

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CAMPUS CACHOEIRA DO SUL
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Robert Rafael Araujo Oliveira

**ANÁLISE DE UM VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITES
ATRAVÉS DE MODELO COMPUTACIONAL**

Cachoeira do Sul, RS
2021

Robert Rafael Araujo Oliveira

**ANÁLISE DE UM VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITES ATRAVÉS DE
MODELO COMPUTACIONAL**

Trabalho de conclusão de curso, apresentado ao Curso de Engenharia Mecânica, da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS) – Campus Cachoeira do Sul, como requisito parcial para obtenção do título de **Engenheiro Mecânico**.

Orientador: Prof. Dr. Maikson Luiz Passaia Tonatto

Coorientador: Prof. Dr. Giovanni Leone Zobot

Cachoeira do Sul, RS
2021

Robert Rafael Araujo Oliveira

**ANÁLISE DE UM VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITES ATRAVÉS DE
MODELO COMPUTACIONAL**

Trabalho de conclusão de curso, apresentado ao Curso de Engenharia Mecânica, da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS) – Campus Cachoeira do Sul, como requisito parcial para obtenção do título de **Engenheiro Mecânico**.

Aprovado em 7 de maio de 2021:

Prof. Dr. Maikson Luiz Passaia Tonatto (UFSM)
(Presidente/Orientador)

Prof. Dr. Giovani Leone Zobot (UFSM)
(Coorientador)

Prof. Dr. Gustavo Roberto Ramos (UFSM)

Prof. Dr. Juan Galvarino Cerda Balcazar (UFSM)

Cachoeira do Sul, RS
2021

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho a todos os amantes do espaço e que, assim como eu, querem ver o programa espacial brasileiro se alavancar e poder contribuir nisso. E a todos aqueles que desde a infância sonham em explorar o espaço e são apaixonados pelos corpos celestes.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço à Deus pelo dom da vida, por ter me concedido a oportunidade de correr atrás dos meus objetivos e poder estudar em outra região, por ter cuidado da minha família durante a graduação e por nos abençoar diariamente abrandando a todos nos momentos de turbulência.

Aos meus familiares, em especial meu pai, minha mãe e minha avó por todo apoio, carinho, conselhos, preocupação e doação feita ao longo desses cinco anos na UFSM, assim como vocês sempre fizeram durante minha vida. Saibam que toda luta vencida durante esse período foi para vocês e fortalecida por vocês. Amo muito a todos.

Aos meus professores, que indo desde o fundamental, me ajudaram conhecer as minhas potencialidades e me apresentaram o universo astronômico e astronáutico através das olimpíadas, oficinas, aulas e conversas. Todos tiveram sua devida importância na minha formação pessoal, acadêmica e profissional, em especial os professores e professoras do ensino médio onde gozei do imenso prazer de partilhar lutas e conquistas que me encaminharam mais fielmente na realização deste sonho. Ao corpo docente da UFSM – campus Cachoeira do Sul, agradeço pela garra, competência e dedicação mesmo diante das adversidades encontradas com a estrutura do campus. Vos digo que os tenho como espelho.

Aos amigos do Crato que me apoiaram, comemoraram, ampararam e escolheram permanecer. Sem vocês e sua energia compartilhada nos momentos de férias ou virtualmente esses cinco anos teriam sido uma loucura. É bom saber que mesmo na distância um bom amigo se faz presente. Todos os amigos que tive o prazer de conhecer em Cachoeira do Sul, Santa Maria, São Paulo e através dos jogos podem ter certeza que tenho um carinho especial por cada um. É indescritível todo cuidado, atenção e apoio que foram prestados por vos. Em especial, a Renovação Carismática Católica (RCC) de Cachoeira do Sul por ter me acolhido integralmente no grupo e em vossas casas, serei eternamente grato a cada um de vocês. Sentirei muita falta dos nossos encontros aos sábados e dos momentos de lazer após eles, vocês transbordaram o amor de Deus na minha vida e fizeram com que me sentisse em casa.

Ao meu orientador Prof. Dr. Maikson Luiz Passaia Tonatto por ter aceitado encarar esse desafio comigo e por toda paciência, conselhos, sabedoria e disposição empregada ao longo deste trabalho. Ao meu coorientador Prof. Dr. Giovanni Leone Zobot por ter confiado também na plena execução desse trabalho. Aos professores Prof. Dr. Gustavo Roberto Ramos e Prof. Dr. Juan Galvarino Cerda Balcazar que, além de compor a banca, me incentivaram a revigorar meu interesse pela área aeroespacial.

"A maravilhosa disposição e harmonia do universo só pode ter tido origem segundo o plano de um Ser que tudo sabe e tudo pode. Isso fica sendo a minha última e mais elevada descoberta."

(Isaac Newton)

"Se não existe vida fora da Terra, então o universo é um grande desperdício de espaço."

(Carl Sagan)

RESUMO

ANÁLISE DE UM VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITES ATRAVÉS DE MODELO COMPUTACIONAL

AUTOR: Robert Rafael Araujo Oliveira
ORIENTADOR: Prof. Dr. Maikson Luiz Passaia Tonatto
COORDINADOR: Prof. Dr. Giovani Leone Zobot

Em virtude da crescente demanda de lançamentos suborbitais, alimentado pelo propósito de possuir autossuficiência no envio de satélites ao espaço, o Programa Espacial Brasileiro tem avançado no desenvolvimento e produção de veículos lançadores de satélites. Mesmo com tamanha evolução e por serem projetos intrinsecamente complexos, os trabalhos disponíveis na literatura sobre esse veículo ainda são escassos, fator que limita a sua total compreensão. Este trabalho tem o objetivo de desenvolver uma metodologia de cálculo numérico para o projeto de um veículo lançador de microssatélites (VLM) para prever o comportamento estrutural na carenagem do VLM utilizando o método de elementos finitos (MEF). Para tal, foi determinada a distribuição de pressão absoluta, utilizando fluidodinâmica computacional, ao longo da carenagem com base nos carregamentos críticos de voo. Após, um modelo estrutural utilizando o MEF foi desenvolvido para a previsão da flambagem (colapso) e de falha no material da carenagem do VLM submetida à pressão externa. O laminado que compõe essa estrutura foi modelado com camadas de compósito de fibra de carbono/epóxi e fibra de vidro/epóxi, além de possuir camadas de alumínio. Com isso, um estudo de sensibilidade foi conduzido onde foram investigados os efeitos de três diferentes sequências de empilhamento do compósito, $[\pm 28 / 0 / 0]_s$, $[90 / \pm 55_4 / 90]$ e $[\pm 65_5]$, no comportamento do colapso da carenagem e também da falha no material compósito que constitui o componente. Com os resultados, a metodologia de cálculo para flambagem e falha na carenagem do veículo lançador de microssatélites foi bem-sucedida.

Palavras-chave: Análise aerodinâmica. Análise estrutural. Compósitos. Método dos elementos finitos. VLM.

ABSTRACT

ANALYSIS OF A MICROSSATELLITE LAUNCH VEHICLE THROUGH A COMPUTATIONAL MODEL

AUTHOR: Robert Rafael Araujo Oliveira
ADVISOR: Prof. Dr. Maikson Luiz Passaia Tonatto
COADVISOR: Prof. Dr. Giovani Leone Zobot

Due to the growing demand for suborbital launches, fueled by the purpose of having self-sufficiency in sending satellites into space, the Brazilian Space Program has advanced in the development and production of satellite launch vehicles. Even with such an evolution and being intrinsically complex designs, the works available in the literature on this vehicle are still scarce, a factor that limits their total understanding. This work aims to develop a numerical calculation methodology for the design of a microsatellite launch vehicle (MLV) to predict the structural behavior to the MLV fairing using the finite element method (FEM). To this end, the distribution of absolute pressure was provided, using computational fluid dynamics, along the fairing based on the mandatory flight loads. Then, a structural model using the FEM was developed to predict buckling (collapse) and failure and damage to the MLV fairing material subjected to external pressure. The laminate that composes this structure was modeled with layers of carbon fiber / epoxy and glass fiber / epoxy composites, in addition to having aluminum layers. Thus, a sensitivity study was conducted where the effects of three different stacking sequences of the composite were investigated, $[\pm 28 / 0 / 0]_s$, $[90 / \pm 55_4 / 90]$ and $[\pm 65_5]$, on the behavior of the fairing collapse and also a failure and damage to the composite material that makes up the component. With the results, a calculation methodology for buckling and failure in the fairing of the microsatellite launch vehicle was successful.

