do software, então foram feitas 3 análises com os modelos apresentados na figura 26.

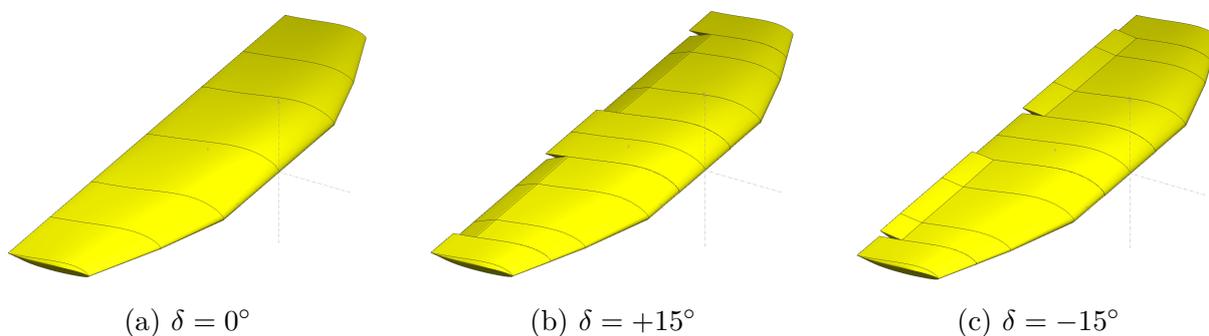
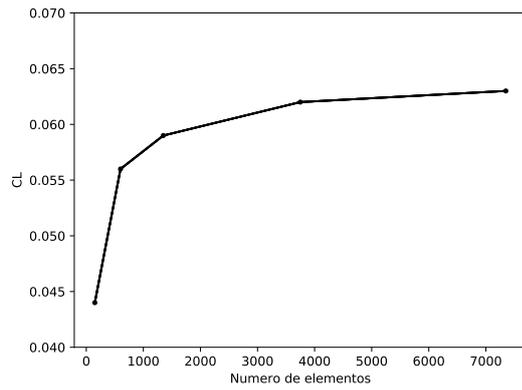
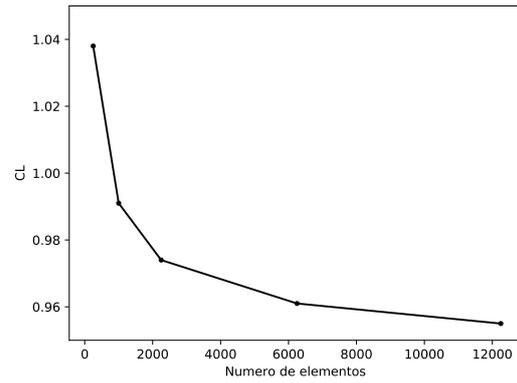


Figura 26 – Modelos em XFLR5

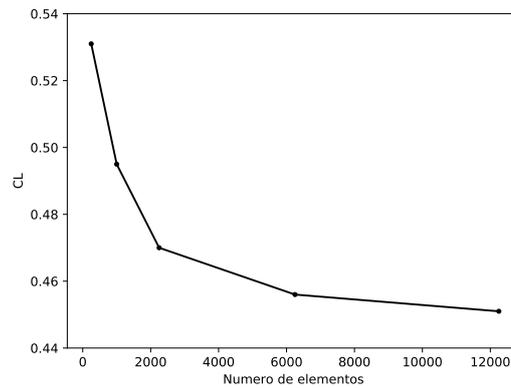
Os 3 casos mostrados na figura 26 tiveram sua malha convergida. O parâmetro de convergência utilizado foi o C_L . A figura 27 apresenta as análises de refino de malha utilizadas.



(a) $\alpha = 0, \delta = 0$



(b) $\alpha = 15, \delta = +15$



(c) $\alpha = 15, \delta = -15$

Figura 27 – Convergência das malhas em XFLR5.

As malhas utilizadas nas análises seguintes foram as mais refinadas. Foram então feitos os cálculos de esforços internos utilizando um programa em Python. Para o cálculo a longarina foi considerada uma viga engastada na raiz segundo o modelo mostrado na figura 28. Todos os esforços aerodinâmicos são calculados em torno do quarto de corda pois o XFLR5 dá o momento aerodinâmico calculado nessa posição, a longarina é posicionada um pouco atrás do quarto de corda para reduzir um pouco esse momento, ela não fica mais atrás devido ao posicionamento do CG, já que a carga fica inserida na longarina.

Posições da Longarina e do Quarto de Corda

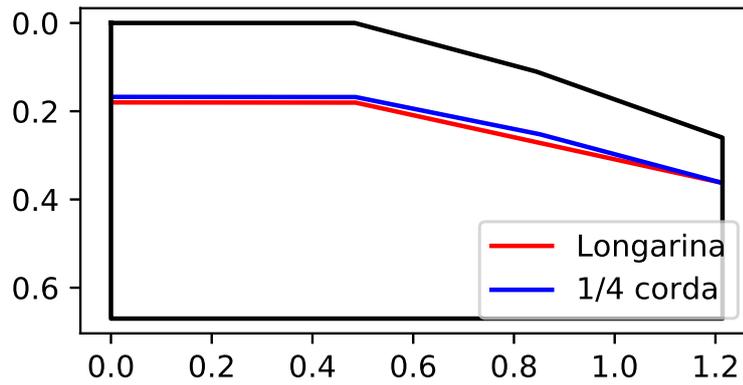


Figura 28 – Modelo de asa utilizado para análise de esforços internos.

Os gráficos de esforços internos são mostrados nas figuras 29 e 30. É interessante notar que o caso 2 é crítico para flexão e o caso 3 é crítico para torção. Os valores que serão utilizados para comparação são o momento fletor e o esforço cortante na raiz. Esses valores foram escolhidos por motivos operacionais, já que em NASTRAN a obtenção deles não requer tratamento de dados nos arquivos de saída.

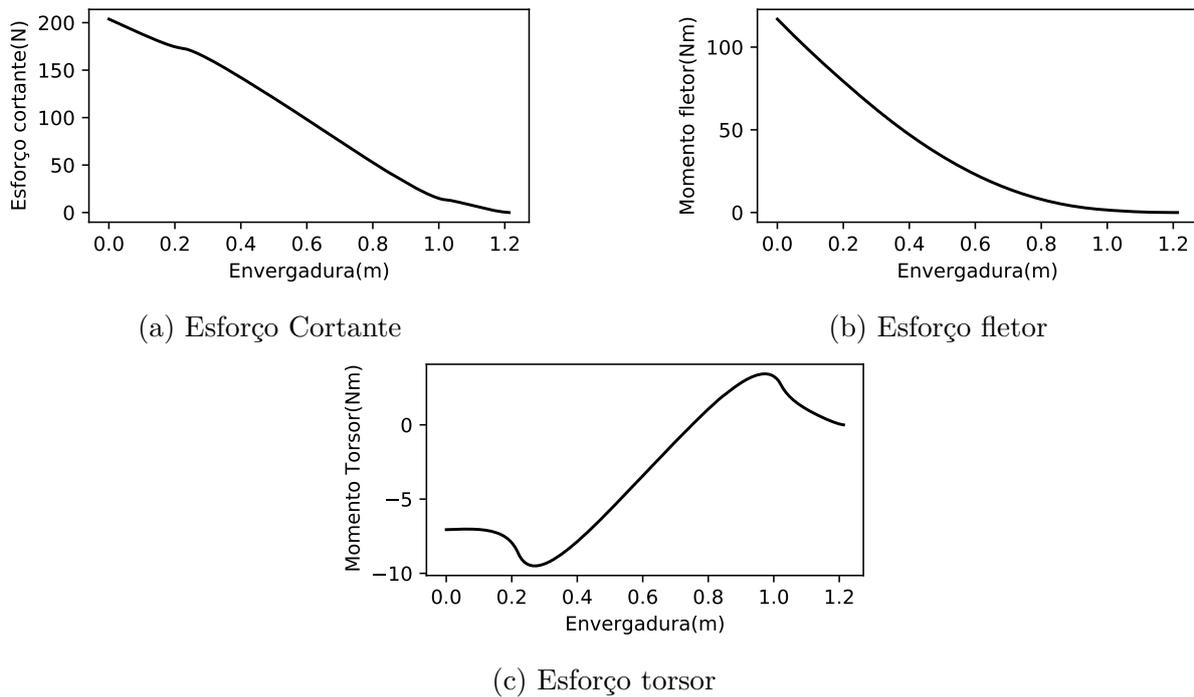
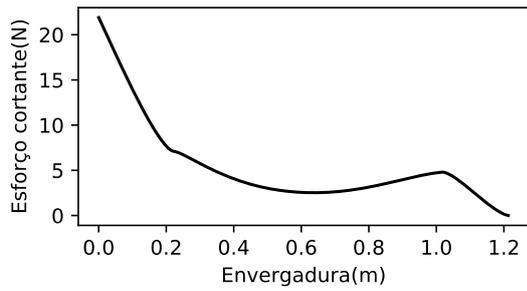
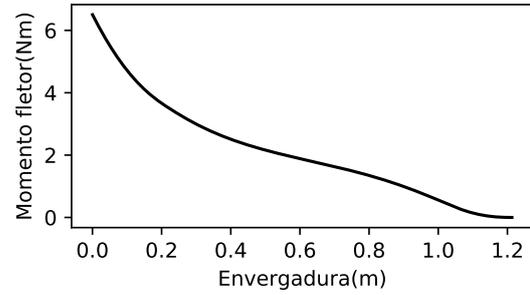


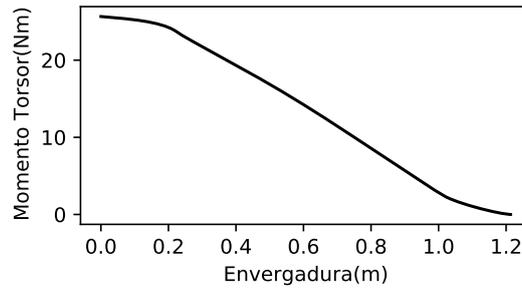
Figura 29 – Esforços internos com $\alpha = 6,5^\circ$ e $\delta = +15^\circ$.



