

**ROBERTO MARTINS DE CASTRO NETO**

**OTIMIZAÇÃO AEROELÁSTICA E ANÁLISE DE  
DESEMPENHO DE UMA AERONAVE HÍBRIDA  
UTILIZANDO MÚLTIPLAS SUPERFÍCIES DE  
CONTROLE**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

2020



**ROBERTO MARTINS DE CASTRO NETO**

**OTIMIZAÇÃO AEROELÁSTICA E ANÁLISE DE  
DESEMPENHO DE UMA AERONAVE HÍBRIDA  
UTILIZANDO MÚLTIPLAS SUPERFÍCIES DE  
CONTROLE**

Dissertação apresentada à Faculdade de Engenharia  
Mecânica – FEMEC-UFU, como parte dos requisitos para  
obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

*EXEMPLAR DE DEFESA*

Área de Concentração: Mecânica dos Sólidos e Vibrações

Orientador: Prof. Dr. Thiago A. M. Guimarães

**Uberlândia - MG**

**2020**

Ficha Catalográfica Online do Sistema de Bibliotecas da UFU  
com dados informados pelo(a) próprio(a) autor(a).

C355 Castro Neto, Roberto Martins de, 1993-  
2020 Otimização Aeroelástica e Análise de Desempenho de uma  
Aeronave Híbrida Utilizando Múltiplas Superfícies de Controle  
[recurso eletrônico] / Roberto Martins de Castro Neto. - 2020.

Orientador: Thiago Augusto Machado Guimarães.  
Dissertação (Mestrado) - Universidade Federal de Uberlândia,  
Pós-graduação em Engenharia Mecânica.

Modo de acesso: Internet.

Disponível em: <http://doi.org/10.14393/ufu.di.2020.115>

Inclui bibliografia.

1. Engenharia mecânica. I. Guimarães, Thiago Augusto  
Machado, 1985-, (Orient.). II. Universidade Federal de Uberlândia.  
Pós-graduação em Engenharia Mecânica. III. Título.

CDU: 621

Bibliotecários responsáveis pela estrutura de acordo com o AACR2:  
Gizele Cristine Nunes do Couto - CRB6/2091  
Nelson Marcos Ferreira - CRB6/3074


**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA**

Coordenação do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica  
 Av. João Naves de Ávila, nº 2121, Bloco 1M, Sala 212 - Bairro Santa Mônica, Uberlândia-MG, CEP 38400-902  
 Telefone: (34) 3239-4282 - www.posgrad.mecanica.ufu.br - secposmec@mecanica.ufu.br


**ATA DE DEFESA - PÓS-GRADUAÇÃO**

Programa de Pós-Graduação em:	Engenharia Mecânica				
Defesa de:	Dissertação de Mestrado Acadêmico, 561, COPEM				
Data:	28/02/2020	Hora de início:	09:00	Hora de encerramento:	09:50
Matrícula do Discente:	11812EMC014				
Nome do Discente:	Roberto Martins de Castro Neto				
Título do Trabalho:	Otimização Aeroelástica e Análise de Desempenho de uma Aeronave Híbrida utilizando Múltiplas Superfícies de Controle				
Área de concentração:	Mecânica dos Sólidos e Vibrações				
Linha de pesquisa:	Projetos de Sistemas Mecânicos				
Projeto de Pesquisa de vinculação:					

Reuniu-se na Sala 1M206 - Bloco 1M, Campus Santa Mônica, da Universidade Federal de Uberlândia, a Banca Examinadora, designada pelo Colegiado do Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica, assim composta: Professores Doutores: Leonardo Sanches - UFU/ISAE; Flávio Donizeti Marques - USP e Thiago Augusto Machado Guimarães orientador(a) do(a) candidato(a).

Iniciando os trabalhos o(a) presidente da mesa, Dr(a). Thiago Augusto Machado Guimarães, apresentou a Comissão Examinadora e o candidato(a), agradeceu a presença do público, e concedeu ao Discente a palavra para a exposição do seu trabalho. A duração da apresentação do Discente e o tempo de arguição e resposta foram conforme as normas do Programa.

A seguir o senhor(a) presidente concedeu a palavra, pela ordem sucessivamente, aos(às) examinadores(as), que passaram a arguir o(a) candidato(a). Ultimada a arguição, que se desenvolveu dentro dos termos regimentais, a Banca, em sessão secreta, atribuiu o resultado final, considerando o(a) candidato(a):

Aprovado(a).

Esta defesa faz parte dos requisitos necessários à obtenção do título de Mestre.

O competente diploma será expedido após cumprimento dos demais requisitos, conforme as normas do Programa, a legislação pertinente e a regulamentação interna da UFU.

Nada mais havendo a tratar foram encerrados os trabalhos. Foi lavrada a presente ata que após lida e achada conforme foi assinada pela Banca Examinadora.



Documento assinado eletronicamente por **Thiago Augusto Machado Guimarães, Professor(a) do Magistério Superior**, em 28/02/2020, às 11:40, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).

---



Documento assinado eletronicamente por **Flávio Donizeti Marques, Usuário Externo**, em 28/02/2020, às 11:44, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).

---



Documento assinado eletronicamente por **Leonardo Sanches, Professor(a) do Magistério Superior**, em 28/02/2020, às 11:46, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).

---



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site [https://www.sei.ufu.br/sei/controlador\\_externo.php?acao=documento\\_conferir&id\\_orgao\\_acesso\\_externo=0](https://www.sei.ufu.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0), informando o código verificador **1891321** e o código CRC **551E6262**.

---

**ROBERTO MARTINS DE CASTRO NETO**

**AEROELASTIC OPTIMIZATION AND PERFORMANCE  
ANALYSIS OF A HYBRID-ELECTRIC AIRCRAFT USING  
MULTIPLE CONTROL SURFACES**

Master dissertation submitted to the Department of  
Mechanical Engineering – FEMEC-UFU, in partial  
fulfillment of the requirements for the master degree of the  
Master Program in Mechanical Engineering. *EXAMINATION  
BOARD PRESENTATION COPY*

Concentration Area: Solid Mechanics and Vibrations

Advisor: Prof. Dr. Thiago A. M. Guimarães

**Uberlândia - MG**

**2020**



*Dedico este trabalho a meus pais Carlos (in memoriam) e Sandra,  
minha noiva Thaís,  
meus irmãos Carlos e Leandro e minha avó Jane.*



# AGRADECIMENTOS

---

---

A Deus, primeiramente, pela saúde e conhecimento dados a mim, sendo a base de todas as minhas conquistas.

Aos meus pais, Sandra e Carlos (*in memoriam*), que lutaram e continuam lutando para fazer de meus sonhos realidade. Este trabalho é resultado da dedicação, carinho e força de vocês.

À minha noiva, Thaís, que sempre esteve ao meu lado, nas horas boas e ruins. Agradeço por ser esse presente que Deus me deu.

Aos meus irmãos, Carlos e Leandro, e à minha avó, Jane, pelo apoio durante estes anos de minha graduação. Muito obrigado.

Ao meu orientador, amigo e conselheiro, Thiago, que formou o engenheiro que hoje sou. Obrigado pelos ensinamentos, experiências e, sobretudo, pelas orientações quando tudo parecia impossível.

Ao meu amigo Higor Luis Silva, pelo companheirismo e paciência na graduação e também pelo auxílio na correção e elaboração deste trabalho.

Aos membros da banca, Leonardo Sanches e Flávio Donizeti Marques, pela disponibilidade para avaliação deste trabalho e, especialmente, pela amizade e sabedoria a mim concedidas.

Aos meus amigos de turma, em especial ao amigo André Rezende Dessimoni Carvalho pela disponibilidade e ajuda com diversos temas de aerodinâmica.

À Universidade Federal de Uberlândia e à Faculdade de Engenharia Mecânica por me concederem a oportunidade de realizar o mestrado em Engenharia Mecânica.

E agradeço a todos os meus professores, por me ensinarem tudo que sei.



*“As invenções são, sobretudo,  
o resultado de um trabalho de teimoso.”  
(Santos Dumont)*



# RESUMO

CASTRO NETO, R. M. **Otimização Aeroelástica e Análise de Desempenho de uma Aeronave Híbrida Utilizando Múltiplas Superfícies de Controle**. 2020. 93 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia – MG, 2020.

Este trabalho investiga a utilização de múltiplas superfícies de controle, distribuídas ao longo de todo bordo de fuga de uma asa, para aliviar as cargas de voo e melhorar a eficiência de cruzeiro no desenvolvimento do projeto geral de aeronaves. O procedimento proposto é baseado no uso do modelo aerodinâmico Doublet Lattice (DLM), implementado no Nastran, aplicando a técnica do *Decambering* para inserir as características do aerofólio. A quantificação dos benefícios da utilização das múltiplas superfícies é obtida comparando as soluções ideais com a configuração original de projeto, sendo a asa confeccionada totalmente com materiais metálicos e sem atuação das múltiplas superfícies. Nesse contexto, quatro configurações são propostas: i) original de projeto; ii) asa metálica com acionamento das múltiplas superfícies; iii) asa de fibra de carbono laminada sem atuação das múltiplas superfícies; iv) e asa de fibra de carbono laminada considerando a atuação dos controles. Após a realização de otimizações estruturais para redução de massa e otimizações aerodinâmicas para melhorar a razão sustentação-arrasto, foi avaliado o impacto de ambos os ganhos no desempenho de cruzeiro da aeronave. Os resultados indicaram um benefício incremental em termos de economia de massa, aumento do alcance máximo e aumento de carga paga.

**Palavras-chave:** Múltiplas superfícies de controle, Aeroelasticidade, Cargas, Eficiência aerodinâmica, Desempenho de Cruzeiro.



# ABSTRACT

CASTRO NETO, R. M. **Aeroelastic Optimization and Performance Analysis of a Hybrid-Electric Aircraft Using Multiple Control Surfaces**. 2020. 93 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia – MG, 2020.

This work investigates the use of multiple control surfaces (MSC) in the trailing edge of a wing to alleviate flight loads and to improve cruise efficiency in the development of general aircraft design. The proposed procedure is based on the use of the aerodynamic Doublet Lattice model, implemented in Nastran, applying the decambering technique to insert the airfoil characteristics. The benefits quantification of the use of MSC is obtained comparing the optimal solutions with a baseline configuration sized considering metallic components and without MSC actuation. In this context, four configurations are proposed: i) metallic wing without MSC actuation (baseline); ii) metallic wing with MSC actuation; iii) composite wing without MSC actuation; iv) composite wing considering MSC actuation. After carrying out structural optimizations for mass reduction and aerodynamic optimizations to improve the lift-drag ratio, the impact of both gains on the aircraft's cruise flight performance was evaluated. The results indicated an incremental benefit in terms of mass savings, increased maximum range and increased payload.

**Keywords:** Multiple control surfaces, Aeroelasticity, Flight loads, Aerodynamic efficiency, Flight performance.



# LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	– Evolução do uso de materiais compostos pela fabricante Airbus. . . . .	28
Figura 2	– Triângulo de aeroelasticidade de Collar. A – Forças aerodinâmicas; B – Buffeting; D – Divergência; E – Forças elásticas; F – Flutter; G – Cargas de rajada; I – Forças de inércia; L - Carregamento; R – Reversão de comando; S – Estabilidade e controle; V – Vibração mecânica; Z – Estabilidade mecânica. . . . .	29
Figura 3	– Aeronave F-111. . . . .	30
Figura 4	– Distribuição de $C_L$ ao longo da semi-envergadura. A linha vermelha indica a distribuição rígida de $C_L$ para voo de cruzeiro, enquanto a verde é para fator de carga máximo. As linhas preta e azul referem-se, respectivamente, as distribuições elásticas com e sem as deflexões das superfícies. . . . .	34
Figura 5	– Distribuição de $C_L$ ao longo da semi-envergadura. As linhas preta e azul referem-se, respectivamente, as distribuições rígida e elástica sem as deflexões das superfícies, enquanto as linhas vermelha e verde são as distribuições rígida e elástica com as deflexões. . . . .	35
Figura 6	– Representação das deflexões das superfícies. . . . .	35
Figura 7	– Conceito de <i>SpaRibs</i> . . . . .	36
Figura 8	– Detalhes dos <i>boxes</i> . . . . .	37
Figura 9	– Recurso de extração dos coeficientes aerodinâmicos. . . . .	38
Figura 10	– Efeitos da flexibilidade da asa sobre o carregamento aerodinâmico. . . . .	41
Figura 11	– Exemplo de distribuição das tensões de <i>Von Mises</i> obtida via SOL 144. . . . .	41
Figura 12	– Fluxograma do processo global de otimização. . . . .	43
Figura 13	– Exemplo de curva de <i>Bézier</i> com quatro pontos de controle. . . . .	44
Figura 14	– Aeronave Dolphin. . . . .	47
Figura 15	– Diagrama V-n da aeronave. . . . .	48
Figura 16	– Estrutura da asa. . . . .	50
Figura 17	– Componentes da estrutura da asa. . . . .	51
Figura 18	– Componentes segmentados para dimensionamento. . . . .	51
Figura 19	– Elemento rígido mostrado em amarelo. Os nós verdes representam os independentes, enquanto o vermelho indica o nó dependente. . . . .	52
Figura 20	– Malha do modelo estrutural. . . . .	53
Figura 21	– Malha do modelo aerodinâmico. . . . .	53
Figura 22	– Modelo aeroelástico completo. A referida <i>Spline</i> são as linhas de cor azul claro entre o modelo estrutural. . . . .	53
Figura 23	– Vista ilustrativa das dez superfícies de controle da semi-asa. . . . .	54
Figura 24	– Distribuição de $C_L$ sem deflexão para validação entre os três métodos. . . . .	55
Figura 25	– Modelo de deflexão utilizada para validação. . . . .	56
Figura 26	– Distribuição de $C_L$ com deflexão para validação entre os três modelos. . . . .	56
Figura 27	– Curvas de $C_L \times \alpha$ rígida e elástica para a asa do Dolphin. . . . .	58
Figura 28	– Distribuição de $C_L$ para configuração <i>Baseline</i> . . . . .	60
Figura 29	– Distribuição de cargas para configuração <i>Baseline</i> . . . . .	60
Figura 30	– Deformações estruturais da configuração <i>Baseline</i> . Máxima deformação de 265,5 mm. . . . .	61
Figura 31	– Distribuição das tensões de <i>Von Mises</i> no extradorso da configuração <i>Baseline</i> . Máxima tensão de 224,7 MPa (Fator de segurança igual a 2,00). . . . .	61
Figura 32	– Distribuição das tensões de <i>Von Mises</i> no intradorso da configuração <i>Baseline</i> . Máxima tensão de 224,7 MPa (Fator de segurança igual a 2,00). . . . .	62

Figura 33 – Distribuição das tensões nos reforçadores do extradorso da configuração <i>Baseline</i> . Máxima tensão de $-259,1$ MPa (Fator de segurança igual a 1,74). . . . .	62
Figura 34 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do extradorso da configuração <i>Baseline</i> . Máxima tensão de $-259,1$ MPa (Fator de segurança igual a 1,74). . . . .	62
Figura 35 – Distribuição das tensões nos reforçadores do intradorso da configuração <i>Baseline</i> . Máxima tensão de $208,7$ MPa (Fator de segurança igual a 2,16). . . . .	63
Figura 36 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do intradorso da configuração <i>Baseline</i> . Máxima tensão de $208,7$ MPa (Fator de segurança igual a 2,16). . . . .	63
Figura 37 – Primeiro modo de flambagem da configuração <i>Baseline</i> . Autovalor de 1,15124 (Fator de segurança igual a 1,15). . . . .	63
Figura 38 – Deflexões das superfícies de controle obtidas para a configuração OTM1. . . . .	65
Figura 39 – Modelo 3D da asa com as deflexões das superfícies para a configuração OTM1. . . . .	65
Figura 40 – Distribuição de $C_L$ para configuração OTM1. . . . .	65
Figura 41 – Distribuição de cargas para configuração OTM1. . . . .	66
Figura 42 – Deformações estruturais da configuração OTM1. Máxima deformação de $244,5$ mm. . . . .	67
Figura 43 – Distribuição das tensões de <i>Von Mises</i> no extradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de $249,1$ MPa (Fator de segurança igual a 1,81). . . . .	67
Figura 44 – Distribuição das tensões de <i>Von Mises</i> no intradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de $249,1$ MPa (Fator de segurança igual a 1,81). . . . .	67
Figura 45 – Distribuição das tensões nos reforçadores do extradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de $-262,7$ MPa (Fator de segurança igual a 1,71). . . . .	68
Figura 46 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do extradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de $-262,7$ MPa (Fator de segurança igual a 1,71). . . . .	68
Figura 47 – Distribuição das tensões nos reforçadores do intradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de $221,1$ MPa (Fator de segurança igual a 2,03). . . . .	68
Figura 48 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do intradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de $221,1$ MPa (Fator de segurança igual a 2,03). . . . .	69
Figura 49 – Primeiro modo de flambagem da configuração OTM1. Autovalor de 1,03438 (Fator de segurança igual a 1,03). . . . .	69
Figura 50 – Comparativo da distribuição de $C_L$ entre as configurações <i>Baseline</i> e OTM1. . . . .	70
Figura 51 – Distribuição de $C_L$ para configuração OTM2. . . . .	70
Figura 52 – Distribuição de cargas para configuração OTM2. . . . .	71
Figura 53 – Deformações estruturais da configuração OTM2. Máxima deformação de $265,9$ mm. . . . .	72
Figura 54 – Distribuição dos índices de falha na camada mais crítica da laminação do extradorso da configuração OTM2. Máximo índice de falha de $-0,335$ (Fator de segurança igual a 2,98). . . . .	72
Figura 55 – Distribuição dos índices de falha na camada mais crítica da laminação do intradorso da configuração OTM2. Máximo índice de falha de $0,392$ (Fator de segurança igual a 2,55). . . . .	72
Figura 56 – Distribuição das tensões nos reforçadores do extradorso da configuração OTM2. Máxima tensão de $-261,3$ MPa (Fator de segurança igual a 1,72). . . . .	73
Figura 57 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do extradorso da configuração OTM2. Máxima tensão de $-261,3$ MPa (Fator de segurança igual a 1,72). . . . .	73
Figura 58 – Distribuição das tensões nos reforçadores do intradorso da configuração OTM2. Máxima tensão de $233,5$ MPa (Fator de segurança igual a 1,92). . . . .	73
Figura 59 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do intradorso da configuração OTM2. Máxima tensão de $233,5$ MPa (Fator de segurança igual a 1,92). . . . .	74
Figura 60 – Primeiro modo de flambagem da configuração OTM2. Autovalor de 1,16837 (Fator de segurança igual a 1,17). . . . .	74
Figura 61 – Deflexões das superfícies de controle obtidas para a configuração OTM3. . . . .	75
Figura 62 – Modelo 3D da asa com as deflexões das superfícies para a configuração OTM3. . . . .	75
Figura 63 – Distribuição de $C_L$ para configuração OTM3. . . . .	76

Figura 64 – Distribuição de cargas para configuração OTM3. . . . .	76
Figura 65 – Deformações estruturais da configuração OTM3. Máxima deformação de 220,9 mm. . . . .	77
Figura 66 – Distribuição dos índices de falha na camada mais crítica da laminação do extradorso da configuração OTM3. Máximo índice de falha de $-0,323$ (Fator de segurança igual a 3,09). . . . .	77
Figura 67 – Distribuição dos índices de falha na camada mais crítica da laminação do intradorso da configuração OTM3. Máximo índice de falha de $0,400$ (Fator de segurança igual a 2,50). . . . .	78
Figura 68 – Distribuição das tensões nos reforçadores do extradorso da configuração OTM3. Máxima tensão de $-130.1$ MPa (Fator de segurança igual a 3,46). . . . .	78
Figura 69 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do extradorso da configuração OTM3. Máxima tensão de $-130.1$ MPa (Fator de segurança igual a 3,46). . . . .	78
Figura 70 – Distribuição das tensões nos reforçadores do intradorso da configuração OTM3. Máxima tensão de $174.8$ MPa (Fator de segurança igual a 2,57). . . . .	79
Figura 71 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do intradorso da configuração OTM3. Máxima tensão de $174,8$ MPa (Fator de segurança igual a 2,57). . . . .	79
Figura 72 – Primeiro modo de flambagem da configuração OTM3. Autovalor de $1,03301$ (Fator de segurança igual a 1,03). . . . .	79
Figura 73 – Comparativo das deflexões das superfícies de controle entre as configurações OTM1 e OTM3. . . . .	80
Figura 74 – Comparativo das distribuições de $C_L$ elástico entre todas as configurações. . . . .	80
Figura 75 – Deflexões das superfícies para a estrutura metálica durante voo de cruzeiro. . . . .	81
Figura 76 – Comparativo das distribuições de $C_L$ elástico para a estrutura metálica durante voo de cruzeiro. . . . .	82
Figura 77 – Polar de arrasto trimada <sup>4</sup> com e sem deflexões das superfícies. . . . .	84
Figura 78 – Variação do ângulo de ataque de cruzeiro em função da velocidade com e sem deflexões das superfícies. . . . .	84
Figura 79 – Deflexões das superfícies para as estruturas metálica e laminada durante voo de cruzeiro. . . . .	85
Figura 80 – Comparativo das distribuições de $C_L$ elástico para as estruturas metálica e laminada durante voo de cruzeiro. . . . .	85



# LISTA DE TABELAS

---

---

Tabela 1	– Características da aeronave. . . . .	49
Tabela 2	– Propriedades dos materiais. . . . .	49
Tabela 3	– Características propulsivas. . . . .	49
Tabela 4	– Detalhes sobre o modelo de elementos finitos. . . . .	53
Tabela 5	– Valores de $C_L$ , $C_{Di}$ , $C_{D0}$ e $C_D$ para cada método utilizado, sem o uso das superfícies. . . . .	57
Tabela 6	– Valores de $C_L$ , $C_{Di}$ , $C_{D0}$ e $C_D$ para cada método utilizado, com o uso das superfícies. . . . .	57
Tabela 7	– Configurações para otimização. . . . .	59
Tabela 8	– Espessuras otimizadas da configuração <i>Baseline</i> para os revestimentos e longarinas. “Espessura 1” indica a região mais próxima da raiz, enquanto as demais se localizam sucessivamente para a ponta da asa. . . . .	60
Tabela 9	– Dimensões otimizadas da configuração <i>Baseline</i> para os reforçadores e nervuras. . . . .	61
Tabela 10	– Massa do caixão da semi-asa para a configuração <i>Baseline</i> . . . . .	64
Tabela 11	– Espessuras otimizadas da configuração OTM1 para os revestimentos e longarinas. “Espessura 1” indica a região mais próxima da raiz, enquanto as demais se localizam sucessivamente para a ponta da asa. . . . .	66
Tabela 12	– Dimensões otimizadas da configuração OTM1 para os reforçadores e nervuras. . . . .	66
Tabela 13	– Massa do caixão da semi-asa para as configurações <i>Baseline</i> e OTM1. A redução mostrada é em relação a <i>Baseline</i> . . . . .	70
Tabela 14	– Espessuras otimizadas da configuração OTM2 para os revestimentos e longarinas. “Espessura” indica a região mais próxima da raiz, enquanto as demais se localizam sucessivamente para a ponta da asa. . . . .	71
Tabela 15	– Dimensões otimizadas da configuração OTM2 para os reforçadores e nervuras. . . . .	71
Tabela 16	– Massa do caixão da semi-asa para as configurações <i>Baseline</i> , OTM1 e OTM2. As reduções mostradas são em relação à <i>Baseline</i> . . . . .	75
Tabela 17	– Espessuras otimizadas da configuração OTM3 para os revestimentos e longarinas. “Espessura 1” indica a região mais próxima da raiz, enquanto as demais se localizam sucessivamente para a ponta da asa. . . . .	76
Tabela 18	– Dimensões otimizadas da configuração OTM3 para os reforçadores e nervuras. . . . .	77
Tabela 19	– Massa do caixão da semi-asa para as quatro configurações. As reduções mostradas são em relação a <i>Baseline</i> . . . . .	81
Tabela 20	– Coeficientes aerodinâmicos para a configuração metálica. . . . .	82
Tabela 21	– Coeficientes aerodinâmicos para as duas configurações, metálica e laminada. . . . .	85
Tabela 22	– Acréscimo de alcance com utilização da massa estrutural residual para maior quantidade de combustível. . . . .	86
Tabela 23	– Acréscimo de alcance com utilização da massa estrutural residual para maior quantidade de baterias. . . . .	87
Tabela 24	– Acréscimo de payload com utilização da massa estrutural residual, mantendo o mesmo alcance nominal de projeto. . . . .	87



# LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

---

DLM	<i>Doublet Lattice Method</i>
ICE	Motor de combustão interna
LLT	Linha sustentadora linear
SOL	Algoritmo de solução do Nastran
VLM	<i>Vortex Lattice Method</i>



# LISTA DE SÍMBOLOS

---

---

$b$  — Envergadura da asa

$c$  — Corda da asa

$C_D$  — Coeficiente de arrasto

$C_d$  — Coeficiente de arrasto 2D do aerofólio

$C_{D0}$  — Coeficiente de arrasto parasita

$C_{Di}$  — Coeficiente de arrasto induzido

$C_L$  — Coeficiente de sustentação

$C_l$  — Coeficiente de sustentação 2D do aerofólio

$C_{L\alpha}$  — Coeficiente angular da parte linear da curva de sustentação por ângulo de ataque

$c_p$  — Consumo específico

$D$  — Força de arrasto

$E$  — Energia

$g$  — Aceleração da gravidade

$H$  — Densidade de energia específica

$L$  — Força de sustentação

$L/D$  — Eficiência aerodinâmica

$M$  — Massa

$S$  — Área projetada superior da asa

$V_\infty$  — Velocidade do escoamento não perturbado

$VD$  — Velocidade de mergulho

$W$  — Força peso

$\alpha$  — Ângulo de ataque

$\alpha_{eff}$  — Ângulo de ataque efetivo

$\alpha_i$  — Ângulo de ataque induzido

$\eta$  — Componente de eficiência

$\Gamma$  — Termo de circulação

$\lambda_{flambagem}$  — Autovalor do modo de flambagem

$\sigma_{max}$  — Tensão máxima

$\sigma_{escoamento}$  — Tensão limite de escoamento



# SUMÁRIO

---

1	INTRODUÇÃO . . . . .	27
1.1	Aeroelasticidade . . . . .	28
1.2	Cargas Aerodinâmicas . . . . .	29
1.3	Múltiplas Superfícies de Controle . . . . .	30
1.4	Motivação e Objetivos . . . . .	31
1.5	Organização do Trabalho . . . . .	31
2	MODELAGEM TEÓRICA . . . . .	33
2.1	Revisão Bibliográfica . . . . .	33
2.2	Doublet Lattice Method . . . . .	36
2.3	Técnica do Decambering . . . . .	37
2.4	Arrasto . . . . .	39
2.4.1	<i>Arrasto Parasita</i> . . . . .	39
2.4.2	<i>Arrasto Induzido</i> . . . . .	40
2.5	Aeroelasticidade Estática . . . . .	40
2.6	Restrições Estruturais . . . . .	40
2.7	Otimização . . . . .	42
2.7.1	<i>Otimização Estrutural</i> . . . . .	44
2.7.2	<i>Otimização Aerodinâmica</i> . . . . .	45
3	MODELO AEROELÁSTICO E VALIDAÇÃO AERODINÂMICA . . . . .	47
3.1	Aeronave Dolphin . . . . .	47
3.2	Modelo Aeroelástico . . . . .	50
3.3	Validação Aerodinâmica . . . . .	55
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES . . . . .	59
4.1	Otimização Estrutural . . . . .	59
4.2	Otimização Aerodinâmica . . . . .	81
4.3	Avaliação de Desempenho . . . . .	86
5	CONCLUSÕES, PRINCIPAIS CONTRIBUIÇÕES E PERSPECTIVAS . . . . .	89
	REFERÊNCIAS . . . . .	91



---

# INTRODUÇÃO

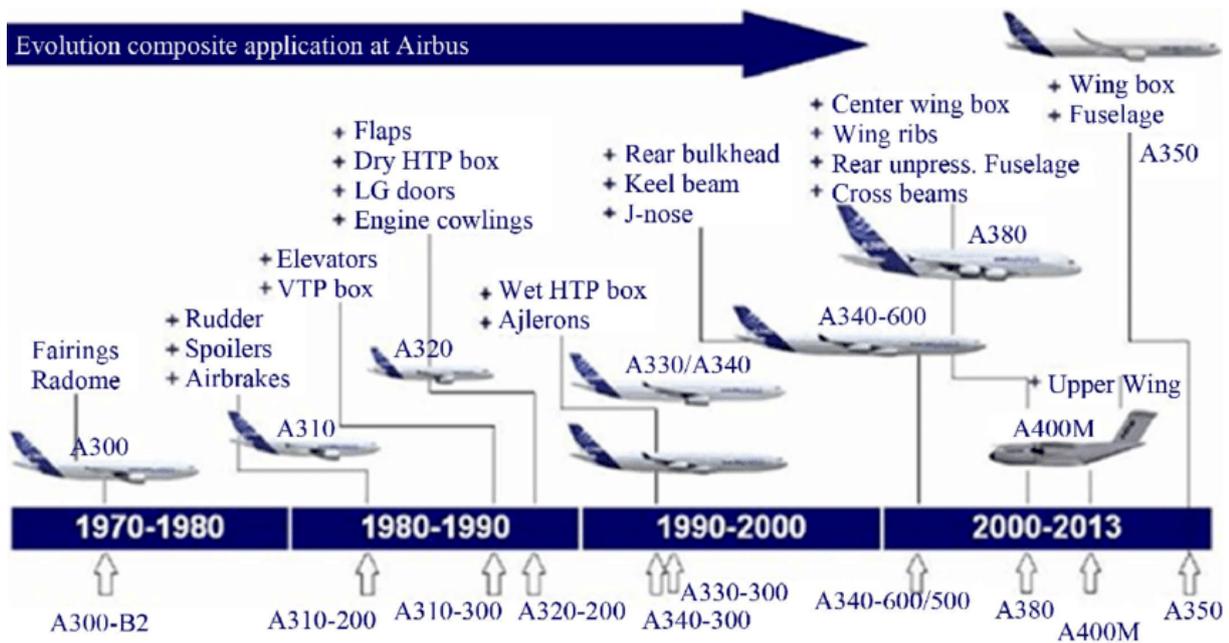
---

A avaliação inicial de projeto de uma aeronave é severamente afetado por alguns critérios gerais de projeto como determinações ambientais, acessibilidade, aeronavegabilidade, materiais disponíveis e capacidade de produção e técnicas de manufatura. O resultado final é uma solução de compromisso entre áreas contrastantes, que envolve aerodinâmica, cargas, análise estrutural, estimativa de pesos, manufatura e desempenho e mecânica do voo. Portanto, torna-se necessária a estruturação para o desenvolvimento de soluções multi-disciplinares.

Segundo Guimaraes (2016), constata-se, em projetos da atualidade, a tendência de aeronaves com asas de maiores alongamentos, o que as torna cada vez mais leves e flexíveis. Por outro lado, há uma amplificação dos fenômenos aeroelásticos, acarretando na busca por novas técnicas de análises de predição de falhas e de aprimoramento de materiais.

Do ponto de vista estrutural, percebe-se um crescimento considerável da aplicação de materiais compósitos em aeronaves comerciais, conforme exemplificado na Fig. 1, que evidencia a evolução do uso de materiais compósitos ao longo dos anos de acordo com o desenvolvimento associado de cada aeronave da Airbus. Certamente, a indústria aeroespacial é responsável por uma parcela considerável de sua utilização. Trata-se de materiais com comprovados benefícios estruturais, como elevada razão resistência/peso, comportamento favorável à fadiga, bem como a versatilidade para diversas aplicações (Guimaraes, 2016). Ademais, o uso de materiais compósitos não se limita à apenas estruturas secundárias. As novas gerações de aeronaves possuem mais de 50% de suas estruturas feitas em compósitos, incluindo asas, fuselagens, empenagens, piso principal entre outras (Cirillo, 2011).

Figura 1 – Evolução do uso de materiais compostos pela fabricante Airbus.



Fonte: Trilaksono *et al.* (2014).