Keywords: Aerodynamic analysis. Composites. Finite element method. MLV. Structural analysis.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Principais sistemas do VLM-1.....	17
Figura 2 – Forças aerodinâmicas de arrasto e sustentação em um elemento de superfície.....	17
Figura 3 – Lâmina de material transversalmente isotrópico.....	20
Figura 4 – Forças e momentos resultantes em um laminado.....	21
Figura 5 – Fluxograma contemplando os módulos do estudo proposto.....	27
Figura 6 – Geometria tridimensional do veículo.....	28
Figura 7 – Gráfico de tensão versus deformação do Alumínio 7050-T7651.....	30
Figura 8 – Orientação do ângulo de fibra no plano Z-r.....	31
Figura 9 – Modelo fluidodinâmico utilizado na comparação com a literatura.....	33
Figura 10 – Modelo de elementos finitos da carenagem do VLM.....	36
Figura 11 – Carregamento variável aplicado na geometria.....	37
Figura 12 – Gráfico da força de arrasto versus número de elementos.....	38
Figura 13 – Pressão absoluta encontrada (a) por Leal e no (b) presente trabalho.....	39
Figura 14 – Distribuição de pressão absoluta ao longo da geometria.....	40
Figura 15 – Plotagem da curva de pressão absoluta ao longo da geometria.....	41
Figura 16 – Gráficos de (a) deslocamento U2 versus número de elementos e (b) deslocamento U3 versus número de elementos.....	42
Figura 17 – Gráfico da pressão de colapso versus espessura na flambagem.....	44
Figura 18 – Índices de falha por compressão (a) da fibra e (b) na matriz e por tração (c) da fibra e (d) na matriz na configuração $[\pm 28 / 0 / 0]_s$	45
Figura 19 – Índices de falha por compressão (a) da fibra e (b) na matriz e por tração (c) da fibra e (d) na matriz na configuração $[90 / \pm 55_4 / 90]$	46
Figura 20 – Índices de falha por compressão (a) da fibra e (b) na matriz e por tração (c) da fibra e (d) na matriz na configuração $[\pm 65_5]$	47

LISTA DE ABREVIACÕES E SIGLAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
AOA	Ângulo de Ataque (<i>Angle Of Attack</i>)
CAD	Desenho Assistido por Computador (<i>Computer Aided Design</i>)
CAE	Engenharia Assistida por Computador (<i>Computer Aided Engineering</i>)
CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional (<i>Computational Fluid Dynamics</i>)
CFRP	Polímero Reforçado com Fibra de Carbono (<i>Carbon fiber-reinforced polymer</i>)
CLPT	Teoria Clássica dos Laminados (<i>Kirchoff's Classical Laminate Plate Theory</i>)
EF	Elementos finitos
FAB	Força Aérea Brasileira
FSDT	Teoria de Primeira Ordem de Mindlin (<i>First-order Shear Deformation Theory</i>)
FW	Enrolamento de filamento (<i>Filament Winding</i>)
GFRP	Polímero Reforçado com Fibra de Vidro (<i>Glass fiber-reinforced polymer</i>)
HSDT	Teoria de Ordem Superior (<i>Higher-order Shear Deformation Theory</i>)
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
MEF	Método dos Elementos Finitos
PEB	Programa Espacial Brasileiro
RP	Ponto de referência
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica
SST	Transporte de Tensão de Cisalhamento (<i>Shear Stress Transport</i>)
VARI	Infusão de Resina Assistida a Vácuo (<i>Vacuum-Assisted Resin Infusion</i>)
VLM	Veículo Lançador de Microssatélites
VLS	Veículo Lançador de Satélites

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Matriz de rigidez extensional
A_t	Área total da superfície em contato com o fluido
A_{ref}	Área de referência
α	Ângulo de ataque
B	Matriz de acoplamento extensão-flexão
β	Ângulo de inclinação da fibra
C_D	Coeficiente de arrasto
γ	Deformações de cisalhamento nos diferentes planos
D	Matriz de rigidez de flexão e torção
dA	Área infinitesimal
ε	Deformações normais nas diferentes direções
ε^0	Plano médio dos esforços e deformações
E_1	Módulo de elasticidade longitudinal
E_2 e E_3	Módulos de elasticidade transversais
F	Resistência dos materiais nos diferentes planos
F_D	Força de arrasto
G_{fcc}	Resistência à fratura compressiva longitudinal
G_{ftc}	Resistência à fratura por tração longitudinal
G_{mcc}	Resistência à fratura compressiva transversal
G_{mtc}	Resistência à fratura por tração transversal
G_{12}, G_{13} e G_{23}	Módulos de cisalhamento nos planos 1-2, 1-3 e 2-3
h	Coordenada da superfície superior e inferior das camadas
I_F	Razão entre tensão e resistência
λ	Fator que quantifica a influência do cisalhamento
n	Número de lâminas
N_x e N_y	Forças normais nas direções x e y
N_{xy} e N_{yx}	Forças normais nos planos xy e yx
M_x e M_y	Momentos fletores nas direções x e y
M_{xy} e M_{yx}	Momentos fletores nos planos xy e yx
κ	Curvatura dos esforços e deformações
p	Pressão exercida

ρ	Massa específica
P_d	Pressão dinâmica
\bar{Q}_{ij}	Coefficientes da matriz de rigidez reduzida
τ	Tensões de cisalhamento nos diferentes planos
τ_w	Tensão de cisalhamento
U2 e U3	Deslocamentos radiais
V	Velocidade de escoamento
V_∞	Escoamento
ν_{12}, ν_{13} e ν_{23}	Coefficientes de Poisson nos planos 1-2, 1-3 e 2-3
σ	Tensões normais em diferentes direções
σ^C	Tensões normais de compressão em diferentes direções
σ^T	Tensões normais de tração em diferentes direções
Z, θ e r	Plano de coordenadas cilíndricas
1	Direção longitudinal à fibra
2	Direção transversal à fibra
3	Direção normal à lâmina

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	JUSTIFICATIVA.....	14
1.2	OBJETIVO GERAL	15
1.3	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	15
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	16
2.1	VEÍCULOS LANÇADORES	16
2.2	CARGAS AERODINÂMICAS	17
2.2.1	Arrasto	18
2.2.2	Sustentação	19
2.3	MECÂNICA DOS COMPÓSITOS	19
2.3.1	Materiais transversalmente isotrópicos	19
2.3.2	Teoria clássica dos laminados	20
2.3.3	Critério de falha: Hashin.....	22
2.4	PROJETOS E ESTUDOS DE CASO DA LITERATURA	23
3	METODOLOGIA	26
3.1	DESENVOLVIMENTO DA GEOMETRIA	28
3.1.1	Relações constitutivas dos materiais e sequências de empilhamento do laminado.....	29
3.2	MODELO FLUIDODINÂMICO.....	31
3.2.1	Carregamentos aerodinâmicos críticos	32
3.2.2	Comparação do modelo fluidodinâmico com a literatura.....	32
3.2.3	Análise da pressão dinâmica crítica	33
3.2.4	Estudo de convergência da malha	34
3.3	MODELO ESTRUTURAL.....	35
3.3.1	Avaliação da flambagem.....	35
3.3.2	Análise de falha e dano	37
3.3.3	Estudo de convergência da malha	37
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	38
4.1	RESULTADOS DA ANÁLISE FLUIDODINÂMICA.....	38
4.1.1	Efeito do número de elementos na malha	38
4.1.2	Comparação da pressão absoluta com Leal (2017).....	39
4.1.3	Distribuição de pressão absoluta máxima ao longo da carenagem	40
4.2	RESULTADOS DO MODELO LOCAL DA CARENAGEM	41
4.2.1	Efeito do número de elementos na malha	41
4.2.2	Efeito da espessura no comportamento da flambagem	43
4.2.3	Efeito das configurações na falha e dano da carenagem	44
5	CONCLUSÕES	48
6	TRABALHOS FUTUROS	50
	REFERÊNCIAS	51
	ANEXO A – DESENHO TÉCNICO REFERENTE AO CONJUNTO MONTADO DO VLM-1.	54
	APÊNDICE A – GEOMETRIAS UTILIZADAS NO MODELO FLUIDODINÂMICO.	55
	APÊNDICE B – AVALIAÇÃO DA FLAMBAGEM NO MODELO.	56

1 INTRODUÇÃO

Nos últimos 5 anos é perceptível o aumento nos lançamentos orbitais de veículos espaciais decorrente do investimento exercido pelos países na indústria aeroespacial. Dados de relatórios mostram que foram 90 em 2017, 114 em 2018, 102 em 2019, 114 em 2020 e 30 em 2021, tendo como principais envolvidos Estados Unidos, China, Rússia e Japão, onde as falhas estão entre 2,6 e 8,8% do total de veículos lançados (KYLE, 2017, 2018, 2019, 2020, 2021). Mesmo possuindo um programa espacial tão antigo, o Brasil ainda não alcançou sucesso em colocar qualquer matéria em órbita por iniciativa própria (GOV.BR, 2021).