(a) Esforço Cortante



(b) Esforço fletor



(c) Esforço torsor

Figura 30 – Esforços internos com $\alpha = 6,5^\circ$ e $\delta = -15^\circ$.

Esses dados também são passados para a área de estruturas, que os usa para o dimensionamento analítico da longarina. Esse é um dos processos que podem ser agilizados pois o desenvolvimento de uma metodologia analítica pode ser demorado, como foi nos anos de 2019 e 2020, em virtude de requerer estudos sobre compósitos e métodos de energia. Como estudos analíticos são bem vistos pela comissão técnica, eles ainda são necessários, mas é possível fazer paralelamente um modelo para análise em elementos finitos que pode ser executado rapidamente e que indicará os pontos em que se deve focar os esforços de dimensionamento analítico.

4 Preparação do modelo CAD

Essa seção é importante pois um bom modelo CAD facilita a criação da malha numérica e em condições ideais, elimina a necessidade de ajustes manuais de elementos, permitindo o foco na convergência da malha e na análise dos resultados. Existem alguns caminhos a serem seguidos na construção dessa malha.

O primeiro é um modelo simplificado que condensa vários elementos em um só, um exemplo disso é condensar a longarina, que tem tubos de carbono nos vértices e paredes de balsa, em um elemento de viga com propriedades estimadas, ou representar os perfis como elementos de viga com seção retangular. Este tipo de modelo é interessante pois reduz o tempo de desenho em CAD, facilita o pré-processamento e a convergência de malha. As principais desvantagens são a perda de informações em estruturas específicas, como os tubos transversais da longarina ou a torção dos perfis e a necessidade de se comparar os resultados numéricos com experimentais para o ajuste de parâmetros. Esses ensaios, por sua vez, requerem recursos financeiros e humanos, ambos normalmente bastante limitados. Um exemplo desse tipo de modelo é mostrado na figura 31 reproduzido com base em [Gasparetto \(2019\)](#).

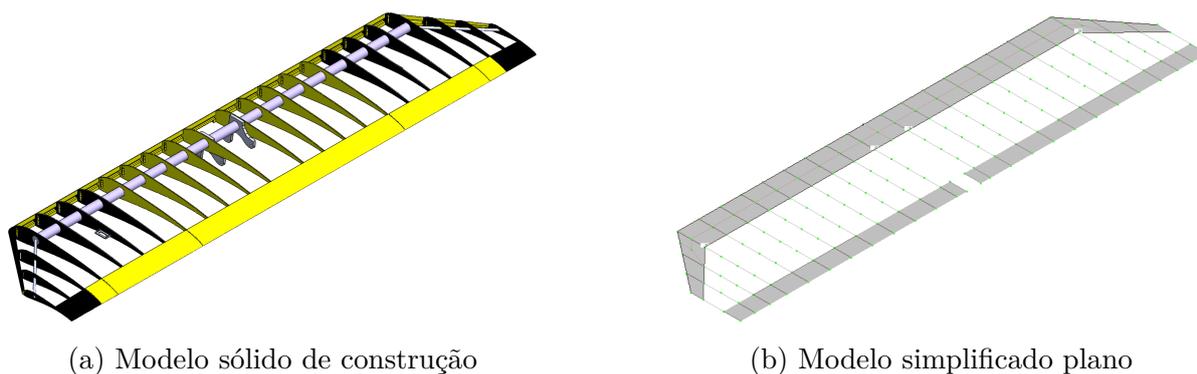


Figura 31 – Modelo simplificado plano reproduzido com base em [Gasparetto \(2019\)](#).

O segundo é utilizar o mínimo de simplificações possíveis. Idealmente o modelo seria composto apenas por corpos sólidos, esse tipo de modelo permitiria a observação de fenômenos interessantes, como o amassamento de tubos por exemplo. Todavia presumiu-se que um modelo desse tipo tomaria um tempo demasiadamente longo para o preparo do CAD e também apresentaria grandes problemas no preparo da malha, dificultado a convergência e inviabilizando ajustes manuais nos nós e elementos.

Por isso decidiu-se fazer uma simplificação que ainda representa todos os elementos de maneira individualizada. Conseguiu-se isso representando tubos como elementos de viga e a madeira balsa com elementos de placa. Dessa forma, os efeitos que se perdiam na análise mais simples são recuperados, possibilitando fazer mudanças, adições ou subtrações de elementos sem precisar alterar as propriedades dos materiais, assume-se que os resultados serão mais próximos dos reais e a análise não requererá um experimento para fornecer dados que podem ser usados no processo de iteração de designs. As desvantagens são um tempo de criação do CAD maior que o da primeira opção, o CAD deve ser criado com mais atenção para facilitar a geração automática da malha e o subsequente refino, e a possibilidade de problemas de conexão é muito maior, exigindo algum tempo de pré-processamento. Um modelo desse tipo é mostrado na figura 32.

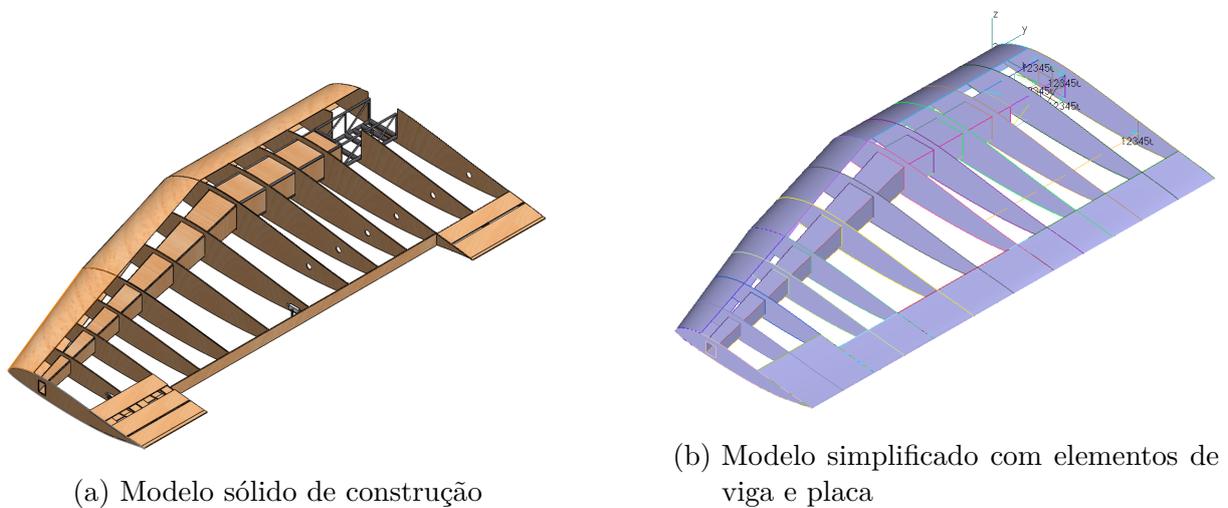


Figura 32 – Modelo inicial utilizado nas primeiras análises da asa completa. Contém alguns aspectos de dificultaram a geração da malha.

O modelo apresentado na figura 32 é um modelo inicial e possui alguns detalhes que dificultam a geração da malha. Foram feitas diversas análises preliminares utilizando esse modelo, porém quando todos os testes foram feitos e necessitou-se de uma convergência de malha o modelo foi modificado de modo a tornar a geração de malha rápida e simplificada, para que as conexões sejam feitas por meio de nós compartilhados entre elementos, o que torna a malha muito mais coesa e simples de modificar. Como os modelos são quase idênticos visualmente, a figura 33 mostra apenas um detalhe que mostra uma dessas modificações, em que os perfis não são mais uma placa inteira mas sim divididos onde encontram os bordos de ataque e fuga, também é mostrado um pouco de como é representada a fuselagem.

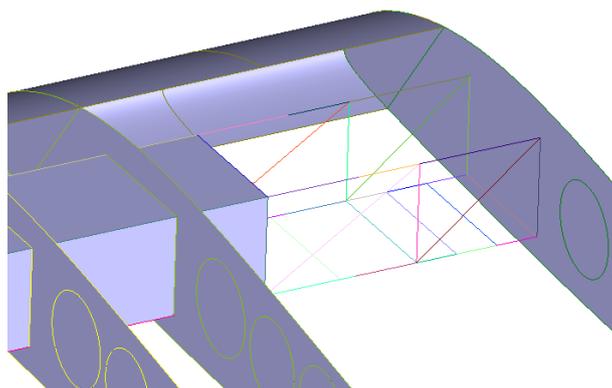


Figura 33 – Detalhe do modelo final, atentar ao perfil e ao bordo de ataque divididos de modo a facilitar a conexão dos componentes utilizando nós compartilhados.

5 Análise em NASTRAN

5.1 Análises preliminares

Iniciaram-se as análises com modelos extremamente simplificados para entender o funcionamento e os limites do *software* e das simplificações adotadas. A primeira foi uma análise de asa reta (figura 34) em XFLR5, que testou o quão grosseira uma malha de painéis pode ser de modo a ainda dar bons resultados.