Neste contexto, associando otimização estrutural e análise de desempenho em voo da aeronave, propõe-se a utilização de múltiplas superfícies de controle na asa. Stanford (2017) explica que as superfícies de controle distribuídas ao longo do bordo de fuga de uma asa de alto alongamento podem ser usadas para melhorar o desempenho geral de voo, em linhas gerais aumentando a eficiência aerodinâmica e proporcionando alívio de carga. Desta forma, a atuação da superfície de controle modifica a distribuição dos coeficientes aerodinâmicos ao longo da envergadura da asa, gerando um aumento do alcance da aeronave (ou aumento de carga paga) e uma considerável redução na massa estrutural, consequente do dimensionamento após o alívio de carga.

Este trabalho foi desenvolvido baseado em princípios fundamentais relacionados à aeroelasticidade, cargas aerodinâmicas e a utilização de múltiplas superfícies de controle conforme descrito a seguir.

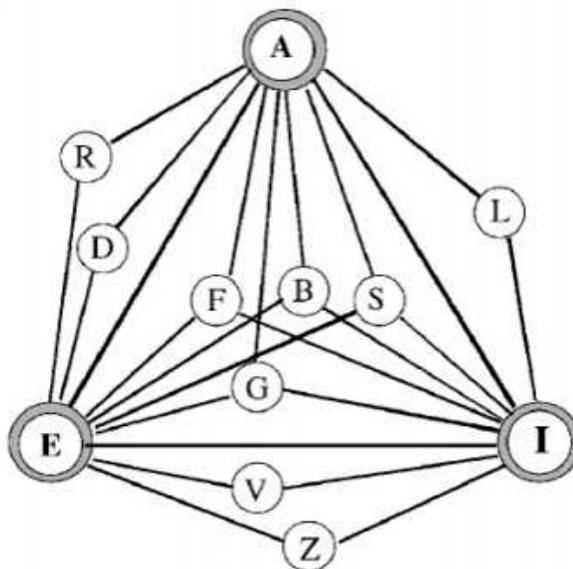
## 1.1 Aeroelasticidade

Fung (2008) define aeroelasticidade como: “o campo de estudo relacionado com a interação entre uma estrutura elástica deformável e as forças aerodinâmicas atuantes sobre o corpo imerso em um escoamento”.

Outrossim, razoável a divisão do estudo aeroelástico em duas categorias: aeroelasticidade estática, que foca nos fenômenos físicos que englobam as áreas de aerodinâmica e elasticidade; e aeroelasticidade dinâmica, em que adiciona-se os efeitos dinâmicos vibracionais à aerodinâmica e aos efeitos elásticos. Resumidamente, trata-se de um problema acoplado em que os efeitos das cargas aerodinâmicas causam deformações na estrutura, que por sua vez acaba modificando o comportamento aerodinâmico resultante.

O problema central da aeroelasticidade estática é o efeito da deformação elástica na distribuição de sustentação em superfícies sustentadoras como asas e empenagens (Fung, 2008). Como as forças aerodinâmicas são proporcionais ao quadrado da velocidade de voo, existe uma velocidade crítica aonde a rigidez elástica da estrutura não é mais suficiente para contrapor os efeitos aerodinâmicos gerados. Essa condição crítica é chamada de divergência, mostrado na Fig. 2 como um dos fenômenos aeroelásticos existentes.

Figura 2 – Triângulo de aeroelasticidade de Collar. A – Forças aerodinâmicas; B – Buffeting; D – Divergência; E – Forças elásticas; F – Flutter; G – Cargas de rajada; I – Forças de inércia; L - Carregamento; R – Reversão de comando; S – Estabilidade e controle; V – Vibração mecânica; Z – Estabilidade mecânica.



Fonte: Mukhopadhyay (2003).

No caso da aeroelasticidade dinâmica, os efeitos de acelerações e velocidades oriundos das forças de inércias não podem ser desprezados no comportamento aeroelástico da estrutura (Bisplinghoff; Ashley; Halfman, 2013). O fenômeno aeroelástico de flutter, o mais importante dentre os demais, é um fenômeno de vibração autoexcitada que extrai do energia do escoamento e a converte em oscilações na estrutura, levando, em muitos casos, a falhas catastróficas (Wright; Cooper, 2008). A velocidade de flutter corresponde à velocidade de início da instabilidade na estrutura. Ela é caracterizada pelo acoplamento entre modos de vibrar de estruturas únicas, como asa e empenagens, e de conjuntos, como asa-motor, asa-superfície de controle, dentre outras.

## 1.2 Cargas Aerodinâmicas

A avaliação e seleção das cargas críticas aerodinâmicas são determinantes para a certificação de uma aeronave. Segundo Rancourt *et al.* (2015), cargas aerodinâmicas são todas as forças e momentos gerados em uma superfície sustentadora. No caso especificamente de uma asa, as cargas de interesse são: força cisalhante, momento fletor e momento torsor.

Durante a fase de projeto conceitual, as cargas são, geralmente, avaliadas por base em regressões empíricas e na estimativa de massa a partir da geometria da aeronave. Contudo, essa aproximação é limitada à apenas uma condição de voo para redução do custo computacional. Ainda assim, com a evolução do projeto, outras condições de voo combinadas com incremento de tempo em cargas de rajada, manobras e deflexão das superfícies de comando devem ser contabilizados. Com a maturidade do projeto, muitas condições de voo devem ser avaliadas para a obtenção da carga crítica (Rancourt *et al.*, 2015).

Os requisitos de certificação do avião especificam que devem ser analisados pontos dentro da fronteira do envelope de voo, e as cargas mais extremas para cada estrutura da aeronave devem ser identificadas. Para isso, o envelope de voo deve conter condições estáticas (trimagem), rajadas discretas e campos de velocidade de turbulência contínua (Lambert; Najafian; Cooper, 2013).

### 1.3 Múltiplas Superfícies de Controle

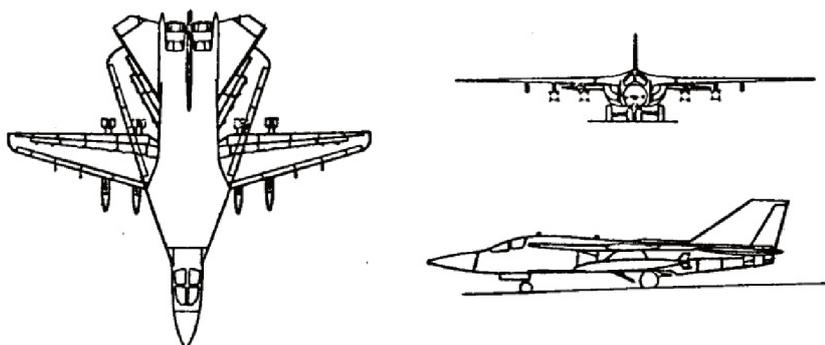
A utilização de múltiplas superfícies de controle distribuídas ao longo do bordo de fuga de uma asa é um conceito recente, abordado por algumas instituições de pesquisas e ainda não foi utilizado em aeronaves comerciais.

Remete a um antigo desejo do mercado aeronáutico que busca a otimização de cada fase específica de voo. Devido à fase de cruzeiro ser aquela em que, na grande maioria das vezes, consome a maior quantidade do tempo de voo, o projeto de uma aeronave torna-se cada vez focado em atribuir melhorias voltada para ganho de desempenho nesta etapa. Fato é que, para se gerar benefícios à outras fases, como decolagem e aproximação para pouso, por exemplo, foram desenvolvidas estruturas adicionais, as quais hoje são largamente utilizadas em quase todo tipo de aeronave. No caso, nos referimos aos Flaps, Slats e Spoilers.

A solução ótima para todas as fases de voo teria que ser capaz de modificar seu formato aerodinâmico em pleno voo, encontrando novas configurações que gerassem, por exemplo, redução de arrasto, aumento de sustentação, alívio das cargas aerodinâmicas atuantes sobre a estrutura, dentre outros benefícios. Com esta capacidade empregada, poderíamos classificá-la como uma aeronave morfologicamente adaptável.

Desta forma, diversos estudos surgiram desde o período pós-segunda guerra com a intensão de implementar modificações durante o voo para se obter melhorias específicas em algum procedimento ou missão. Cabe menção ao caso da aeronave miliar, F-111, desenvolvida pela General Dynamics, mostrado na Fig. 3, que foi projetado com um dispositivo capaz de modificar o enflechamento de sua asa durante o voo, garantindo excelente manobrabilidade e altíssimas velocidades, sendo estas em sua maioria supersônicas.

Figura 3 – Aeronave F-111.



Fonte: Knaack (1978).

O estudo realizado por Thornton (1993) mostra que a mudança de enfilechamento também era capaz de gerar modificações das cargas aerodinâmicas dispostas sobre a asa, gerando alívio estrutural e resguardando a aeronave de problemas aeroelásticos.

No entanto, a garantia de uma aeronave que disponha de uma asa quase que totalmente modificável durante o voo, a grande limitação tem se tornado a barreira tecnológica. Exemplos como o do F-111, por exemplo, ilustram também que, por mais que haja tecnologia suficiente para o emprego de determinadas melhorias, outro entrave acaba se tornando a limitação econômica, elevando os custos não só de projeto mas também de manutenção e operação.

A utilização de múltiplas superfícies de controle representa, neste contexto, uma solução intermediária que possibilita uma operação otimizada para diferentes condições de voo com menor impacto ao projeto. Trata-se da expansão de uma tecnologia já existente e que é largamente aplicada desde os primórdios da indústria aeronáutica. Como será apresentado neste trabalho, sua aplicação é capaz de gerar ganhos de eficiência aerodinâmica para as diversas fases de voo, além de proporcionar uma redistribuição de cargas durante situações críticas em que a aeronave pode estar sujeita, permitindo que o dimensionamento estrutural possa ser realizado com maior liberdade, acarretando na redução de peso.

## 1.4 Motivação e Objetivos

Os principais objetivos almejados no desenvolvimento desta dissertação de mestrado são:

1. Levantamento científico do estado da arte na aplicação de múltiplas superfícies de controle para obtenção de ganhos de eficiência aerodinâmica e redimensionamento estrutural, visando redução de massa.
2. Desenvolvimento e validação de um processo de correção do *Doublet Lattice Method* (DLM), método aerodinâmico utilizado pelo software Nastran, para obtenção dos coeficientes de sustentação e arrasto de uma asa.
3. Utilização do algoritmo evolutivo da Evolução Diferencial para o desenvolvimento de um modelo de otimização mono-objetivo capaz de obter configurações estruturais e de deflexão das superfícies de controle que reduzam a massa de uma asa e aumentem sua eficiência aerodinâmica para voo de cruzeiro.
4. Avaliação dos impactos gerados pela redução de massa da asa e pelo ganho de eficiência aerodinâmica diretamente no desempenho de voo de uma aeronave com propulsão híbrida (combustão e elétrica).

## 1.5 Organização do Trabalho

Esta dissertação foi estruturada como descrito a seguir:

- Capítulo 2: É realizada uma revisão bibliográfica a respeito dos principais temas discutidos neste trabalho: Emprego das múltiplas superfícies de controle para geração de ganhos de eficiência aerodinâmica; utilização das superfícies para alívio da carga crítica para dimensionamento estrutural; otimização para redução da massa da asa via dimensionamento estrutural; e impactos dos ganhos obtidos com as superfícies no desempenho de voo da aeronave. Em seguida, descreve-se a modelagem teórica utilizada, apresentando a técnica do *Decambering* e como se dá sua utilização junto ao método DLM do Nastran. Após a correção do DLM com os dados do perfil aerodinâmico da asa, demonstra-se a abordagem utilizada para obtenção dos coeficientes de sustentação e arrasto.

- Capítulo 3: Descreve-se as características da aeronave utilizada como objeto de estudo para aplicação das múltiplas superfícies de controle, bem como os modelos que compõe a simulação aeroelástica e os resultados de validação do método de correção do DLM e das otimizações. Por fim, propõe-se uma discussão dos principais pontos obtidos como resultados das validações.
- Capítulo 4: Apresenta os resultados das otimizações, fazendo um comparativo entre diferentes configurações de materiais que podem ser utilizadas na confecção da asa proposta, enfatizando as melhorias obtidas no desempenho de voo de aeronave com propulsão híbrida (combustão e elétrica) e avaliando o máximo alcance em uma missão típica e o acréscimo de carga paga (payload).
- Capítulo 5: Conclui-se o trabalho enfatizando os benefícios trazidos pela utilização de múltiplas superfícies de controle e propõe-se sugestões para trabalhos futuros.

---

## MODELAGEM TEÓRICA

---

### 2.1 Revisão Bibliográfica

Alguns estudos são reportados na literatura baseados na utilização de superfícies de controle distribuídas ao longo do bordo de fuga, seja somente visando redução de massa estrutural da asa, como também unindo esta redução com benefícios aerodinâmicos para incremento do desempenho de voo. Além disso, outro aspecto investigado está relacionado à aplicação das superfícies para alívio de cargas extremas sobre uma asa. A metodologia proposta pelos autores possibilitou a redução de massa da estrutura e o aumento do desempenho da aeronave em voo de cruzeiro.

Um dos primeiros trabalhos realizados com as múltiplas superfícies de controle foi proposto por Andersen *et al.* (1997). No entanto, a abordagem utilizada pelo autores foi a de melhorar o desempenho de manobra da aeronave considerando os efeitos da flexibilidade da asa. A metodologia proposta pelos autores possibilitou a redução da massa da estrutura e o aumento do desempenho da aeronave em rolagem.

Krupa *et al.* (2016a) investigaram os benefícios oriundos da aplicação de múltiplas superfícies de controle no dimensionamento estrutural de uma asa fabricada com materiais compósitos e com alto alongamento. Através de rotinas de otimização, os autores auferiram a redução da massa da asa de uma aeronave de médio alcance em aproximadamente 20%.

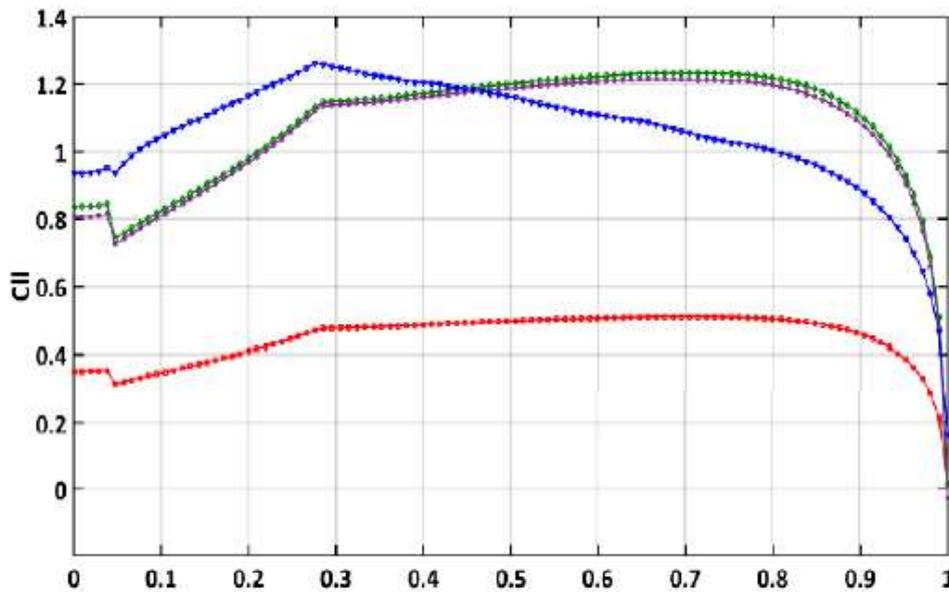
Os mesmos autores investigaram o uso de múltiplas superfícies de controle para avaliar os impactos do ganho de eficiência aerodinâmica e da redução de massa no desempenho de voo. Os autores definiram 20 superfícies igualmente espaçadas em cada semi-asa, cada uma com 15% de sua corda local e com deflexões limitadas em  $-5^\circ$  a  $5^\circ$ , seguindo uma função seno-cosseno. Para a otimização, os autores inseriram como restrições estruturais a tensão de *Von Mises* para os materiais metálicos e o critério de falha *Tsai-Wu* para os laminados, além de uma restrição para flambagem, torção máxima admitida na ponta (para evitar *stall* de ponta de asa) e deflexão máxima na ponta limitada a 20% da semi-envergadura. Em todos os casos de carga, foi encontrado um valor de ângulo de ataque que satisfizesse o  $C_L$  e fator de carga necessários.

A função objetivo foi definida para minimização da massa da asa, buscando aproximar a distribuição de  $C_L$  para um carregamento triangular, fazendo com que a carga se concentrasse na região da raiz em detrimento da ponta. Foram definidas 83 variáveis de projeto, tais como posição e orientação das nervuras; as variáveis de controle das deflexões; os ângulos e camadas das laminações para os componentes da asa laminados em fibra de carbono; e a espessura dos materiais metálicos.

Os autores obtiveram um acréscimo de 6.81% de eficiência aerodinâmica para voo de cruzeiro e uma redução de 2.13% na massa da asa em relação à configuração já otimizada por Krupa *et al.* (2016a). O ganho obtido foi de 14.4% para o alcance máximo em uma missão típica da aeronave ou um incremento de 12.0% no número original de passageiros, mantendo, neste caso, o alcance máximo nominal de projeto.

A Fig. 4 representa o resultado obtido pelos autores Krupa *et al.* (2016b) com relação a distribuição de  $C_L$ , destacando-se o aumento de sustentação na raiz da asa e redução na ponta.

Figura 4 – Distribuição de  $C_L$  ao longo da semi-envergadura. A linha vermelha indica a distribuição rígida de  $C_L$  para voo de cruzeiro, enquanto a verde é para fator de carga máximo. As linhas preta e azul referem-se, respectivamente, as distribuições elásticas com e sem as deflexões das superfícies.



Fonte: Krupa *et al.* (2016b).

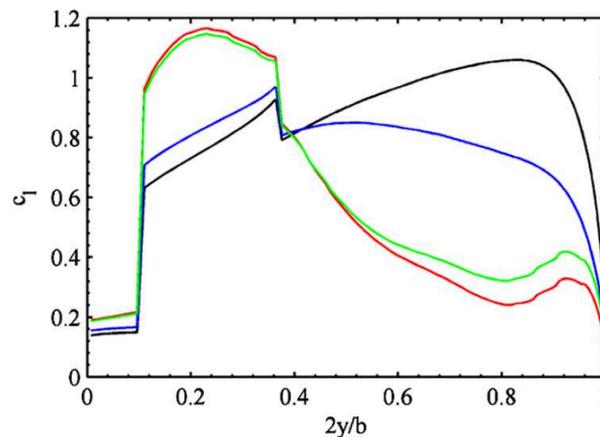
Stanford, Jutte e Wieseman (2015) investigaram uma aeronave à jato transônica de longo alcance para realizar uma série de otimizações de diferentes configurações de materiais e superfícies com o intuito de reduzir a massa estrutural da respectiva asa. Os cálculos de trimagem foram realizados a partir de uma matriz geral, na qual a contribuição aerodinâmica foi obtida através do método VLM, para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos. Já a contribuição estrutural foi obtida através do modelo de elementos finitos. A avaliação estrutural baseou-se nas manobras de recuperação de mergulho (fator de carga igual a 2.5), *pushover* (fator de carga igual a -1.0) e de rolagem. Os autores modelaram 20 superfícies de controle igualmente distribuídas ao longo da semi-asa, considerando para cada uma com 29% das cordas locais. As deflexões foram limitadas entre  $-20^\circ$  e  $20^\circ$ , seguindo uma função de filtro para evitar discrepâncias entre duas superfícies sucessivas.

Para a otimização, os autores confeccionaram a função objetivo visando a redução da massa da asa, tendo como restrições as tensões de *Von Mises* para os metais e o critério de falha de *Tsai-Wu* para os materiais laminados. Também, foram inseridas restrições para flambagem e para a velocidade de *flutter*. Foram realizadas otimizações com seis diferentes tipos de configurações: Asa confeccionada inteiramente de alumínio (Baseline); asa com a aplicação do processo de manufatura aditiva, confeccionada com diferentes tipos de metais, como titânio e alumínio com particulados de carboneto de silício; asa inteiramente laminada com material compósito balanceado; asa inteiramente laminada com material compósito com angulação e rigidez variável (LCRV fabricados com a tecnologia de *tow steering*); asa inteiramente laminada com material compósito balanceado, com 20 superfícies de controle ao longo da semi-envergadura; e asa inteiramente laminada com material compósito balanceado, com 10 superfícies de controle distribuídas entre o centro da semi-envergadura à ponta da asa.

O melhor resultado obtido pelos autores foi com a configuração de 20 múltiplas superfícies de controle, distribuídas ao longo de toda semi-envergadura, em uma asa inteiramente laminada com fibra de

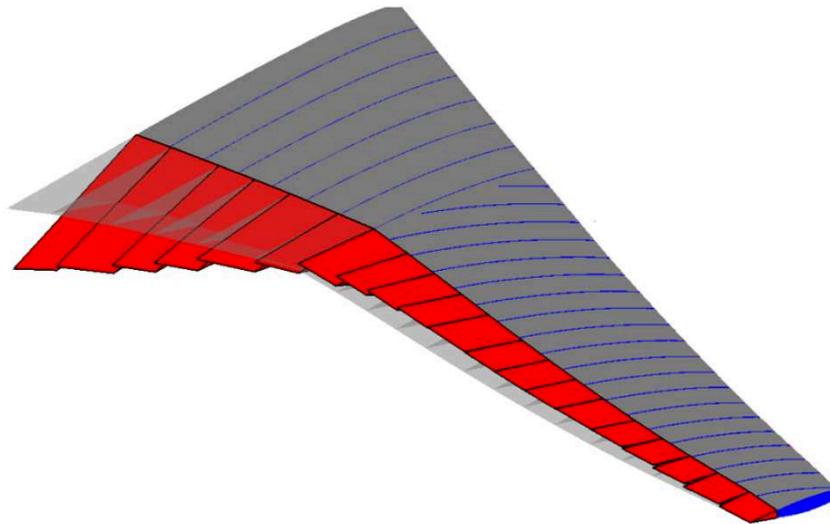
carbono. Foi constatada uma redução de 45% na massa estrutural da asa, desconsiderando o acréscimo de peso gerado pelo sistema de atuação dos controles. Também, não foi analisado a mudança de arrasto provocada pela utilização das superfícies. Semelhante ao trabalho de Krupa *et al.* (2016b), na Fig. 5 apresentam-se as distribuições de  $C_L$  obtidos por Stanford, Jutte e Wieseman (2015) para a manobra de recuperação de mergulho, evidenciando novamente a estratégia do otimizador em aumentar a sustentação na região da raiz e se reduzir nas pontas, também verificado na análise das deflexões das superfícies, Fig. 6, onde é possível notar as deflexões negativas na proximidade da fuselagem.

Figura 5 – Distribuição de  $C_L$  ao longo da semi-envergadura. As linhas preta e azul referem-se, respectivamente, as distribuições rígida e elástica sem as deflexões das superfícies, enquanto as linhas vermelha e verde são as distribuições rígida e elástica com as deflexões.



Fonte: Stanford, Jutte e Wieseman (2015).

Figura 6 – Representação das deflexões das superfícies.

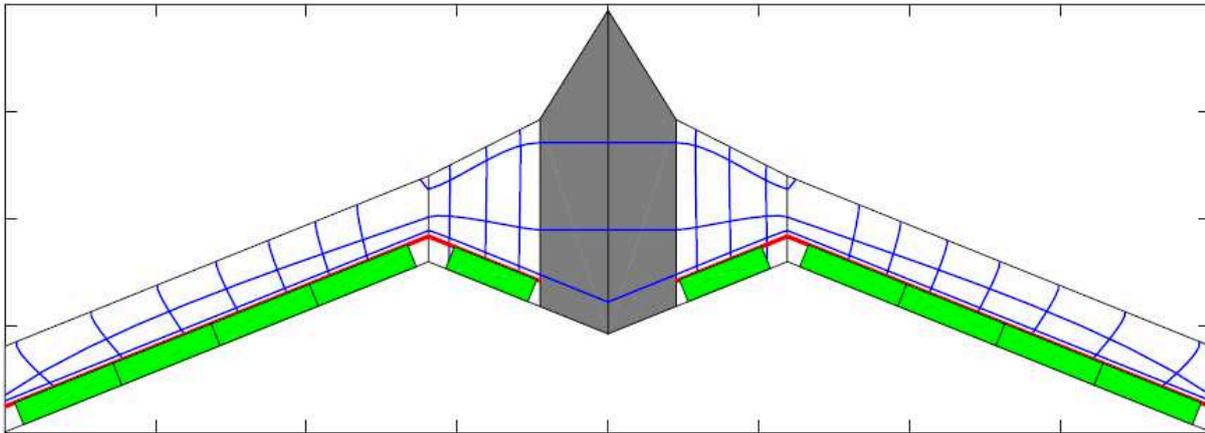


Fonte: Stanford, Jutte e Wieseman (2015).

Adicionalmente, Stanford (2017) propõe o acréscimo do controle ativo combinado com a utilização de múltiplas superfícies de comando para aumentar a velocidade de *flutter* e, em (Stanford, 2018), para reduzir as cargas de rajada. O autor propõe a limitação das deflexões no intervalo de  $-10^\circ$  e  $10^\circ$  e restrições de tensão de *Von Mises*, flambagem e *flutter*, com o objetivo de se reduzir o peso estrutural da asa. O autor conseguiu uma redução máxima de massa na ordem de 28%, combinado com o aumento da velocidade de flutter e alívio das cargas de rajada vertical.

Por fim, Zhao e Kapania (2018) propõem uma solução alternativa utilizada em conjunto com múltiplas superfícies para obter o alívio de carga, utilizando uma otimização estrutural mais abrangente. Os autores utilizam o conceito de *SpaRibs*, que representa uma morfologia de asa sem a distinção existente atualmente entre longarinas e nervuras. Trata-se de estruturas com geometrias variáveis que constituem o interior da asa, com função estrutural combinada, e não separadas como no conceito tradicional de caixa estrutural. A Fig. 7 mostra uma representação do conceito de *SpaRibs* aplicado em uma aeronave do tipo asa voadora.

Figura 7 – Conceito de *SpaRibs*.



Fonte: Zhao e Kapania (2018).

Os autores reportam uma redução de cerca de 14% de arrasto na condição de voo de cruzeiro e redução de aproximadamente 22% a massa da estrutura. Também, os autores avaliaram os impactos na distância necessária para decolagem da aeronave, tendo esta diminuída em cerca de 11% com uma configuração de deflexão específica durante a corrida de decolagem.

## 2.2 Doublet Lattice Method

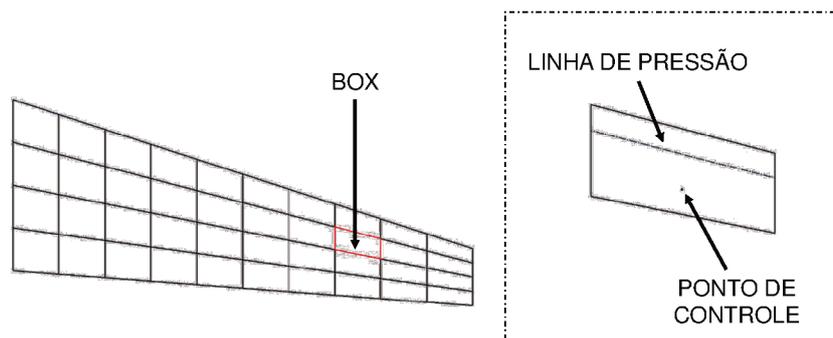
Segundo White (1999), as equações de Navier-Stokes descrevem da forma mais completa e fidedigna o comportamento aerodinâmico de um fluido newtoniano, bem como as reações provocadas em um corpo imerso neste fluido. No entanto, devido a alta complexidade na resolução de problemas via equações de Navier-Stokes, a chamada solução por escoamento potencial surge como uma alternativa simplificada e que requer baixo custo computacional. Vargas (2006) relata que através da teoria da camada limite proposta por Ludwig Prandtl, o escoamento pode ser dividido entre uma região viscosa e uma região potencial. Em aerodinâmica computacional subsônica, uma forma prática para a solução da região potencial do escoamento pode ser feita considerando o fluido como sendo incompressível e irrotacional. A partir disso, surge uma infinidade de técnicas para solução do escoamento tridimensional.

O *Doublet Lattice Method* (DLM) foi inicialmente desenvolvido por Albano e Rodden (1969) e aprimorado por Rodden, Taylor e Mcintosh (1998). O DLM consiste em uma metodologia utilizada para obtenção de cargas aerodinâmicas em superfícies sustentadoras sujeitas a escoamento subsônico, baseado na teoria do escoamento potencial. Defini-se que o fluxo não perturbado é uniforme, seja ele constante ou variável harmonicamente, no caso de rajadas turbulentas. Presume-se que todas as superfícies sustentadoras estejam proximamente paralelas ao fluxo. Portanto, o DLM é uma extensão do *Vortex Lattice Method* para avaliação de fluxos instáveis.

De forma genérica, cada uma das superfícies são segmentadas em pequenos elementos trapezoidais de sustentação chamados de *boxes*, dispostos em colunas paralelas ao fluxo livre. Considera-se que as pressões estejam concentradas uniformemente na linha localizada a um quarto da corda de cada *box*. O

ponto de controle está localizado na posição equivalente a distância de três quartos de corda, centralizado na envergadura do *box*. De acordo com Vargas (2006), esse posicionamento da linha de pressão e do ponto de controle, conhecido como regra de 1/4 – 3/4, garante a condição de tangência de velocidade na superfície. Para uma placa plana, esse posicionamento é exato, sendo uma aproximação para perfis com *camber*. A Fig. 8 mostra os detalhes dos *boxes* e de seus pontos de controle.

Figura 8 – Detalhes dos *boxes*.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Neste trabalho, o DLM é utilizado a partir de sua versão já implementada como solver aerodinâmico subsônico do software Nastran e os detalhes da técnica podem ser verificados no trabalho desenvolvido por Borges (2019).

No contexto deste trabalho será levado em consideração somente os comportamentos estáticos nas superfícies aerodinâmicas. Desta forma, desconsiderou-se os efeitos dinâmicos do escoamento. Contudo, será utilizada a solução número 144 do Nastran (SOL 144), desenvolvida para análises de aeroelasticidade estática.

## 2.3 Técnica do Decambering

O modelo aerodinâmico utilizado nas análises propostas neste trabalho é fundamentado na teoria de escoamento potencial linear, nomeado *Doublet Lattice*, incorporado à solução de aeroelasticidade estática do Nastran (SOL 144) e baseado na solução de placa plana. No entanto, adicionalmente propõe-se um método de correção que acrescenta as características do perfil na solução aerodinâmica.

Esta correção realizada diretamente nos painéis foi baseada na técnica do *Decambering*, proposta por Mukherjee e Gopalarathnam (2003). Vargas (2006) desenvolveu um processo iterativo, implementado via Matlab, que avalia a influência das características do fluido bi-dimensional no escoamento tri-dimensional.

A partir da solução padrão do DLM (placa plana), a distribuição do ângulo de ataque efetivo sobre a envergadura pode ser obtida através da Eq. (2.1), simplesmente como a razão entre a distribuição de  $C_L$  e o  $C_{L\alpha}$  da placa plana, ou seja,  $2\pi$ .

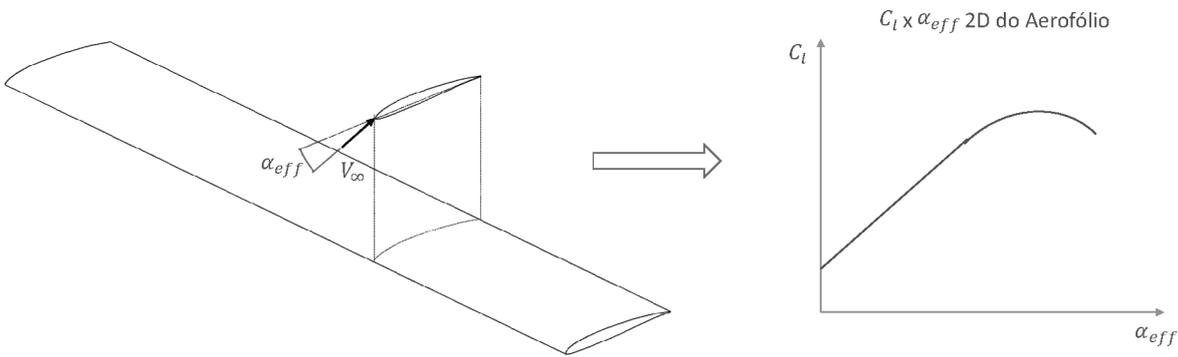
$$\alpha_{\text{eff}}(y) = C_L(y)/2\pi \quad (2.1)$$

No entanto, o ângulo de ataque efetivo de cada seção infinitesimal da superfície sustentadora sobre a envergadura é diferente do ângulo geométrico de ataque, devido a presença do chamado ângulo

de ataque induzido (Deperrois, 2009). O ângulo de ataque induzido é resultado do desvio sofrido pelo escoamento ao percorrer o aerofólio e seu valor corresponde ao ângulo cuja tangente é a razão entre o valor da velocidade induzida e o valor da velocidade do escoamento livre ( $V_\infty$ ).