Por intermédio do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) e da Agência Espacial Brasileira (AEB), o Brasil criou foguetes de sondagem dados como responsáveis pelo conhecimento tecnológico que possibilitou o desenvolvimento de um veículo lançador de satélites (VLS-1) e, posteriormente, de microssatélites (VLM-1). Tal tecnologia é fruto dos 27 lançamentos suborbitais bem-sucedidos realizados por foguetes de sondagem brasileiros em território europeu, com ajuda de outros países. A exemplo disso, tem-se o foguete VSB-30 que é o responsável por 7 lançamentos, sendo dois deles no Brasil, fato que o tornou um dos produtos de referência no mercado internacional de lançadores de pequeno porte, com uso em missões suborbitais de exploração do espaço e ensaios com microgravidade. Com base nisso, o VSB-30 recebeu a primeira certificação emitida por um órgão de competência reconhecida internacionalmente de um produto espacial fabricado no país (AEB, 2009; FAB, 2016).

Como dito por ex-diretores do IAE, a excelente performance do veículo revigora a validade e a eficácia dos procedimentos aos quais ele foi submetido para ser certificado, garantindo formalmente a qualidade do produto e fazendo-o ser um dos poucos no mundo dentro de sua categoria nessa condição. Isso consolida uma conquista nacionalmente relevante, visto que o grupo de países com reconhecimento tecnológico internacional é limitado, e expande sua aceitação por outras agências espaciais, possibilitando novas transferências de tecnologia (AEB, 2009; FAB, 2016).

1.1 JUSTIFICATIVA

Em virtude do sucesso conquistado com lançamentos suborbitais, alimentado pelo propósito de ser autossuficiente no envio de satélites ao espaço, a principal motivação deste trabalho está embasada no interesse em contribuir com a evolução do Programa Espacial Brasileiro (PEB), no que diz respeito ao desenvolvimento de modelos computacionais para o

entendimento do comportamento mecânico dessas estruturas. À vista disso, pretende-se entender a trajetória de voo de veículos lançadores observando as principais propriedades aerodinâmicas associadas e, com isso, utilizar suas cargas críticas com base na literatura. Após, pretende-se desenvolver um modelo numérico local e estrutural da carenagem do veículo a fim de prever possíveis falhas locais e, com isso, propor medidas de melhorias.

Entende-se que a metodologia de análise do VLM é o principal resultado do estudo, englobando desde as análises aerodinâmicas até os modelos numéricos locais desenvolvidos, uma vez que estudos disponíveis na literatura sobre propriedades estruturais, componentes ou sistemas do veículo são escassos. Em buscas no Google Scholar, 54 resultados para estudos correlacionados com a frase “Veículo Lançador de Microsatélites” e 81 resultados para “*Microsatellite Launch Vehicle*” são evidenciados. A quantidade de trabalhos é ainda menor quando se restringe a busca em português adicionando a palavra “numéric”, onde são evidenciados 17 resultados ou em inglês com a adição da palavra “*numeric*”, onde são evidenciados 59 resultados. Dessa forma, os resultados podem atuar de forma complementar aos estudos atuais e, assim, colaborar com o entendimento do comportamento mecânico do VLM-1.

1.2 OBJETIVO GERAL

Este trabalho objetiva desenvolver uma metodologia para prever o comportamento mecânico da carenagem de um VLM produzida em compósito utilizando métodos numéricos.

1.3 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Com o intuito de atingir o objetivo geral, tais objetivos específicos são definidos:

- Construir a geometria em escala do veículo lançador, utilizando um modelo atual disponível na literatura;
- Realizar a verificação de um modelo fluidodinâmico computacional e determinar a pressão na carenagem do veículo;
- Desenvolver um modelo de elementos finitos (EF) do VLM para observar o efeito da espessura da carenagem na pressão de colapso por flambagem;
- Desenvolver um modelo de EF do VLM com elementos de casca para obter a falha do compósito da carenagem.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 VEÍCULOS LANÇADORES

Os veículos lançadores são fundamentais para enviar ao espaço instrumentos como satélites, com características para permanecer em orbitais e suborbitais, que são responsáveis pela telecomunicação, e sondas interplanetárias capazes de viajar até planetas distantes em busca de informações. No PEB, os foguetes de sondagem proporcionaram a realização de inúmeros experimentos científicos, garantindo autonomia ao país para construção desse tipo de veículo devido ao histórico de lançamentos bem-sucedidos (AEB, 2018).

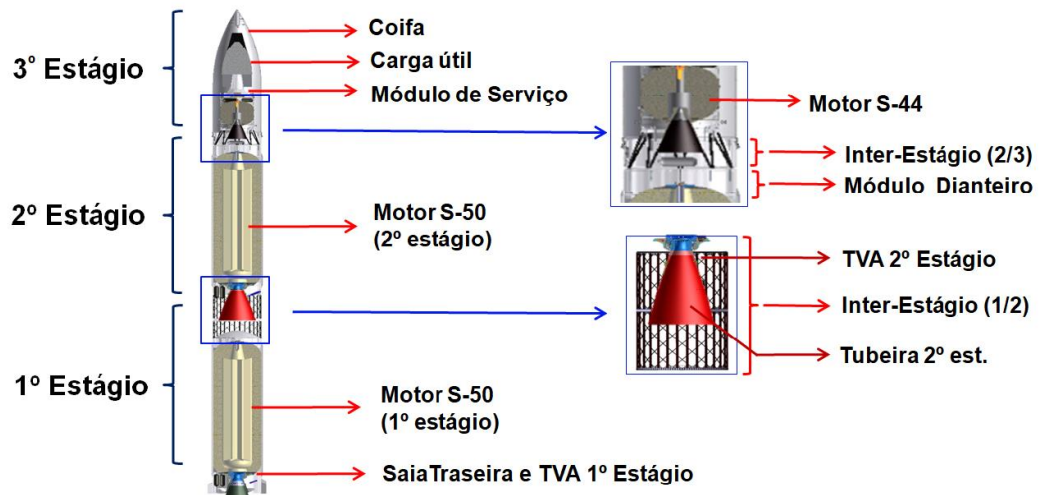
Tal tecnologia desenvolvida com esses veículos foi usufruída para criação do programa de VLS, visando fornecer à carga útil uma componente de velocidade paralela à superfície terrestre, diferentemente dos foguetes de sondagem, mediante seu carregamento de energia (BÔAS, 2007). Porém, problemas técnicos apresentados pelos protótipos do VLS-1 e um acidente com o último deles impediram a inserção de satélites em órbita e a continuidade do programa. Tais eventos proporcionaram a criação do VLM-1, um veículo suborbital controlado, mais simples e com o uso do conhecimento estabelecido com o projeto anterior, se tornando a prioridade atual (IAE, 2019).

O desenvolvimento do VLM-1 tem por finalidade lançar microssatélites em órbitas baixas, ou do inglês, *Low Earth Orbit* (LEO) equatoriais ou de reentrada. Sua configuração apresenta versatilidade e é composta por três estágios movidos por propelente, como pode ser visto na Figura 1. Os dois primeiros estágios possuem propulsor S50 e o terceiro estágio um propulsor S44, já qualificado para voo por um foguete de sondagem. A capacidade de lançamento do VLM-1 é de 200 kg para microssatélites a uma órbita de até 300 km (IAE, 2012, 2020).

Seu projeto foi estabelecido com o trabalho cooperativo junto ao Centro Espacial Alemão com o objetivo de segmentar custos e riscos atrelados à construção desse veículo. A maioria dos componentes envolvidos são de fabricação nacional, na qual os principais elementos de participação alemã são o módulo espacial Shefex 3 e o desenvolvimento conjunto da carenagem do foguete. Esse fator afirma a pretensão do Brasil em possuir autonomia na elaboração e produção do VLM-1 abrangendo os estudos, projeto e revisão, fabricação, integração, ensaios, análise de conformidade e operação dos veículos (IAE, 2020).

Na Figura 1 é apresentada, além dos componentes já citados, a indicação dos elementos que compõem o 3º estágio, dos sistemas de acoplamento presentes entre os estágios e do sistema de saída dos motores (tubeira).

Figura 1 – Principais sistemas do VLM-1.



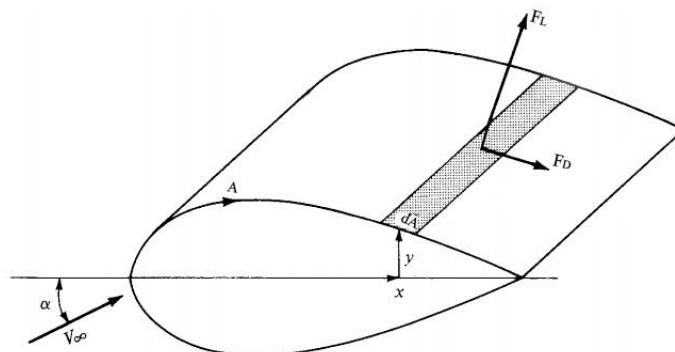
Fonte: (IAE, 2020).