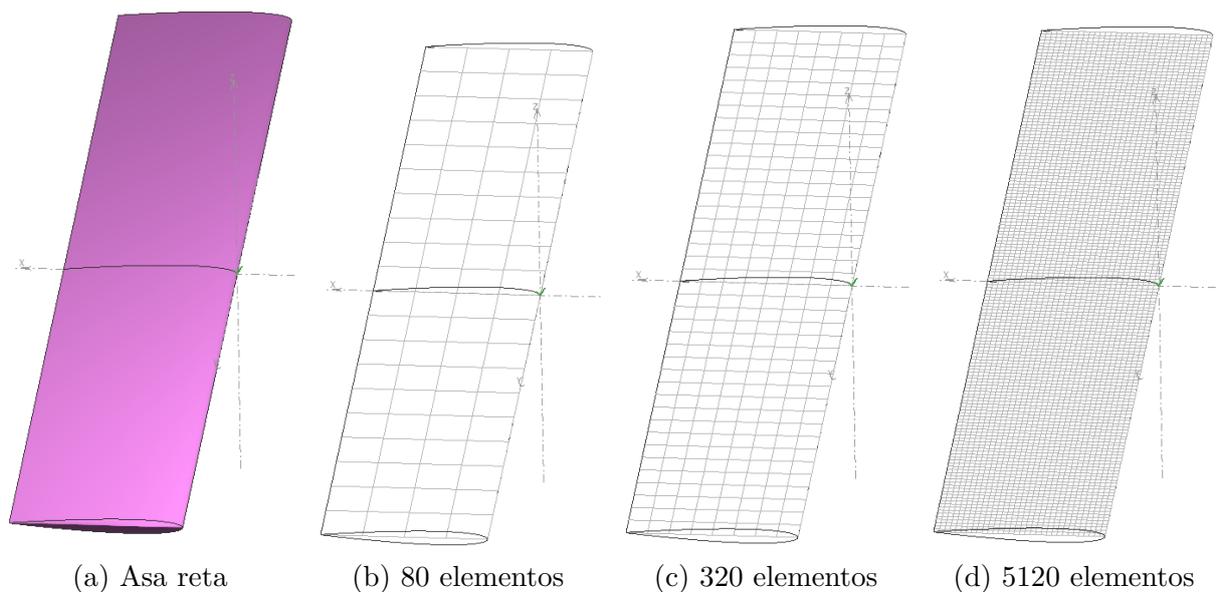


Figura 34 – Modelo de asa inicialmente analisado.

Constatou-se que para uma asa com perfis pouco arqueados, a malha converge com poucos painéis, enquanto que para uma asa com arqueamento alto o número de painéis para uma convergência satisfatória é elevado. A figura 35 mostra as convergências de malha de duas asas retas com mesma forma plana, uma com perfil simétrico NACA 0009 e outra com perfil arqueado SELIG 1223, ambas em $\alpha = 10$. Um ponto interessante de ressaltar é que esse refino tem propósito diferente do anterior, esse serve para se verificar o quão refinada será a malha utilizada em NASTRAN. Além do mais, uma característica dessa malha é que os elementos são uniformes, enquanto em uma malha comum de XFLR5 eles seguem algum padrão que refina a malha nas bordas dos perfis e em mudanças de seção.

Esse último tipo converge mais rápido, mas seria difícil de reproduzir em NASTRAN. A diferença é mostrada na figura 36.

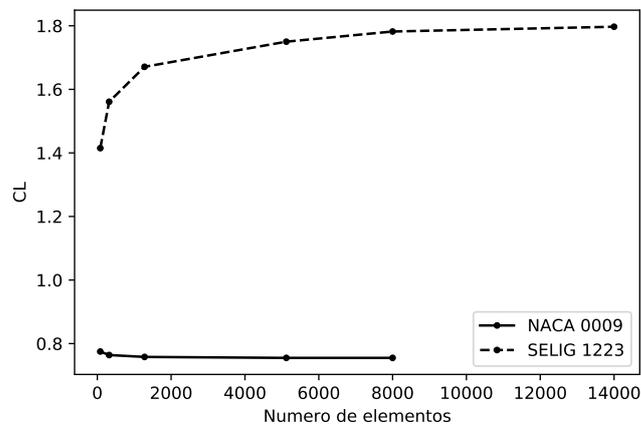
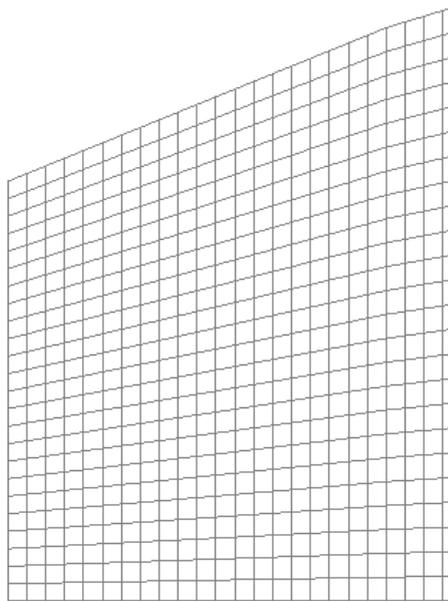
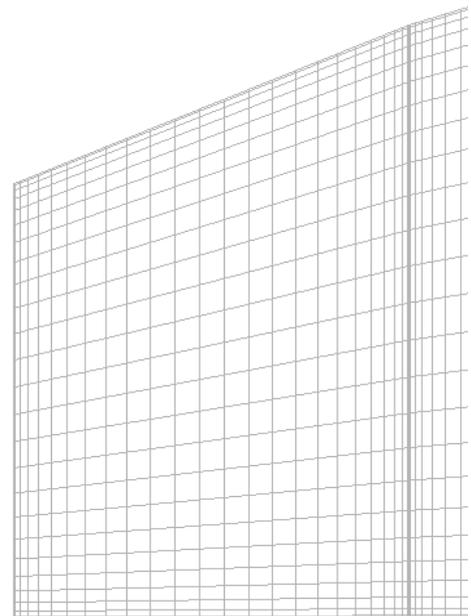


Figura 35 – Refino de malha de duas asas retas, uma com perfil simétrico(NACA 0009) e outra com perfil arqueado(SELIG 1223) em $\alpha = 0$.



(a) Detalhe de uma malha típica de NASTRAN



(b) Detalhe de uma malha típica de XFLR5

Figura 36 – Detalhes de malhas de NASTRAN e XFLR5.

A aeronave de 2020 possui perfis com pouco arqueamento pois é uma asa voadora. Por isso pode usar malhas com menos elementos, como foi mostrado na seção 3.3. Isso também facilita o uso de uma malha com elementos uniformes. O NASTRAN ao gerar uma malha aerodinâmica cria uma superfície 2D sem arqueamento, que se analisada resulta em uma asa com perfis simétricos. Para simular perfis arqueados é necessário a aplicação

de matrizes de correção WKK e W2GJ. A primeira faz correções nas pressões iniciais da asa, ajustando o C_{L_0} , a segunda ajusta a inclinação da curva de C_L , ambas podem ser geradas com base em dados experimentais ou obtidos por meio de outros *softwares*, neste trabalho as distribuições de pressão obtidas em XFLR5 foram utilizadas para geração das matrizes. Os resultados são apresentados na figura 37, comparando as análises em XFLR5 com perfis simétricos e arqueados e em NASTRAN, com e sem a matriz de correção W2GJ. É possível observar que o C_L é subestimado em ângulos de ataque menores que 10 graus, e superestimado em ângulos mais altos. Também é possível observar que a curva de C_L não é retilínea no XFLR5, isso acontece devido às correções feitas por XFLR5, utilizando dados da análise 2d performada pelo programa. Já o NASTRAN não aplica correções além das disponibilizadas pelo usuário, logo a análise é totalmente linear.

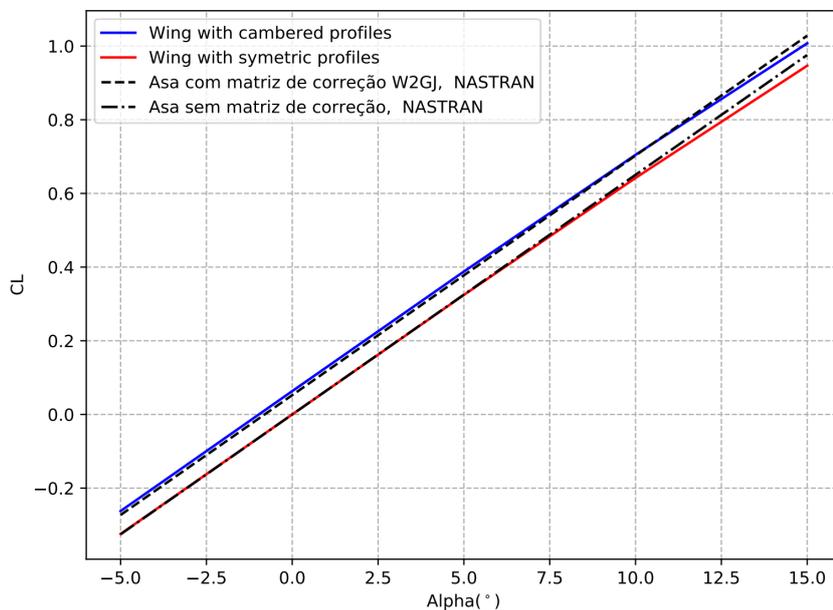


Figura 37 – Gráficos de C_L por α em XFLR5 e NASTRAN.

É importante notar que para o projeto de 2020, os resultados utilizados foram obtidos sem a aplicação de matrizes de correção, pois o procedimento de obtenção delas ainda não estava finalizado. Por isso, os resultados não corrigidos serão mostrados, sendo sempre comparados com os corrigidos, para que seja possível mensurar a magnitude do erro na análise, e tentar tirar conclusões a respeito do impacto desse erro na segurança estrutural da aeronave.

5.2 Malhas

A malha de elementos finitos é apresentada na figura 38 e tem como base o modelo mostrado em 32b. Essa é a malha utilizada em todas as análises subsequentes, o processo

de convergência é mostrado mais adiante.