O ângulo de ataque efetivo está, portanto, relacionado à distribuição de sustentação através do ângulo de ataque induzido. Além disso, o ângulo de ataque efetivo está relacionado ao coeficiente de sustentação da seção infinitesimal sobre a envergadura, de acordo com dados bidimensionais de seu respectivo aerofólio, conforme esboçado na Fig. 9.

Figura 9 – Recurso de extração dos coeficientes aerodinâmicos.



Fonte: Elaborada pelo autor.

A determinação da distribuição de sustentação corrigida ao longo da envergadura é realizada através da discretização ao longo da envergadura dos painéis. Pela Eq. (2.2) calcula-se o  $\delta_{C_l}$  entre o resultado obtido no painel através do DLM ( $C_L(y)$ ) e o valor para o perfil em cada painel ( $C_l(y)$ ). O coeficiente de sustentação bi-dimensional é extraído de acordo com o número de Reynolds, o ângulo de deflexão da superfície de controle e o ângulo de ataque efetivo calculados localmente em cada região discretizada sobre a envergadura.

$$\delta_{C_L}(y) = C_l(y) - C_L(y) \quad (2.2)$$

O valor de  $\delta_{C_l}$  incrementará o termo de correção  $\sigma$ , inicialmente definido como zero, que acrescerá no valor de ângulo de ataque efetivo, conforme evidenciado na Eq. (2.4).

$$\sigma^{k+1}(y) = \sigma^k(y) + \delta_{C_l}(y)/2\pi \quad (2.3)$$

$$\alpha_{eff}^{k+1}(y) = \alpha_{eff}^k(y) + \sigma(y) \quad (2.4)$$

A Eq. (2.4) produz a distribuição de sustentação corrigida. Dessa forma, os valores de ângulos de ataque efetivos são alterados no modelo aeroelástico do Nastran através da utilização do comando “W2GJ”, associado com a matriz de correção “DMI”. Este comando permite a inserção em cada *box* seu respectivo valor de ângulo de ataque efetivo, utilizado para o cálculo da distribuição de pressão no DLM. Como o ângulo de ataque efetivo é assumido constante ao longo da corda, todos os *boxes* localizados em uma mesma localidade sobre o eixo da envergadura ( $y$ ) possuem o mesmo valor de  $\alpha_{eff}$ .

O processo de convergência continua a cada iteração, após a evolução da correção do DLM para todos os painéis até a obtenção de uma nova distribuição de ângulo de ataque efetivo. O critério de parada do processo de convergência é atingido quando a soma dos valores de  $\sigma$  for menor que uma tolerância pré-estabelecida. Ao final, tem-se um modelo aeroelástico estático corrigido com informações reais dos perfis associados.

## 2.4 Arrasto

De forma genérica, pode-se definir a força de arrasto como a força contrária ao movimento de um corpo sob um escoamento, devido principalmente aos efeitos de pressão e resistência com fluido. Em uma superfície sustentadora, o arrasto é dividido em duas componentes básicas resultantes de implicações distintas: o arrasto parasita ( $C_{D0}$ ) e o arrasto induzido ( $C_{Di}$ ). Desta forma, o coeficiente total de arrasto é determinado conforme descrito na Eq. 2.5.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (2.5)$$

### 2.4.1 Arrasto Parasita

O arrasto parasita é considerado como a combinação entre o arrasto de forma (arrasto de pressão), o arrasto de fricção e o arrasto de interferência, sendo este último existente somente quando houver a presença de dois ou mais corpos próximos e/ou conectados (Anderson, 1991).

O cálculo do coeficiente de arrasto parasita pode ser obtido através da Eq. 2.6, proposta por Sivells e Neely (1947),

$$C_{D0} = 1/S \int_{-b/2}^{b/2} c_{d0}(y) c(y) dy \quad (2.6)$$

onde  $S$  é a área superior da superfície da sustentadora,  $b$  é a envergadura e  $c$  e  $c_{d0}$  são, respectivamente, a corda e o coeficiente de arrasto bidimensional de uma seção predeterminada sobre a envergadura.

No caso do coeficiente de arrasto bidimensional, Vargas (2006) destaca que o arrasto total que atua sobre um corpo bidimensional é a soma das contribuições individuais do arrasto de cisalhamento (fricção) e do arrasto de forma. Também, o autor diz que ambos componentes de arrastos só existem devido à presença de camada limite.

Resumidamente, o arrasto de cisalhamento é a força obtida pela integração do coeficiente de atrito por toda a superfície do corpo. Já o arrasto de forma se deve à incapacidade do coeficiente de pressão restaurar o seu valor original no bordo de fuga devido à presença da camada limite ou ao seu descolamento. Portanto, pode-se concluir que em um corpo imerso sujeito a um escoamento, o arrasto parasita depende tanto pela forma geométrica do próprio corpo, quanto pela diferença de pressão.

Neste trabalho, os coeficientes de arrasto parasita bidimensionais são obtidos através do software XFOil e armazenados em uma estrutura de banco de dados, sendo posteriormente utilizados nos processos de otimização. Ressalta-se que os coeficientes aerodinâmicos foram obtidos em diversas condições de voo, considerando diferentes números de Reynolds e deflexões das superfícies de controle.

Ao final do processo de correção aerodinâmica descrito na Seção 2.3, os coeficientes de arrasto parasita são extraídos do banco de dados para cada seção discretizada da envergadura, de acordo com o Reynolds, com o ângulo de deflexão da superfície de controle e com o ângulo de ataque efetivo.

## 2.4.2 Arrasto Induzido

O arrasto induzido é o resultado da diferença de pressão existente entre as regiões inferior (intradorso) e superior (extradorso) da superfície sustentadora.

Há uma grande dificuldade associada ao cálculo do arrasto induzido (Vargas, 2006). Por conta disso, existem métodos de cálculo utilizados para auferir seu valor. Anderson (1991) propõe a Teoria da Linha Sustentadora de Prandtl, definido pela Eq. 2.7.

$$C_{Di} = 2/(V_{\infty} S) \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \alpha_i(y) dy \quad (2.7)$$

onde  $V_{\infty}$  é a velocidade longe do escoamento (ou da aeronave) e  $\Gamma$  e  $\alpha_i$  são, respectivamente, as distribuições de circulação e ângulo de ataque induzido sobre a envergadura, ambos obtidos através das Eq. 2.8 e 2.9.

$$\Gamma(y) = 0.5 V_{\infty} C_L(y) c(y) \quad (2.8)$$

$$\alpha_i(y) = \alpha - \alpha_{eff}(y) \quad (2.9)$$

sendo  $\alpha$  o ângulo de ataque global da superfície sustentadora (ou da aeronave).

A partir das Eq. 2.7 e 2.8, é possível calcular o arrasto induzido tanto para a consideração da estrutura rígida quanto na condição elástica. Essas características serão exploradas através da solução 144 do Nastran que possibilita a extração da distribuição de sustentação ao longo da envergadura na condição rígida e deformada.

## 2.5 Aeroelasticidade Estática

Através das correções implementadas, a análise aeroelástica será realizada utilizando a solução estática do Nastran (SOL 144) que integra as cargas aplicadas no modelo estrutural baseado em elementos finitos, considerando a solução rígida e a configuração flexível.

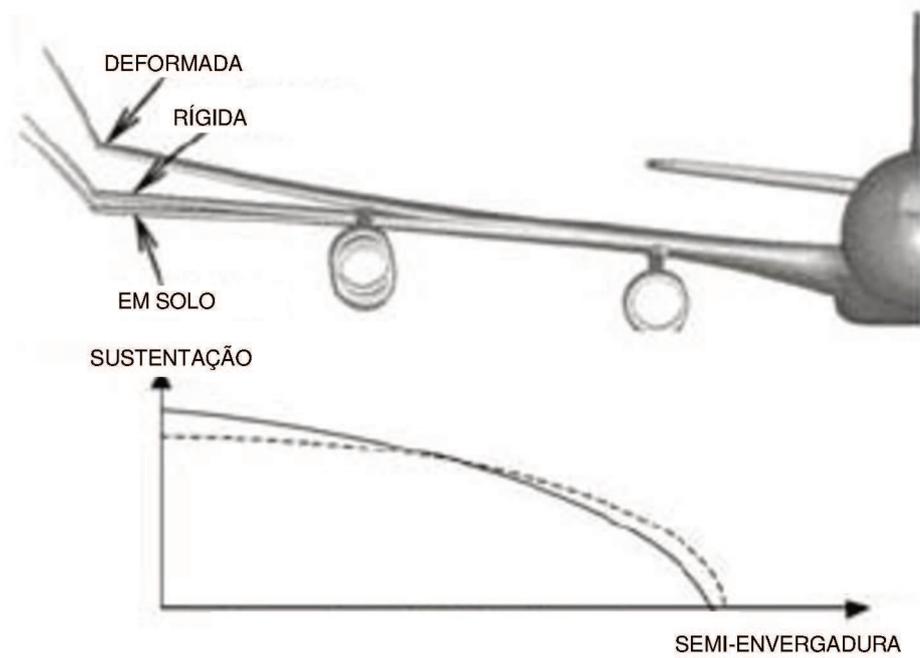
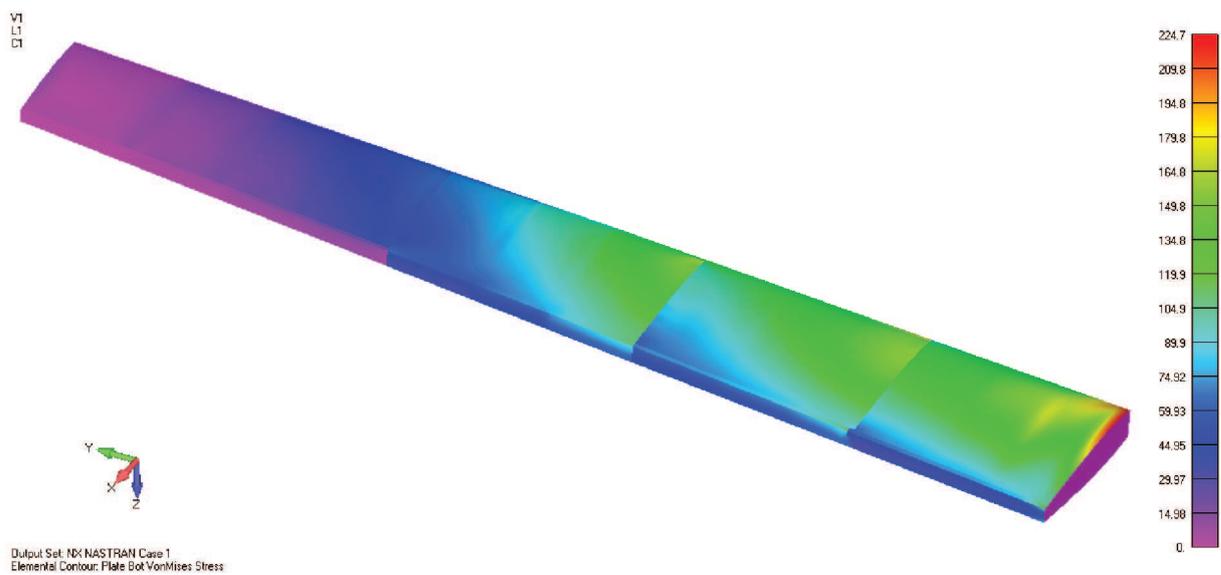
A solução é baseada na aplicação da Teoria de *Splines* de superfície que se baseia em um elemento de interpolação de cargas e deformações, *Spline*. Do ponto de vista do comportamento estático pode-se afirmar que as cargas aerodinâmicas geradas levarão a estrutura a um certo nível de deformação. Em consequência, uma vez que esta estrutura não apresenta a mesma forma geométrica original, as cargas atuantes sobre ela também sofrerão modificações. Neste contexto, a *Spline* é a responsável por realizar a transmissão destas informações para que sejam contabilizadas na solução do problema. Um exemplo dos efeitos de flexibilidade podem ser verificados na ilustração de uma asa, Fig. 10.

Por outro lado, a SOL 144 também avalia o comportamento estrutural em termos de tensões e deformações para a condição de voo analisada. Dessa forma, pode-se dimensionar a estrutura considerando as restrições de tensões locais e falhas associadas, conforme pode ser visualizado na Fig. 11 que mostra as tensões de Von Mises. Na Seção 2.6 serão apresentados os detalhes pertinentes a utilização da SOL 144 para o dimensionamento estrutural.

## 2.6 Restrições Estruturais

Do ponto de vista estrutural, uma asa que esteja sujeita a cargas aerodinâmicas durante o voo deve manter sua integridade de tal forma a garantir segurança e permitir a correta operação da aeronave ao longo de toda sua vida útil. De maneira simplificada duas análises podem ser realizadas durante as fases

Figura 10 – Efeitos da flexibilidade da asa sobre o carregamento aerodinâmico.

Fonte: El Din *et al.* (2013).Figura 11 – Exemplo de distribuição das tensões de *Von Mises* obtida via SOL 144.

Fonte: Elaborada pelo autor.

iniciais do projeto de uma aeronave garantindo uma boa estimativa das suas características em termos de rigidez e distribuição de massa.

A primeira delas é a análise estática, a qual possibilita a avaliação do mapa de tensões distribuídos sobre a estrutura e também sobre suas deformações. No entanto deve-se atentar as características relacionadas ao projeto, ou seja, se a estrutura é inteiramente metálica os critérios de avaliação são diferentes de uma estrutura fabricada com material compósito.

Do ponto de vista das tensões, uma asa completamente metálica deve ser dimensionada de modo que a máxima tensão ( $\sigma_{max}$ ) obtida na estrutura não ultrapasse o limite máximo de escoamento ( $\sigma_{escoamento}$ ) do material, em casos de carga limite. Existem, porém, variados critérios que podem ser utilizados para o cálculo desta máxima tensão. Dentre eles, um dos mais utilizados e melhor empregado para uma estrutura confeccionada com materiais dúcteis (como o alumínio, por exemplo) é o Critério de *Von Mises*.

De acordo com Megson (2019), o critério de *Von Mises* diz que a falha ocorrerá quando a energia de cisalhamento ou de distorção no material atingir o valor equivalente à produzida em um teste de tração. Em carácter prático, as soluções estruturais estáticas obtidas através da solução do Nastran fornecem um vetor de resultados com a tensão de *Von Mises* avaliada em cada elemento finito, calculado de acordo com a respectiva teoria. A tensão de *Von Mises* nada mais é do que a tensão calculada seguindo o critério determinado pela respectiva teoria.

Já para uma estrutura projetada com materiais compósitos, um dos critérios mais aceitos e utilizados é o critério de *Tsai-Wu*. O critério foi definido por Tsai e Wu (1971) e, resumidamente, propõe uma formalização para cálculo das tensões em um material ortotrópico, resultando no chamado índice de falha. Este índice de falha é um valor adimensional e indica que, enquanto seu valor em módulo estiver compreendido entre 0 e 1 o material não irá falhar. E da mesma forma que para o critério de *Von Mises*, as soluções estruturais estáticas do Nastran também disponibiliza um vetor de resultados para cada lâmina, bem como para o laminado em termos do índice de falha.

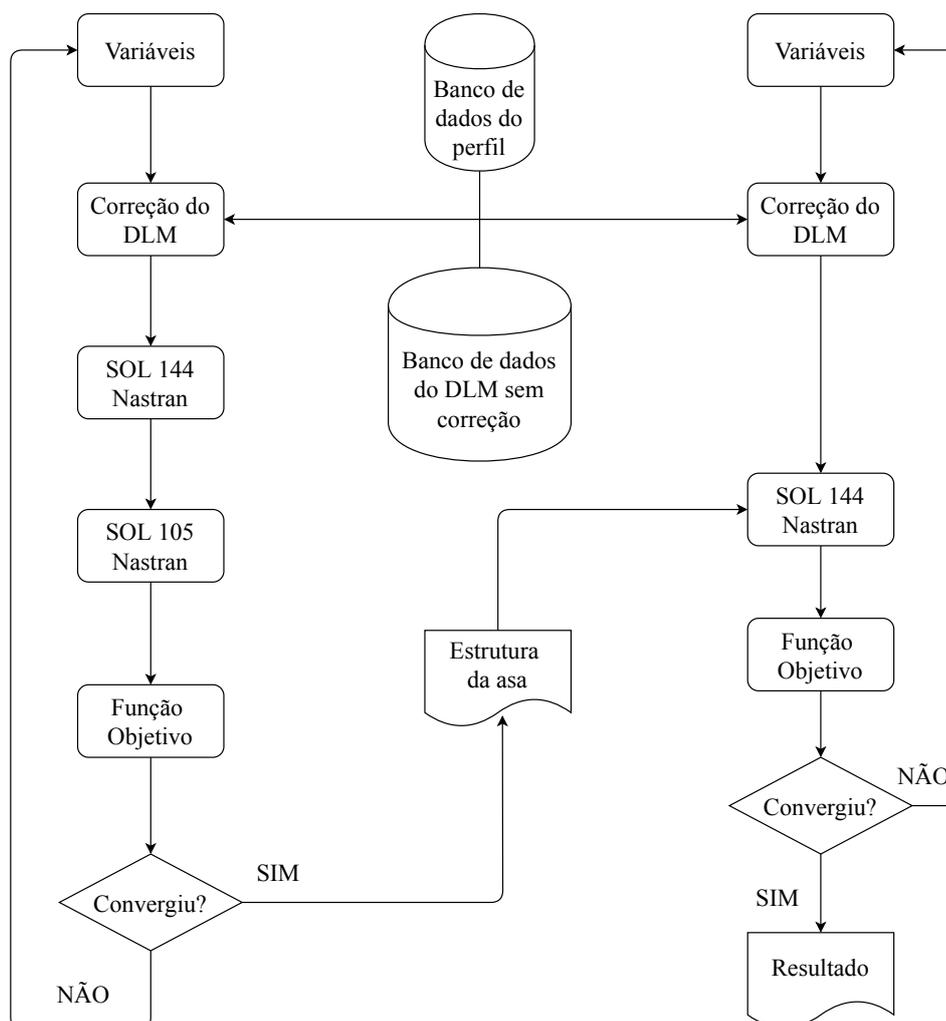
Por fim, deve-se avaliar também para os componentes estruturais sujeitos a cargas de cisalhamento e compressão, devido a esbeltez das estruturas, a flambagem. A estrutura deve ser projetada de tal forma que a carga crítica necessária para ocasionar a flambagem seja superior a carga a qual esta estrutura esteja sendo submetida. Matematicamente, torna-se necessário que o autovalor ( $\lambda_{flambagem}$ ) do primeiro modo de flambagem seja superior ao valor unitário.

Neste sentido, o presente trabalho utiliza as soluções SOL 144 (vide seção 2.5) e 105 (solução de flambagem) do Nastran para realizar o dimensionamento estrutural dos componentes analisados neste trabalho. A SOL 144 fornece os mapas de tensão de *Von Mises* (como mostrado na Fig. 11) e de índice de falha por *Tsai-Wu*. Enquanto que a SOL 105 avalia a condição de flambagem através do cálculo do auto valor associado a matriz de rigidez e as cargas provenientes da solução 144.

## 2.7 Otimização

Para obtenção das soluções que garantam a melhoria do desempenho de voo da aeronave, foram elaborados no software Matlab dois processos de otimização mono-objetivo, baseados no método de evolução diferencial (Lobato; Steffen JR; Silva Neto, 2012), afim de explorar a utilização de múltiplas superfícies de controle para alívio de carga estrutural e aumento da eficiência aerodinâmica. A primeira otimização estrutural propõe uma função objetivo relativa a massa estrutural, com restrições estruturais de tensão e flambagem. No segundo caso, objetiva-se aumentar a eficiência aerodinâmica na condição de cruzeiro. A Fig. 12 apresenta o fluxograma completo das otimizações e as subseções 2.7.1 e 2.7.2 demonstram os detalhes de cada otimização separadamente. Toda a interface entre os softwares Matlab e Nastran foi automatizada através de funções de escrita, leitura e submissão dos “*jobs*” do Nastran. Ademais, todo o processo foi realizado de forma parametrizada garantindo modularidade dos processos.

Figura 12 – Fluxograma do processo global de otimização.



Fonte: Elaborada pelo autor.

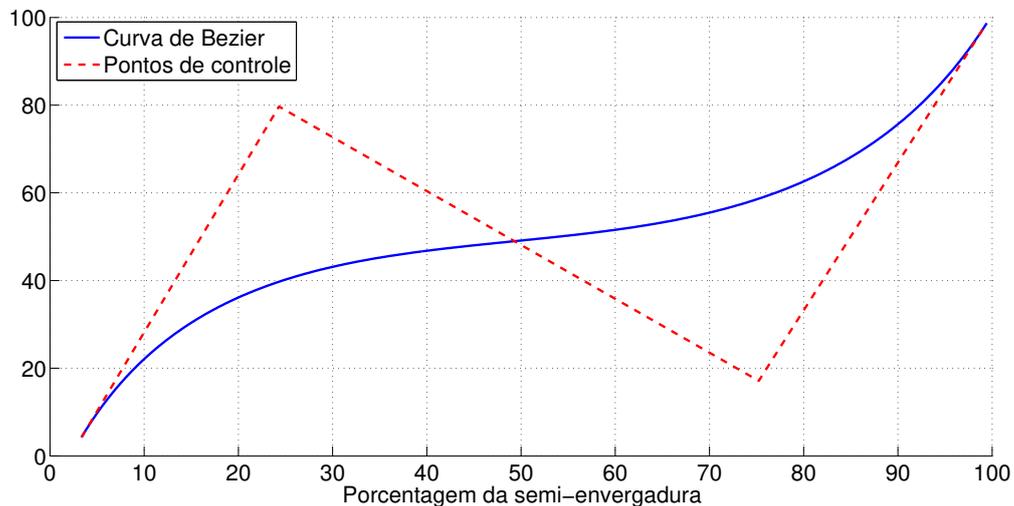
Antes de cada módulo de otimização, o banco de dados com as principais características aerodinâmicas do modelo padrão de placa plana do DLM é gerado. Isto garante uma redução significativa do custo computacional, uma vez que o Nastran (DLM) não precisa ser modificado diversas vezes durante as iterações da técnica do *Decambering* de cada um dos indivíduos da otimização. Vale ressaltar que esta técnica de criação do banco de dados só pode ser utilizado pois não há alterações nas dimensões externas da asa (envergadura, posicionamento e cordas) durante a otimização.

Outra técnica importante adotada neste trabalho refere-se a utilização de uma modelagem para as deflexões das superfícies de controle utilizado funções contínuas. Ao permitir que cada uma das superfícies de controle sejam modeladas como variáveis de otimização separadamente, pode-se haver resultados matemáticos provenientes do processo de otimização que interfiram na física do problema como um todo. Neste caso, poderiam haver *gaps* muito abruptos entre uma superfície e outra subsequente, o que acarretaria em implicações aerodinâmicas que não podem ser previstas pela modelagem de escoamento potencial, como por exemplo as recirculações existentes nas grandes aberturas entre as superfícies.

Dessa forma, as deflexões das superfícies de controle são definidas a partir de parâmetros da função de *Bézier*, garantindo continuidade entre as deflexões das superfícies. Assim sendo, definiu-se 4 pontos de controle ao longo da semi-envergadura, sendo dois deles localizados nas extremidades da semi-asa (raiz e ponta) e os demais dispostos em 25% e 75% da semi-envergadura, como enfatizado na Fig. 13. A função de *Bézier* com quatro pontos de controle possui liberdade suficiente para modelar uma

infinidade de curvas, exploradas no processo de otimização.

Figura 13 – Exemplo de curva de *Bézier* com quatro pontos de controle.



Fonte: Elaborada pelo autor.

### 2.7.1 Otimização Estrutural

O caso crítico avaliado na otimização estrutural representa a manobra de recuperação de mergulho em que a aeronave possui o fator de carga máximo. Como supracitado na seção 2.6, a avaliação das estrições estruturais utiliza-se dos resultados provenientes avaliação aeroelástica do Nastran, SOL 144, e flambagem, SOL 105. Vale ressaltar que as cargas utilizadas na análise de flambagem são obtidas também via solução aeroelástica.

Definiu-se como variáveis de otimização, as espessuras separadas em 17 componentes ao longo da semi-asa: quatro no revestimento superior, quatro no revestimento inferior, quatro na longarina principal, quatro na longarina secundária e as espessuras das nervuras. Além disso, foram definidas as dimensões e as espessuras das seções transversais quadradas dos reforçadores do extradorso e intradorso.

Adicionalmente, nas otimizações em que foram consideradas as superfícies de controle, utilizou-se também os quatro pontos de controle da função de *Bézier* e os limites máximo e mínimo de deflexão das múltiplas superfícies de controle. A normalização das posições verticais dos pontos de controle garante que a função esteja sempre no intervalo entre 0 e 1, podendo inserir os limites de máxima e mínima deflexões separadamente. Isto permite tanto maior liberdade na geração das curvas quanto melhor controle sobre os intervalos extremos de deflexão.

No caso das otimizações das estruturas de materiais compósitos, as espessuras das estruturas citadas são determinadas com a aplicação de camadas de laminados, dispostos na configuração quase-isotrópica. Portanto, cada camada adicionada é depositada seguindo as direções  $[0^\circ \ 45^\circ \ -45^\circ \ 90^\circ]$  sucessivamente, minimizando os efeitos que disposições aleatórias pudessem trazer ao modelo. Também, de forma geral, a configuração quase-isotrópica é, segundo Stanford, Jutte e Wieseman (2015), uma das mais aceitas e utilizadas atualmente pela indústria aeronáutica.

Contudo o módulo estrutural pode ser definido por:

$$\text{Módulo estrutural : } \left\{ \begin{array}{l} \min (W_{ASA}) \\ x : [t^i, h_{\text{reforçadores}}^k, t_{\text{reforçadores}}^k, z^j, \delta_{\max}, \delta_{\min}] \\ i = 1, 2, \dots, 17 \\ k = 1, 2 \\ j = 1, 2, \dots, 4 \\ 0.5 \leq t^i \leq 5 \text{ [mm]} \\ 4 \leq h_{\text{reforçadores}}^k \leq 30 \text{ [mm]} \\ 1 \leq t_{\text{reforçadores}}^k \leq 5 \text{ [mm]} \\ 0 \leq z^j \leq 1 \\ 0 \leq \delta_{\max} \leq 25 \\ -25 \leq \delta_{\min} \leq 0 \\ \sigma_{\max} < \sigma_{\text{escoamento}} \\ \text{Índice de falha} < 1 \\ \lambda_{\text{flambagem}} < 1 \end{array} \right. \quad (2.10)$$

onde  $t$  é a espessura das 17 estruturas citadas da semi-asa,  $h_{\text{reforçadores}}$  e  $t_{\text{reforçadores}}$  são, respectivamente, o lado e a espessura da seção transversal quadrada dos reforçadores do extradorso e do intradorso,  $z$  é a altura vertical normalizada dos pontos de controle da função de *Bézie* e  $\delta_{\max}$  e  $\delta_{\min}$  definem as deflexões máximas e mínimas das superfícies de controle.

### 2.7.2 Otimização Aerodinâmica

O módulo aerodinâmico foi desenvolvido com o objetivo de maximizar a eficiência aerodinâmica durante o voo de cruzeiro, utilizando as deflexões das múltiplas superfícies de controle para reduzir o arrasto da asa, mantendo a mesma sustentação.

Utiliza-se a estrutura obtida pela otimização estrutural, combinada com as cargas aerodinâmicas provenientes da solução aeroelástica aplicando a correção através da *técnica do decambering*.

Dessa forma, o processo pode ser resumido como:

$$\text{Módulo aerodinâmico : } \left\{ \begin{array}{l} \max (L/D) \\ x : [z^j, \delta_{\max}, \delta_{\min}] \\ j = 1, 2, \dots, 4 \\ 0 \leq z^j \leq 1 \\ 0 \leq \delta_{\max} \leq 10 \\ -10 \leq \delta_{\min} \leq 0 \end{array} \right. \quad (2.11)$$



---

# MODELO AEROELÁSTICO E VALIDAÇÃO AERODINÂMICA

---

De forma geral, neste capítulo é apresentada a validação do processo de correção aplicada ao DLM. Inicialmente, são descritas as características da aeronave Dolphin utilizada como objeto de estudo desde trabalho. Posteriormente, são detalhados os modelos estrutural e aerodinâmico, os quais compõem o modelo aeroelástico completo, usado como base para todas as análises deste trabalho. Por fim, apresentam-se os resultados de validação da correção aerodinâmica do DLM, comparado com outros softwares e metodologias comumente utilizadas nas fases preliminares de projetos aeronáuticos.

## 3.1 Aeronave Dolphin

A metodologia desenvolvida neste trabalho foi aplicada e validada na aeronave Dolphin (mostrada na Fig. 14), classificada como Aeronave de Aviação Geral e desenvolvida por Silva e Gil (2017). Esta aeronave possui como sua estrutura propulsiva um sistema híbrido-elétrico com arquitetura em série, onde há a combinação entre a energia suprida por um motor de combustão interna (ICE, sigla em inglês) e um *pack* de baterias.

Figura 14 – Aeronave Dolphin.



Fonte: Silva e Gil (2017).

Quando se fala em uma aeronave híbrido-elétrica, equações e formulações convencionais de desempenho não são mais adequadas, uma vez que a energia total do sistema pode ser proveniente tanto do combustível quanto do conjunto de bateria. Nesse sentido, o cálculo do alcance de seu voo está diretamente ligado com a quantidade de energia alocada em cada uma das fontes. Voskuijl, Van

Bogaert e Rao (2018) define que o alcance de voo de uma aeronave com estas características pode ser obtido segundo a seguinte Equação:

$$R = \frac{\eta_{\text{controlador}} \eta_{\text{me}} \eta_{\text{hélice}}}{g \left( \frac{c_p}{\eta_{\text{gerador}}} \frac{H_{\text{comb}}}{g} (1 - S) + \frac{S}{\eta_{\text{inversor}} \eta_{\text{fiação}}} \right)} \frac{C_L}{C_D} \frac{H_{\text{bateria}} H_{\text{comb}}}{\psi H_{\text{comb}} + (1 - \psi) H_{\text{bateria}}} \ln \left( \frac{(\psi H_{\text{comb}} + (1 - \psi) H_{\text{bateria}}) g E_{\text{inicial}} + W_{\text{vazio}} + W_{\text{payload}}}{W_{\text{vazio}} + W_{\text{payload}}} \right) \quad (3.1)$$

onde  $\eta$  representa as eficiências dos componentes que integram o sistema propulsivo (controlador, motor elétrico, hélice, fiação e gerador),  $g$  a aceleração da gravidade,  $c_p$  o consumo específico de combustível por potência,  $H$  as energias específicas relativas às baterias e ao combustível (*comb*),  $W$  os componentes de peso da aeronave e  $E$  a energia inicial acumulada na aeronave pelo combustível e bateria, calculada como:

$$E = M_{\text{bateria}} H_{\text{bateria}} + M_{\text{comb}} H_{\text{comb}} \quad (3.2)$$

sendo  $M$  as massas das respectivas fontes.