2.2 CARGAS AERODINÂMICAS

A partir do estudo das cargas aerodinâmicas é possível conhecer o campo de fluxo atuante sobre os veículos aeroespaciais, a fim de melhorar o desempenho e estabilidade estrutural dos componentes. Sabe-se que a interação entre um corpo sólido envolvido por um fluido viscoso gera um campo de fluxo, que tem como consequência a formação de forças e momentos aerodinâmicos. Tais cargas são oriundas apenas da distribuição de pressão e tensões de cisalhamento sobre a superfície do corpo (ANDERSON, 2015, p. 63-65).

Dessa forma, levando em conta que a pressão atua de forma normal e a tensão de cisalhamento de forma tangencial sobre a superfície, as forças de arrasto (F_D) e sustentação (F_L), respectivamente, podem ser obtidas através da integração desses esforços pela área de atuação, como disposto na Figura 2.

Figura 2 – Forças aerodinâmicas de arrasto e sustentação em um elemento de superfície.



Fonte: Adaptado de (ANDERSON, 2010, p. 22).

2.2.1 Arrasto

O arrasto é a força aerodinâmica que age em paralelo à direção do escoamento sobre o corpo, ou seja, à direção do movimento relativo. De acordo com Fox (2011, p. 445-450), a força de arrasto bidimensional é determinada pela seguinte equação:

$$F_D = \int_{A_t} (-p \sin \alpha + \tau_w \cos \alpha) dA \quad (1)$$

onde F_D é a força de arrasto, A_t é a área total da superfície em contato com o fluido, p é a pressão exercida, τ_w é a tensão de cisalhamento e α é o ângulo de ataque formado entre a área infinitesimal dA e o escoamento V_∞ .

O coeficiente de arrasto é uma grandeza adimensional usada para quantificar a força de resistência de uma determinada área ao fluido que o circunda e, através da aplicação do teorema π de Buckingham, pode ser expresso por:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref}} \quad (2)$$

onde C_D é o coeficiente de arrasto, F_D é a força de arrasto, A_{ref} é a área de referência, ρ é a massa específica e V é a velocidade de escoamento. Parte da equação pode ser dada em termos da pressão dinâmica P_d :

$$P_d = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3)$$

Como descrito em Fox (2011, p. 445-450), o arrasto pode ser subdividido em:

- Arrasto de atrito: É provocado a partir das forças de cisalhamento que são geradas pela camada de contato presente no movimento oposto entre o fluido e o corpo sob efeito da viscosidade. Em um caso de placa plana, quando o escoamento é paralelo a ela, as forças de pressão resultarão em um gradiente igual a zero e, com isso, o arrasto será de atrito puro;
- Arrasto de pressão: É a resistência oriunda da diferença entre a baixa pressão da traseira e a pressão de parte frontal do corpo que se movimenta através de um fluido. Quando o escoamento é normal a uma placa plana, a tensão de cisalhamento não contribui para a força de arrasto. Logo, o arrasto total é somente o de pressão;
- Arrasto de onda: Refere-se ao arrasto líquido devido a maior pressão gerada pelas ondas de choque. Esse efeito ocorre em fluxos supersônicos quando surgem as ondas de choque e, inerente a elas, se tem o aumento de pressão na região frontal do corpo.

2.2.2 Sustentação

A sustentação é a componente da força na direção normal ao escoamento devido à distribuição de pressão que atua sobre a superfície de um corpo. Sabe-se que o ângulo de ataque será de sustentação nula, uma vez que o foguete possui uma configuração axissimétrica e, por isso, a sustentação não será colocada em análise.

2.3 MECÂNICA DOS COMPÓSITOS

Um laminado é constituído por lâminas de material compósito que são empilhadas na direção da espessura da lâmina. A orientação da fibra é de fundamental importância, uma vez que variar o ângulo de fibra resulta em modificações nas deformações. A variação das propriedades físicas de um material com a alteração da direção da fibra pode-se caracterizar como uma característica anisotrópica¹. Nos compósitos, essa característica permite que o material tenha constantes elásticas independentes, podendo ser classificado como monoclinico, ortotrópico, isotrópico ou transversalmente isotrópico.

2.3.1 Materiais transversalmente isotrópicos

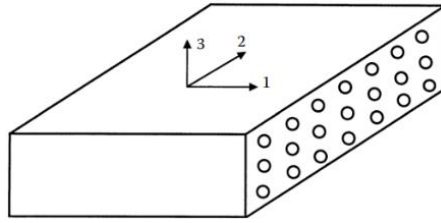
O comportamento mecânico do material e o conhecimento de suas propriedades assume papel importante na análise do projeto de estruturas laminadas, pois, desse modo, são adotadas ferramentas, como critérios de falha, para compreender as tensões e deformações atuantes no laminado (KAW, 2006, p. 61-62). A presença de simetria entre os planos do sistema de referência e a característica do material provoca uma simplificação em relação à tensão e à deformação no sistema, anulando algumas constantes elásticas.

A Figura 3 retrata uma lâmina tridimensional de material transversalmente isotrópico com fibras de matriz quadrada em que o eixo 1 é definido como a direção longitudinal à fibra, o eixo 2 é a direção transversal à fibra e o eixo 3 é a direção normal à lâmina.

Diante disso, a simetria transversalmente isotrópica ocorre em um corpo quando o plano de isotropia (2-3) é normal à direção 1, onde as duas direções que são perpendiculares às fibras possuem propriedades elásticas similares (KAW, 2006, p. 87-88). Ou seja, há um plano dentro do material em que todas as direções nele envolvidas são elasticamente equivalentes entre si.

¹ Anisotropia é o atributo de um meio, ou de um material, onde suas propriedades físicas ou químicas dependem da direção, tendo como consequência características diferentes conforme sua direção.

Figura 3 – Lâmina de material transversalmente isotrópico.



Fonte: (KAW, 2006, p. 88).

A relação entre as tensões e as deformações normais e de cisalhamento para um material nessa simetria contém cinco constantes elásticas independentes, que são as responsáveis por moldar a matriz de flexibilidade [S] em um estado tridimensional de tensões como observado na Equação (4) (KAW, 2006, p. 87-95):

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{13}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{31}}{E_3} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4)$$

onde: E_1 é o módulo de elasticidade longitudinal; $E_2 = E_3$ são os módulos de elasticidade transversais; $\nu_{12} = \nu_{13}$ são os coeficientes de Poisson nos planos 1-2/1-3; ν_{23} é o coeficiente de Poisson no plano de isotropia 2-3; $G_{12} = G_{13}$ são os módulos de cisalhamento nos planos 1-2/1-3; G_{23} é o módulo de cisalhamento no plano de isotropia 2-3 e dependente do módulo de elasticidade e coeficiente de Poisson do plano de isotropia; σ são as tensões normais em diferentes direções; τ são as tensões de cisalhamento nos diferentes planos; ε são as deformações normais nas diferentes direções e γ são as deformações de cisalhamento nos diferentes planos.

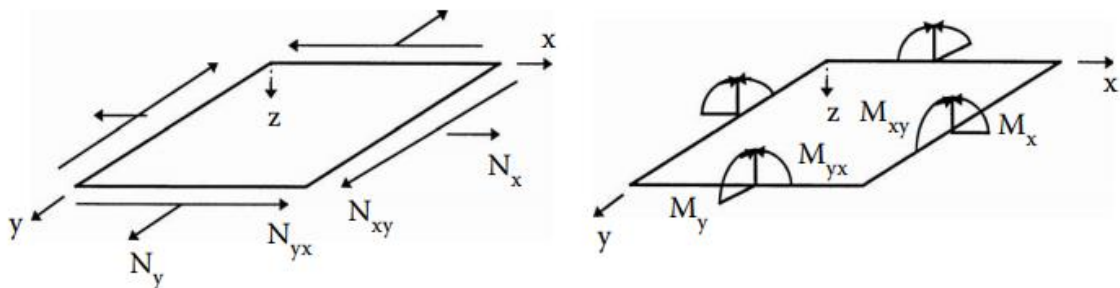
2.3.2 Teoria clássica dos laminados

Após a caracterização do tipo de lâmina e de suas equações tensão-deformação, faz-se necessário formular uma análise para o laminado, conjunto de lâminas unidas face a face, que é mais condizente com uma estrutura real. Essa análise pode ser feita partindo de teoria para

placas laminadas, dentre elas as mais conhecidas são a Teoria Clássica dos Laminados (CLPT), Teoria de Primeira Ordem de Mindlin (FSDT) e Teoria de Ordem Superior (HSDT). Enfatizando as duas primeiras, constata-se que na FSDT, diferentemente da CLPT, as seções normais transversais não permanecem perpendiculares à superfície neutra após a deformação, ou seja, são consideradas as componentes cisalhantes como potenciais causadores de delaminação e variam linearmente ao longo da espessura. Além de que, usufruindo da FSDT, são alcançados resultados computacionais melhores para laminados espessos. No entanto, a CLPT é de implementação simples e apresenta bons resultados para laminados finos (BARBERO, 2013, p. 93-159).