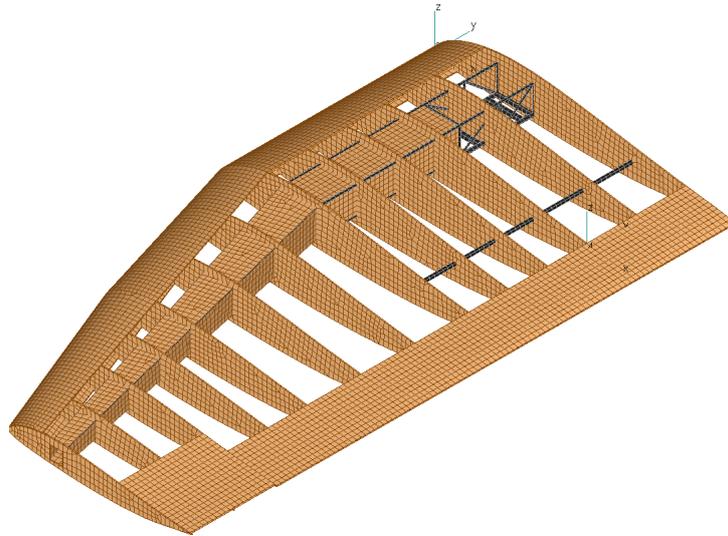


Figura 38 – Malha para análise estrutural, com balsa na cor bege e fibra de carbono na cor preta. Apenas elementos 1D e 2D, é possível ver as diferentes espessuras de tubos pois foi habilitada a opção que mostra a seção transversal dos elementos 1D.

Como é necessário verificar a integridade da malha sólida, se todas as partes estão conectadas por exemplo, é feita uma análise modal, pois ela não requer configurações de condições de contorno e esforços, além de ser de rápida execução, permitindo diversas verificações em pouco tempo, até em malhas refinadas. Por esses motivos decidiu-se utilizar essa análise para convergência de malha, como a frequência natural da asa é um parâmetro importante para a análise analítica de flutter, decidiu-se também engastar a asa na raiz, essa condição de contorno será usada em todas as análises subsequentes. O parâmetro de convergência foi a primeira frequência natural, mas como é uma verificação rápida, foram observados os comportamentos da segunda e da terceira também, os resultados são apresentados na figura 39.

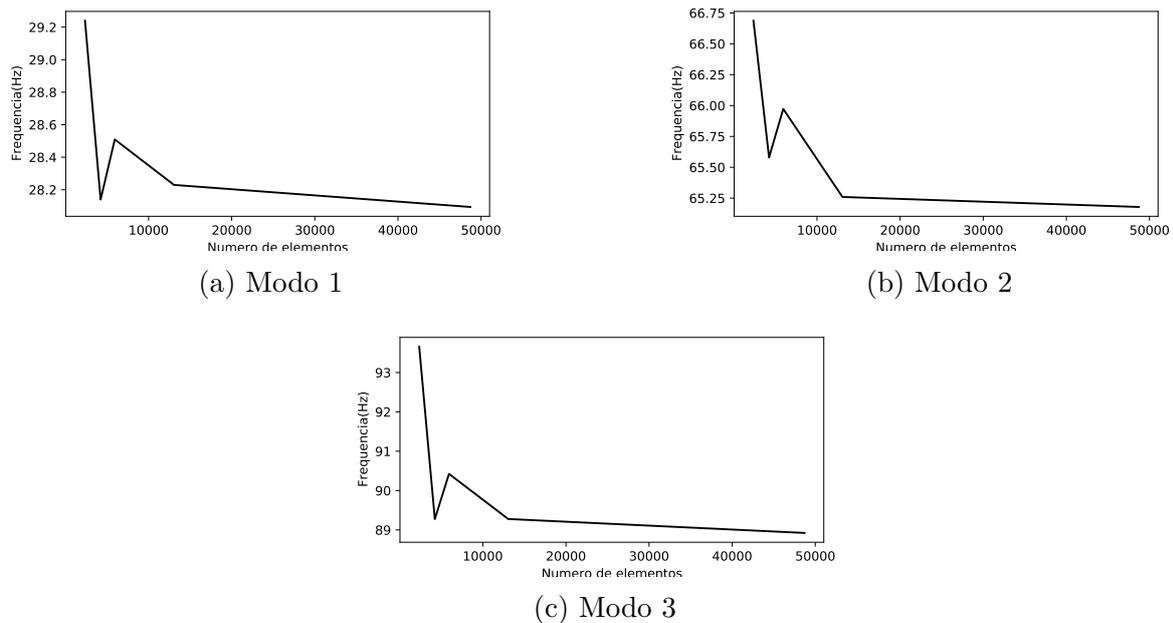


Figura 39 – Convergência de malha. São apresentados os valores dos 3 primeiros modos.

A malha com 13 mil elementos apresenta valores convergidos, não apresenta lentições na interface e os arquivos de saída têm tamanho reduzido, por isso será usada para análises subsequentes. Essa malha teve o tamanho global de elementos definido como 1 cm e representa com bom detalhamento todos os elementos da estrutura. Vale ressaltar que os tempos de processamento não foram um fator determinante na escolha da malha, a malha com 48 mil elementos foi analisada em 14 segundos, porém causa algumas lentições na interface, a título de comparação, a malha de 13 mil elementos foi analisada em 3 segundos.

A malha aerodinâmica usada em NASTRAN tem 1440 elementos na meia asa distribuídos conforme a figura 36. Esse número de elementos foi escolhido por permitir um menor erro na caracterização do elevon, devido ao afilamento da asa, não foi possível caracterizar essa superfície de maneira mais acurada. Um número menor de painéis pode ser usado em análises sem deflexão de superfícies de comando. A malha é apresentada na figura 40, nela é possível ver o elevon em laranja, é possível notar que ele afila na malha, enquanto no modelo de construção ele é reto.

Em NASTRAN é possível se setorizar a malha de tal modo que ela capture de maneira mais acurada as superfícies de comando, assim seria possível se representar o elevon de maneira geometricamente exata. Porém não neste trabalho isso não foi feito pois a geração das matrizes de correção seria dificultada. Isso porque as matrizes são geradas com base em uma malha, com mesmo número e disposição de elementos, gerada em XFLR5, e nesse programa não é possível se setorizar a malha de maneira tão livre quanto em NASTRAN, o que acabaria gerando incongruências. Por isso, para representar o elevon, ou qualquer outra superfície de controle que por ventura se venha a utilizar, com exatidão, é preciso modificar o processo de geração de matrizes de correção de modo

que não seja necessária uma malha idêntica em XFLR5.

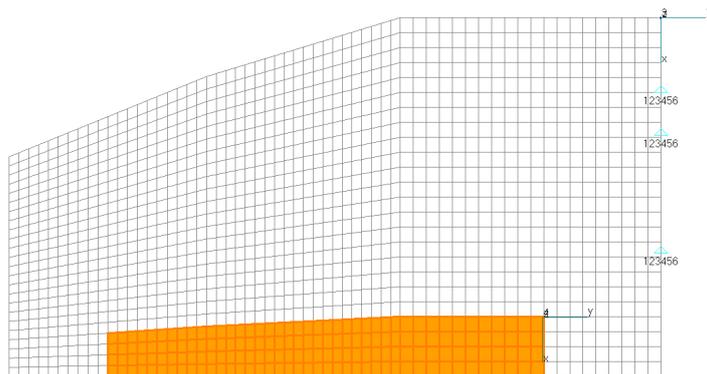


Figura 40 – Malha aerodinâmica utilizada em NASTRAN, elevon colorido em laranja.

5.3 Análises estáticas

As condições críticas apresentadas na tabela 2 foram analisadas estaticamente, com os carregamentos aerodinâmicos calculados na malha apresentada na figura 40 sendo transferidos para a malha apresentada na figura 38. As análises iniciais são estáticas, logo, o escoamento é estacionário. A simulação foi configurada para que apresentasse os carregamentos aerodinâmicos em dois estágios, o primeiro com as malhas não deformadas (ou seja, a primeira iteração da simulação) e o segundo com as malhas deformadas em equilíbrio (deformação máxima da estrutura nas condições de pressão dinâmica, ângulo de ataque e de deflexão de profundor), o primeiro estágio pode ser facilmente comparado com os resultados em XFLR5. O segundo permite uma análise de desempenho aerodinâmico e propensão a fenômenos aeroelásticos. Além disso, a simulação também dá resultados de tensões e deformações nas estruturas, que são apresentadas apenas na condição de equilíbrio.

Alguns resultados do caso 1 são mostrados na tabela 3, já é possível notar os efeitos da elasticidade da estrutura na aerodinâmica pois o $C_{L\alpha}$ cai. No caso sem correções a queda é de 1,34%, no corrigido é de 1,61%. Esses valores são baixos e indicam alta rigidez estrutural, o que é benéfico para as características de desempenho mais relevantes da aeronave, como a carga paga.

Tabela 3 – Resultados da análise com $\alpha = 6,5^\circ$ e $\delta = 0^\circ$.

	Rígido Simétrico	Elástico Simétrico	Rígido W2GJ	Elástico W2GJ
$C_{L\alpha}$ (/rad)	3,73	3,68	3,73	3,67
C_{L_0} (/rad)	0	0	0,05	0,05
F_z (N)	144	142	162	162
BM_x (N.m)	76	75	82	82

Os casos 2 e 3 são os mais importantes e serão tratados com mais detalhes pois envolvem deflexão de elevon. As tabelas 4 e 5 mostram os resultados desses casos, respectivamente. Nelas são também incluídos os valores obtidos em análises de XFLR5.