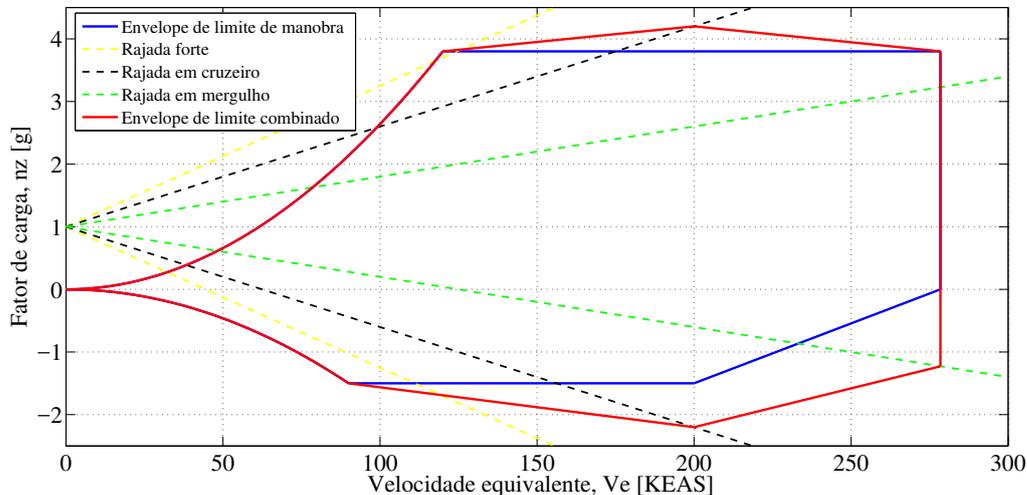
As variáveis  $S$  e  $\psi$  são os graus de hibridização em termos de potência e energia, representando a contribuição da bateria para a aeronave como um todo. Eles são definidos segundo as Eqs 3.3 e 3.4, respectivamente.

$$S = \frac{P_{\text{elétrica}}}{P_{\text{total}}} \quad (3.3)$$

$$\psi = \frac{E_{\text{elétrica}}}{E_{\text{total}}} \quad (3.4)$$

As Tabelas 1 a 3 mostram as principais características da aeronave, dos materiais utilizados em sua confecção e de seus componentes propulsivos. A Fig. 15, por sua vez, apresenta o envelope de voo estrutural da aeronave. A condição crítica utilizada nas análises para dimensionamento estrutural foi em fator de carga máximo ( $n_z = 3.8$ ) na velocidade de mergulho ( $V_D = 143.53$  m/s).

Figura 15 – Diagrama V-n da aeronave.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 1 – Características da aeronave.

Característica da Aeronave	Valor
MTOW [kg]	1963.00
Envergadura da asa [m]	13.38
Corda da raiz da asa [m]	1.31
Afilamento da asa	0.7
Enflechamento da asa [°]	0.08
Alongamento da asa	12.84
Aerofólio da asa	NACA23015
Velocidade de cruzeiro [m/s]	94.14
Velocidade de mergulho [m/s]	131.27
Altitude de cruzeiro [m]	7000.00
Alcance nominal [km]	1440.00

Tabela 2 – Propriedades dos materiais.

Alumínio 7075-T4	
Limite de escoamento [MPa]	450
Módulo de elasticidade [GPa]	73
Poisson	0.33
Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	2700
Fibra de Carbono	
Limite de escoamento longitudinal [MPa]	2439
Limite de escoamento transversal [MPa]	2013
Módulo de elasticidade longitudinal [GPa]	148.0
Módulo de elasticidade transversal [GPa]	10.3
Poisson	0.27
Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	1577

Tabela 3 – Características propulsivas.

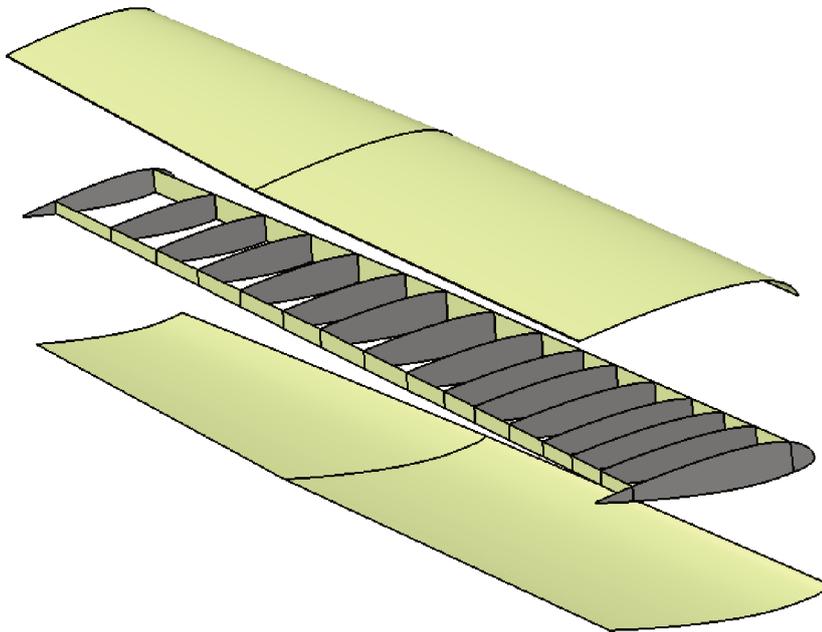
Componente	Valor
$\eta_{\text{controlador}}$	0.99
$\eta_{\text{me}}$	0.95
$\eta_{\text{hélice}}$	0.85
$\eta_{\text{gerador}}$	0.95
$\eta_{\text{inversor}}$	0.95
$\eta_{\text{fiação}}$	0.97
$H_{\text{bateria}}$ [Wh/kg]	400
$H_{\text{comb}}$ [MJ/kg]	42.8
$S$	0.11284

## 3.2 Modelo Aeroelástico

O modelo aeroelástico foi confeccionado diretamente no software Nastran, sendo composto por um modelo estrutural (elementos finitos) e um modelo aerodinâmico. O primeiro foi desenvolvido tomando por base o modelo apresentado por Silva e Gil (2017).

A partir da estrutura global da asa (Fig. 16), o modelo estrutural foi construído utilizando apenas a região denominada como "Caixão", que compreende o espaço limitado pelas duas longarinas e pela junção da asa na fuselagem até a ponta. Do ponto de vista estrutural, é esta região do caixão a principal responsável pela garantia da integridade da asa como um todo.

Figura 16 – Estrutura da asa.

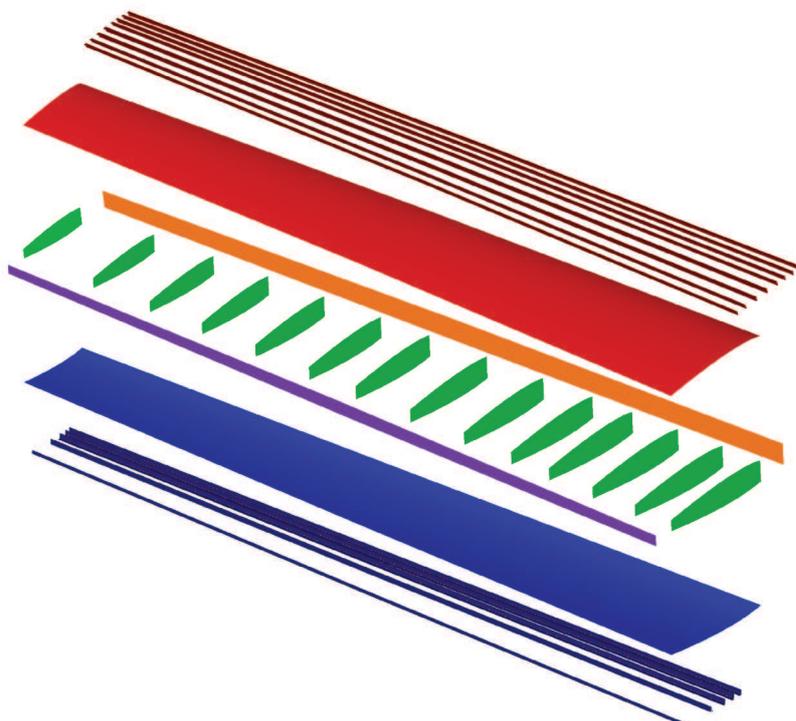


Fonte: Silva e Gil (2017).

A estrutura é composta por sete componentes, listados abaixo e ilustrados na Fig. 17, com suas respectivas cores.

- Revestimento do extradorso (cor vermelha)
- Revestimento do intradorso (cor azul)
- Nervuras (cor verde)
- Longarina principal (cor laranja)
- Longarina secundária (cor roxa)
- Reforçadores do extradorso (cor vermelho escuro)
- Reforçadores do Intradorso (cor azul escuro)

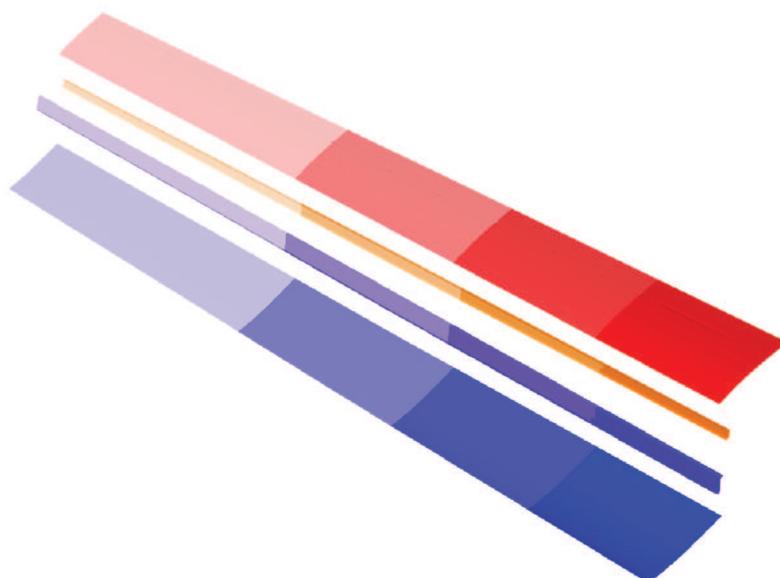
Figura 17 – Componentes da estrutura da asa.



Fonte: Silva e Gil (2017).

Para efeito de dimensionamento, tanto os revestimentos do extradorso e do intradorso quanto as longarinas principal e secundária foram divididas cada uma em quatro regiões diferentes, como mostrado na Fig. 18. Isto garante a liberdade de se garantir uma mínima variação de espessura das estruturas ao longo da envergadura, e, ao mesmo tempo, evita um sobrecarregamento no custo computacional durante os processos de otimização. Vale lembrar que cada espessura dos componentes apresentados é inserido no processo como variáveis de otimização, bem como as dimensões da seção transversal dos reforçadores.

Figura 18 – Componentes segmentados para dimensionamento.



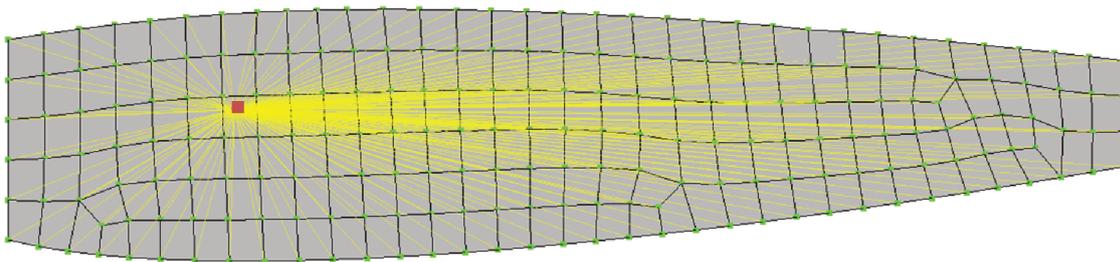
Fonte: Elaborada pelo autor.

O modelo em elementos finitos foi concebido no Nastran seguindo todas essas considerações. Os reforçadores foram modelados como elementos de barra (chamados de CBAR, no software) e para o restante dos componentes foi utilizado elementos de placa, denominados CQUAD4 (quadriláteros) e CTRIA3 (triângulos). Desta forma, há a possibilidade de se utilizar materiais metálicos e/ou compósitos em qualquer componente de placa.

Nos casos em que foi necessária a aplicação de carga manualmente<sup>1</sup>, estas foram inseridas nos nós dependentes dos elementos rígidos (RBE3) dispostos em cada nervura. Na seção 2.7, viu-se que as análises estruturais estáticas são realizadas diretamente via solução de aeroelasticidade estática (SOL 144), não sendo necessária nenhuma inserção direta de carga além daquelas geradas automaticamente pelo modelo aerodinâmico do DLM. No entanto, para a solução posterior, de flambagem, deve-se aplicar as cargas retiradas da SOL 144 manualmente<sup>1</sup> no modelo para obtenção dos modos de flambagem.

Os elementos rígidos são responsáveis por realizar a interpolação da carga aplicada em seu nó dependente com todos os outros nós classificados como independentes, como mostra a Fig. 19. Esta interpolação torna-se necessária neste caso para que não haja uma concentração errônea que poderia ser gerada se a carga fosse aplicada diretamente em um único nó.

Figura 19 – Elemento rígido mostrado em amarelo. Os nós verdes representam os independentes, enquanto o vermelho indica o nó dependente.



Fonte: Elaborada pelo autor.

O efeito aerodinâmico que se observa na realidade nada mais é do que variações na distribuição de pressão sobre a asa. Portanto, a maneira mais viável de simular estes efeitos na modelagem proposta por este trabalho é via elementos rígidos. Vale ressaltar que o fato de em sua denominação constar a palavra "rígido", este tipo de elemento (RBE3) não insere qualquer rigidez artificial no sistema.

Por fim, para satisfazer a condição de engastamento na junção asa-fuselagem, todos os nós da nervura da raiz da asa tiveram seus seis graus de liberdade restringidos. A Fig. 20 e a Tab. 4 apresentam detalhes sobre o modelo estrutural em elementos finitos.

Já o modelo aerodinâmico foi confeccionado utilizando um painel disposto sobre a semi-asa, respeitando a área superior, com as dimensões de semi-envergadura e cordas da raiz e da ponta. O painel aerodinâmico foi subdividido sob uma malha com 4 *boxes* na direção da corda e 30 *boxes* sobre a semi-envergadura, como mostrado na Fig. 21. E como apresentado na seção 2.5, uma *Spline* realiza a ligação entre os modelos estrutural e aerodinâmico, completando a modelagem aeroelástica (Fig. 22).

<sup>1</sup> Manualmente refere-se apenas a este processo de retirada das cargas geradas pela SOL 144 e sua posterior inserção na solução de flambagem, e não de se inserir de forma manual os valores a cada iteração das otimizações

Figura 20 – Malha do modelo estrutural.

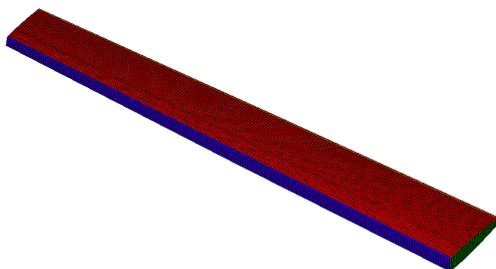
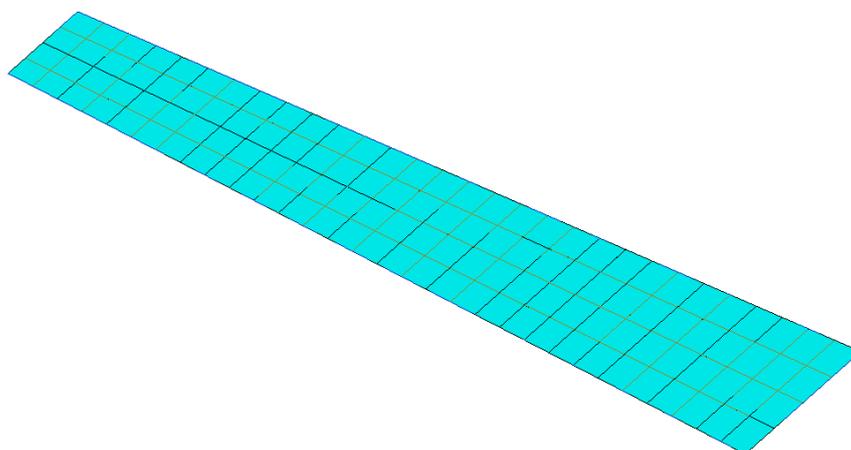


Tabela 4 – Detalhes sobre o modelo de elementos finitos.

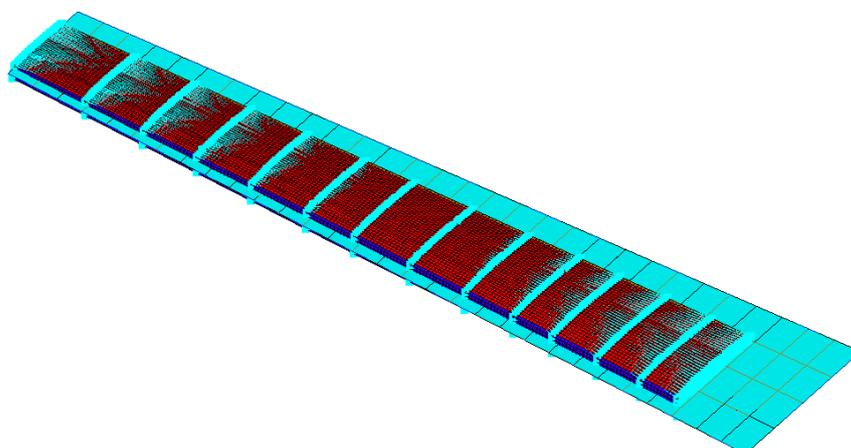
Tipo de Elemento	Quantidade
CBAR	3003
CQUAD4	17262
CTRIA3	2
RBE3	13

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 21 – Malha do modelo aerodinâmico.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 22 – Modelo aeroelástico completo. A referida *Spline* são as linhas de cor azul claro entre o modelo estrutural.

Fonte: Elaborada pelo autor.

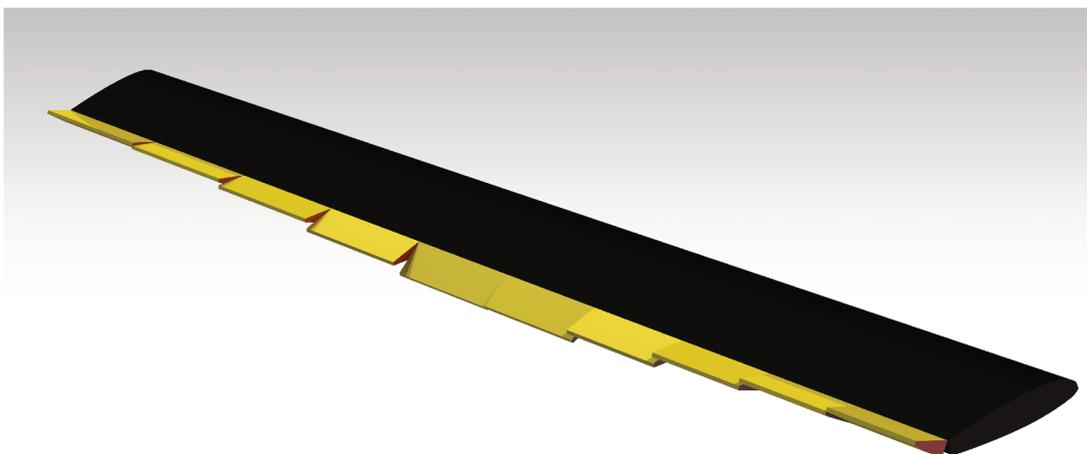
Para a SOL 144, existem dois procedimentos realizados durante sua programação que merecem destaque. O primeiro deles refere-se à utilização da simetria em relação ao plano longitudinal da fuselagem para os cálculos aerodinâmicos do DLM. Esta condição de simetria foi acionada para que o modelo não contabilizasse a região da raiz do painel como uma região de ponta de asa. Sabe-se que as pontas de asas finitas sofrem com problemas de geração de vórtices. A grande diferença de pressão existente entre o extradorso e o intradorso da superfície sustentadora faz com que, nas pontas das asas, haja o surgimento de vórtices que migram da parte inferior para a superior da superfície, prejudicando a sustentação e incrementando o arrasto.

Portanto, ao não se ativar a condição de simetria, o método DLM “entenderá” a região da raiz do painel aerodinâmico como mais uma “ponta de asa”, contabilizando as condições citadas e que não são condizentes com a realidade física. O mais correto seria modelar nesta região os efeitos de interferência gerados pela presença da fuselagem. No entanto, neste trabalho, com a utilização da modelagem de aerodinâmica potencial, não haveria modelos que trouxessem com fidelidade estes efeitos, sem detrimento expressivo do custo computacional. Vale destacar que existem esses modelos, porém com tamanha complexidade que incrementa consideravelmente a quantidade de cálculos necessários para resolução do problema.

O segundo procedimento adotado na SOL 144 deve-se à inserção dos comandos do Nastran denominados de *Monitor Points*. Este comando permite que a solução também apresente como resultado as cargas aerodinâmicas geradas pelo DLM. Cada *Monitor Point* deve ser inserido sobre a linha do centro aerodinâmico da semi-asa, em uma determinada posição da semi-envergadura e deve conter a informação de quais *boxes* serão levados com consideração para a contabilização das cargas. Portanto, neste trabalho foram inseridos 30 *Monitor Points*, igualmente espaçados sobre a semi-envergadura. Vale lembrar que as cargas aqui obtidas alimentarão a solução de flambagem em cada indivíduo do processo de otimização, como descrito na seção 2.7.

Por fim, foram inseridas dez superfícies de controle ao longo de cada semi-asa, com suas deflexões modeladas por uma curva de *Bézier* com quatro pontos de controle, como explicado na Seção 2.7. As superfícies de controle possuem a dimensão equivalente a 20% das cordas da asa e sua completa disposição pode ser observada na Fig. 23.

Figura 23 – Vista ilustrativa das dez superfícies de controle da semi-asa.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Por mais que o Nastran detenha comandos específicos para se modelar superfícies de controle, ressalta-se que estes comandos não foram utilizados neste trabalho. Como melhor explicado na Seção 2.3, a técnica do *Decambering* realiza a correção aerodinâmica a partir dos dados bidimensionais extraídos

dos aerofólios localizados em cada seção infinitesimal sobre a envergadura. Portanto, para contabilizar os efeitos das deflexões das superfícies, foram incluídos junto ao banco de dados aerodinâmicos do perfil outros *packs* de dados com as características do aerofólio com deflexões. Ao final, o banco de dados ficou composto pelo perfil original<sup>2</sup> e por uma série do mesmo perfil, modelados com flap, com deflexões que variaram de  $-25^\circ$  a  $+25^\circ$  e com incremento de  $0,5^\circ$ . Nos casos em que, durante o processo de otimização, foram necessitados os dados de perfis com deflexões diferentes daquelas existentes no banco de dados, realizou-se a interpolação linear dos coeficientes aerodinâmicos das duas deflexões mais próximas. Por exemplo, para uma hipotética deflexão de  $2,82^\circ$ , seriam utilizados os dados dos perfis com deflexão de  $2,5^\circ$  e  $3,0^\circ$ .

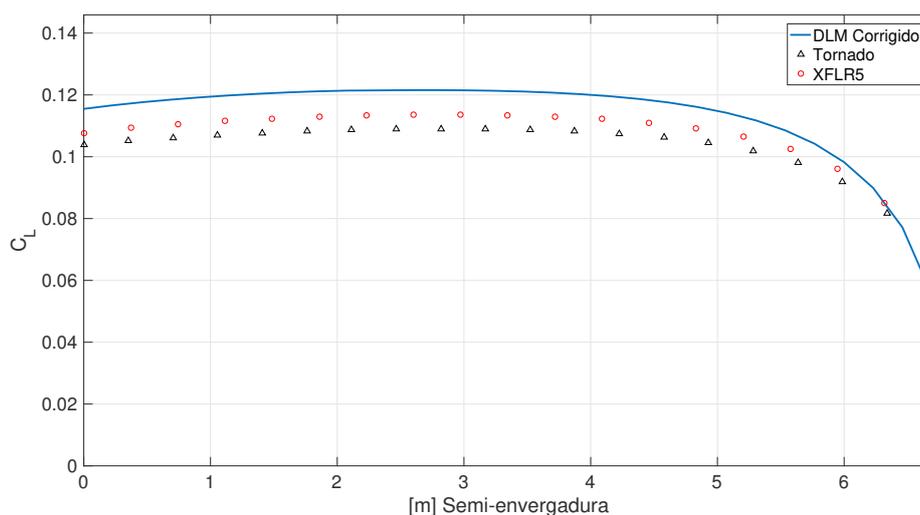
### 3.3 Validação Aerodinâmica

O processo de correção aerodinâmica mostrado na seção 2.3 foi validado com o código de VLM denominado Tornado e com o programa XFLR5.

O Tornado é um código implementado via MATLAB, elaborado com base no trabalho desenvolvido por Melin (2000), cujo objetivo é o projeto de superfícies aerodinâmicas utilizando o método *Vortex Lattice* (VLM, sigla em inglês). O XFLR5 é uma ferramenta de análise para aerofólios, asas e aeronaves, operando a baixo número de Reynolds. Nele há a liberdade de escolha de três métodos para a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos: a Linha Sustentadora Linear (LLT, sigla em inglês); o próprio VLM; e o método dos painéis, sendo este último o utilizado para a validação realizada neste trabalho.

Em todas as ferramentas para comparação citadas foi confeccionada a asa da aeronave Dolphin e as análises foram realizadas para um ângulo de ataque nulo, com velocidade e altitude de cruzeiro (como descrita na Tab. 1). A Fig. 24 apresenta as distribuições de  $C_L$  sobre a semi-envergadura para voo de cruzeiro, obtidas utilizando os métodos citados e pela correção aerodinâmica apresentada neste presente trabalho.

Figura 24 – Distribuição de  $C_L$  sem deflexão para validação entre os três métodos.



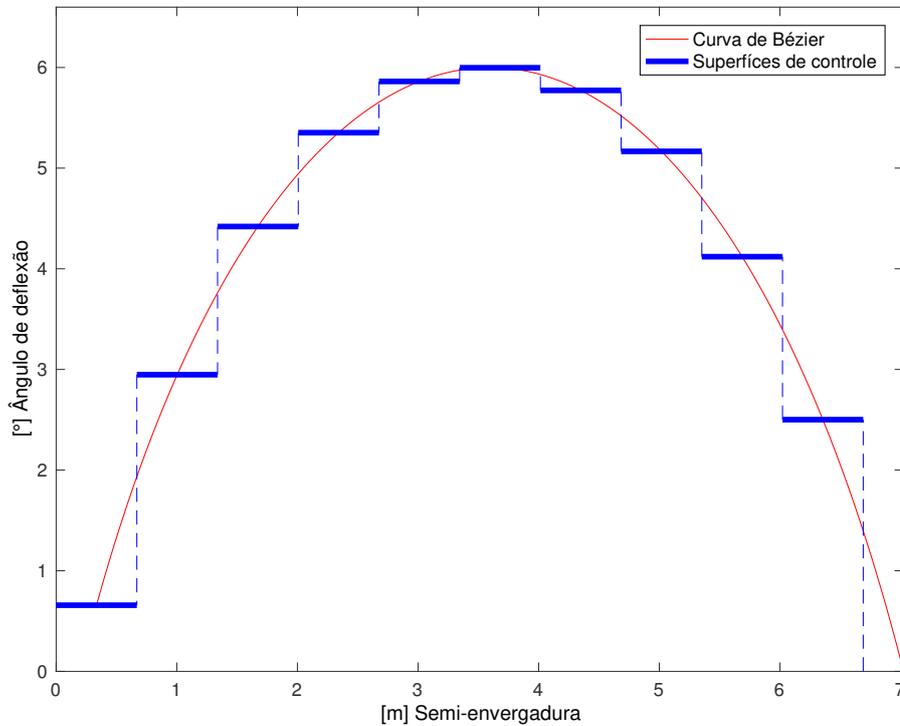
Fonte: Elaborada pelo autor.

Como o principal objetivo desta dissertação é mostrar os benefícios do uso das múltiplas superfícies de controle, também validou-se o modelo de correção aerodinâmica aplicada pela técnica do

<sup>2</sup> Original refere-se ao aerofólio sem flap e, portanto, sem deflexão.

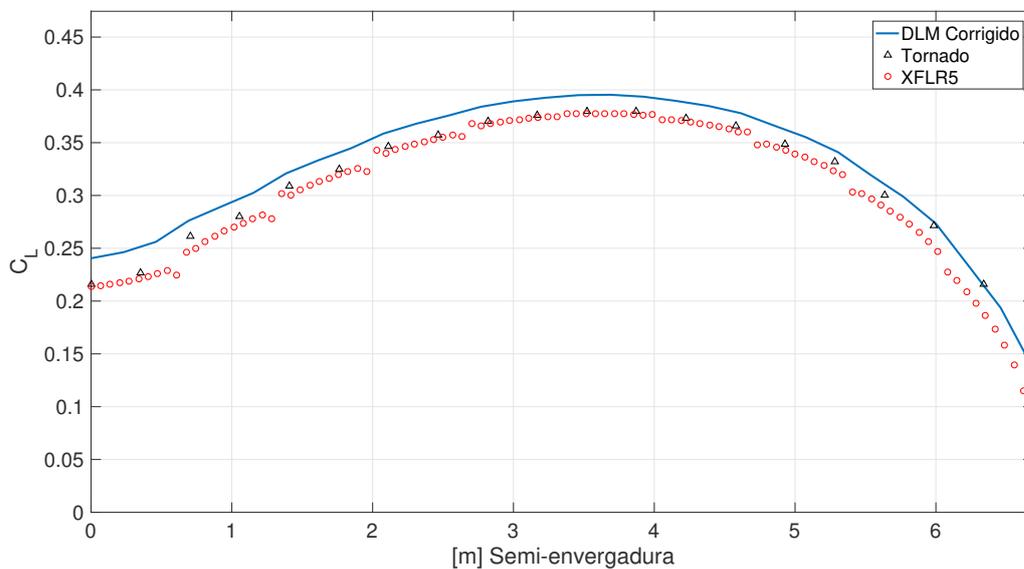
Decambering considerando uma determinada deflexão das superfícies (Fig. 25). A Fig. 26 mostra a nova distribuição de  $C_L$  obtidos pela correção aplicada neste trabalho, pelo XFLR5 e pelo Tornado.

Figura 25 – Modelo de deflexão utilizada para validação.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 26 – Distribuição de  $C_L$  com deflexão para validação entre os três modelos.



Fonte: Elaborada pelo autor.

As Tab. 5 e 6 apresentam, respectivamente, os resultados numéricos com e sem uso das múltiplas superfícies, obtidos pelos métodos para os valores de  $C_L$ ,  $C_{Di}$ ,  $C_{D0}$  e  $C_D$ , bem como as porcentagens comparativas de cada modelo em relação ao utilizado neste trabalho (DLM corrigido).

Tabela 5 – Valores de  $C_L$ ,  $C_{Di}$ ,  $C_{D0}$  e  $C_D$  para cada método utilizado, sem o uso das superfícies.

Resultados	DLM Corrigido	Tornado		XFLR5	
$C_L$	0,11520	0,10320	-10,42%	0,10986	-4,63%
$C_{Di}$	0,00032	0,00028	-12,50%	0,00033	+3,03%
$C_{D0}$	0,00722	-	-	0,00754	+4,24%
$C_D$	0,00754	-	-	0,00787	+4,19%

Tabela 6 – Valores de  $C_L$ ,  $C_{Di}$ ,  $C_{D0}$  e  $C_D$  para cada método utilizado, com o uso das superfícies.

Resultados	DLM Corrigido	Tornado		XFLR5	
$C_L$	0,32600	0,30970	-5,00%	0,31338	-3,87%
$C_{Di}$	0,00250	0,00280	+12,00%	0,00352	+40,80%
$C_{D0}$	0,00712	-	-	0,00779	+9,41%
$C_D$	0,00960	-	-	0,01131	+17,81%

Utilizado como base inicial de comparação e de validação da correção do DLM proposta neste trabalho, o modelo sem atuação das múltiplas superfícies de controle foi o que apresentou os melhores resultados, como observado na Fig. 24 e Tab. 5. Falando mais especificamente destes resultados, percebe-se que o processo corretório do DLM se manteve mais aproximado daquele obtido pelo XFLR5.

Como apresentado anteriormente, as simulações no XFLR5 foram realizadas utilizando o método dos painéis. Este método é um dos mais empregados em fases mais conceituais do projeto aerodinâmico de uma asa, uma vez que leva em consideração efeitos de espessura do aerofólio. Basicamente, a modelagem de painéis é feita distribuindo-se a malha sobre as superfícies do extradorso e intradorso, diferentemente do VLM clássico (como utilizado no Tornado) em que esta distribuição é realizada na linha da cambra da asa.