Na análise da CLPT, é considerada uma placa laminada sob carregamentos, Figura 4, onde há presença das forças normais N_x e N_y nas direções x e y , N_{xy} e N_{yx} que são aplicadas no plano xy , dos momentos fletores M_x e M_y e dos momentos torsores M_{xy} e M_{yx} que tendem a torcer o laminado.

Figura 4 – Forças e momentos resultantes em um laminado.



Fonte: Adaptado de Kaw (2006, p. 321).

A partir do arranjo construído entre esses esforços com as deformações do plano médio ε^0 e as curvaturas κ , forma-se a equação constitutiva do laminado, mostrada de modo simplificado na Equação (5):

$$\begin{bmatrix} N \\ - \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & | & B \\ - & | & - \\ B & | & D \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ - \\ \kappa \end{bmatrix} \quad (5)$$

onde, A é a matriz de rigidez extensional, B é a matriz de acoplamento extensão-flexão, ou simplesmente matriz de acoplamento (para laminados simétricos, os termos de B_{ij} são nulos) e D é a matriz de rigidez de flexão e torção ou simplesmente matriz de rigidez de flexão.

As Equações (6) a (8) mostram as matrizes A, B e D, em função de \bar{Q}_{ij} e h que são os coeficientes da matriz de rigidez reduzida e a coordenada da superfície superior e inferior de cada camada e n é o número de lâminas pertencentes ao laminado:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k \cdot (h_k - h_{k-1}), i = 1, 2, 6; j = 1, 2, 6 \quad (6)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k \cdot (h_k^2 - h_{k-1}^2), i = 1, 2, 6; j = 1, 2, 6 \quad (7)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k \cdot (h_k^3 - h_{k-1}^3), i = 1, 2, 6; j = 1, 2, 6 \quad (8)$$

2.3.3 Critério de falha: Hashin

O critério de falha desempenha uma função valiosa no que diz respeito a previsão de falhas do laminado, possibilitando rastrear a sua propagação e o modo que ocorre. Um laminado pode falhar no momento em que é posto sob um carregamento mecânico e térmico crescente. Tal mecanismo é regido pelo índice de falha, conforme Barbero (2013, p. 163-164), como sendo a razão entre tensão e resistência posto que há falha quando $I_F \geq 1$, portanto, a função é geralmente disposta como $I_F = 1$.

No estudo de compósitos com fibras unidirecionais transversalmente isotrópicas, o critério de Hashin apresenta uma aplicabilidade plausível já que prevê os quatro principais modos de ocorrência para falha, denominados: tração da fibra; compressão da fibra; tração na matriz; e compressão na matriz (SOUZA, 2003). Os critérios de falha são equacionados por polinômios quadráticos de tensões no plano de acordo com as equações (9) a (12), respectivamente:

$$\left(\frac{\sigma_1}{F_{1t}}\right)^2 + \lambda \left(\frac{\tau_{12}}{F_{12}}\right)^2 = 1, \quad se \sigma_1 \geq 0 \quad (9)$$

$$\left(\frac{\sigma_1}{F_{1c}}\right)^2 = 1, \quad se \sigma_1 < 0 \quad (10)$$

$$\left(\frac{\sigma_2}{F_{2t}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{F_{12}}\right)^2 = 1, \quad se \sigma_2 \geq 0 \quad (11)$$

$$\left(\frac{\sigma_2}{2F_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{F_{2c}}{2F_{23}}\right)^2 - 1\right] \cdot \frac{\sigma_2}{F_{2c}} + \left(\frac{\tau_{12}}{F_{12}}\right)^2 = 1, \quad se \sigma_2 < 0 \quad (12)$$

onde, λ é um fator que quantifica a influência do cisalhamento em (9). Caso $\lambda = 0$, a ruptura elástica da lâmina longitudinalmente ocorrerá puramente por tração na fibra. F_{1t} , F_{1c} são as

resistências em tração e compressão longitudinais, respectivamente. F_{2t} , F_{2c} são as resistências em tração e compressão transversais, respectivamente. F_{12} , F_{23} são as resistências ao cisalhamento longitudinal e transversal, respectivamente (BARBERO, 1998).

Nas simulações, reconhecer o modo de falha é imprescindível para efetuar as progressivas análises de falha com o método dos elementos finitos (MEF), tendo como partida a avaliação das tensões nos elementos descritos e a aferição das margens do critério de falha para saber como a falha ocorre. É possível de que uma camada falhe antes de todo o compósito, em que as camadas fraturadas podem contribuir para rigidez e resistência da estrutura. Obtendo tais informações, possibilita modelar uma nova configuração para a estrutura e, assim, dar continuidade com a identificação de outras prováveis falhas (KAW, 2006, p. 380-381; SOUZA, 2003).

2.4 PROJETOS E ESTUDOS DE CASO DA LITERATURA

Este tópico visa entender em qual estágio e nível de detalhamento científico os estudos disponíveis na literatura estão situados, e assim dispor de orientações que agregam conteúdo para traçar estratégias de análise do presente trabalho. Existem poucos estudos na literatura voltados em específico para análise estrutural do VLM-1, mas existe uma gama de trabalhos com enfoque na utilização de compósitos em aeronaves e na distribuição de carregamentos aerodinâmicos nos veículos lançadores brasileiros. Esses trabalhos serão discutidos a seguir.

No relatório de Ribeiro et al. (2018) foram executadas simulações numéricas para assegurar a confiabilidade estrutural e aerodinâmica para maior precisão nos parâmetros do foguete RD-08 construído por ele. Na estrutura do foguete, compósitos de fibra de carbono unidirecional e fibra de vidro foram utilizados majoritariamente para compor esse componente. Todos os laminados mantêm uma sequência de empilhamento das camadas simétrica e balanceada a fim de evitar o acoplamento de extensão à flexão e ao cisalhamento e, conseqüentemente, variações na espessura total de cada componente, ou seja, a matriz de acoplamento B_{ij} é nula. Por meio do método dos volumes finitos foi gerada a análise do modelo global de toda estrutura do foguete para verificar as tensões nas quais o foguete é exposto, por alívio de inércia, pretendendo mensurar o impulso máximo suportado e, assim, minimizar o peso da estrutura.

Visando a seleção de material para compor a estrutura do foguete, Ahamed (2014) fez um comparativo entre alguns materiais comumente empregados nas estruturas de voo, como

alumínio, compósito de fibra de carbono/epóxi e alguns metais. No comparativo, foram modelados e analisados dois diferentes formatos de estruturas, utilizando os *softwares* Catia V5 para modelar a geometria, o Hypermesh para confeccionar a malha e o Ansys para resolver as simulações com o MEF. Foram obtidos os resultados a respeito da deformação produzida sob a mesma condição de carga para os diferentes materiais. Como conclusão, viu-se que o material compósito apresentou melhor desempenho, estando nas mesmas condições de carregamento do alumínio no modelo de estrutura proposto no estudo.

Com relação à avaliação termo estrutural, Machado (2017) fez a aferição do desempenho da proteção térmica do Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA), tratando-se de uma plataforma projetada no IAE para transportar experimentos científicos e tecnológicos com permanência orbital de até dez dias. A análise buscou a validação do método de Zoby² através da aplicação fluidodinâmica computacional (CFD). Na simulação numérica com o método dos volumes finitos, buscou-se entender o comportamento dos fluxos de calor da parede externa durante o voo atmosférico no intuito de traçar a distribuição de temperaturas na estrutura e as superfícies interna e externa ao longo da trajetória, verificando se os valores estão dentro dos limites de operação, e onde há a ocorrência do aquecimento aerodinâmico, previsto após o ponto de estagnação³ (analisado entre 10 e 20 s). Assim, o estudo teve como principal resultado a determinação da temperatura interna de 53,9 °C, que está dentro do limite aceitável, baseada nos fluxos de calor inseridos na parede externa da plataforma.

Em outro estudo, almejando evitar erros sofridos com projetos anteriores especificamente ligados ao sistema de recuperação e à fabricação da estrutura de foguetes, Lesage et al. (2018) desenvolveram o *Blanche*, um foguete com viés competitivo e campeão da *Spaceport American Cup 2018* projetado para carregar uma carga útil até uma certa altura e logo após acionar seu sistema de recuperação. Sua estrutura consiste principalmente em polímeros reforçados com fibra de carbono, ou do inglês, *Carbon fiber–reinforced polymer* (CFRP), com alguns componentes de polímero reforçado com fibra de vidro, ou do inglês, *Glass fiber–reinforced polymer* (GFRP), como por exemplo, a coifa. Assim, foi proposto um novo *design* do corpo do foguete que teve uma composição mista de CFRP e GFRP, onde a seleção do ângulo de fibra levou em consideração os carregamentos compressivos, limites de flambagem e momentos fletores no voo. A configuração empregada foi de $[\pm 28 / 0 / 0]_s$ ⁴ para

² Método utilizado pelo IAE para calcular o fluxo de calor, dispondo de tabelas de parâmetros e resultados.