Tabela 4 – Resultados do caso 2, com comparações entre XFLR5 e NASTRAN com e sem a matriz de correção W2GJ

	XFLR5	Rígido Simétrico	Elástico Simétrico	Rígido W2GJ	Elástico W2GJ
C_{L_α} (/rad)	3,72	3,73	3,68	3,73	3,67
C_{L_0} (/rad)	0,063	0	0	0,052	0,059
C_{L_δ} (/rad)	1,13	1,36	1,18	1,36	1,11
BM_x (N.m)	114	143	134	150	137
F_z (N)	432	528	492	566	520

Tabela 5 – Resultados do caso 3, com comparações entre XFLR5 e NASTRAN com e sem a matriz de correção W2GJ

	XFLR5	Rígido Simétrico	Elástico Simétrico	Rígido W2GJ	Elástico W2GJ
C_{L_α} (/rad)	3,72	3,73	3,68	3,73	3,67
C_{L_0} (/rad)	0,063	0	0	0,052	0,059
C_{L_δ} (/rad)	1,13	1,36	1,18	1,36	1,11
BM_x (N.m)	5,9	7,3	16	13,9	27,6
F_z (N)	46,9	44,7	73,1	82	127,5

O principal resultado dessa análise é a magnitude da redução do C_{L_δ} , de 13,2% no caso não corrigido e 18,4% no corrigido. Isso indica uma redução do impacto da superfície de controle no caso elástico. Também é possível notar grande discrepância entre os resultados entre XFLR5, principalmente quando comparado aos casos rígidos do NASTRAN. Verificou-se que essa diferença existe pois em NASTRAN, a força pode ser calculada como uma combinação linear de C_{L_α} e C_{L_δ} , como mostrado na equação 5.1. O resultado de XFLR5 não respeita essa função. Suspeita-se que as correções aplicadas pelo software causam esse fenômeno em ângulos e/ou deflexões altas (maiores que 10 graus).

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2(C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_\delta}\delta) \quad (5.1)$$

Para ter um ponto de comparação adicional, pediu-se para a equipe de aerodinâmica da Draco Volans uma análise do caso 2 utilizando o software SU2, que utiliza o método de volumes finitos (Eymard, Gallouët e Herbin (2000) é uma referência no tema). A tabela 6 apresenta a comparação entre as 3 análises. É possível notar que o resultado da análise de CFD também segue a combinação linear, indicando que nessa situação os resultados de NASTRAN são confiáveis.

Tabela 6 – Comparativo entre resultados, Caso para cálculo de BM e FZ: Caso crítico 2

	XFLR5	CFD	NASTRAN
$C_{L\alpha}$	3,72	3,78	3,73
C_{L_0}	0,063	0,058	0
$C_{L\delta}$	1,13	1,21	1,36
$BM(N.m)$	114	-	143
$FZ(N)$	432	529	528

Os resultados apresentados a seguir mostram o esforço cisalhante no plano XY dos elementos de placa de balsa e os esforços máximos na estrutura de fibra de carbono. Nas imagens também é possível notar a deformação da asa, que no caso está exagerada. Os comparativos entre os casos corrigidos e não corrigidos são apresentados nas figuras 41 e 42, e na tabela 7.

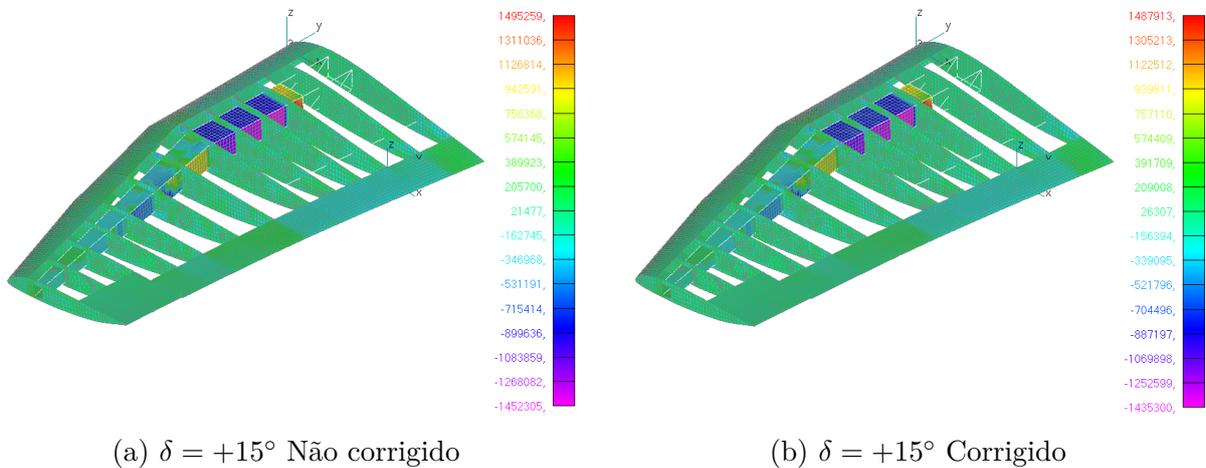


Figura 41 – Esforço cisalhante no plano XY(sistema de coordenadas do elemento), as deformações estão exageradas para facilitar a visualização da torção causada pelas deflexões elevon.

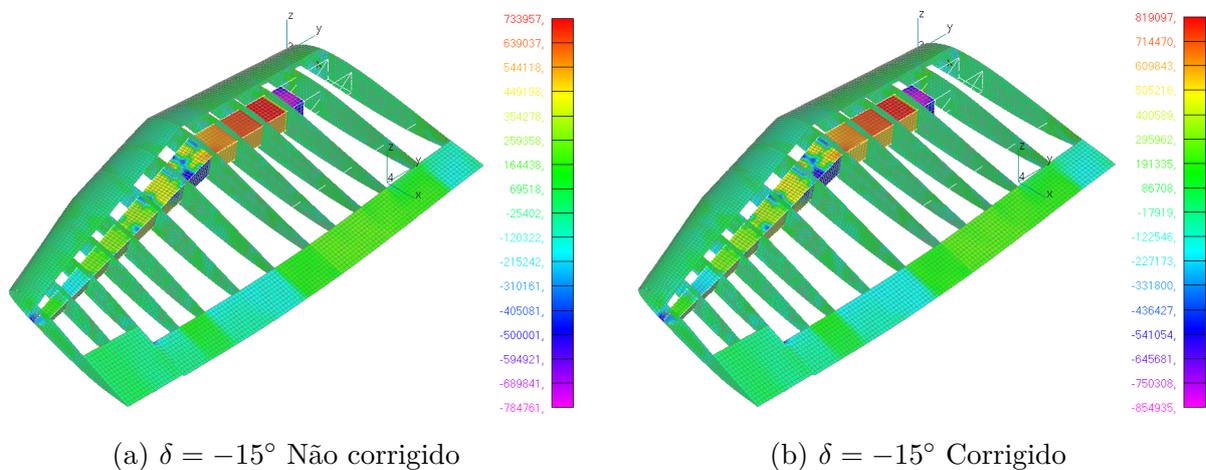


Figura 42 – Esforço cisalhante no plano XY(sistema de coordenadas do elemento), as deformações estão exageradas para facilitar a visualização da torção causada pelas deflexões elevon.

Em razão da configuração estrutural da longarina, com tubos nas arestas e madeira nas paredes, servindo como espaçadores, o esforço principal sofrido pela madeira é cisalhante no plano, e suas maiores intensidades são alcançadas com a longarina sob torção. Logo, a atuação do elevon é responsável pelos maiores forçamentos na balsa. Por isso, o caso 2 é o mais crítico, apresentando a maior tensão cisalhante no plano XY com magnitude de 1,50 MPa, com fator de segurança de 1,4. O caso corrigido apresenta uma redução nas tensões cisalhantes, para 1,49 MPa, que é explicada pelo menor $C_{L\delta}$, que implica em menor impacto do elevon.

As maiores tensões nos tubos de carbono assim como a comparação entre os casos com e sem correções, são apresentados na tabela 7. A maior tensão normal é de 148,71 MPa (FS \approx 11,1), como esperado, no caso 2 corrigido, e a maior tensão cisalhante é no caso 2, porém no caso não corrigido, com magnitude de 14,02 (FS \approx 2,95). Mais uma vez isso acontece por causa do $C_{L\delta}$ mais alto nos casos não corrigidos, pois o esforço cisalhante é causado principalmente pela torção no tubo.

Tabela 7 – Esforço cisalhante no plano XY(sistema de coordenadas do elemento), as deformações estão exageradas para facilitar a visualização da torção causada pelas deflexões elevon.

	end A max comb stress (MPa)	end A min comb stress (MPa)	end B max comb stress (MPa)	end B min comb stress (MPa)	Combined Shear Stress (MPa)
Caso 2 não corrigido	145,78	-128,71	145,77	-128,71	14,02
Caso 2 corrigido	148,71	-131,49	148,71	-131,49	13,71
Caso 3 não corrigido	70,84	-70,85	70,84	-70,85	7,78
Caso 3 corrigido	75,92	-75,93	75,92	-75,93	8,65

Um resultado interessante é que a diferença de tensões antes e depois da aplicação das matrizes de correção são relativamente pequenos (aproximadamente 2% nos resultados do caso 2 e 11% no caso 3). O que levanta questionamentos a respeito da necessidade de utilização das matrizes de correção no projeto. Porém existem fortes motivos para a sua utilização:

1. O ângulo de ataque nos casos críticos é 6,5 graus. Nesse ângulo a diferença de C_L entre os casos corrigidos e não corrigidos é de 7%;
2. O efeito das correções sobre a $C_{L\delta}$ não era previsto, e pode depender do arqueamento o perfil aerodinâmico, logo, em perfis convencionais (lembrando que os perfis utilizados na aeronave estudada nesse projeto são específicos para asas voadoras) a $C_{L\delta}$ pode aumentar;

3. Os procedimentos apresentados neste trabalho podem servir de referência para projetos futuros da Draco Volans. Por isso deve conter algumas generalidades, perfis aerodinâmicos de alta sustentação são largamente utilizados pela equipe, esses perfis apresentam um alto C_{L_0} , tornando a utilização das matrizes de correção mandatória para uma análise confiável;
4. Um trabalho com análises mais detalhadas tende a ter um maior desempenho nas avaliações técnicas da competição SAE Aerodesign.