Quando analisamos os resultados gerados com a aplicação das múltiplas superfícies de controle (Fig. 26 e Tab. 6), vemos que para o  $C_L$  também houve melhores concordâncias com o XFLR5. No entanto, para o coeficiente de arrasto induzido ( $C_{Di}$ ), o valor obtido por este trabalho foi significativamente menor daquele do software citado. Já para o  $C_{D0}$ , não houve novamente expressiva discordância, fazendo com que o arrasto total gerado pela asa apresentasse uma diferença de pouco mais de 17,8% em relação ao XFLR5.

Na Seção 2.4, comentou-se sobre as dificuldades associadas no cálculo do coeficiente de arrasto de um corpo, principalmente quando se refere ao arrasto induzido. Não obstante, o método aplicado neste trabalho para o cálculo do  $C_{Di}$  é um dos mais simples no que tange à sua implementação, mas não é o que oferece maior acuracidade em seu resultado. Assim, é possível classificá-lo como sendo o que apresenta a melhor relação “custo/benefício” durante esta fase inicial de projeto.

Vale ressaltar também que os valores de arrasto mostrados nas Tabs. 5 e 6 se referem apenas à asa. Os resultados finais utilizados para a avaliação da eficiência aerodinâmica recebem os componentes de  $C_D$  das outras parcelas restante da aeronave, como fuselagem, conjunto moto-propulsor e empenagens. Estas demais parcelas foram obtidas durante o projeto do Dolphin por Silva e Gil (2017). Ao final, tem-se que o valor de  $C_D$  mostrado na Tab. 5, resultante da correção do DLM, é somado aos  $C_D$  das demais estruturas de tal forma a se respeitar a polar de arrasto trimada da aeronave, calculada por Silva e Gil (2017).

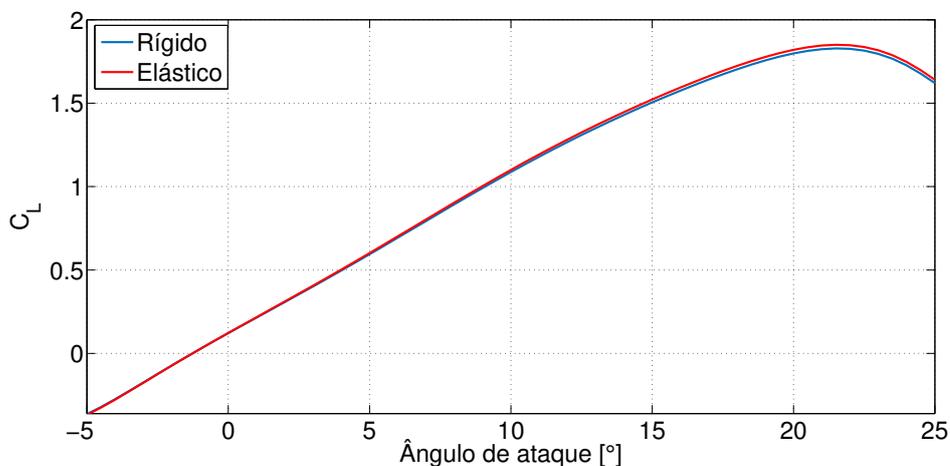
Quando se compara o  $C_D$  gerado apenas pela asa com o  $C_D$  da aeronave trimada, percebe-se que aquele representa cerca de 33,8% deste. Ao somarm os demais componentes do Dolphin nos resultados

obtidos pelo DLM corrigido e pelo XFRL5, verifica-se que a diferença de arrasto total cai dos 17,81% (Tab. 6) para 6,02%.

Como descrito na seção 2.3, a técnica do *Decambering* é capaz de realizar as correções ao DLM incluindo a região não linear do aerofólio. Ao analisar os efeitos aerodinâmicos gerados pelas múltiplas superfícies em uma asa sujeita a altos ângulos de ataque (como é o caso em altos fatores de carga), torna-se importante a avaliação da região não linear da curva  $C_L \times \alpha$  para evitar o *stall*.

A Fig. 27 apresenta as curvas de  $C_L \times \alpha$  rígida e elástica para a asa do Dolphin. A partir dela, estima-se que o  $C_L$  máximo para asa é de aproximadamente de 1,85, com o *stall* ocorrendo no ângulo de ataque igual a 21,5°. Também, pode-se notar que os efeitos elásticos são mais evidentes para altos valores de  $\alpha$ , já que o acréscimo de sustentação leva ao aumento dos níveis de deformação da estrutura.

Figura 27 – Curvas de  $C_L \times \alpha$  rígida e elástica para a asa do Dolphin.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Contudo, pode-se considerar como aceitável a técnica de correção desenvolvida neste trabalho por duas razões principais. A primeira delas refere-se à qualidade dos resultados. A aplicação da técnica do *Decambering* permitiu fazer com que um software reconhecido globalmente pela realização de análises estruturais (Nastran) fosse capaz de realizar análises aerodinâmicas com uma boa acuracidade (principalmente no que diz respeito ao coeficiente de sustentação).

O segundo motivo está ligado ao fato de a técnica utilizada, e também pela forma em que foi empregada, consumir um baixo custo computacional. Outra forma de realizar as análises descritas nesta dissertação seria, por exemplo, agregar um outro software especificamente aerodinâmico no processo. Esta medida com certeza traria um expressivo custo computacional que não compensaria o ganho extra de acuracidade. Por fim, vale ressaltar que os próprios softwares e outros programas aerodinâmicos apresentam diferenças de resultados entre si, relacionadas ao fato de cada um utilizar-se de variados modelos para solução.

## RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo, são apresentados os resultados e discussões acerca das otimizações propostas. Para todos os processos de otimização, serão definidas algumas configurações mesclando a utilização de materiais metálico e laminado para confecção da asa, juntamente com o emprego ou não das múltiplas superfícies de comando. Primeiramente, são apresentados os resultados das otimizações estruturais para quatro configurações de asa diferentes, detalhando as distribuições de carga encontradas e as análises estática e de flambagem. Em seguida, são exibidos os efeitos da utilização das múltiplas superfícies para o voo de cruzeiro, debatendo sobre as modificações nos coeficientes aerodinâmicos. Por fim, os resultados de ambas classes de otimizações são integrados para avaliação dos impactos no desempenho global de voo da aeronave Dolphin.

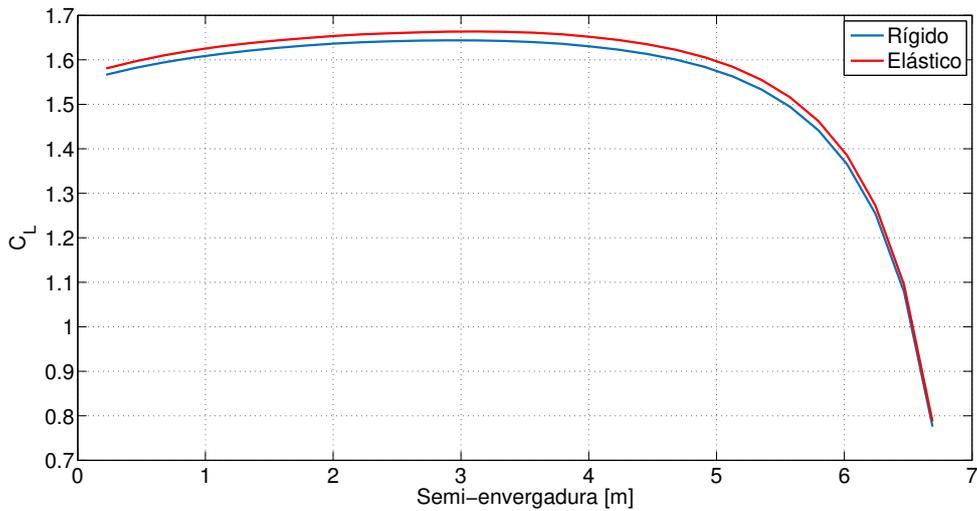
### 4.1 Otimização Estrutural

Como descrito na Seção 2.7, a primeira etapa do processo de otimização iniciou-se pelo dimensionamento estrutural sob condição crítica de voo (recuperação de mergulho), com o intuito de se reduzir a massa da estrutura. Para realizar uma análise comparativa entre os efeitos da utilização das múltiplas superfícies de controle, e também da aplicação de fibra de carbono laminada para confecção da asa, foram propostas quatro diferentes configurações, conforme explicadas na Tab. 7. Vale ressaltar que estas configurações também foram utilizadas para as otimizações aerodinâmicas, de acordo com o mostrado na Seção 4.2.

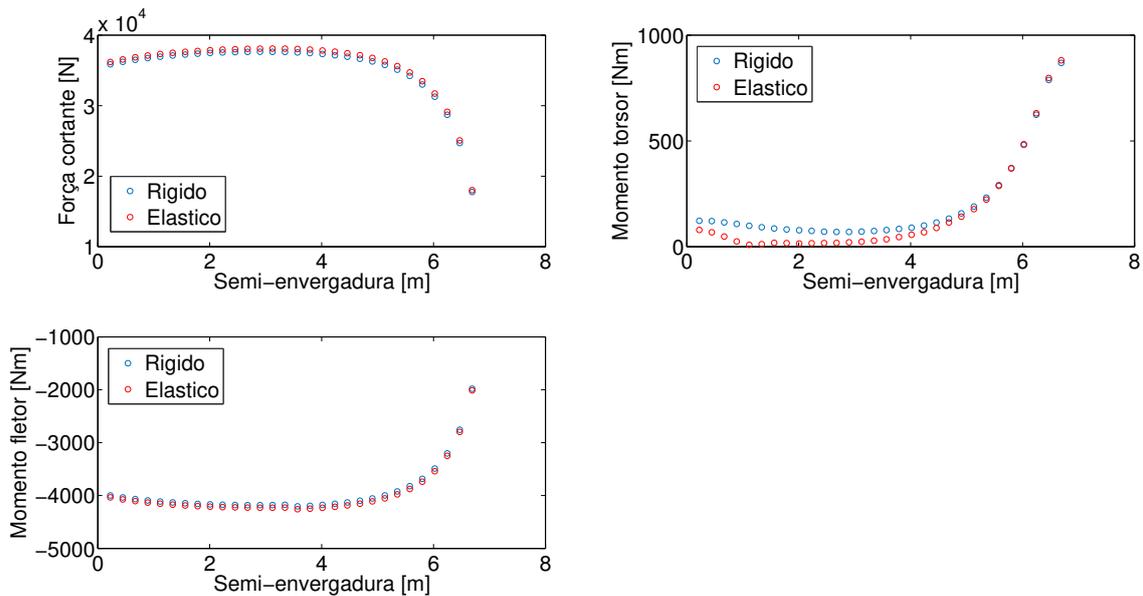
Tabela 7 – Configurações para otimização.

Configurações de asa	Descrição
<i>Baseline</i>	Asa convencional metálica
OTM1	Asa metálica com múltiplas superfícies de controle
OTM2	Asa convencional de fibra de carbono laminada
OTM3	Asa de fibra de carbono laminada com múltiplas superfícies de controle

As Figuras 28 e 29 mostram as distribuições de  $C_L$  e de cargas obtidas como resultado da otimização para configuração *Baseline*, ambas evidenciando a comparação entre as estruturas totalmente rígida e elástica. As cargas citadas são compostas pelos carregamentos cortante e dos momentos fletor e torsor. Já as Figs. 30 a 37 apresentam os resultados das análises estruturais da configuração *Baseline* otimizada, realizadas no Nastran. As Tabs. 8 e 9 mostram, respectivamente, os valores encontrados ao final da otimização para as espessuras dos revestimentos e longarinas e as dimensões dos reforçadores e nervuras.

Figura 28 – Distribuição de  $C_L$  para configuração *Baseline*.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 29 – Distribuição de cargas para configuração *Baseline*.

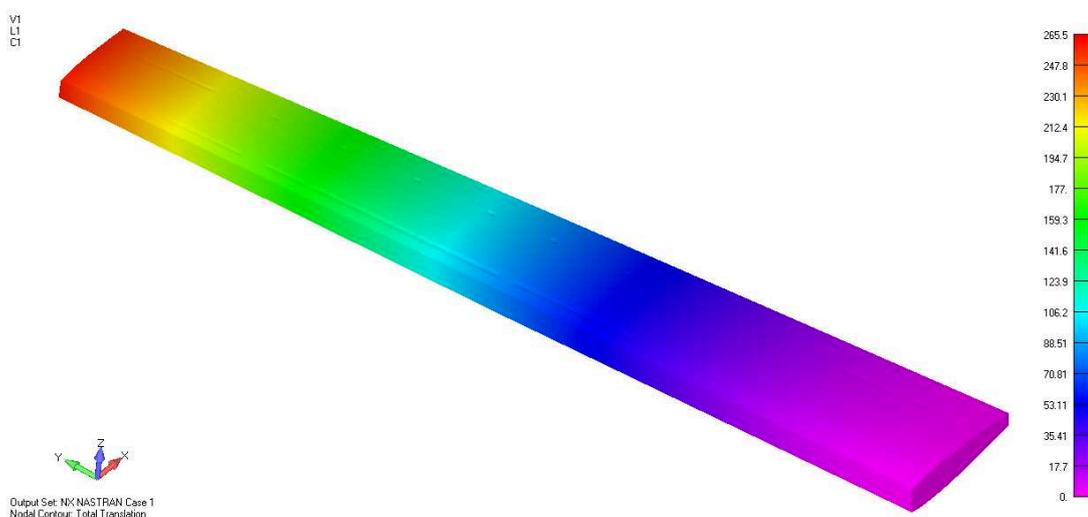
Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 8 – Espessuras otimizadas da configuração *Baseline* para os revestimentos e longarinas. “Espessura 1” indica a região mais próxima da raiz, enquanto as demais se localizam sucessivamente para a ponta da asa.

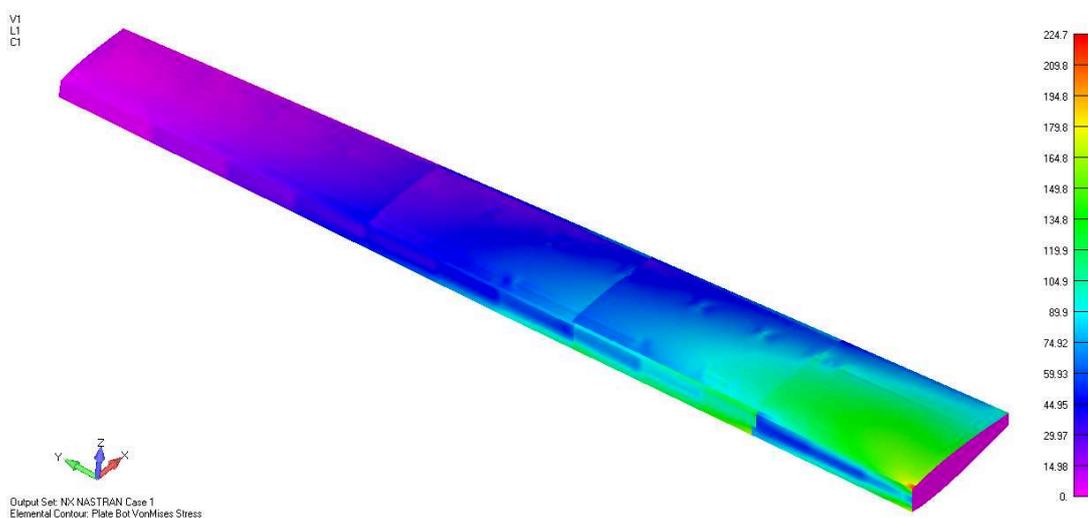
Componente	Espessura 1 [mm]	Espessura 2 [mm]	Espessura 3 [mm]	Espessura 4 [mm]
Revestimento do extradorso	3,2	3,5	2,5	1,5
Revestimento do intradorso	3,3	2,3	1,1	1,0
Longarina principal	4,0	1,7	1,0	4,2
Longarina secundária	3,8	1,6	1,9	1,7

Tabela 9 – Dimensões otimizadas da configuração *Baseline* para os reforçadores e nervuras.

Componente	Largura [mm]	Espessura [mm]
Reforçadores do extradorso	27,7	1,0
Reforçadores do intradorso	5,0	2,4
Nervuras	-	1,1

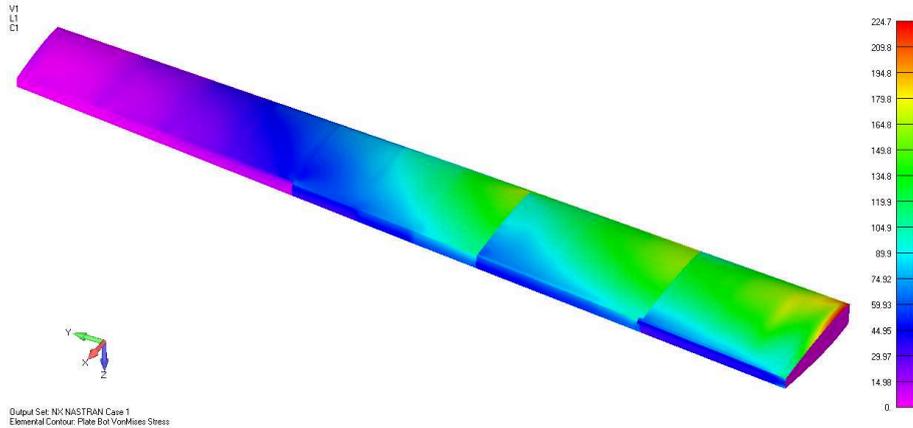
Figura 30 – Deformações estruturais da configuração *Baseline*. Máxima deformação de 265,5 mm.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 31 – Distribuição das tensões de *Von Mises* no extradorso da configuração *Baseline*. Máxima tensão de 224,7 MPa (Fator de segurança igual a 2,00).

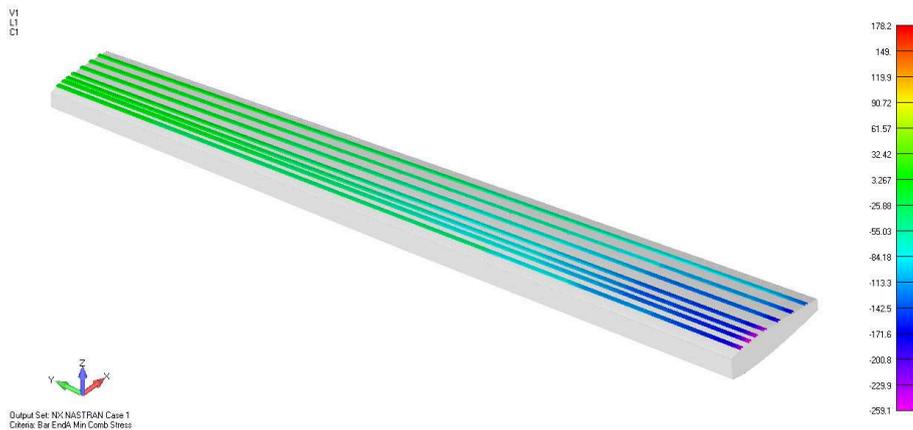
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 32 – Distribuição das tensões de *Von Mises* no intradorso da configuração *Baseline*. Máxima tensão de 224.7MPa (Fator de segurança igual a 2.00).



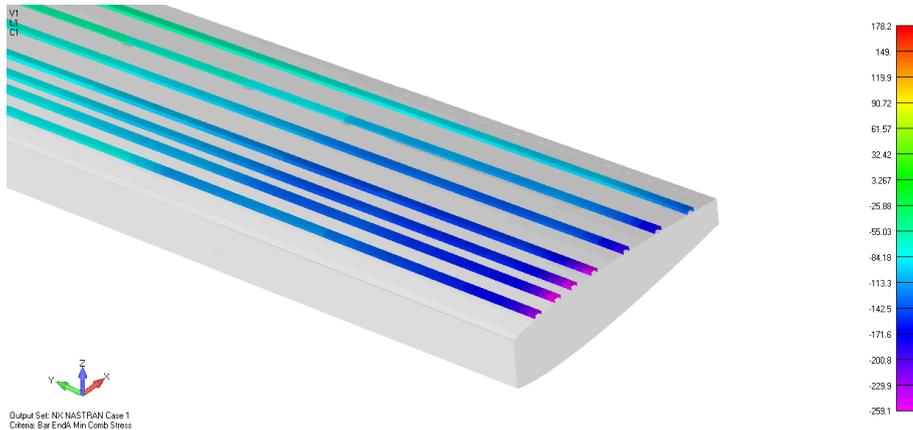
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 33 – Distribuição das tensões nos reforçadores do extradorso da configuração *Baseline*. Máxima tensão de -259.1 MPa (Fator de segurança igual a 1,74).



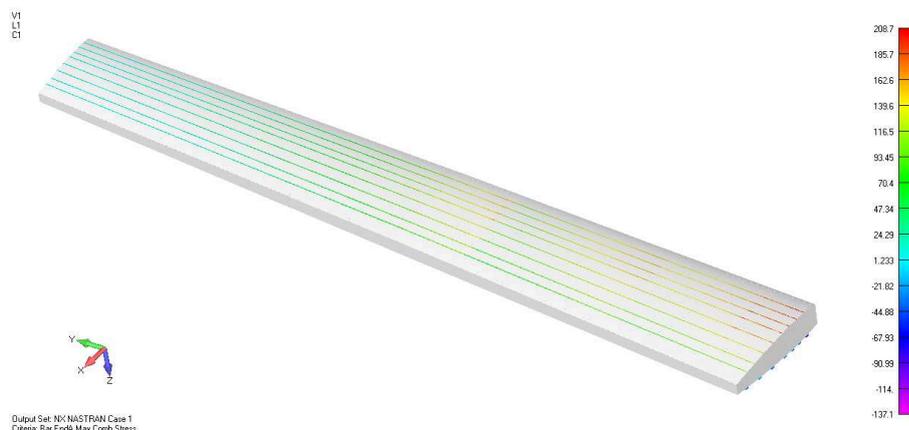
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 34 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do extradorso da configuração *Baseline*. Máxima tensão de -259.1 MPa (Fator de segurança igual a 1,74).



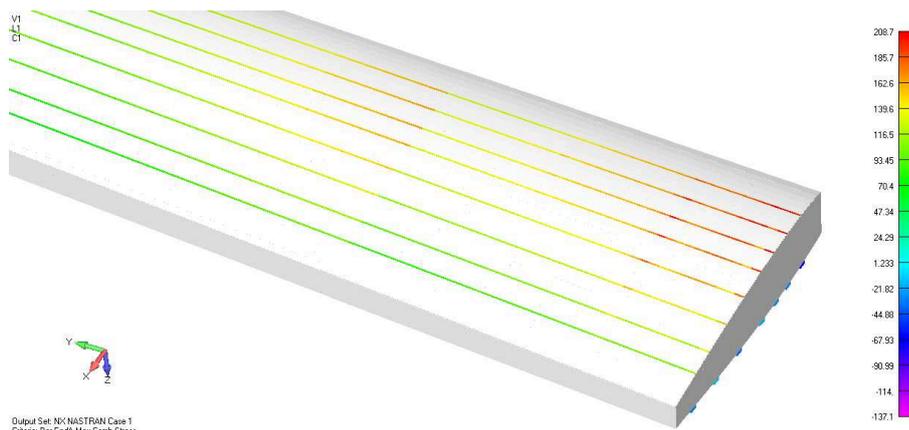
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 35 – Distribuição das tensões nos reforçadores do intradorso da configuração *Baseline*. Máxima tensão de 208,7 MPa (Fator de segurança igual a 2,16).



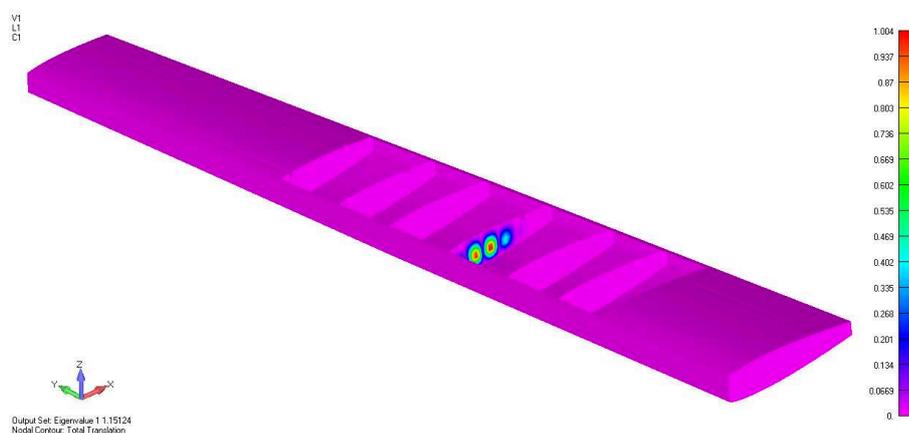
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 36 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do intradorso da configuração *Baseline*. Máxima tensão de 208,7 MPa (Fator de segurança igual a 2,16).



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 37 – Primeiro modo de flambagem da configuração *Baseline*. Autovalor de 1,15124 (Fator de segurança igual a 1,15).



Fonte: Elaborada pelo autor.

Como exposto anteriormente, a condição extrema de voo utilizada para as análises estruturais considera que a aeronave esteja em sua velocidade de mergulho ( $V_D = 131,27$  m/s) e submetida a um fator de carga equivalente a 3,8. Sob esta condição, a integração das distribuições de  $C_L$  ilustradas na Fig. 28 indica os valores de coeficientes de sustentação global de 1,568 e 1,585 para as estruturas rígida e elástica, respectivamente. Portanto, levando em consideração somente os efeitos da elasticidade da asa, tem-se um acréscimo de aproximadamente 1,18% de sustentação.

Ao analisar a Figura 29, percebe-se que a carga mais afetada pelo efeito elástico é o momento torsor. Nas localidades mais próximas da região da raiz, é possível observar uma redução do carregamento torcional, o que não ocorre na ponta de asa. Para o momento fletor, a elasticidade traz um pequeno incremento proximamente a raiz, gerado pelo aumento do cortante, o qual está diretamente ligado ao ganho de  $C_L$ .

Para as análises estruturais, constatou-se que o grande limitador para efeito de dimensionamento foi a flambagem. As Figs. 31 a 36 mostram que o menor fator de segurança obtido nas análises estáticas foi de 1,74, nos reforçadores do extradorso, próximos da região da raiz. Em outras palavras, para a condição crítica de voo, estes reforçadores suportariam 74% a mais de tensão se acaso fossem analisados somente do ponto de vista estrutural estático, fazendo com que os componentes fossem menores e, conseqüentemente, a asa obtivesse menor massa.

Quando é incluído um critério de restrição para flambagem, observa-se que a sétima nervura (contadas da raiz para ponta) apresenta uma situação de instabilidade estrutural próxima da condição crítica de voo. O autovalor igual a 1,15124 apresentado indica que a carga crítica para que esta respectiva flambagem está a apenas 15% acima da experimentada pela asa.

Na Seção 2.7.1 definiu-se como limite mínimo para o autovalor o valor unitário, ou seja, no limiar da instabilidade (fator de segurança igual a 1), dada a consideração de que se trataria de uma análise mais conceitual e inicial de projeto. No entanto, como exposto, o resultado da otimização apresentou um mínimo local com um autovalor ligeiramente superior ao limite estabelecido. A explicação mais plausível para a ocorrência deste resultado talvez se dê pela complexidade do processo de otimização como um todo. Vale ressaltar que nenhuma das variáveis de otimização atingiu seus limites de variação, e foram realizadas cerca de 20 otimizações, inicializadas com diferentes sementes<sup>1</sup>, tendo todas convergido para resultados semelhantes ao demonstrado da configuração *Baseline*. Ao final, obteve-se uma estrutura para o caixão da semi-asa com a massa apresentada na Tab. 10.

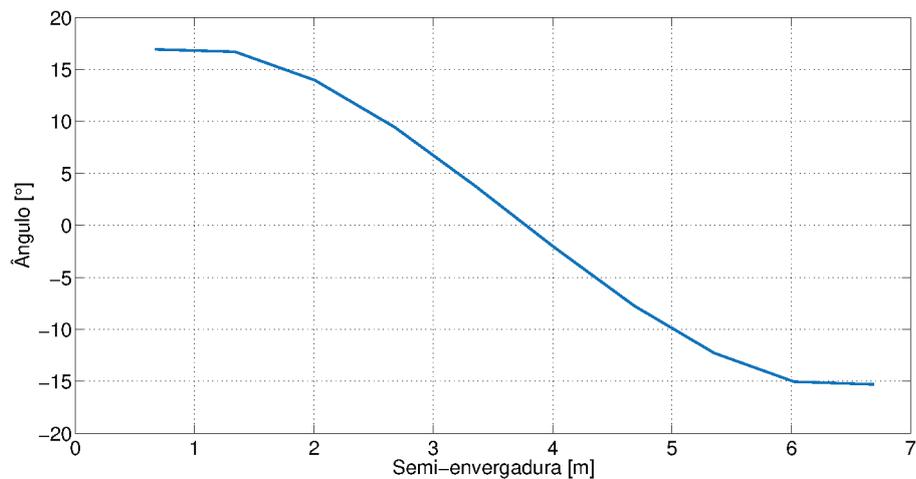
Tabela 10 – Massa do caixão da semi-asa para a configuração *Baseline*.

Configuração	Massa [kg]
<i>Baseline</i>	84,69

As Figuras 38 a 41 apresentam as deflexões das superfícies de controle (gráfico e modelo 3D) e as distribuições de  $C_L$  e de cargas para a configuração OTM1, bem como as Figs. 42 a 49 evidenciam os resultados das análises estruturais. As Tabs. 11 e 12 mostram, respectivamente, os valores encontrados ao final da otimização para as espessuras dos revestimentos e longarinas e as dimensões dos reforçadores e nervuras.

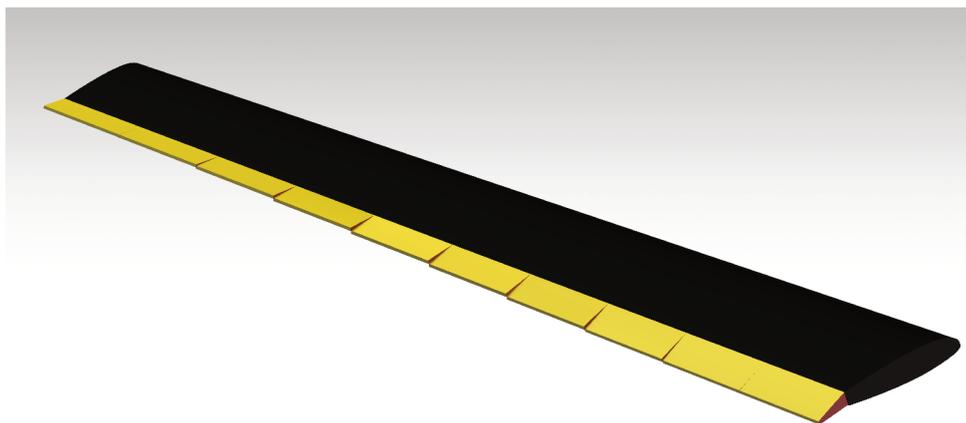
<sup>1</sup> Semente é o nome dado ao valor utilizado para inicialização do comando randômico em cada processo de otimização. Diferentes valores de semente alteram o início do processo, inibindo as otimizações de apresentarem sempre o mesmo resultado.

Figura 38 – Deflexões das superfícies de controle obtidas para a configuração OTM1.

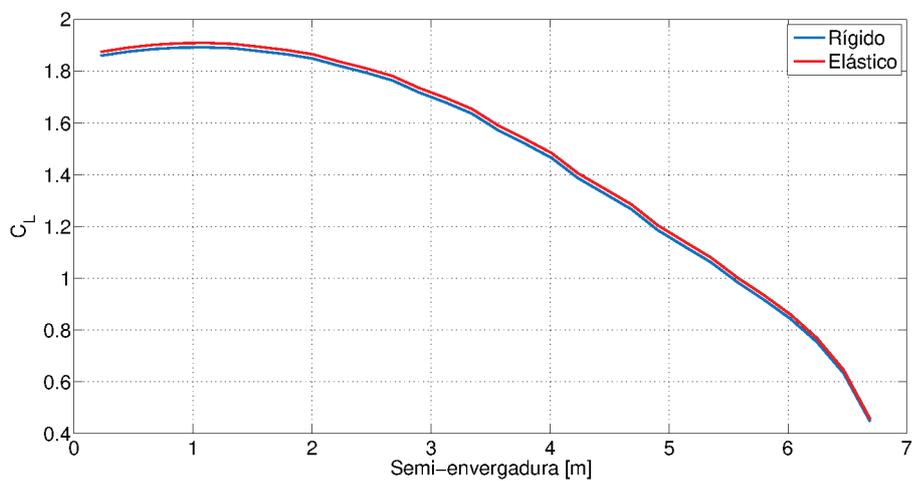


Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 39 – Modelo 3D da asa com as deflexões das superfícies para a configuração OTM1.