³ Ponto em que a velocidade é nula, nesse caso refere-se ao instante inicial de repouso.

⁴ A nomenclatura dos laminados é representada pela orientação do ângulo de suas fibras, utilizando colchetes para indicar o início e fim. Quanto à simbologia: a “/” serve para separar as fibras; os sinais “+” e “-” indicam o sentido do ângulo da fibra, indicando ambos quando usados juntos; o “s” significa que o laminado é simétrico.

a CFPR e um tecido *cross-ply* [0 / 90] de GFRP. Com o novo projeto, constata-se que houve um aumento na rigidez equivalente de 88% e na rigidez à flexão de 90%, possibilitando a diminuição significativa de peso, redução no tempo de produção e tolerâncias mais apropriadas.

A investigação da estabilidade aeroelástica é crucial para entender as interações entre forças inerciais, elásticas e aerodinâmicas nos veículos lançadores, que normalmente sofrem deformações por flexão, torção ou até mesmo pela combinação de ambas. Atento a isso, Silva (2013) buscou efetuar uma análise de sensibilidade das margens de estabilidade aeroelásticas do foguete de sondagem VSB-30 durante a fase de voo atmosférico, sendo este mais um veículo suborbital pertencente ao PEB. O modelo estrutural proposto em elementos finitos é analisado tomando como base um método aerodinâmico com potencial instável supersônico, onde suas condições de *freestream*⁵ dependem da velocidade e da atmosfera do voo. As análises de estabilidade paramétrica consideraram as variações das propriedades inerciais dos módulos de carga útil por meio de simulações dinâmicas estruturais e aerodinâmicas sob modelagem aeroelástica e matemática com os *softwares* MSC Nastran e ZAERO. Foi evidenciado o comportamento VSB-30 em relação à vibração: se mostrando robusto mesmo considerando a operação em condições ambientais e de carga; com menores margens de *flutter*⁶ em condições de menor razão de massa, quando o fluxo é transônico.

Leal (2017) efetuou um estudo numérico a fim de analisar a aerodinâmica do VLM-1 calculando o instante em que ocorre a máxima pressão dinâmica e, com isso, mensurando o arrasto máximo para a aeronave. Usufruindo de métodos CFD, foram realizadas simulações adotando variações na geometria e ângulo de ataque (AOA) do foguete. Na primeira simulação da aeronave foi atribuída uma geometria simplificada para a coifa, ou seja, um formato cônico; no que se refere ao AOA foi usado a priori 0° que foi substituído pelo ângulo de 3° posteriormente. Como resultado, verificou-se que os 4 primeiros metros do veículo são responsáveis por 63% do arrasto, a geometria do VLM-1 sofre 6% menos arrasto em comparação com a geometria simplificada de referência e a mudança no ângulo de ataque para 3° causa um aumento no arrasto de 4,24% e gera forças adicionais em todas as direções.

⁵ Termo utilizado para o ar que está a montante do corpo, ou seja, o ar que chega no corpo, onde geralmente é indicada a velocidade de *freestream*.

⁶ *Flutter* é uma oscilação auto excitada que ocorre quando uma superfície sustentadora sofre deflexões devido aplicação de forças aerodinâmicas, de tal forma que carga total aplicada se reduz.

3 METODOLOGIA

Traçar o comportamento de um veículo lançador exige um empenho interdisciplinar que abrange diversas linhas de conhecimento, uma vez que os veículos se encontram em um ambiente complexo e com diversos fenômenos naturais envolvidos.

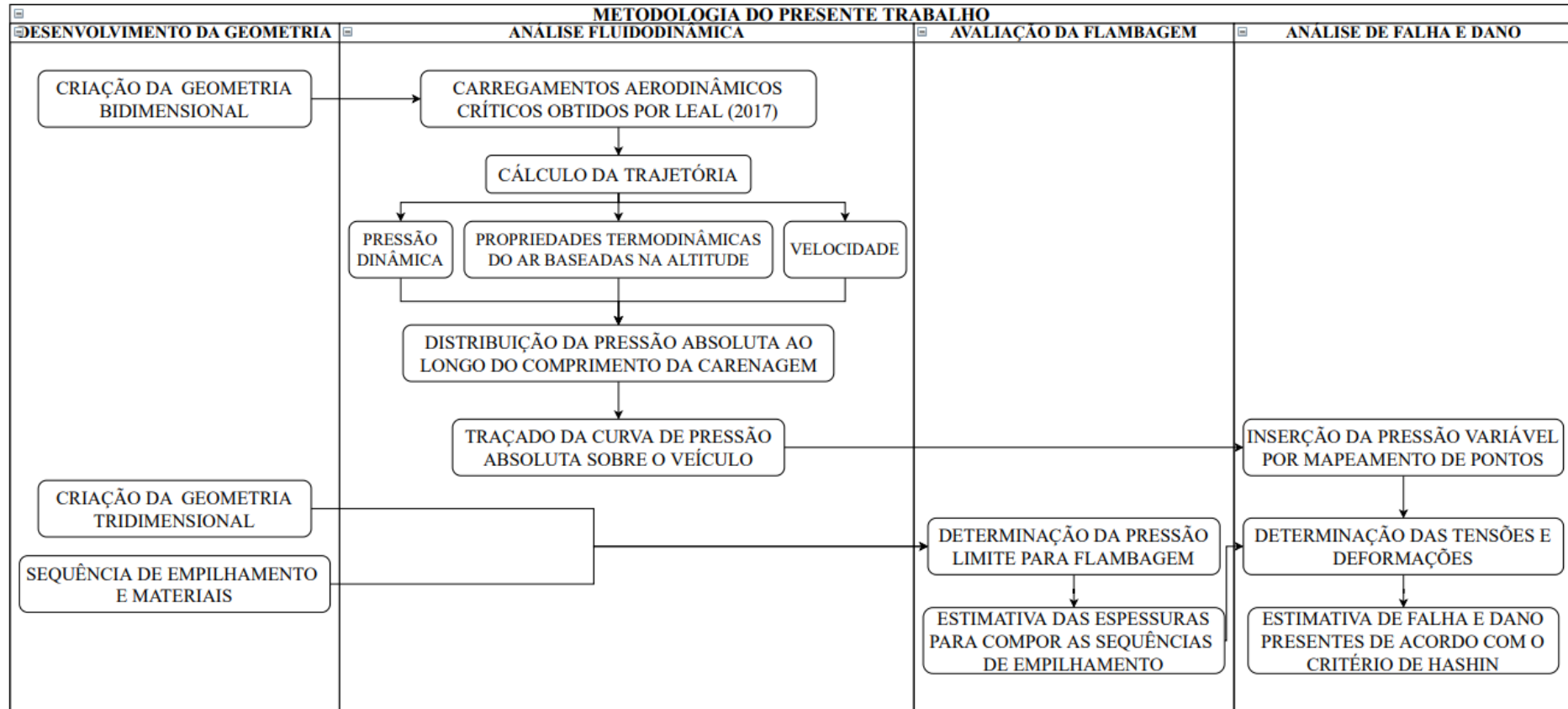
Nesse sentido, este trabalho analisa a aerodinâmica do veículo através de carregamentos estáticos no instante em que o veículo é submetido aos maiores carregamentos aerodinâmicos. Assim, observa-se o efeito que a pressão absoluta causa sobre ele, tendo em mente que a estrutura de veículo atua como um corpo elástico sujeito a altas cargas aerodinâmicas em um dado voo atmosférico.

Este estudo se divide em 4 módulos principais como ilustrado na Figura 5, onde, primeiramente, foi abordada a criação das geometrias bidimensional e tridimensional, prosseguindo com o desenvolvimento do modelo computacional fluidodinâmico através da análise da pressão absoluta e, após, a estrutura do VLM foi analisada para realizar o cálculo da flambagem e de falhas e danos em sua carenagem.

Em suma, inicialmente, foi feita a caracterização da geometria proposta do VLM, onde foram modeladas as dimensões do veículo e também foram escolhidas as sequências de empilhamento das camadas da carenagem, constituída em grande parte com materiais compósitos e utilizando também de alumínio. Após, foram usufruídos dos carregamentos aerodinâmicos críticos envolvidos no ambiente de operação do veículo em sua trajetória de voo com base na literatura. Esses carregamentos foram inseridos no modelo fluidodinâmico a partir das propriedades termodinâmicas do ar na altitude estudada, em conjunto com a pressão dinâmica e velocidade do veículo previamente conhecidas no instante crítico de voo. Dessa forma, foi determinada a pressão absoluta presente no veículo utilizando a geometria bidimensional que contempla apenas as dimensões do VLM, onde foi possível plotar o traçado da curva de pressão ao longo do comprimento da carenagem.