O fator de segurança mínimo aceitável pela equipe Draco Volans, no ano de 2019, é 1,2, entretanto a meta era 1,5. Na balsa conseguiu-se um fator de segurança aceitável. Nos tubos de carbono, o FS foi considerado alto pela equipe, ficando claro que existem otimizações a serem feitas visando a redução do peso. Algumas dessas são conhecidas, e poderiam ser teoricamente implementadas, porém não gerariam um projeto com manufatura viável, tanto por questões financeiras quanto técnicas. Algumas são:

1. Disponibilidade dos tubos de carbono, que têm tamanhos predeterminados para venda a pronta entrega, e nem todos os tamanhos listados têm estoque.
2. Capacidade financeira da equipe, afinal, uma diversidade maior de diâmetros poderia ser utilizada, porém isso aumentaria o preço da compra, visto que um número maior de volumes seria transportado, também aumentaria o desperdício de material, pois os tubos são vendidos com comprimentos predeterminados, e a utilização de diâmetros específicos em pequenas seções deixaria muitas sobras.
3. Aumento da complexidade de construção e número de pontos de vulnerabilidade. Os tubos da estrutura são unidos por "nós de carbono"(dois tubos são fixados com cola instantânea e então um fio de carbono encharcado de resina epoxi é enrolado na junta), esse método de união gera uma descontinuidade geométrica extremamente complexa de simular e gera possíveis vulnerabilidades na estrutura. Esse efeito é amplificado quando tubos de diâmetros muito desiguais são unidos por esse método, logo, reduzir o número de junções e a disparidade de diâmetros gera uma estrutura mais previsível.

5.4 Análise aeroelástica dinâmica

5.4.1 Considerações sobre as especificidades da aeronave analisada

Para aeronaves convencionais (monoplanos com fuselagem cilíndrica e empenagem), a fuselagem possui inércia grande o suficiente para considerar a asa engastada. [Wright e Cooper \(2008\)](#) utiliza essa modelagem nos exemplos apresentados no livro, como

pode ser visto na figura 18. No entanto, essa modelagem não é compatível com a aeronave analisada nesse trabalho pois a estrutura da asa é totalmente integrada com a seção considerada como fuselagem, por isso foi feita uma análise utilizando um modelo mais completo da aeronave, incluindo massas de garga paga (10 kg) e grupo motopropulsor (0,7 kg), que foram conectadas à fuselagem por meio de elementos rígidos, a condição de contorno livre-livre foi utilizada. A figura 43 mostra a malha. Wright e Cooper (2008) também diz que nesse tipo de análise, a relação entre a massa da fuselagem e a massa da asa afeta a velocidade de flutter, uma fuselagem com massa muito maior que a massa da asa, na ordem de 100x maior, apresenta praticamente os mesmos resultados de uma asa engastada, a medida que essa relação diminui, a velocidade de flutter também diminui.

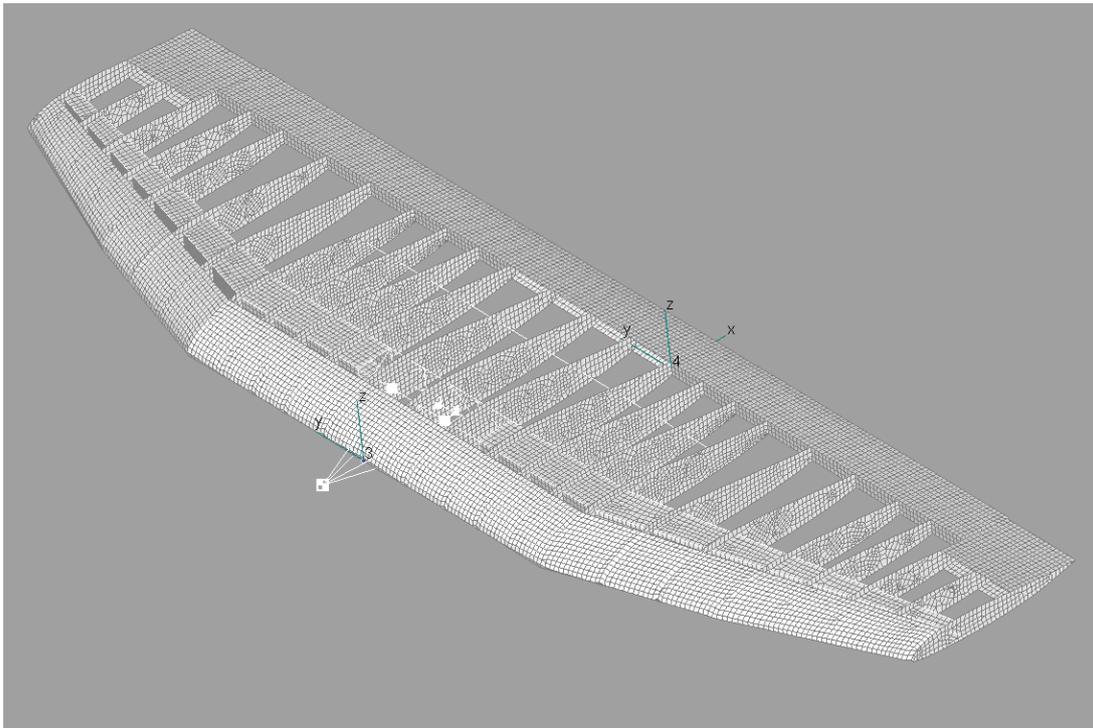


Figura 43 – Malha utilizada para análise de flutter, igual as das análises estáticas, porém com uma das metades espelhada. Esquema de cores alterado para facilitar a visualização da massa representando a mesa do motor e as conexões rígidas utilizadas.

5.4.2 Resultados

A análise dinâmica contempla apenas o flutter. Não foram aplicadas as matrizes de correção, a W2GJ não altera o resultado da análise, e a WKK é utilizada para corrigir a inclinação da curva de C_L , porém como é possível notar na tabela 6, a diferença entre as $C_{L\alpha}$ obtidas em NASTRAN e CFD é menor 1,5%, e entre NASTRAN e XFLR5 é desprezível, eliminando a necessidade dessa matriz. O principal objetivo é identificar o risco de flutter e sua velocidade, mas outras informações podem ser obtidas, como os modos de vibrar mais propensos a instabilidade, quais modos se acoplam e se a aeronave

tem propensão a divergência, que acontece quando o primeiro modo de torção atinge frequência zero. O diagrama Vgf é apresentado na figura 45.

Anteriormente essa análise foi feita com meia asa engastada no centro (condições de contorno das análises estáticas), os resultados são apresentados na figura 44.

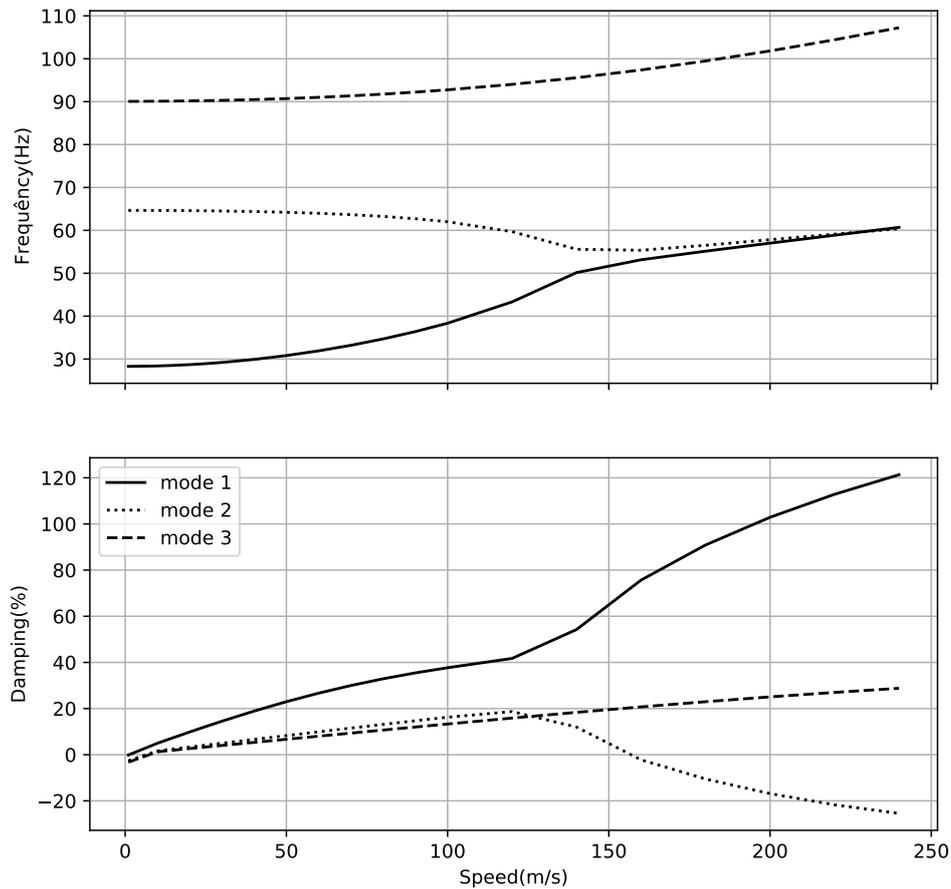


Figura 44 – Diagrama Vgf de meia asa.