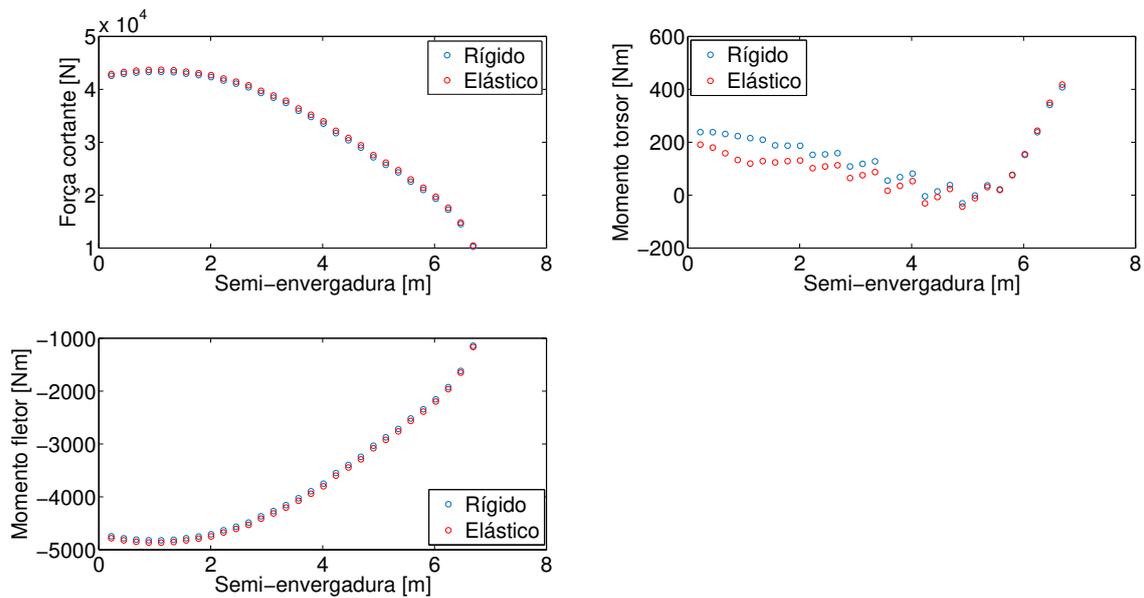


Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 40 – Distribuição de  $C_L$  para configuração OTM1.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 41 – Distribuição de cargas para configuração OTM1.



Fonte: Elaborada pelo autor.

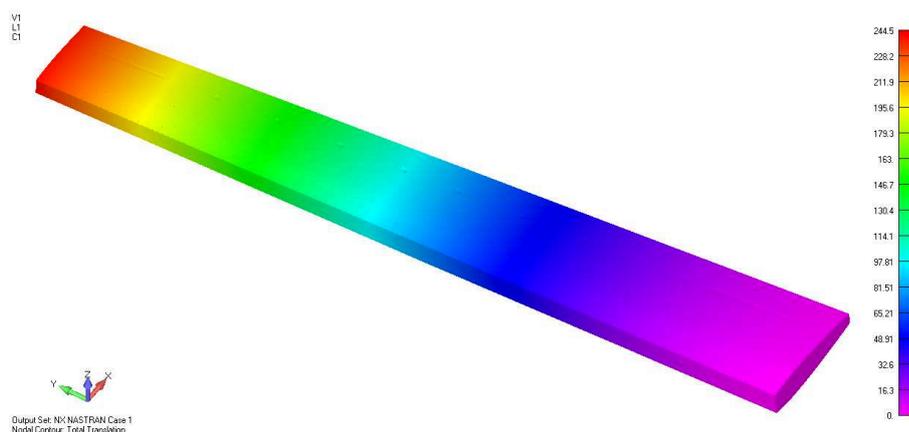
Tabela 11 – Espessuras otimizadas da configuração OTM1 para os revestimentos e longarinas. “Espessura 1” indica a região mais próxima da raiz, enquanto as demais se localizam sucessivamente para a ponta da asa.

Componente	Espessura 1 [mm]	Espessura 2 [mm]	Espessura 3 [mm]	Espessura 4 [mm]
Revestimento do extradorso	3,0	3,0	2,1	1,3
Revestimento do intradorso	2,7	2,0	0,9	0,8
Longarina principal	3,2	1,4	0,9	3,4
Longarina secundária	3,1	1,9	1,6	1,3

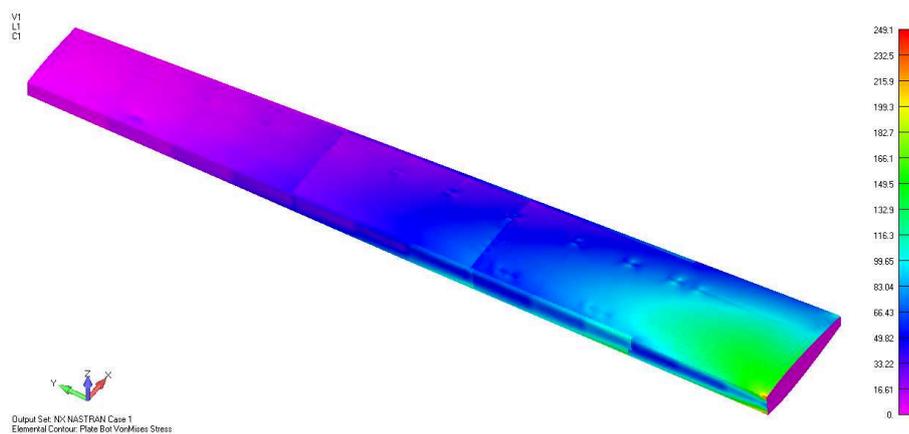
Tabela 12 – Dimensões otimizadas da configuração OTM1 para os reforçadores e nervuras.

Componente	Largura [mm]	Espessura [mm]
Reforçadores do extradorso	26,6	1,0
Reforçadores do intradorso	4,0	1,9
Nervuras	-	1,1 mm

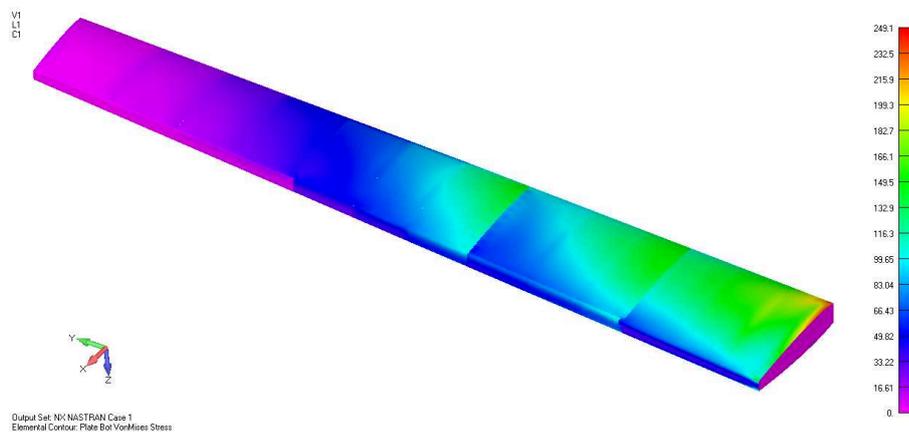
Figura 42 – Deformações estruturais da configuração OTM1. Máxima deformação de 244,5 mm.



Fonte: Elaborada pelo autor.

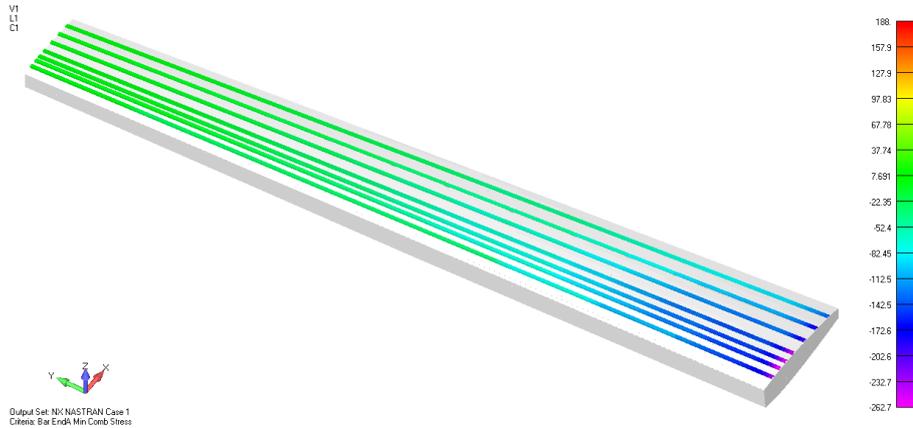
Figura 43 – Distribuição das tensões de *Von Mises* no extradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de 249,1 MPa (Fator de segurança igual a 1,81).

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 44 – Distribuição das tensões de *Von Mises* no intradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de 249,1 MPa (Fator de segurança igual a 1,81).

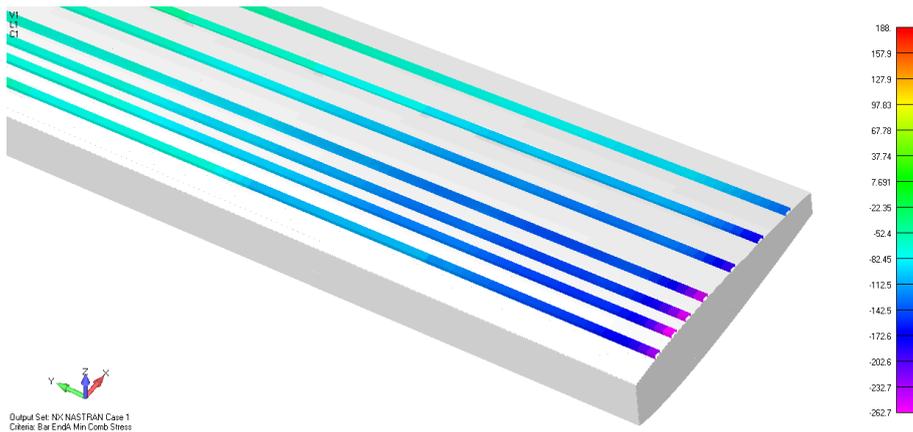
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 45 – Distribuição das tensões nos reforçadores do extradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de  $-262.7$  MPa (Fator de segurança igual a 1,71).



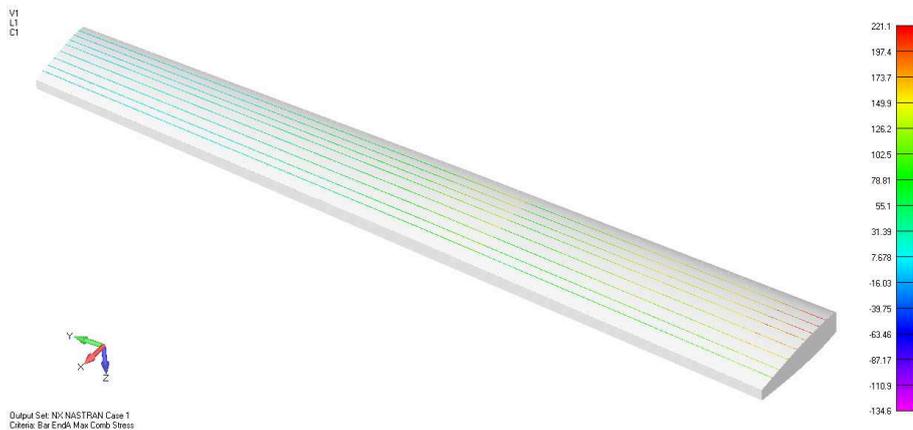
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 46 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do extradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de  $-262.7$  MPa (Fator de segurança igual a 1,71).



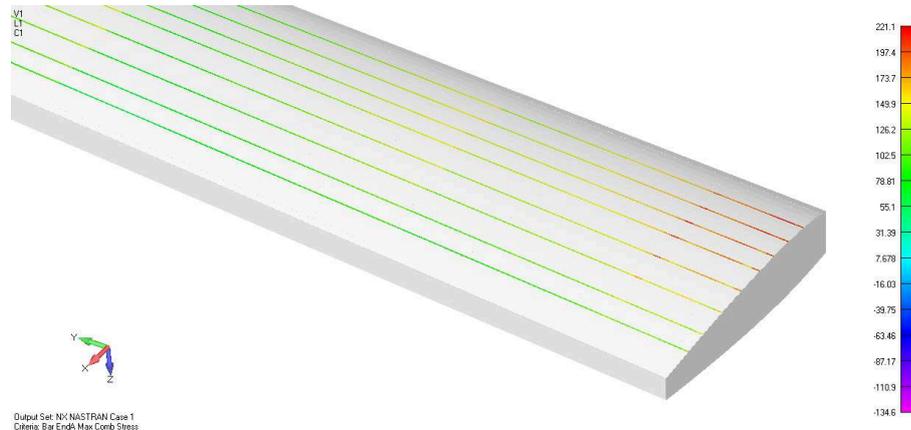
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 47 – Distribuição das tensões nos reforçadores do intradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de  $221,1$  MPa (Fator de segurança igual a 2,03).



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 48 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do intradorso da configuração OTM1. Máxima tensão de 221,1 MPa (Fator de segurança igual a 2,03).



Fonte: Elaborada pelo autor.

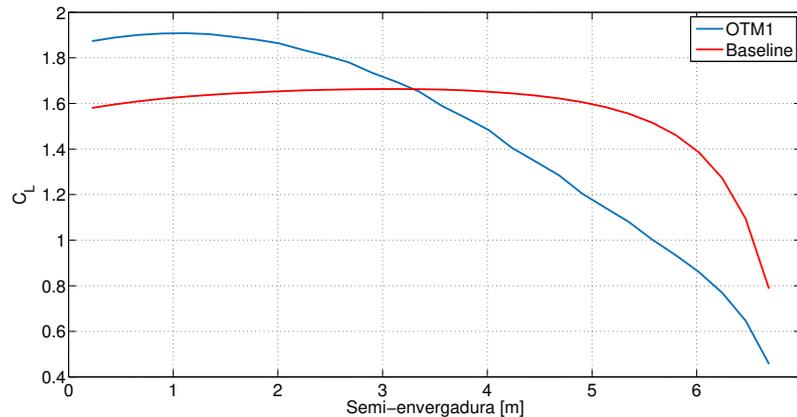
Figura 49 – Primeiro modo de flambagem da configuração OTM1. Autovalor de 1,03438 (Fator de segurança igual a 1,03).



Fonte: Elaborada pelo autor.

As deflexões mostradas pelas Fig. 38 e 39 apontam que a otimização buscou que as superfícies de controle apresentassem um ângulo positivo próximo da raiz e, por outro lado, negativo nas localidades da ponta. Portanto, pode-se concluir que em uma situação crítica de voo, em recuperação de mergulho, a aeronave poderia atuar suas superfícies desta maneira para manter sua integridade estrutural.

A curva obtida pelas deflexões sugere um acréscimo de sustentação na raiz, com um decréscimo à medida em que se aproxima da ponta asa, o que pode ser facilmente observado na Fig. 40. Este movimento fica ainda mais claro quando se compara ambas as distribuições de  $C_L$  elásticas das configurações *Baseline* e OTM1, mostradas na Fig. 50. Com a redistribuição de sustentação, concentrando-a mais na região da raiz, há também a redistribuição do momento fletor ao qual a asa fica submetida, como pode ser observado na Fig. 41. Uma vez que a sustentação total é a mesma (o fator de carga continua sendo de 3,8 e não há redução do peso total da aeronave), quando ela se concentra mais próxima à fuselagem, há uma alteração no seu ponto de atuação, modificando “braço” do momento fletor. Com esta mudança, consegue-se mais liberdade para o dimensionamento estrutural, o que acarretou em uma diminuição da massa, como apresentado na Tab. 13.

Figura 50 – Comparativo da distribuição de  $C_L$  entre as configurações *Baseline* e OTM1.

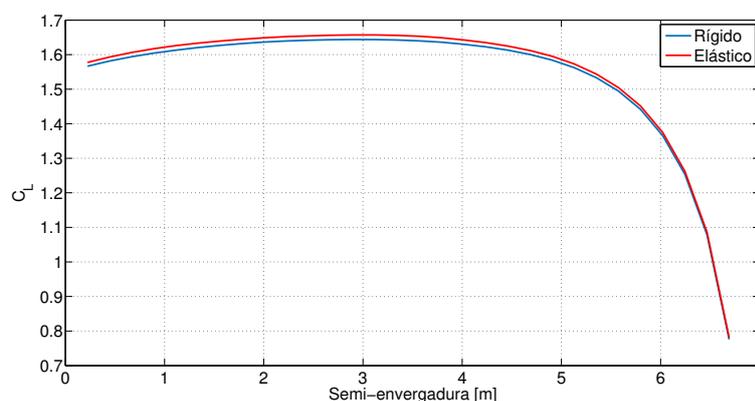
Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 13 – Massa do caixão da semi-asa para as configurações *Baseline* e OTM1. A redução mostrada é em relação a *Baseline*.

Configuração	Massa [kg]	Redução [%]
<i>Baseline</i>	84,7	-
OTM1	69,4	18,0

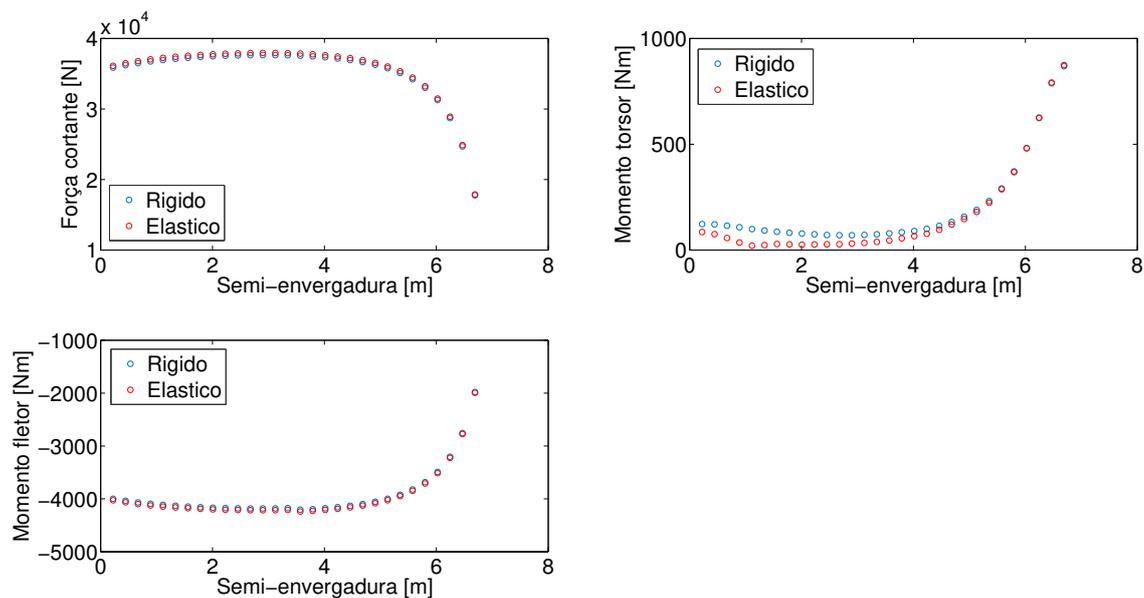
Quanto às análises estruturais, novamente a flambagem se comportou como o limitante para o dimensionamento. A Fig. 49 mostra que nesta otimização o resultado apresentou duas diferenças básicas em relação à configuração *Baseline*. A primeira delas refere-se ao modo de flambagem, em que para OTM1 ocorre ao final da segunda seção do revestimento do extradorso. A outra diferença está no autovalor, agora bem mais próximo do limite imposto na otimização, mas ainda superior ao valor unitário (1,03 de fator de segurança). As análises estruturais estáticas (Figs. 43 a 48) apresentaram grandes fatores de segurança também para a configuração OTM1, sendo o mínimo de 1,71 para os reforçadores localizados no extradorso da semi-asa (Fig. 46).

As Figuras 51 a 52 evidenciam as distribuições de  $C_L$  e de cargas obtidas para a configuração OTM2. As Figs. 53 a 60 mostram os resultados das análises estruturais e as Tabs. 14 e 15 apresentam, respectivamente, os valores encontrados ao final da otimização para as espessuras dos revestimentos e longarinas, além das dimensões dos reforçadores e nervuras.

Figura 51 – Distribuição de  $C_L$  para configuração OTM2.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 52 – Distribuição de cargas para configuração OTM2.



Fonte: Elaborada pelo autor.

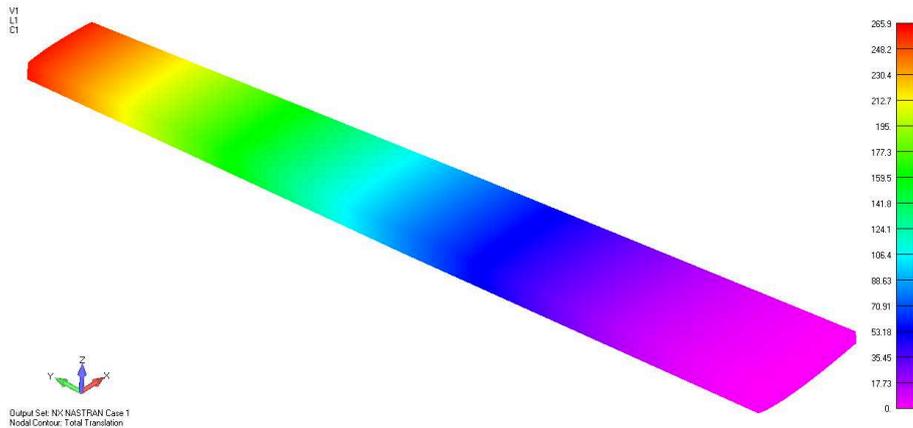
Tabela 14 – Espessuras otimizadas da configuração OTM2 para os revestimentos e longarinas. “Espessura” indica a região mais próxima da raiz, enquanto as demais se localizam sucessivamente para a ponta da asa.

Componente	Espessura 1 [mm]	Espessura 2 [mm]	Espessura 3 [mm]	Espessura 4 [mm]
Revestimento do extradorso	1,8	2,2	1,4	1,0
Revestimento do intradorso	2,2	1,4	0,6	0,6
Longarina principal	2,4	1,0	1,0	3,0
Longarina secundária	2,6	1,0	1,0	1,2

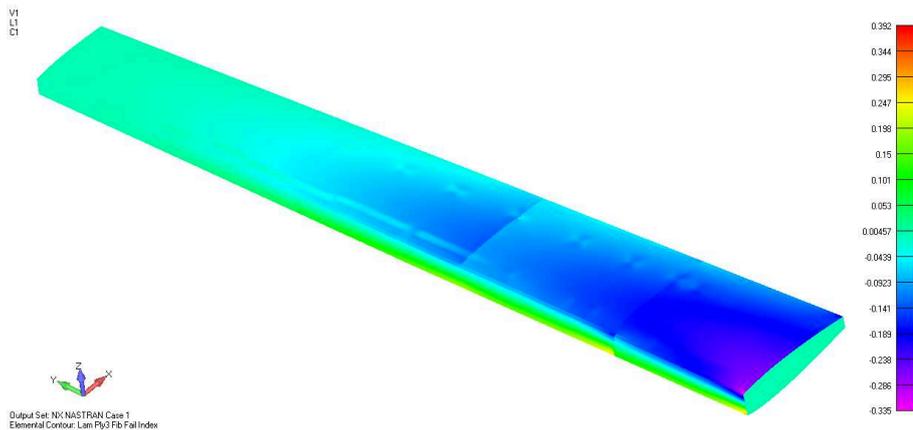
Tabela 15 – Dimensões otimizadas da configuração OTM2 para os reforçadores e nervuras.

Componente	Largura [mm]	Espessura [mm]
Reforçadores do extradorso	29,0	1,0
Reforçadores do intradorso	4,2	1,9
Nervuras	-	0,8

Figura 53 – Deformações estruturais da configuração OTM2. Máxima deformação de 265,9 mm.

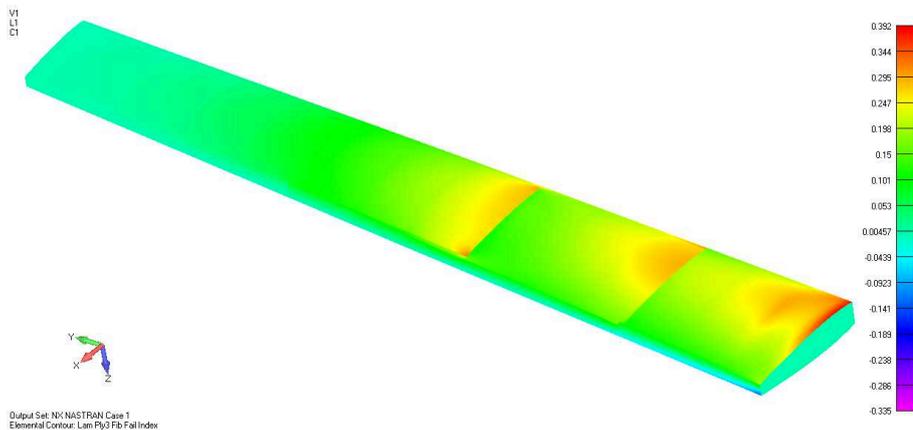


Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 54 – Distribuição dos índices de falha na camada mais crítica da laminação do extradorso da configuração OTM2. Máximo índice de falha de  $-0,335$  (Fator de segurança igual a 2,98).

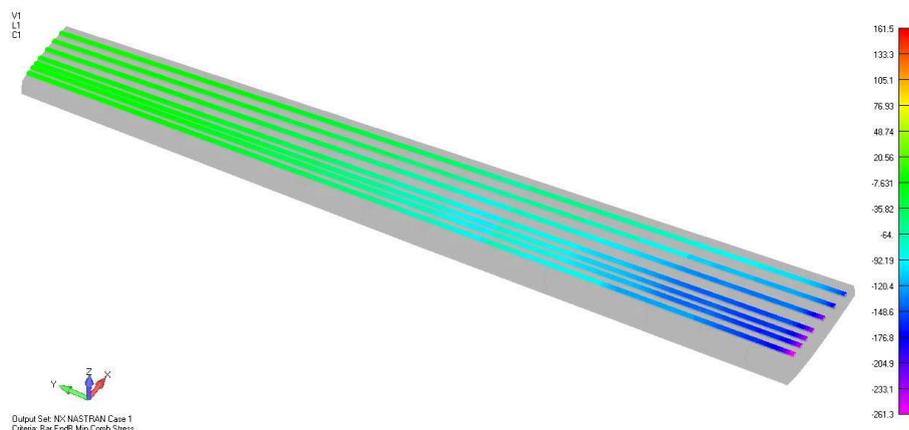
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 55 – Distribuição dos índices de falha na camada mais crítica da laminação do intradorso da configuração OTM2. Máximo índice de falha de 0,392 (Fator de segurança igual a 2,55).



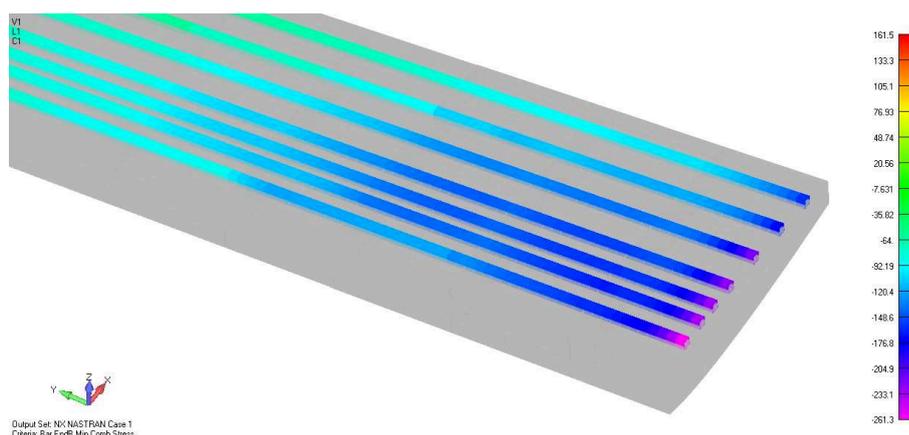
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 56 – Distribuição das tensões nos reforçadores do extradorso da configuração OTM2. Máxima tensão de  $-261,3$  MPa (Fator de segurança igual a 1,72).



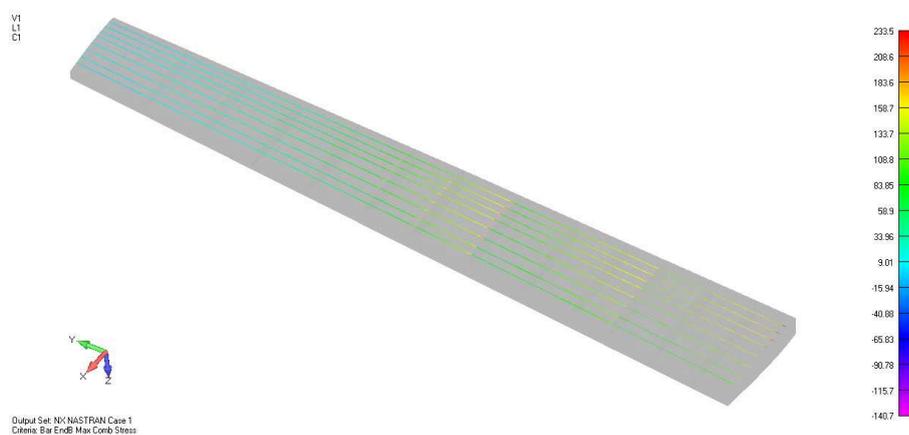
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 57 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do extradorso da configuração OTM2. Máxima tensão de  $-261,3$  MPa (Fator de segurança igual a 1,72).



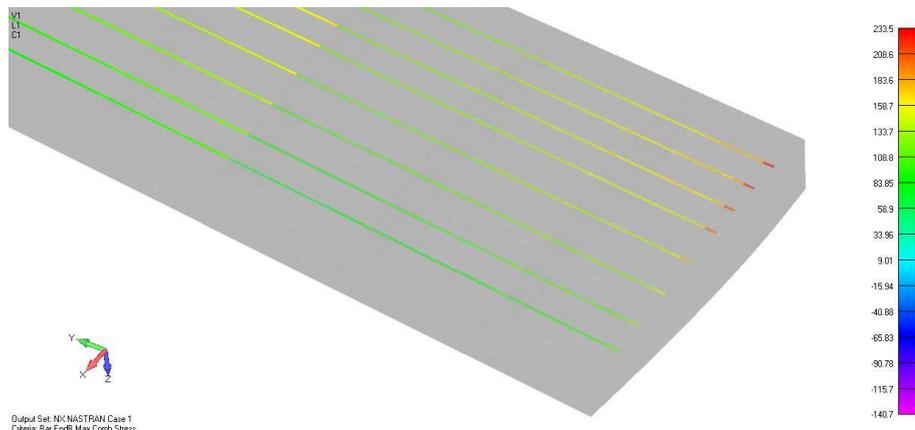
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 58 – Distribuição das tensões nos reforçadores do intradorso da configuração OTM2. Máxima tensão de  $233,5$  MPa (Fator de segurança igual a 1,92).