Para a avaliação da flambagem, foram utilizadas a geometria tridimensional em conjunto com as sequências de empilhamento e materiais. Nela foi realizada a estimativa das espessuras que compõe as cascas para cada sequência de empilhamento, a partir do cálculo da pressão de colapso por flambagem e tendo como referência a máxima pressão obtida na análise fluidodinâmica. Por fim, construiu-se o modelo de casca local da carenagem do VLM onde foram determinadas as tensões e deformações presentes e, conseqüentemente, o cálculo de falhas e danos causados na estrutura usufruindo dos modos de critérios de falha. Cada etapa desse procedimento é descrita em detalhes a seguir.

Figura 5 – Fluxograma contemplando os módulos do estudo proposto.



Fonte: Autor.

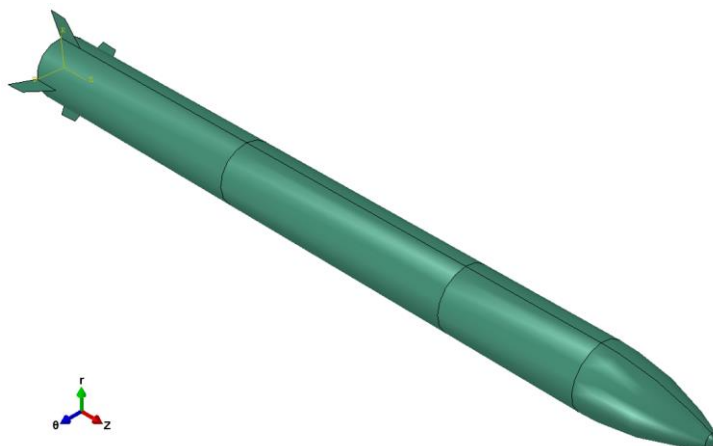
3.1 DESENVOLVIMENTO DA GEOMETRIA

A geometria estabelecida para o VLM-1 tem como base os desenhos técnicos do modelo desenvolvido por Mata (2013), projetado em *software* CAD e após transferido para o *software* CAE. As medidas usadas respeitam a escala real do veículo lançador, possuindo uma altura de 18,025 m e um diâmetro de 1,46 m. No Anexo A está ilustrado um dos desenhos na qual é mostrado todo o conjunto moldado para a simulação.

Para o modelo fluidodinâmico foram construídas duas geometrias bidimensionais, onde uma contempla os quatro primeiros metros do veículo e a outra seus dez primeiros metros partindo da coifa. A primeira geometria foi usada em comparação com outros resultados numéricos como forma de verificar as simulações e a segunda teve o objetivo de obter a distribuição de pressão absoluta sobre o veículo para ser implementada no modelo tridimensional. Ambas estão representadas no Apêndice A. O módulo de aletas não foi considerado nas geometrias pois seu estudo requer uma análise tridimensional.

Por fim, tem-se a Figura 6 representando a geometria tridimensional que foi aplicada na análise estrutural, onde pode-se observar detalhes como a divisão entre os estágios, a demarcação da coifa, o arredondamento no bico e a linha auxiliar que vai de um extremo ao outro da geometria. Tais divisões no corpo foram necessárias para atribuir características mais próximas à construção real do veículo e, na coifa, para facilitar a aplicação local dos materiais, visto a existência de materiais atuantes somente nessa região. Além disso, na demarcação que aparecem entre os estágios, foi inserida uma placa circular que os separam internamente em três partes. A geometria foi gerada com superfícies a fim de receber elementos de casca na geração da malha por elementos finitos.

Figura 6 – Geometria tridimensional do veículo.



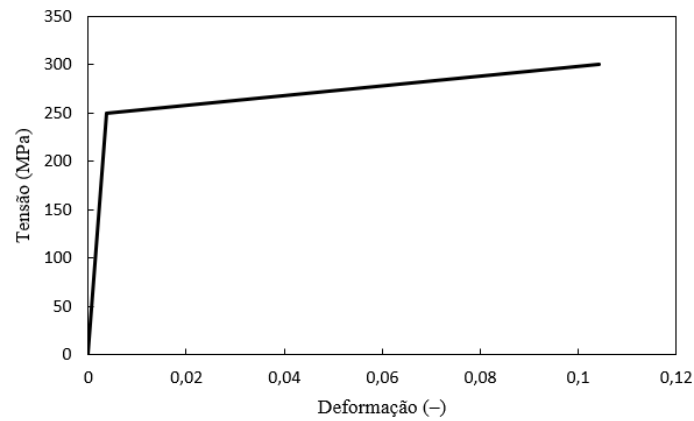
3.1.1 Relações constitutivas dos materiais e sequências de empilhamento do laminado

A fim de verificar os efeitos das camadas de compósito no comportamento estrutural da carenagem, definiu-se a utilização de uma estrutura em fibra de carbono sob a configuração de três diferentes sequências de empilhamento com uma calota de alumínio revestida com fibra de vidro situada na coifa, que serve como trocador de calor unido à parede com o propósito de retardar o aquecimento dos componentes internos. Essas considerações foram feitas embasadas em estudos recentes de módulos espaciais com trajetórias ou composição similares ao VLM-1, como feito por Souza (2018).

A fibra de carbono selecionada foi T800S por ter sido projetada para ter excelentes propriedades mecânicas e por atender à demanda de redução de peso em aeronaves devido sua baixa densidade. A fibra de vidro escolhida foi Vidro-S2 por ter sido projetada para ter boa resistência mecânica, módulo e durabilidade sob condições de temperatura extrema e ambientes corrosivos. Em cada fibra foi utilizada uma resina Epóxi a fim compor os compósitos, que foram tratados como materiais homogêneos e transversalmente isotrópicos. Foi optado pelo Alumínio 7050-T7651 por apresentar alta tenacidade à fratura, resistência à fadiga, alta resistência à corrosão por esfoliação e sob tensão. Todos os materiais possuindo grande utilização na indústria aeroespacial.

O Quadro 1 dispõe das propriedades dos laminados que foram implementadas ao modelo e foram conseguidas a partir do *software* MECH-Gcomp, desenvolvido pelo Grupo de Materiais Compósitos e Nanocompósitos (GCOMP) da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS), e através de datasheet da empresa TORAY. Para o alumínio foi atribuído um modelo elastoplástico, onde foram usados o módulo de elasticidade igual a 71700 MPa e o coeficiente de Poisson igual a 0,33 de acordo com o datasheet da MatWeb (2021). Foi trabalhada uma relação constitutiva bilinear onde a deformação plástica é gerada na segunda região linear da curva, como mostrado na Figura 7.

Figura 7 – Gráfico de tensão versus deformação do Alumínio 7050-T7651.



Fonte: Autor.

Quadro 1 – Propriedades mecânicas dos materiais compósitos.

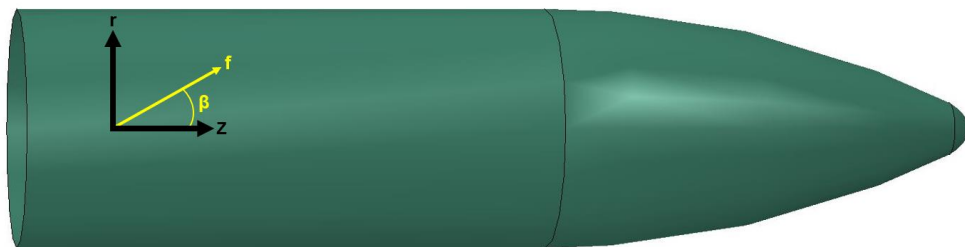
	T800S/Epóxi 8551-7	Vidro-S2/Epóxi
Constantes elásticas		
E_1	163500 MPa	55847,5 MPa
E_2	8915 MPa	17926,4 MPa
ν_{12}	0,306	0,27
G_{12}	2925 MPa	6205,28 MPa
G_{13}	2925 MPa	6205,28 MPa
G_{23}	2441 MPa	3890,71 MPa
Resistências		
σ_1^T	3234 MPa	2000 MPa
σ_1^C	1932 MPa	965,045 MPa
σ_2^T	85,51 MPa	62,0252 MPa
σ_2^C	112,3 MPa	155,063 MPa
τ_{12}	91,7 MPa	93,0792 MPa
τ_{13}	91,7 MPa	93,0792 MPa
Resistências à fratura		
G_{ftc}	105 kJ/m ²	95 kJ/m ²
G_{fcc}	108 kJ/m ²	103 kJ/m ²
G_{mtc}	0,2 kJ/m ²	0,2 kJ/m ²
G_{mcc}	0,2 kJ/m ²	0,2 kJ/m ²

Fonte: Adaptado de GCOMP (2021) e TORAY (2018).