É possível notar nesse diagrama que ocorre o acoplamento de dois modos (os dois primeiros), e o segundo modo se torna instável em uma velocidade de aproximadamente 160 m/s, indicando flutter. Não são encontrados indícios de divergência nesse gráfico.

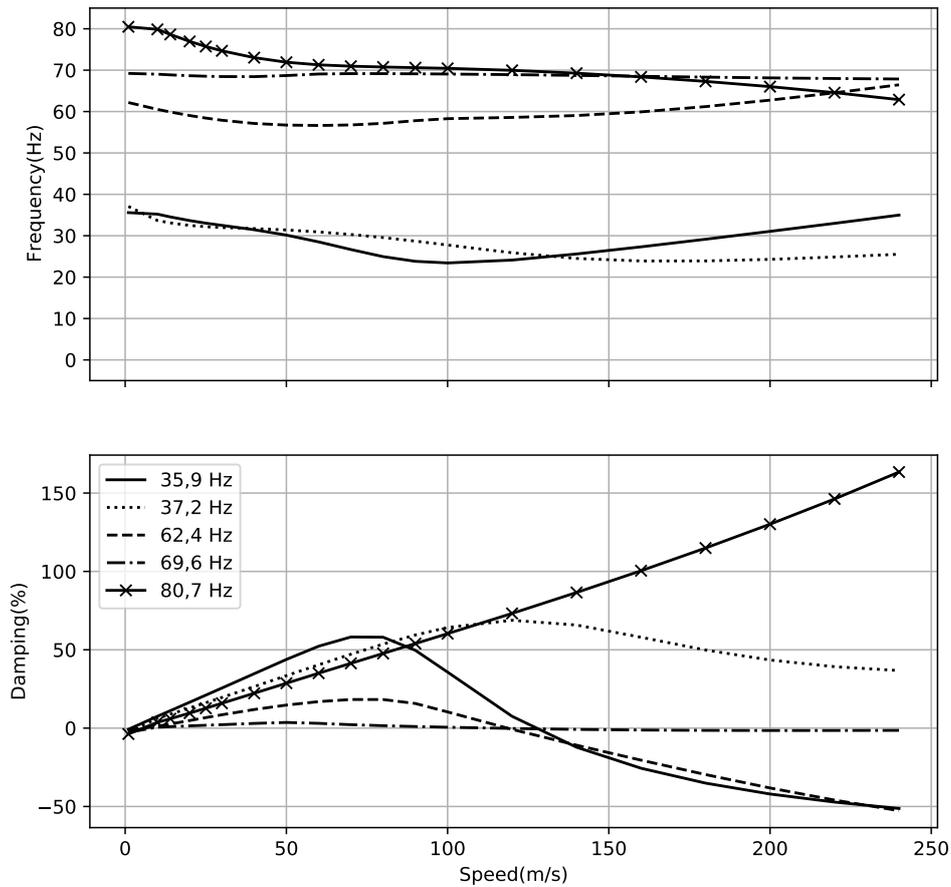


Figura 45 – Diagrama Vgf de asa completa.

Pode-se ver que no caso da estrutura completa o comportamento é diferente da meia asa engastada. Verifica-se que no intervalo analisado, não existem dois modos que se acoplem, porém ainda é possível observar a existência de modos que se tornam instáveis, 3 modos nesse caso. O mais crítico tem frequência de 62,4 Hz e instabiliza em uma velocidade de aproximadamente 120m/s, sua forma modal é mostrada na figura 46, vale ressaltar que esse modo combina flexão e torção, de fato, devido ao formato levemente enflechado da longarina, todos os modos apresentam essa combinação. Como esperado, a velocidade de flutter reduz, a relação entre a massa da fuselagem e a massa da asa pode ser definida como:

$$Raz\tilde{a}o = \frac{m_{cargaPaga} + m_{grupoMotor}}{m_{asa}} = \frac{10 + 0,7}{1,03} \approx 10,4 \quad (5.2)$$

A redução na velocidade de flutter foi aproximadamente 25%, porém ela ainda é muito superior à velocidade máxima da aeronave (29m/s).

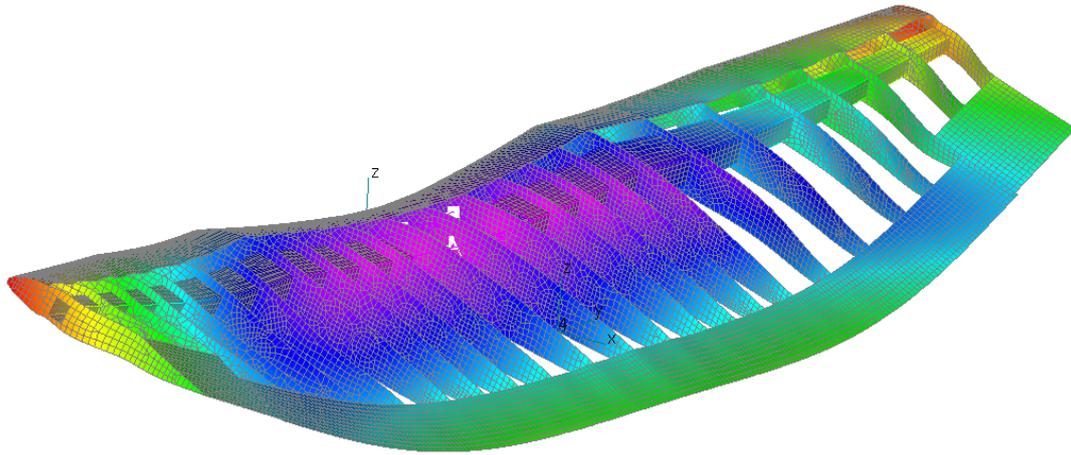


Figura 46 – Diagrama.

É importante salientar que a malha usada para a análise de flutter, apesar de possuir mais componentes representados que a da análise estática, não é completa, pois não tem todas as massas e detalhes, como massas representados servos, baterias, trens de pouso etc, logo, espera-se que caso um modelo de fato completo seja analisado, a $V_{flutter}$ reduza ainda mais, porém a aeronave ainda será considerada segura para flutter, pois a $V_{flutter}$ encontrada na análise mais crítica é 4 vezes superior a V_{max} da aeronave.

6 Conclusões

Visando aumentar o desempenho, a segurança e, conseqüentemente, a competitividade da equipe Draco Volans Aerodesign, decidiu-se seguir uma metodologia mais alinhada às práticas industriais. Utilizando ferramentas de análise estrutural numérica, mas especificamente o NASTRAN. Aliando a isso as ferramentas já utilizadas tradicionalmente pela equipe, como análises em XFLR5 e CFD, e desenhos em SolidWorks.

O fluxo de projeto clássico foi seguido, nele sendo incluídos os processos relacionados às análises aeroelásticas. Na análise de cargas, o diagrama Vn foi gerado e então refeito devido à requisitos da área de estabilidade e controle, após a revisão foram encontradas três situações que foram consideradas críticas, posteriormente verificou-se que apenas uma dessas, o caso 2, traz todos os esforços de fato críticos.

Partindo para a preparação do CAD, constatou-se a necessidade de simplificações. Após ponderações a respeito de como realizá-las, decidiu-se, principalmente por causa da ausência de um modelo físico da asa na época, utilizar simplificações menos drásticas, substituindo elementos tridimensionais por uni e bidimensionais, mas mantendo o aspecto 3D da estrutura como um todo.

As primeiras análises numéricas foram reservadas a estudar as características, limitações e possibilidades de interação entre os softwares utilizados, concluiu-se que o XFLR5 de fato seria uma ferramenta viável para criação das matrizes de correção utilizadas em NASTRAN, principalmente por causa da similaridade entre os métodos numéricos e entre as malhas aerodinâmicas criadas por ambos os programas.

O processo de criação de malhas foi facilitado por causa dos procedimentos de setorização utilizados no CAD, automatizando os procedimentos de convergência. Um ponto que deixou a desejar nessa etapa foi a seção da malha aerodinâmica utilizada para representar o elevon, que o fez da maneira mais acurada possível.

Nas análises estáticas estudou-se como interação entre a estrutura elástica e o escoamento afetam os coeficientes aerodinâmicos e, conseqüentemente, as forças atuantes sobre a aeronave. Nota-se que o resultado dessa interação não é óbvio, no caso 2 por exemplo, os esforços normais nos tubos de carbono aumentaram, como esperado, mas o esforço cisalhante reduziu. Concluiu-se que o motivo para isso é que $C_{L\alpha}$ e $C_{L\delta}$ foram afetados em proporções diferentes após a aplicação das correções, e que a principal responsável pelo

esforço cisalhante nos tubos de carbono é a atuação do profundor.

O resultado mais importante dessas análises, no entanto, é que a aeronave é de fato segura nos casos estudados, atestando os dimensionamentos feitos pela área de estruturas estavam de fato corretos, e que o equipamento está apto a ser manufaturado. Porém, é importante lembrar que os coeficientes de segurança encontrados foram considerados elevados ($FS \approx 3$), o que indica espaço para otimização estrutural e redução do peso vazio da aeronave.

Nas análises dinâmicas foram feitas duas análises em diferentes etapas do projeto, a primeira utilizou uma asa engastada na seção central, esse tipo de condição de contorno é comumente mostrado na literatura. Verificou-se que a aeronave era segura com relação a flutter ($V_{flutter} \approx 160m/s$). Decidiu-se refazer a análise com a asa inteiriça e condições de contorno livre-livre, verificou-se que $V_{flutter}$ reduziu para aproximadamente $120m/s$, e que o aspecto do diagrama V_{gf} é consideravelmente diferente do anterior, ambos os resultados seguiram o que estava previsto na literatura utilizada. Apesar dessa redução em $V_{flutter}$, ela ainda é 4 vezes superior à V_{max} , então pode-se concluir que a aeronave é segura também para flutter.