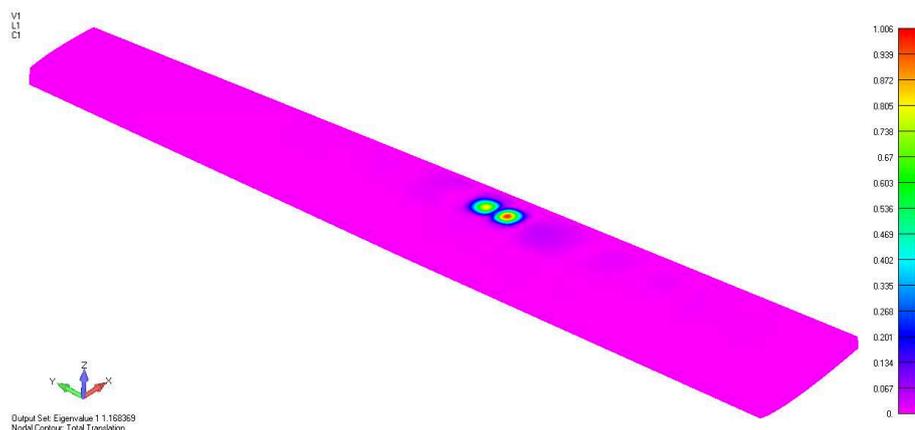
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 59 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do intradorso da configuração OTM2. Máxima tensão de 233,5 MPa (Fator de segurança igual a 1,92).



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 60 – Primeiro modo de flambagem da configuração OTM2. Autovalor de 1,16837 (Fator de segurança igual a 1,17).



Fonte: Elaborada pelo autor.

A partir da análise da distribuição de  $C_L$  para a configuração OTM2 (Fig. 51), pode-se constatar muita semelhança com a obtida pela configuração *Baseline* (Fig. 28). No entanto, quando se analisa os valores globais dos coeficientes de sustentação, calculados pela integração das curvas, é possível notar uma redução do efeito da elasticidade na utilização da fibra de carbono. Se para a *Baseline* havia um acréscimo de 1,18% devido à deformação elástica, para a configuração OTM2 tem-se apenas 0,75%, com os  $C_L$  rígido e elástico valendo 1,568 e 1,578, respectivamente. Quanto às cargas (Fig. 52), também observa-se a mesma semelhança com a configuração *Baseline* (Fig. 29).

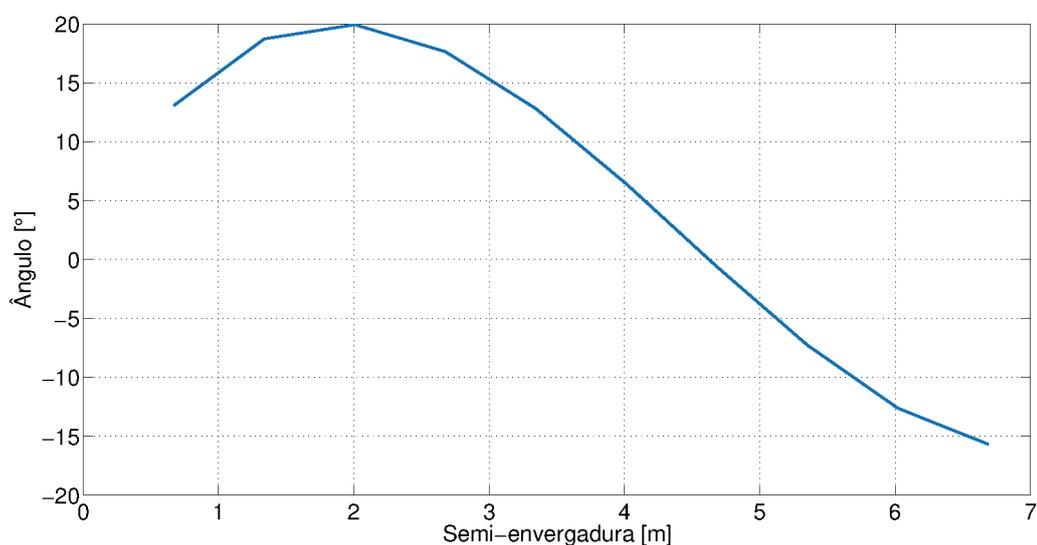
As análises estruturais apontaram para a flambagem (Fig. 60) como o grande limitante para o dimensionamento, apresentando seu primeiro modo no final da segunda seção do extradorso, com um autovalor igual a quase 1,17. Na parte estática (Figs. 54 a 59), o menor fator de segurança encontrado ficou novamente com os reforçadores do extradorso (Fig. 57), com um valor de 1,72, deixando claro que este componente é o mais solicitado na situação crítica de voo experimentada neste trabalho. Inclusive, parte deste componente a grande contribuição para a segurança contra flambagem, permitindo que as chapas do extradorso detenham uma espessura relativamente mais fina (Tab. 14). Por fim, constatou-se uma redução de 28,0% da massa estrutural em relação à configuração *Baseline*, como mostrado na Tab. 16, devido principalmente à maior razão entre o limite de tensão e a densidade apresentada pela fibra de carbono perante ao alumínio.

Tabela 16 – Massa do caixão da semi-asa para as configurações *Baseline*, OTM1 e OTM2. As reduções mostradas são em relação à *Baseline*.

Configuração	Massa [kg]	Redução [%]
<i>Baseline</i>	84,7	-
OTM1	69,4	18,0
OTM2	60,9	28,0

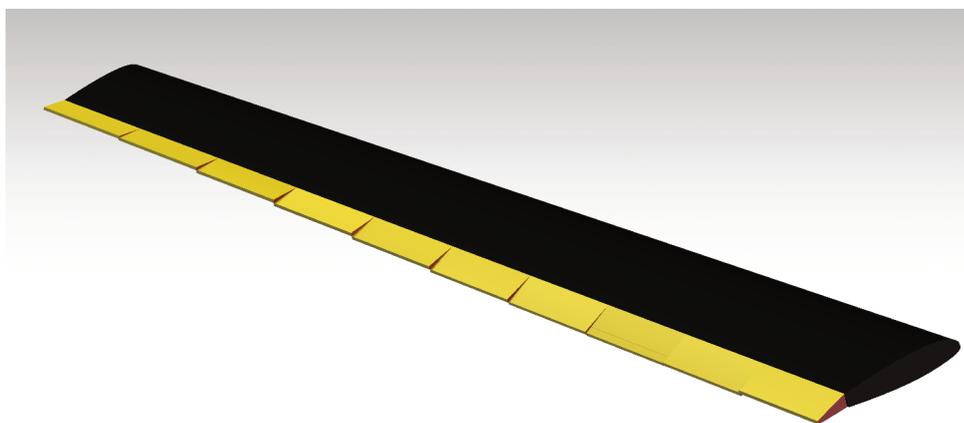
As Figs. 61 a 64 apresentam as deflexões das superfícies de controle (gráfico e modelo 3D) e as distribuições de  $C_L$  e de cargas para a configuração OTM1, bem como as Figs. 65 a 72 evidenciam os seus resultados das análises estruturais. As Tabs. 17 e 18 mostram, respectivamente, os valores encontrados ao final da otimização para as espessuras dos revestimentos e longarinas e as dimensões dos reforçadores e nervuras.

Figura 61 – Deflexões das superfícies de controle obtidas para a configuração OTM3.

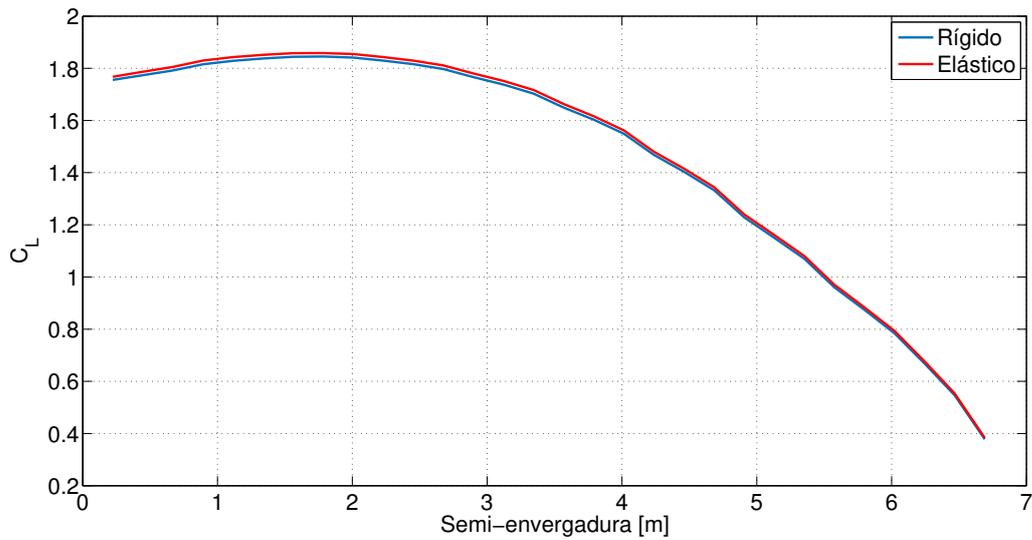


Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 62 – Modelo 3D da asa com as deflexões das superfícies para a configuração OTM3.

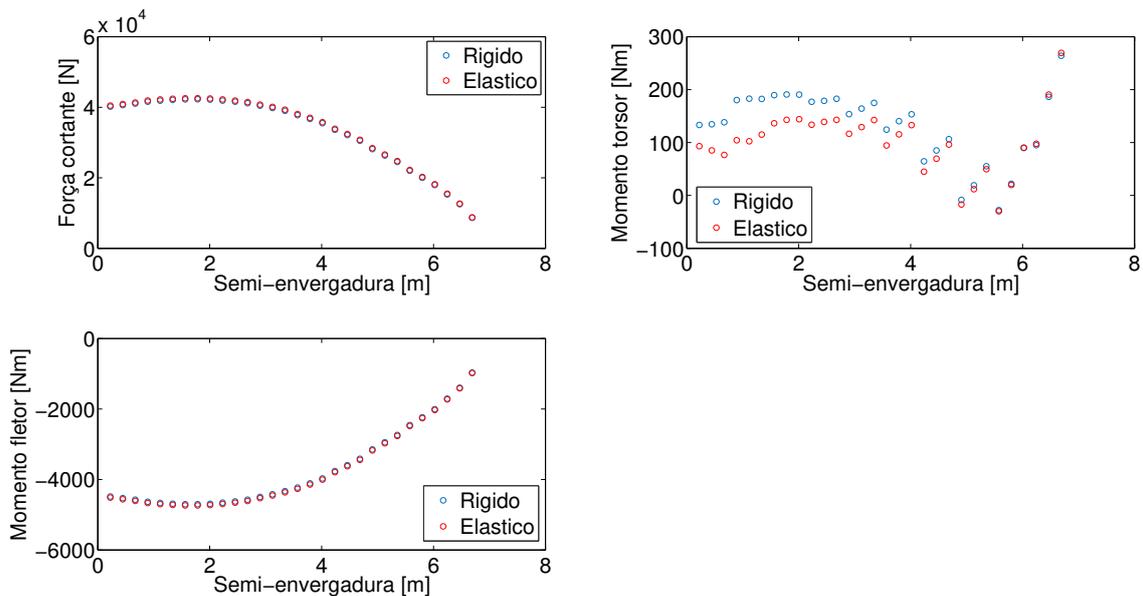


Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 63 – Distribuição de  $C_L$  para configuração OTM3.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 64 – Distribuição de cargas para configuração OTM3.



Fonte: Elaborada pelo autor.

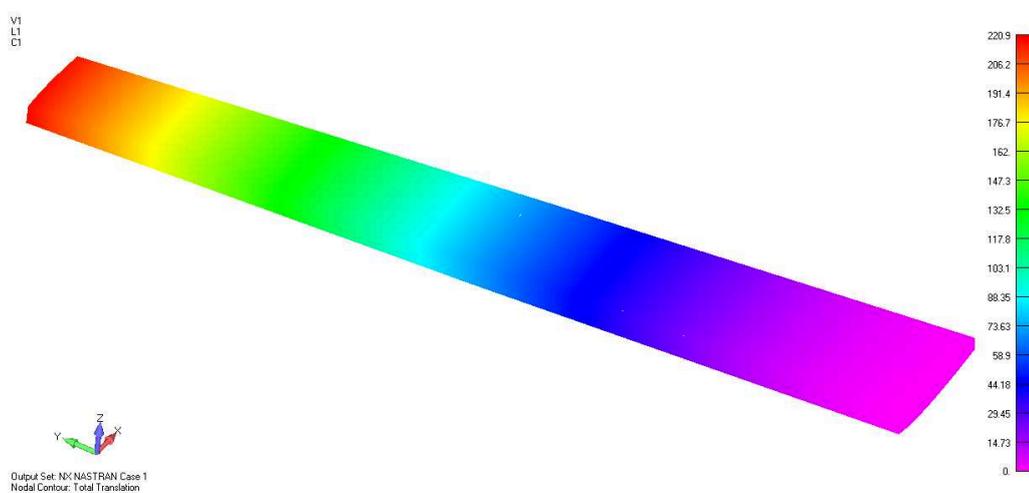
Tabela 17 – Espessuras otimizadas da configuração OTM3 para os revestimentos e longarinas. “Espessura 1” indica a região mais próxima da raiz, enquanto as demais se localizam sucessivamente para a ponta da asa.

Componente	Espessura 1 [mm]	Espessura 2 [mm]	Espessura 3 [mm]	Espessura 4 [mm]
Revestimento do extradorso	1,8	1,8	1,2	0,8
Revestimento do intradorso	1,8	1,2	0,6	0,6
Longarina principal	2,8	1,2	1,0	2,4
Longarina secundária	2,4	1,2	1,0	1,0

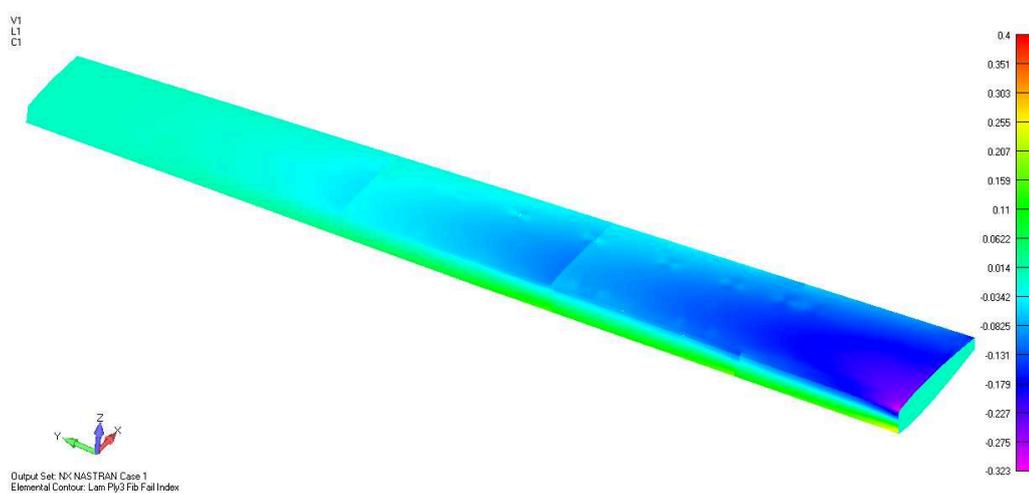
Tabela 18 – Dimensões otimizadas da configuração OTM3 para os reforçadores e nervuras.

Componente	Largura [mm]	Espessura [mm]
Reforçadores do extradorso	27,9	1,0
Reforçadores do intradorso	3,4	1,5
Nervuras	-	0,8

Figura 65 – Deformações estruturais da configuração OTM3. Máxima deformação de 220,9 mm.

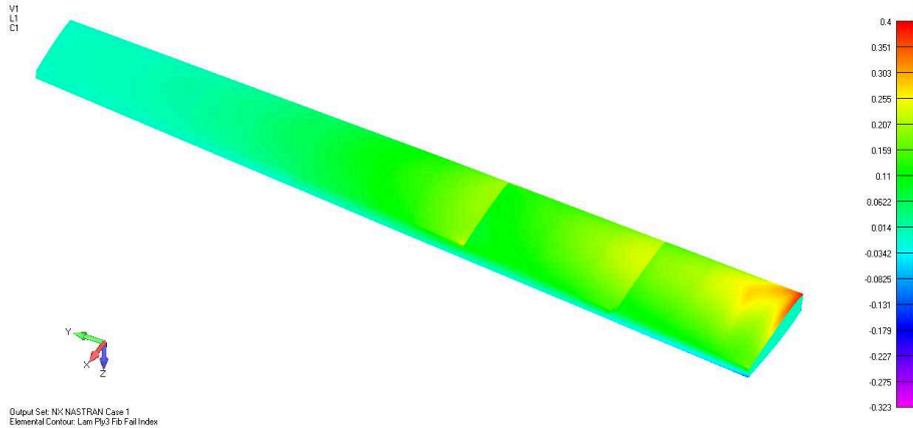


Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 66 – Distribuição dos índices de falha na camada mais crítica da laminação do extradorso da configuração OTM3. Máximo índice de falha de  $-0,323$  (Fator de segurança igual a 3,09).

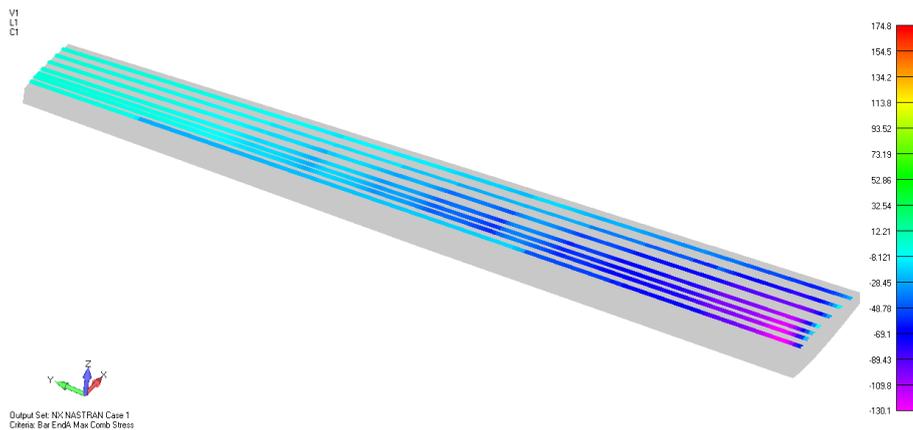
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 67 – Distribuição dos índices de falha na camada mais crítica da laminação do intradorso da configuração OTM3. Máximo índice de falha de 0,400 (Fator de segurança igual a 2,50).



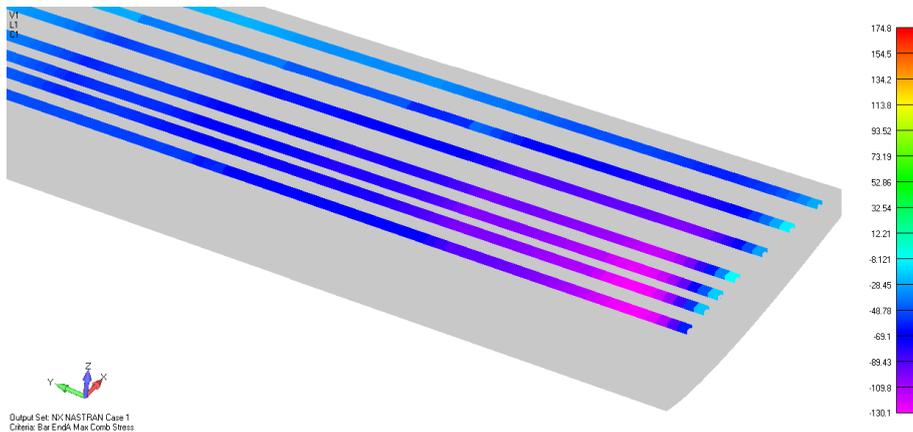
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 68 – Distribuição das tensões nos reforçadores do extradorso da configuração OTM3. Máxima tensão de  $-130.1$  MPa (Fator de segurança igual a 3,46).



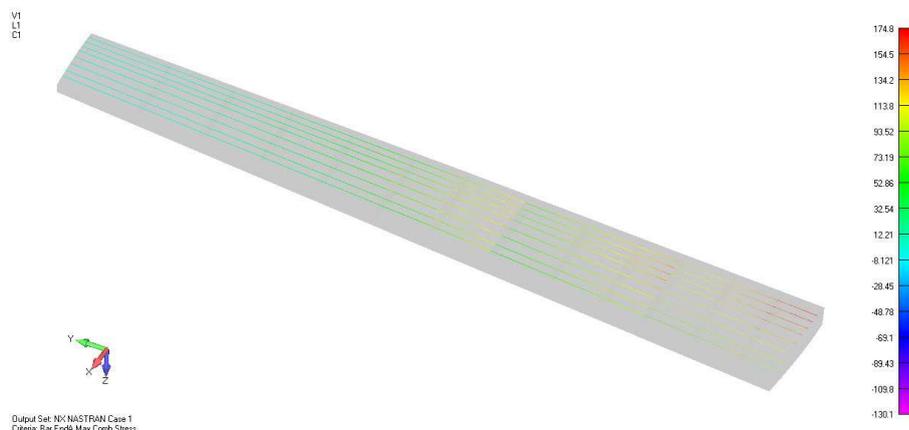
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 69 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do extradorso da configuração OTM3. Máxima tensão de  $-130.1$  MPa (Fator de segurança igual a 3,46).



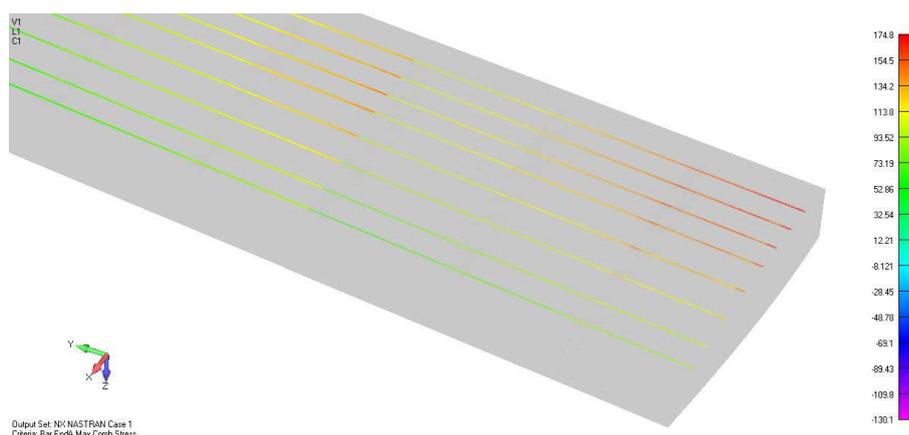
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 70 – Distribuição das tensões nos reforçadores do intradorso da configuração OTM3. Máxima tensão de 174,8 MPa (Fator de segurança igual a 2,57).



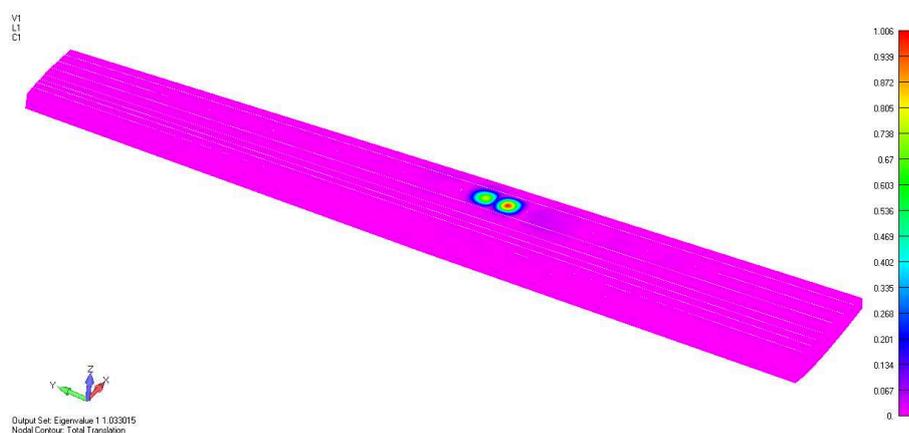
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 71 – Foco na região mais afetada dos reforçadores do intradorso da configuração OTM3. Máxima tensão de 174,8 MPa (Fator de segurança igual a 2,57).



Fonte: Elaborada pelo autor.

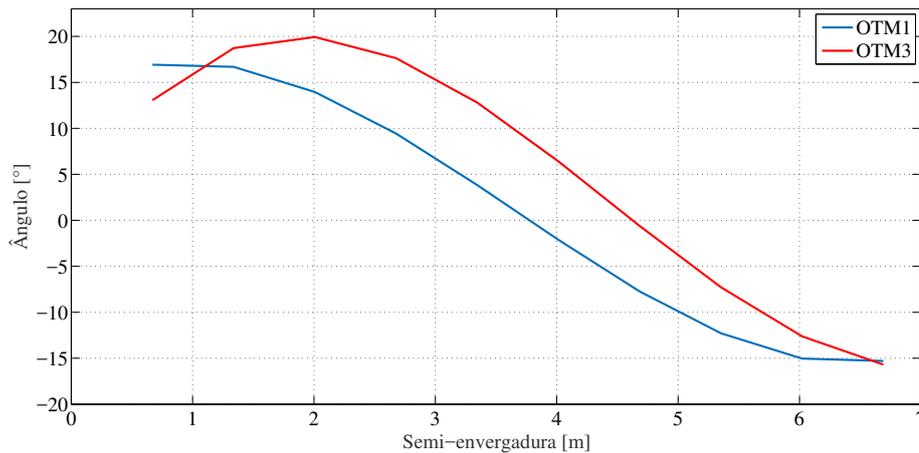
Figura 72 – Primeiro modo de flambagem da configuração OTM3. Autovalor de 1,03301 (Fator de segurança igual a 1,03).



Fonte: Elaborada pelo autor.

A curva de deflexão obtida após a solução da configuração OTM3 (Fig. 61) se assemelha, em partes, àquela apresentada pela OTM1 (Fig. 38). A Fig. 73 mostra as duas curvas no mesmo gráfico para uma análise comparativa. Nota-se, no caso de OTM3, que há um aumento positivo do ângulo próximo à raiz, enquanto na ponta observa-se o oposto, como visto nos resultados de OTM1. Outra semelhança parte dos valores máximos e mínimos atingidos pelas otimizações, estando eles entre, aproximadamente,  $20^\circ$  e  $-15^\circ$ , ambos longe dos limites impostos de variação nas otimizações. No entanto, para a configuração de carbono, a solução tendeu a amenizar a sustentação na raiz e concentrá-la ligeiramente mais aos 30% da semi-envergadura, como pode ser observado na Fig. 63.

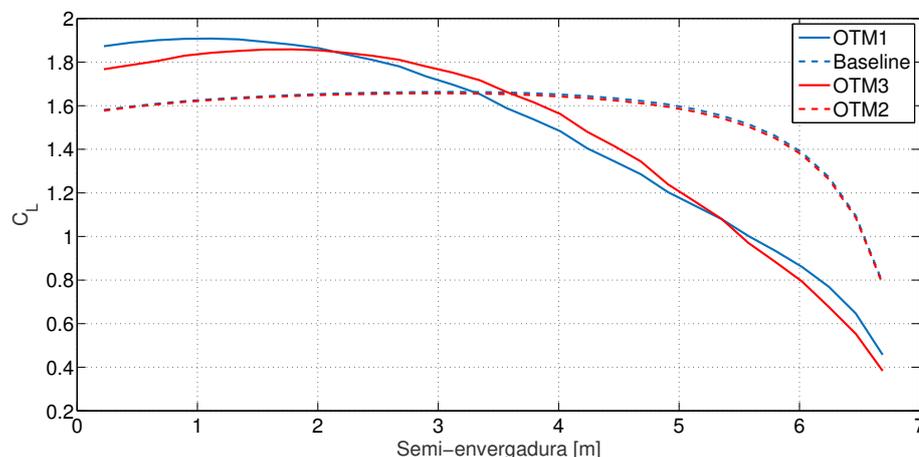
Figura 73 – Comparativo das deflexões das superfícies de controle entre as configurações OTM1 e OTM3.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Se tratando ainda da distribuição de  $C_L$ , a Fig. 74 traz o resultado de todas as configurações considerando seus efeitos elásticos. Nela é possível constatar que as curvas para *Baseline* e OTM2 são praticamente idênticas, uma vez que os ganhos devido à elasticidade se mostraram muito próximos para ambas. Já a comparação entre as configurações OTM1 e OTM2 permite identificar uma concentração mais explícita na raiz para OTM1 quando confrontada com OTM3, como já discutido anteriormente. No entanto, vale ressaltar que por mais que OTM3 não obteve essa concentração tão incisiva na raiz, ainda permitiu que o dimensionamento pudesse ter maior liberdade e que levasse a uma significativa redução de massa de 36,6% em relação ao *Baseline*, diminuindo a massa do caixão da semi-asa de 84,7 kg para apenas 53,7 kg, como mostrado na Tab. 19.

Figura 74 – Comparativo das distribuições de  $C_L$  elástico entre todas as configurações.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 19 – Massa do caixão da semi-asa para as quatro configurações. As reduções mostradas são em relação a *Baseline*.

Configuração	Massa [kg]	Redução [%]
<i>Baseline</i>	84,7	-
OTM1	69,4	18,0
OTM2	60,9	28,0
OTM3	53,7	36,6

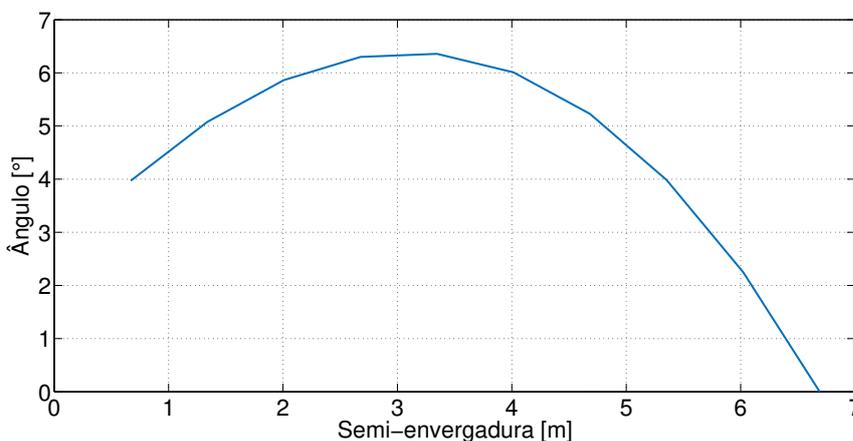
Para finalizar, as análises estruturais (Figs. 65 a 72) se mostraram ainda mais limitadas pela flambagem (Fig. 72), a qual apresentou o primeiro modo no início da terceira seção do revestimento de extradorso, com autovalor de aproximadamente 1,03. Esta maior limitação pode ser constatada devido à grande diferença entre os fatores de segurança para flambagem e para as demais análises (Figs. 66 a 71), fazendo com que a configuração OTM3 obtivesse a maior desta discrepância dentre as demais. Como exemplo, o segundo menor fator de segurança obtido foi verificado no índice de falha da laminação do intradorso (Fig. 67), no valor de 2,5.

## 4.2 Otimização Aerodinâmica

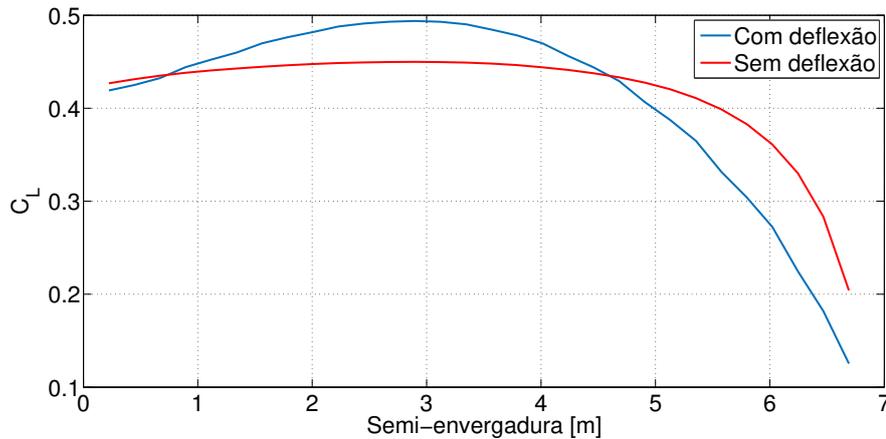
De posse do dimensionamento estrutural, e para dar sequência às análises aerodinâmicas, foram escolhidas as duas melhores configurações para cada material: OTM1 e OTM3. Como apresentado na Seção 4.1, estas duas configurações são capazes de garantir a integridade estrutural da aeronave e, como fazem o uso das múltiplas superfícies de controle, é possível buscar deflexões durante a fase de cruzeiro com o intuito de se obter melhorias na eficiência aerodinâmica, visando otimizar o desempenho de voo. Buscando facilitar o entendimento, nesta presente seção as configurações OTM1 e OTM3 serão renomeadas como "Metálica" e "Carbono laminada", respectivamente.