Este trabalho é a primeira tentativa bem sucedida da equipe Draco Volans em utilizar as análises aeroelásticas do NASTRAN em projeto. O objetivo de reduzir o tempo de análise para poucas semanas não foi atingido, mas não foram encontradas limitações tecnológicas para isso, sendo necessário um fluxo de análise mais polido para o alcance dessa meta. Também não foi possível utilizar métodos experimentais para validação dos métodos e resultados obtidos, é de suma importância que um procedimento experimental otimizado para integração no projeto de aerodesign seja introduzido futuramente. Os softwares utilizados nesse trabalho não foram utilizados na plenitude de suas capacidades, logo existem amplas oportunidades de se melhorar os procedimentos aqui utilizados, um exemplo claro é a caracterização do elevon, que poderia ser melhorada utilizando os robustos mecanismos de seccionamento de malha aerodinâmica do NASTRAN. Também existem ferramentas e métodos para utilização de resultados de CFD na construção das matrizes de correção, o que ofereceria maior robustez à elas.

Referências

- ALBANO, E.; RODDEN, W. P. A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows. *AIAA journal*, v. 7, n. 2, p. 279–285, 1969. Citado na página 3.
- ANDERSON, J. D. *Fundamentals of aerodynamics*. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2010. Citado 3 vezes nas páginas vi, 3 e 8.
- BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. *Aeroelasticity*. [S.l.]: Courier Corporation, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 3 e 20.
- DOWELL, E. H. et al. *A modern course in aeroelasticity*. [S.l.]: Springer, 1989. v. 3. Citado 2 vezes nas páginas 3 e 20.
- DRELA, M. *Flight vehicle aerodynamics*. [S.l.]: MIT press, 2014. Citado 3 vezes nas páginas 3, 10 e 11.
- EYMARD, R.; GALLOUËT, T.; HERBIN, R. Finite volume methods: handbook of numerical analysis. *PG Ciarlet and JL Lions (Eds)*, 2000. Citado na página 39.
- FAR, F. A. A. *FAR Part 23–Airworthiness standards: normal utility and acrobatics and commuter category airplanes*. 2021. Citado na página 16.
- GASPARETTO, V. E.; MACHADO, M. R.; CARNEIRO, S. H. Experimental modal analysis of an aircraft wing prototype for sae aerodesign competition. *Dyna*, 2006, Revista DYNA, v. 87, n. 214, p. 100–110, 2020. Citado na página 3.
- GASPARETTO, V. E. L. Análise dinâmica estrutural de asa de aeronave protótipo para competição sae brasil aerodesign. 2019. Citado 3 vezes nas páginas vii, 30 e 52.
- GESING, J.; KALMAN, T.; RODDEN, W. P. Correction factory techniques for improving aerodynamic prediction methods. 1976. Citado na página 11.
- GUDMUNDSSON, S. *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013. Citado na página 2.
- INMAN, D. J.; SINGH, R. C. *Engineering vibration*. [S.l.]: Prentice Hall Englewood Cliffs, NJ, 1994. v. 3. Citado 2 vezes nas páginas 3 e 19.
- ISCOLD, P. H. Introdução às cargas nas aeronaves. *Belo Horizonte*, 2002. Citado 3 vezes nas páginas vi, 3 e 17.
- MARTINS, P. C. O. Análise de estabilidade aero-servo-viscoelástica no domínio da frequência e do tempo. 2020. Citado 3 vezes nas páginas vii, 4 e 21.

- MCCORMICK, C. W. *The NASTRAN user's manual*. [S.l.]: Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space . . . , 1970. v. 222. Citado na página 10.
- MERIAM, J. L.; KRAIGE, L. G. *Engineering mechanics: dynamics*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2012. v. 2. Citado na página 3.
- RAYMER, D. *Aircraft design: a conceptual approach*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012. Citado 4 vezes nas páginas vi, 2, 10 e 15.
- SCHRENK, O. A simple approximation method for obtaining the spanwise lift distribution. 1940. Citado na página 9.
- SINGIRESU, S. R. et al. *Mechanical vibrations*. [S.l.]: Addison Wesley Boston, MA, 1995. Citado 2 vezes nas páginas 3 e 19.
- SOUZA, G. S. C. Otimização genética de vigas de paredes finas compósitas: uma abordagem fenomenológica. 2017. Citado na página 3.
- WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2008. v. 20. Citado 9 vezes nas páginas vi, vii, 3, 18, 19, 20, 22, 42 e 43.

Apêndices

A Aeronave de 2017

O modelo mostrado na imagem 47 foi baseado no modelo feito por (GASPARETTO, 2019). Sua principal característica é ser um modelo confinado ao plano. As longarinas, os perfis e o bordo de ataque são modelados por elementos de viga, os bordos de ataque e de fuga são modelados por elementos de placa.



Figura 47 – Modelo simplificado da asa de 2017

A asa de 2017 também foi analisada em laboratório, em um ensaio de excitação forçada e teve suas frequências naturais medidas. Os resultados se mostraram promissores no trabalho de (GASPARETTO, 2019), porém foi necessária a implementação de correções no modelo para que as frequências naturais numéricas e experimentais tivessem boa correlação. Observando os dados de propriedades dos materiais utilizados, observa-se que a densidade atribuída ao isopor foi de $1050\text{kg}/\text{m}^3$, porém a densidade real do isopor em questão é de $32\text{kg}/\text{m}^3$. Não se sabe o motivo dessa discrepância mas na análise feita em NASTRAN utilizou-se a densidade dada pelo fabricante. Os resultados são mostrados na tabela 8.

Tabela 8 – Comparação entre modos e frequências naturais da asa do avião de 2017 obtidas experimentalmente, em ANSYS e em NASTRAN.

Modo	Experimental	ANSYS - inicial	ANSYS - corrigido	NASTRAN
Flexão 1	25,928	25,928	20,6389	22,1
Torção 1	31,716	38,81	32,0999	36,1
Flexão 2	46,545	57,379	50,1264	47,8
Torção 2	55,462	63,987	54,5	61,1
Flexão 3	67,222	79,98	67,01264	67,9

B Aeronave de 2019

Em 2019 fez-se a primeira tentativa de utilizar MEF (e NASTRAM) na análise de cargas. Naquele ano só se foi possível fazer uma análise modal da aeronave. Também teve-se a oportunidade de utilizar o laboratório do Grupo de Dinâmica de Sistemas da UnB para realizar uma análise modal experimental, por esse motivo o modelo numérico utilizado foi da asa inteira, e a análise modal numérica foi do tipo livre-livre.

O ensaio teve os mesmos procedimentos usados no apêndice 1. Fortuitamente, conseguiu-se realizar o ensaio em uma fase da construção da aeronave em que foi possível replicar o modelo numérico de maneira muito fiel, isso porque não haviam sido instalados nenhum tipo de componente extra, como motor ou servos, e também não havia sido colocada a tela de plástico que cobre toda a asa. Então foi possível fazer uma boa comparação com os resultados experimentais. Esses resultados porém não foram analisados com o mesmo cuidado com que foram os da seção anterior, nessa análise apenas identificou-se as frequências naturais localizando-se picos na FRF e comparou-se essas frequências com as da análise numérica. A figura 48 mostra a montagem experimental. A figura 49 mostra o resultado da análise modal em NASTRAN com os modos naturais e suas frequências.



Figura 48 – Montagem do GVT da asa de 2019

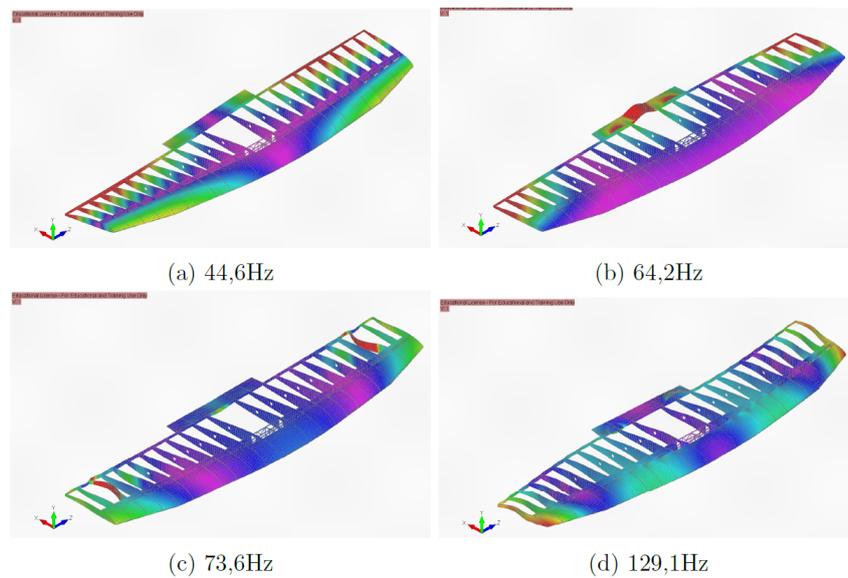


Figura 49 – Resultados da análise modal em NASTRAN

A tabela 9 mostra os resultados das duas análises.

Tabela 9 – Frequencias(Hz)

	Experimental	NASTRAN
Modo 1	42,45	44,6
Modo 2	-	64,2
Modo 3	74,43	73,6
Modo 4	134,12	129,1

O experimento parece não ter capturado o segundo modo. Nota-se que o maior erro dessa análise (3,7%) foi menor que o maior erro da análise anterior (comparando NASTRAN com experimental, 14,7%), indicando que a simplificação escolhida para o presente projeto é mais promissora. Apesar disso ainda nota-se que para uma melhor análise de flutter ainda deve-se ajustar o modelo com dados experimentais.