Seguindo o que foi proposto na Seção 2.7.2, para a estrutura metálica obteve-se a curva de deflexões para as superfícies mostrada na Fig. 75. Conseqüentemente, a resultante distribuição elástica de  $C_L$  pode ser observada na Fig. 76 juntamente com o comparativo da distribuição sem a atuação dos controles.

Figura 75 – Deflexões das superfícies para a estrutura metálica durante voo de cruzeiro.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 76 – Comparativo das distribuições de  $C_L$  elástico para a estrutura metálica durante voo de cruzeiro.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Como pode ser observado na Fig. 75, o processo de otimização convergiu para uma curva semelhante a uma parábola, com ponto máximo localizado praticamente no centro da semi-envergadura e com um valor de  $6,36^\circ$ , longe do limite superior imposto para a respectiva variável de projeto. Vale ressaltar que foram realizados variados ciclos de otimização, cada um deles sendo inicializado com valores de sementes diferentes, e todos apresentaram resultados muito semelhantes.

A Tabela 20 evidencia os coeficientes aerodinâmicos obtidos como resultado para a configuração metálica. Os coeficientes de sustentação foram calculados a partir da integração das curvas mostradas da Fig. 76 e os coeficientes de arrasto são resultantes dos cálculos apresentados na Seção 2.4.

Tabela 20 – Coeficientes aerodinâmicos para a configuração metálica.

Coeficiente	Configuração sem deflexão	Configuração com deflexão
$C_{L0}$	0,1215	0,3673
$C_{L\alpha}$	5,3302	5,3962
$C_{L\text{cruze}}$	0,4218	0,4207
$\alpha_{\text{cruze}}$	$3,21^\circ$	$0,57^\circ$
$C_{D0\text{asa}}$	0,006431	0,005815
$C_{Di\text{asa}}$	0,004202	0,004043
$C_{D\text{asa}}$	0,010634	0,009858
$C_{D\text{outros}}$	0,020035	0,020035
$C_{D\text{cruze}}$	0,031668	0,029695
$L/D_{\text{cruze}}$	13,503	14,348

A partir da Tabela 20, observa-se que houve um ganho de eficiência aerodinâmica de cerca de 6,26% para o voo de cruzeiro. Uma vez que para a situação de cruzeiro a sustentação deve ser a mesma entre as duas configurações (o peso total da aeronave não foi alterado), a grande contribuição está atrelada à redução de arrasto, tanto parasita quanto induzido. Analisando as duas componentes de arrasto separadamente, percebe-se uma diminuição de 9,58% para o arrasto parasita e de 3,78% para o induzido. O chamado  $C_{D\text{outros}}$  da Tab. 20 refere-se aos demais componentes de arrasto da aeronave, tais como fuselagem, empenagens e conjunto moto-propulsor. Os valores de arrasto destes componentes foram retirados de Silva e Gil (2017), de tal forma a respeitar a polar de arrasto trimada global do Dolphin.

A redução do coeficiente de arrasto induzido está diretamente atrelada à modificação da distribuição de  $C_L$ . Voltando novamente à Eq. (2.7), perceb-se que o cálculo do  $C_{Di}$  sofre impactos diretos de

como o ângulo de ataque induzido ( $\alpha_i$ ) está disposto sobre a envergadura e da mesma forma para o termo de circulação ( $\Gamma$ ). A partir do cálculo mais básico existente para o  $C_{Di}$ , mostrado na Eq. (4.1), tem-se uma dependência do Fator de Oswald ( $e$ ), que refere-se, de certa forma, ao modo como a sustentação varia ao longo da envergadura. Trata-se de um termo intimamente atrelado à eficiência da distribuição de pressão sobre a asa. E é justamente a alteração deste fator que gera a redução do  $C_{Di}$ , visto que o  $C_{L\text{cruze}}$  é praticamente o mesmo para ambos os casos e o alongamento da asa ( $\mathcal{R}$ ) não muda. Portanto, pode-se afirmar que a utilização das múltiplas superfícies de controle é capaz de gerar alterações na componente induzida do arrasto, modificando a distribuição  $C_L$  sobre a asa.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e \mathcal{R}} \quad (4.1)$$

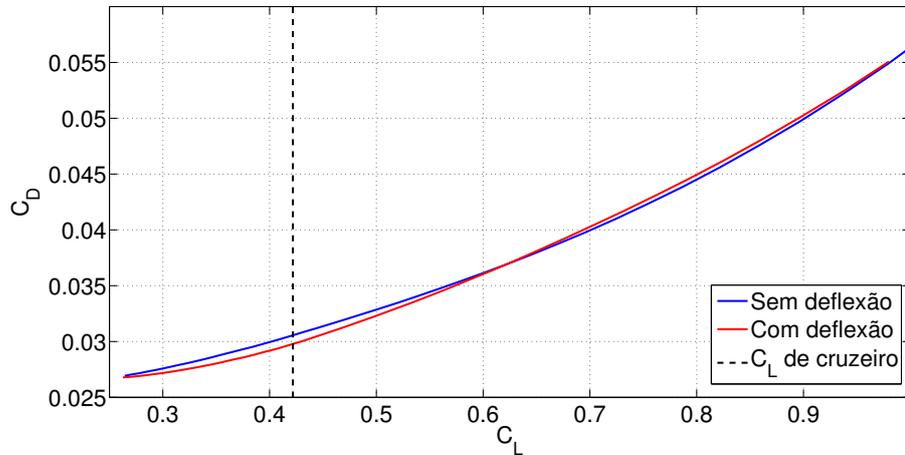
A Tabela 20 também aponta uma drástica redução de 9,58% para o arrasto parasita. Como apresentado na Seção 2.4.1, o arrasto parasita é a soma das contribuições dos arrastos de pressão, de fricção e de interferência, sendo este último não considerado neste trabalho devido à inexistência da fuselagem e demais componentes. A componente de arrasto de pressão refere-se à forma geométrica do objeto sujeito ao escoamento. Ao comparar-se dois aerofólios de mesma classe, um com flap defletido positivamente e outro sem a presença de flap, ambos sob um mesmo ângulo de ataque, pode-se esperar que aquele com sua superfície de controle defletida apresente um maior coeficiente de arrasto parasita. No entanto, a componente de arrasto de pressão também é diretamente proporcional ao ângulo de ataque, isto é, para altos valores de  $\alpha$ , tem-se altos valores de  $C_{D0}$ .

O que se observa no resultado da otimização para esta configuração metálica é que, por mais que existam as deflexões das superfícies de controle, a grande contribuição para a redução do arrasto parasita vem da diminuição do ângulo de ataque necessário para se atingir a sustentação de cruzeiro. Quando acionam-se as superfícies de acordo com o mostrado na Fig. 75, o  $C_{L0}$  da asa se eleva para 0,3673, fazendo com que o  $\alpha$  de cruzeiro se reduza de 3,21° para apenas 0,57°. Ressalta-se, porém, que não deve-se chamar esta condição de cruzeiro como uma condição trimada da aeronave. Por definição, a condição de trimagem deve satisfazer não só a sustentação para equilibrar o peso da aeronave mas também a anulação do momento ao redor de seu centro de gravidade. Para isto, torna-se necessária a presença da empenagem horizontal, juntamente com a atuação do profundor. E como exposto ao longo do Capítulo 2 e na Seção 3.2, neste trabalho levaram-se em consideração apenas os efeitos relacionados à asa.

Entretanto, de posse dos resultados apresentados na Tab. 20, há a garantia da estabilidade vertical da aeronave, com a sustentação sendo suficiente para se igualar ao peso. Assim, a otimização aerodinâmica para a estrutura metálica foi capaz de identificar uma situação de voo em que, por mais que existam os efeitos contribuintes ao arrasto parasita devido à presença das deflexões, a condição de se garantir um menor ângulo de ataque acaba os compensando e, portanto, reduzindo o  $C_{D0}$  da asa como um todo.

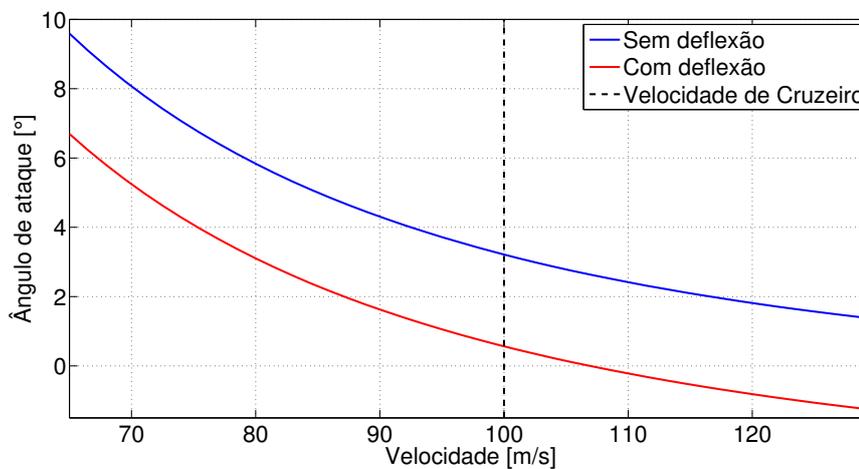
A Figura 77 traz a polar de arrasto trimada<sup>2</sup> para a aeronave. Nela fica claro que o acionamento das múltiplas superfícies de controle torna-se extremamente prejudicial ao arrasto para altos ângulos de ataque (altos valores de  $C_L$ ). No entanto, quando se analisa a região exata para  $C_L$  de cruzeiro, nota-se que justamente neste ponto há a maior redução para o valor de  $C_D$ , quando comparado à asa sem deflexão das superfícies. A Fig. 78 apresenta os ângulos de ataque necessários para se atingir o equilíbrio Sustentação-Peso durante o voo de cruzeiro. Nela é possível constatar a redução obtida para o ângulo de ataque quando há o acionamento das superfícies.

<sup>2</sup> A expressão “trimada” neste caso refere-se à condição apenas de igualdade entre o peso da aeronave com sua sustentação, já que, por definição, a trimagem também deve satisfazer o equilíbrio de momento ao redor do centro de gravidade.

Figura 77 – Polar de arrasto trimada<sup>4</sup> com e sem deflexões das superfícies.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 78 – Variação do ângulo de ataque de cruzeiro em função da velocidade com e sem deflexões das superfícies.

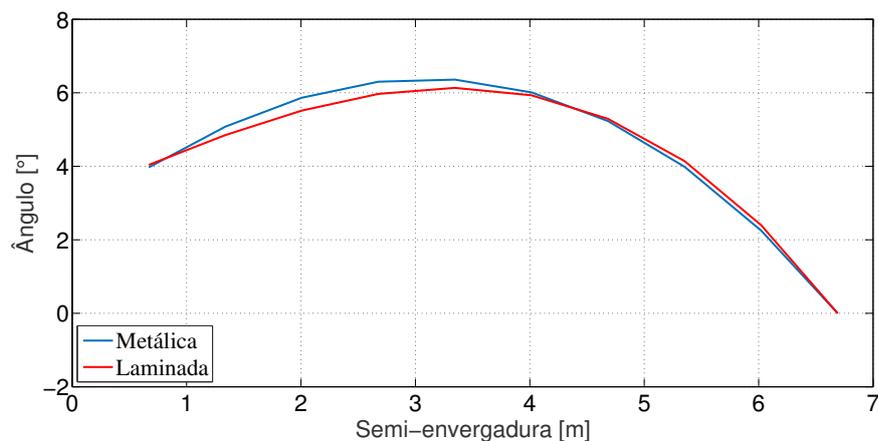


Fonte: Elaborada pelo autor.

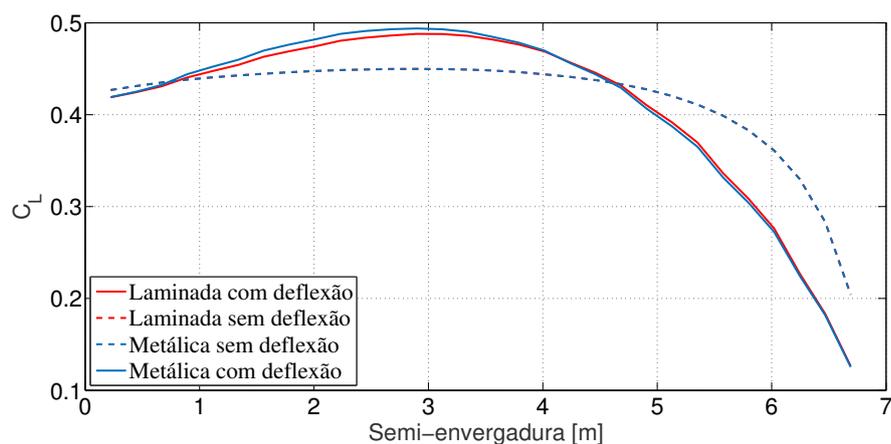
Dessa forma, pode-se afirmar que a utilização das múltiplas superfícies de controle são sim capazes de gerar melhorias aerodinâmicas para a fase de cruzeiro, desde que sejam otimizadas levando-se em consideração o ângulo de ataque necessário para trimagem da aeronave. Neste trabalho, por mais que as superfícies defletidas tragam o aumento da componente de arrasto de pressão (arrasto de forma), o fato delas terem gerado ganhos ainda maiores de sustentação levou à redução do ângulo de ataque necessário para o voo, acarretando na diminuição do arrasto total da aeronave. Vale ressaltar novamente que, como observado na Fig. 79, tratam-se de pequenas deflexões das superfícies (máxima de aproximadamente  $6,00^\circ$ ).

As Figuras 79 e 80 apresentam as curvas de deflexão das superfícies de controle e de distribuição de  $C_L$  para ambas configurações metálica e laminada. Já a Tab. 21 mostra a compilação dos coeficientes aerodinâmicos para as duas estruturas, juntamente com seus resultados sem o uso das superfícies.

Figura 79 – Deflexões das superfícies para as estruturas metálica e laminada durante voo de cruzeiro.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 80 – Comparativo das distribuições de  $C_L$  elástico para as estruturas metálica e laminada durante voo de cruzeiro.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 21 – Coeficientes aerodinâmicos para as duas configurações, metálica e laminada.

Coeficiente	Configuração metálica		Configuração laminada	
	Sem deflexão	Com deflexão	Sem deflexão	Com deflexão
$C_{L0}$	0,1215	0,3673	0,1215	0,3626
$C_{L\alpha}$	5,3302	5,3962	5,3301	5,3949
$C_{L\text{cruze}}$	0,4218	0,4207	0,4217	0,4205
$\alpha_{\text{cruze}}$	3,21°	0,57°	3,21°	0,61°
$C_{D0\text{asa}}$	0,006431	0,005815	0,006431	0,005816
$C_{D\text{iasa}}$	0,004202	0,004043	0,004157	0,004014
$C_{D\text{asa}}$	0,010634	0,009858	0,010589	0,009829
$C_{D\text{outros}}$	0,020035	0,020035	0,020035	0,020035
$C_{D\text{cruze}}$	0,031668	0,029695	0,031558	0,029624
$L/D_{\text{cruze}}$	13,503	14,348	13,483	14,318

A análise das Figuras 79 e 80 permite identificar grandes semelhanças entre os resultados das otimizações para as estruturas metálica e laminada. Novamente, foi obtida uma curva de deflexão parecida com uma parábola, cujo máximo está localizado praticamente no centro da semi-envergadura, com um valor de 6,13% (também distante do limite superior de variação da otimização). Ambas deflexões apresentaram seu valor mínimo nulo na ponta da asa. Da mesma forma, a distribuição de  $C_L$  para a configuração laminada obteve um comportamento bem próximo à metálica.

A partir da Tabela 21, percebe-se que as mesmas observações feitas anteriormente para os resultados da estrutura metálica também podem ser aplicadas à laminada. Destacam-se as reduções de 9,04% e de 3,44% para os coeficientes de arrasto parasita e induzido da asa, respectivamente, fazendo com que houvesse um aumento significativo de 6,19% de eficiência aerodinâmica da aeronave em geral.

### 4.3 Avaliação de Desempenho

Uma vez apontados os benefícios da utilização das múltiplas superfícies de controle, tanto para o dimensionamento estrutural quanto para melhoria da eficiência aerodinâmica, é possível contabilizar ambos os ganhos no desempenho da aeronave como um todo. Como apresentado no início deste capítulo, a Eq. (3.1), utilizada para o cálculo do máximo alcance de voo, contabiliza termos de massa estrutural e também de eficiência aerodinâmica em sua concepção. Sabendo que o ganho aerodinâmico é uma variável diretamente proporcional ao cálculo do alcance, a redução de massa pôde ser avaliada sob a ótica de três diferentes estudos:

- Impacto no máximo alcance de voo, utilizando o ganho de massa estrutural para compor mais combustível, mantendo o mesmo valor de MTOW.
- Impacto no máximo alcance de voo, utilizando o ganho de massa estrutural para compor mais *packs* de baterias, mantendo o mesmo valor de MTOW.
- Utilização do ganho de massa estrutural para compor maior payload, mantendo o alcance nominal de projeto.

Em todos estes três estudos serão retomadas as configurações definidas na Tab. 7 (*Baseline*, OTM1, OTM2 e OTM3), e os seus resultados são apresentados nas Tabs. 22 a 24, comparando as quatro configurações otimizadas.

Tabela 22 – Acréscimo de alcance com utilização da massa estrutural residual para maior quantidade de combustível.

Característica	<i>Baseline</i>	OTM1	OTM2	OTM3
$L/D$	13,503	14,348	13,483	14,318
MTOW [kg]	1963,0	1963,0	1963,0	1963,0
Redução de massa [kg]	-	30,6	47,6	62,0
Massa de combustível [kg]	130,0	160,6	177,6	192,0
Massa de baterias [kg]	310,0	310,0	310,0	310,0
Payload [kg]	599,0	599,0	599,0	599,0
Máximo alcance [km]	1440,0	1876,0	1946,0	2235,0
Aumento de alcance [%]	-	30,35	35,21	55,27

Tabela 23 – Acréscimo de alcance com utilização da massa estrutural residual para maior quantidade de baterias.

Característica	Baseline	OTM1	OTM2	OTM3
$L/D$	13,503	14,348	13,483	14,318
MTOW [kg]	1963,0	1963,0	1963,0	1963,0
Redução de massa [kg]	-	30,6	47,6	62,0
Massa de combustível [kg]	130,0	130,0	130,0	130,0
Massa de baterias [kg]	310,0	340,6	357,6	372,0
Payload [kg]	599,0	599,0	599,0	599,0
Máximo alcance [km]	1440,0	1530,0	1438,0	1528,0
Aumento de alcance [%]	-	6,29	-0,10	6,11

Tabela 24 – Acréscimo de payload com utilização da massa estrutural residual, mantendo o mesmo alcance nominal de projeto.

Característica	Baseline	OTM1	OTM2	OTM3
$L/D$	13,503	14,348	13,483	14,318
MTOW [kg]	1963,0	2119,0	2010,6	2149,0
Redução de massa [kg]	-	30,6	47,6	62,0
Massa de combustível [kg]	130,0	130,0	130,0	130,0
Massa de baterias [kg]	310,0	310,0	310,0	310,0
Payload [kg]	599,0	755,0	646,6	785,0
Máximo alcance [km]	1440,0	1876,0	1440,0	2235,0
Aumento de payload [%]	-	26,0	7,95	31,1

A análise das Tab. 22 e 23 permite concluir que os melhores ganhos de alcance máximo ocorrerá com a utilização da massa residual após os novos dimensionamentos para agregar mais combustível para a aeronave. Isto acontece devido ao simples fato de o combustível aeronáutico possuir uma energia específica ( $H_{comb}$ ) muito maior quando comparado à da bateria ( $H_{bat}$ ). De acordo com a Tab. 3, o combustível é 29,72 vezes mais energético do que a bateria utilizada. Vale ressaltar que uma bateria com energia específica de 400 [Wh/kg], empregada no projeto do Dolphin, está no limiar daquilo que existe de mais avançado em termos científicos atualmente. Estima-se que em um futuro de cerca de 10 anos poderá existir baterias com cerca de 1500 [Wh/kg], porém, ainda assim, bem distante da energia suprida pela utilização do combustível.

A configuração capaz de gerar o maior ganho de alcance para aeronave foi a OTM3, principalmente devido à expressiva redução de massa obtida após o dimensionamento estrutural. Uma asa, portanto, confeccionada inteiramente com fibra de carbono laminada e utilizando-se dos ganhos aerodinâmicos gerados pela utilização das múltiplas superfícies de controle é a que melhor se adequa, neste caso, para proporcionar um aumento de alcance.

Por fim, a Tabela 24 apresenta os ganhos de carga paga ocasionados pela redução de massa estrutural, mantendo-se o mesmo alcance nominal de projeto. De maneira análoga ao resultado da Tab. 22, a configuração OTM3 também se mostrou a mais eficaz para o aumento de payload. Neste caso, devido ao ganho extra de eficiência aerodinâmica, o acréscimo de carga paga pôde ser superior ao ganho de massa simplesmente com os novos dimensionamentos. Com um maior  $L/D$ , pode-se expandir o MTOW para garantir o alcance nominal.



---

## CONCLUSÕES, PRINCIPAIS CONTRIBUIÇÕES E PERSPECTIVAS

---

Neste trabalho foram realizados estudos aeroelásticos sobre o efeito da utilização de múltiplas superfícies de controle em uma asa, investigando novas distribuições de sustentação que permitissem reduzir a massa da estrutura, após seu dimensionamento, e também que incrementassem a eficiência aerodinâmica durante a etapa de voo de cruzeiro. Ao longo do desenvolvimento do trabalho, buscou-se evidenciar os benefícios que podem ser proporcionados pelo emprego das múltiplas superfícies sem gerar grandes modificações que poderiam esbarrar em questões tanto tecnológicas quanto financeiras. Buscou-se, ainda, maximizar estes benefícios com a utilização de procedimentos de otimização numérica.

Para o levantamento dos corretos efeitos da interação entre as forças aerodinâmicas e as deformações estruturais, o estudo incluiu um processo de correção do método *Doublet Lattice* (DLM) empregado no software Nastran. A aplicação da técnica do *Decambering* foi capaz de inserir no método citado as características do perfil aerodinâmico da asa utilizada como objeto de estudo, gerando resultados condizentes e semelhantes a métodos largamente utilizados no ramo aeronáutico. Além disso, o processo de correção foi capaz de não gerar grandes perdas ao custo computacional.

Com a técnica de correção ao DLM aplicada, o estudo partiu para a realização de otimizações de cunho estrutural com o intuito de se reduzir a massa da asa. A avaliação de quatro diferentes configurações estruturais para a asa permitiu a conclusão de que a utilização das múltiplas superfícies de controle em uma asa projetada em material compósito é capaz de garantir uma redução significativa de peso estrutural. Os resultados obtidos seguem a tendência observada nos estudos acerca do tema, proporcionando o aumento de sustentação para a região mais próxima à raiz da asa e a sua consequente redução nas pontas.

Em relação às análises aerodinâmicas, as otimizações para avaliação do desempenho em cruzeiro foram capazes de obter uma redução do arrasto gerado pela superfícies sustentadora. Restringindo-se os limites máximos das deflexões, foi possível encontrar configurações para as superfícies de tal forma a levar a aeronave para uma condição de voo de menor  $C_D$ , mantendo a sustentação necessária para o equilíbrio com o peso. Assim, notou-se um significativo acréscimo para a eficiência aerodinâmica ao longo da fase de voo de cruzeiro.

Por fim, uma contribuição considerada importante foi a avaliação dos benefícios gerados pela redução de massa e pela redução de arrasto no desempenho da aeronave. Os resultados foram capazes de acrescentar substancialmente o alcance máximo de voo, principalmente quando utilizado o ganho de massa para aumentar a quantidade de combustível. Se tratando de uma aeronave com propulsão híbrida, como a utilizada neste trabalho, há maiores benefícios no acréscimo de combustível quando comparado ao aumento do conjunto de baterias, devido a maior energia específica apresentada por aquele.

Ao final do desenvolvimento deste trabalho de dissertação, a partir das investigações realizadas e dos resultados obtidos, propõem-se, para sua continuidade, as seguintes sugestões:

- Aprimoramento dos cálculos para estimativa dos arrastos parasita e induzido. Se tratando de escoamento potencial, um dos cálculos com maior confiabilidade para o  $C_{Di}$  é o chamado método *trefftz plane*;
- Avaliação de novas configurações de materiais para a estrutura da asa;
- Extensão das análises alterando o número de superfícies, bem como modificando suas dimensões e disposições ao longo da envergadura;
- Estudo dos benefícios da utilização das múltiplas superfícies de controle para demais categorias de aeronaves, como por exemplo as de longo alcance;
- Inclusão de um procedimento durante o processo de otimização para contabilizar os impactos gerados pelo acréscimo de massa devido aos atuadores e seus respectivos sistemas de deflexão das superfícies de controle;
- Avaliação da atuação das superfícies sob a condição de rajada vertical;
- Inserção da velocidade de *flutter* como restrição no processo de otimização;
- Estudo de uma malha de controle sobre as superfícies para o aumento da velocidade de *flutter*.

## REFERÊNCIAS

---

---

Albano, E.; Rodden, W. P. A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows. **AIAA Journal**, v. 7, p. 297–285, 1969. Citado na página 36.

Andersen, G.; Forster, E.; Kolonay, R.; Eastep, F. Multiple control surface utilization in active aeroelastic wing technology. **Journal of aircraft**, v. 34, n. 4, p. 552–557, 1997. Citado na página 33.

Anderson, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. New York: McGraw-Hill, 1991. Citado nas páginas 39 e 40.

Bisplinghoff, R. L.; Ashley, H.; Halfman, R. L. **Aeroelasticity**. [S.l.]: Courier Corporation, 2013. Citado na página 29.

Borges, D. M. **Desenvolvimento de uma metodologia de análise da estabilidade de sistemas aero-viscoelásticos empregando o método Doublet Lattice**. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, Brasil, 2019. Citado na página 37.

Cirillo, R. **Detailed and condensed finite element models for dynamic analysis of a business jet aircraft**. Tese (Doutorado) — Politecnico Milano, Milano, Italy, 2011. Citado na página 27.

Deperrois, A. Xflr5 analysis of foils and wings operating at low reynolds numbers. **Guidelines for XFLR5**, 2009. Citado na página 38.

El Din, I. S.; Godard, J.; Rodde, A.; Moens, F.; Andreutti, G.; de Rosa, D.; Di Muzio, M.; Gemma, R.; Baldassin, E.; Calvi, N.; Averardo, M. A. Natural laminar flow transonic wing design applied to future innovative green regional aircraft. In: . [S.l.: s.n.], 2013. Citado na página 41.

Fung, Y. C. **An introduction to the theory of aeroelasticity**. [S.l.]: Courier Dover Publications, 2008. Citado na página 28.

Guimaraes, T. **Contribuição ao Estudo do Comportamento Dinâmico e Aeroelástico de Laminados Compósitos de Rigidez Variável**. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, Brasil, 2016. Citado na página 27.

Knaack, M. S. **Encyclopedia of US Air Force Aircraft and Missile Systems. Volume 1. Post-World War II Fighters 1945-1973**. [S.l.], 1978. Citado na página 30.

Krupa, E. P.; Cooper, J. E.; Pirrera, A.; Silva, G. H. C. Aeroelastic tailoring for enhanced aerodynamic wing performance. **5th Aircraft Structural Design Conference**, 2016. Citado na página 33.

Krupa, E. P.; Cooper, J. E.; Pirrera, A.; Nangia, R. Improved aerodynamic performance combining control surface deflections and aeroelastic tailoring. **2016 Applied Aerodynamics Conference: Evolution Innovation Continues - The Next 150 years of Concepts, Design and Operations** . Royal Aeronautical Society, 2016. Citado nas páginas 34 e 35.

Lambert, L. A.; Najafian, H.; Cooper, J. E. Probabilistic modelling of aircraft response to non-gaussian continuous turbulence. In: **54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**. [S.l.: s.n.], 2013. p. 1920. Citado na página 29.

- Lobato, F.; Steffen JR, V.; silva neto, A. Evolução diferencial (differential evolution). **Técnicas de Inteligência Computacional Inspiradas na Natureza: Aplicação em Problemas Inversos em Transferência Radiativa. 2ª edição. São Carlos–SP, Brasil: SBMAC**, p. 107–118, 2012. Citado na página 42.
- Megson, T. H. G. **Structural and stress analysis**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2019. Citado na página 42.
- Melin, T. A vortex lattice matlab implementation for linear aerodynamic wing applications. **Royal Institute of Technology, Sweden**, 2000. Citado na página 55.
- Mukherjee, R.; Gopalarathnam, A. An iterative decambering approach for post-stall prediction of wing characteristics using known section data. **AIAA Journal**, v. 41, p. 2003–1097, 2003. Citado na página 37.
- Mukhopadhyay, V. Historical perspective on analysis and control of aeroelastic responses. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 26, n. 5, p. 673–684, 2003. Citado na página 29.
- Rancourt, D.; Ghosh, S.; Mavris, D. N.; Coggon, S. A methodology to create approximate models of load envelopes under uncertainty. p. 1–12, 2015. Citado na página 29.
- Rodden, W. P.; Taylor, P. F.; Mcintosh, S. C. Further refinement of the subsonic doublet-lattice method. **Journal Aircraft**, v. 35, p. 720–727, 1998. Citado na página 36.
- Silva, H. L.; Gil, A. A. Hybrid-electric aircraft: conceptual design, structural and aeroelastic analyses. Universidade Federal de Uberlândia, 2017. Citado nas páginas 47, 50, 51, 57 e 82.
- Sivells, J. C.; Neely, R. H. Method for calculating wing characteristics by lifting-line theory using nonlinear section lift data. **NACA Technical Notes**, v. 93R11478, 1947. Citado na página 39.
- Stanford, B. K. Optimal control surface layout for an aeroservoelastic wingbox. **AIAA Journal**, v. 55, p. 4347–4356, 2017. Citado nas páginas 28 e 35.
- Stanford, B. K. Aeroservoelastic optimization under stochastic gust constraints. **AIAA Journal**, 2018. Citado na página 35.
- Stanford, B. K.; Jutte, C. V.; Wieseman, C. D. Trim and structural optimization of subsonic transport wings using nonconventional aeroelastic tailoring. **AIAA Journal**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 54, n. 1, p. 293–309, 2015. Citado nas páginas 34, 35 e 44.
- Thornton, V. S. Reduction of structural loads using maneuver load control on the advanced fighter technology integration (afti)/f-111 mission adaptive wing. 1993. Citado na página 31.
- Trilaksono, A.; Watanabe, N.; Kondo, A.; Hoshi, H.; Iwahori, Y. Automatic damage detection and monitoring of a stitch laminate system using a fiber bragg grating strain sensor. **Open Journal of Composite Materials**, 2014. Citado na página 28.
- Tsai, S. W.; Wu, E. M. A general theory of strength for anisotropic materials. **Journal of composite materials**, Sage Publications Sage CA: Thousand Oaks, CA, v. 5, n. 1, p. 58–80, 1971. Citado na página 42.
- Vargas, L. A. T. **Desenvolvimento e implementação de um procedimento numérico para cálculo de conjuntos asa-empenagens de geometria complexa em regime de voo subsônico, assimétrico e não linear**. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, Brazil, 2006. Citado nas páginas 36, 37, 39 e 40.
- Voskuijl, M.; Van Bogaert, J.; Rao, A. G. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft. **CEAS Aeronautical Journal**, Springer, v. 9, n. 1, p. 15–25, 2018. Citado na página 48.

White, M. F. **Mecânica dos Fluidos**. [S.l.]: McGraw-Hill, 1999. Citado na página 36.

Wright, J. R.; Cooper, J. E. **Introduction to aircraft aeroelasticity and loads**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2008. v. 20. Citado na página 29.

Zhao, W.; Kapania, R. K. Multiobjective optimization of composite flying-wings with sparibs and multiple control surfaces. In: **2018 Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference**. [S.l.: s.n.], 2018. p. 3424. Citado na página 36.