Em conformidade com os autores Cai (2012), Almeida (2016) e Lesage et al. (2018), este trabalho utilizou as sequências de empilhamento das camadas de fibra de carbono/epóxi nas configurações de $[\pm 28 / 0 / 0]_s$, $[90 / \pm 55_4 / 90]$ e $[\pm 65_5]$, apresentando número de camadas e ângulos diferentes. Nos estudos citados, tais configurações apresentaram consideráveis resistências quando os cilindros foram submetidos a pressão externa e interna. Os valores demonstrados na configuração dos laminados representam o ângulo β de inclinação da fibra em cada camada. Todas as configurações tiveram como referência o eixo axial no sistema cilíndrico de coordenadas da geometria para a distância longitudinal da fibra, ou seja, os ângulos foram projetados partindo do eixo axial da geometria como representado na Figura 8, onde f é o eixo longitudinal da fibra e β é o ângulo de inclinação da fibra.

A seleção das configurações dos ângulos também atentou à viabilidade de fabricação da carenagem. Um processo de grande potencial de fabricação desse componente seria o enrolamento de filamento, ou do inglês, *filament winding* (FW). Tal processo tem grande aplicabilidade em estruturas de revolução por conter alta precisão no posicionamento da fibra, alta fração de volume de fibra, baixo conteúdo vazio e automação de processo. No entanto, na primeira configuração não seria possível usufruir desse processo devido seus ângulos serem inferiores à 30° , fator que iria interferir na alocação do compósito na construção da casca. Nesse caso, poderia ser utilizado como alternativa a infusão de resina assistida a vácuo (VARI) que fornece uma fração de volume de fibra razoável, eliminando a necessidade de equipamentos de alto custo, porém limitando o tempo de fabricação (ALMEIDA et al., 2016; LESAGE et al., 2018).

Figura 8 – Orientação do ângulo de fibra no plano Z-r.



Fonte: Autor.

3.2 MODELO FLUIDODINÂMICO

Os cálculos dos carregamentos aerodinâmicos fizeram uso do *software* Ansys Fluent 2020 R2 e foram realizados a partir de simulações bidimensionais axissimétricas com os

modelos de turbulência *Spalart-Allmaras* e *k-omega SST*. Como a análise foi estacionária e por necessitar de resultados mais precisos, também foram adotados a formulação implícita, em que a solução não depende do tempo, e a discretização espacial do fluido de segunda ordem. Vale ressaltar também que as geometrias foram tratadas como corpos rígidos de forma com que suas deformações não influenciassem significativamente nos resultados.

3.2.1 Carregamentos aerodinâmicos críticos

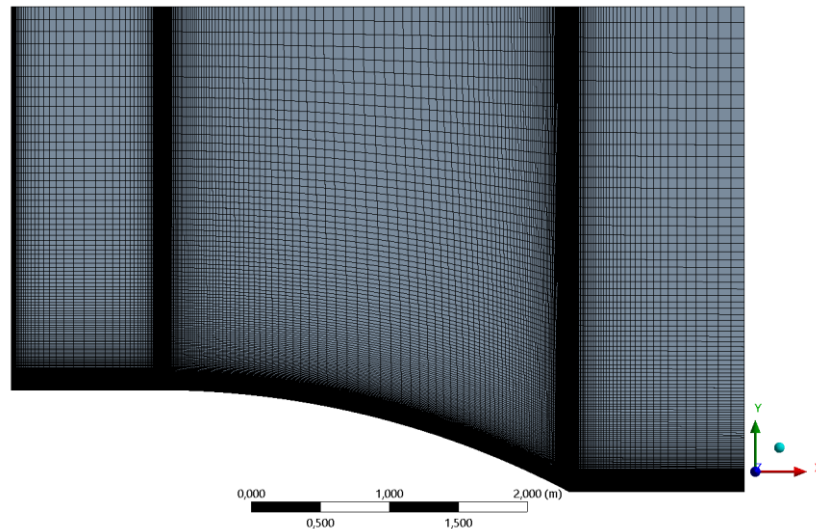
Os carregamentos aerodinâmicos foram obtidos da interpolação por *splines* realizada por Leal (2017), onde foram utilizados dados de altitude e velocidade traçados por outros autores. Nesse estudo, busca-se utilizar os dados da trajetória pré-definida para calcular os parâmetros em que o veículo irá passar pelas maiores cargas estáticas de seu voo, levando em consideração o voo em baixa velocidade em um ambiente de alta densidade aérea até ser atingida uma alta velocidade em um ambiente de ar rarefeito.

Com a utilização dos valores de altitude e trabalhando com cada instante de tempo, é possível obter a densidade de ar onde, por sua vez, combinada com a velocidade, possibilita mensurar a pressão dinâmica para identificar a pressão dinâmica máxima e seu instante de ocorrência. Com isso, chegou-se aos carregamentos críticos no valor de 86 kPa para pressão dinâmica máxima no instante de 64 segundos a partir do lançamento, com o veículo estando a 11,029 km de altitude e 678,071 m/s. Através da altitude foram determinadas as propriedades termodinâmicas do ar com base nos modelos de atmosfera padrão.

3.2.2 Comparação do modelo fluidodinâmico com a literatura

Com a finalidade de manter a concordância dos carregamentos críticos inseridos e a verificação das simulações subsequentes, foi feita a reprodução de um trabalho da literatura para encontrar a pressão absoluta atuante na coifa do veículo no modelo bidimensional. Para isso, a malha gerada tem um número global de elementos similar à do autor, com 396283 nós e 131580 elementos, e obedece ao regime de escoamento e modelo de turbulência *Spalart-Allmaras* usados no trabalho do Leal (2017). O modelo com a estruturação da malha elaborado para a comparação é visto na Figura 9. Nota-se que a malha possui um maior número de elementos próximo à carenagem do veículo, uma vez que essa é a região de maior interesse deste trabalho e, com isso, busca-se também a verificação das demais simulações.

Figura 9 – Modelo fluidodinâmico utilizado na comparação com a literatura.



Fonte: Autor.

3.2.3 Análise da pressão dinâmica crítica

Com a segunda geometria mostrada no Apêndice A e com a malha gerada de forma similar à estruturação exposta na Figura 9, foi possível dar prosseguimento à determinação da distribuição de pressão absoluta ao longo do VLM-1. Dessa maneira, as condições de voo foram inseridas, onde o ar foi tratado como gás ideal com o modelo de viscosidade *Sutherland* e com suas propriedades termodinâmicas (pressão e temperatura) na altitude de interesse, que foram adicionadas à entrada junto com a velocidade, assumindo o tipo de *pressure-far-field*.

No Quadro 2 são apresentados os parâmetros que foram inseridos na entrada do modelo no Ansys, onde a partir deles são observados valores de referência coerentes com os dados de estudo. Esses dados foram calculados de acordo com os equacionamentos dos modelos de atmosfera padrão onde foram determinadas a pressão, temperatura, massa específica e velocidade do som para o ar à 11,029 km, possibilitando o cálculo do número de Mach expresso no quadro.

Quadro 2 – Parâmetros da entrada do modelo no Ansys.

Parâmetros da entrada	
Pressão	22596,76 Pa
Número de Mach	2,2992
Temperatura	216,586 K

Fonte: Autor.

Além disso, nas condições de contorno, para que a parede superior do modelo tenha o deslizamento livre e conseqüentemente não haja formação de camada, foi marcada na condição de cisalhamento a opção *Specified Shear*, deixando as componentes zeradas. Outro parâmetro que precisou ser zerado foi a pressão de operação nas condições de operação, uma vez que seu valor já foi considerado na pressão mostrada no quadro. É válido comentar também que o escoamento foi informado como supersônico na execução do cálculo residual.

O modelo de turbulência usado foi o *k-omega SST*, onde a viscosidade é modelada em função da energia cinética turbulenta e da sua taxa de dissipação específica, pois este consegue tratar da separação da camada limite e do gradiente adverso de pressão, relevantes na interação entre as ondas de choque e a camada limite. Por fim, a distribuição de pressão absoluta na superfície de interface entre o fluido-estrutura foi obtida a fim de utilizar seus valores para a análise estrutural.

Sabe-se que as variações no ângulo de ataque causam influência nos carregamentos aerodinâmicos, principalmente no arrasto durante o momento de maior pressão dinâmica, como é relatado por Leal (2017). Entretanto, o ângulo de ataque foi mantido igual a zero para toda a análise, obedecendo a configuração de axissimetria do modelo. Além disso, o autor também afirma que os resultados obtidos por simulação 2D e 3D são altamente similares apresentando uma diferença de 1,35%. Sabendo disso, tem-se assegurada a simplificação do uso de apenas uma delas.

3.2.4 Estudo de convergência da malha

Devido à grande dependência da malha nas soluções de simulações computacionais, torna-se fundamental efetuar um comparativo entre resultados adquiridos com diferentes refinamentos de malha. É através desse estudo que se pode estabelecer uma solução precisa com uma malha suficientemente densa e que não exige o uso excessivo de recursos computacionais. As malhas foram reproduzidas com base na estrutura mostrada na Figura 9, a partir da alteração do número global de elementos, onde a força de arrasto foi a componente usufruída para comparação. Foram gerados seis diferentes níveis de refinamento de malha, variando os números de elementos de 10150 até 422520.

3.3 MODELO ESTRUTURAL

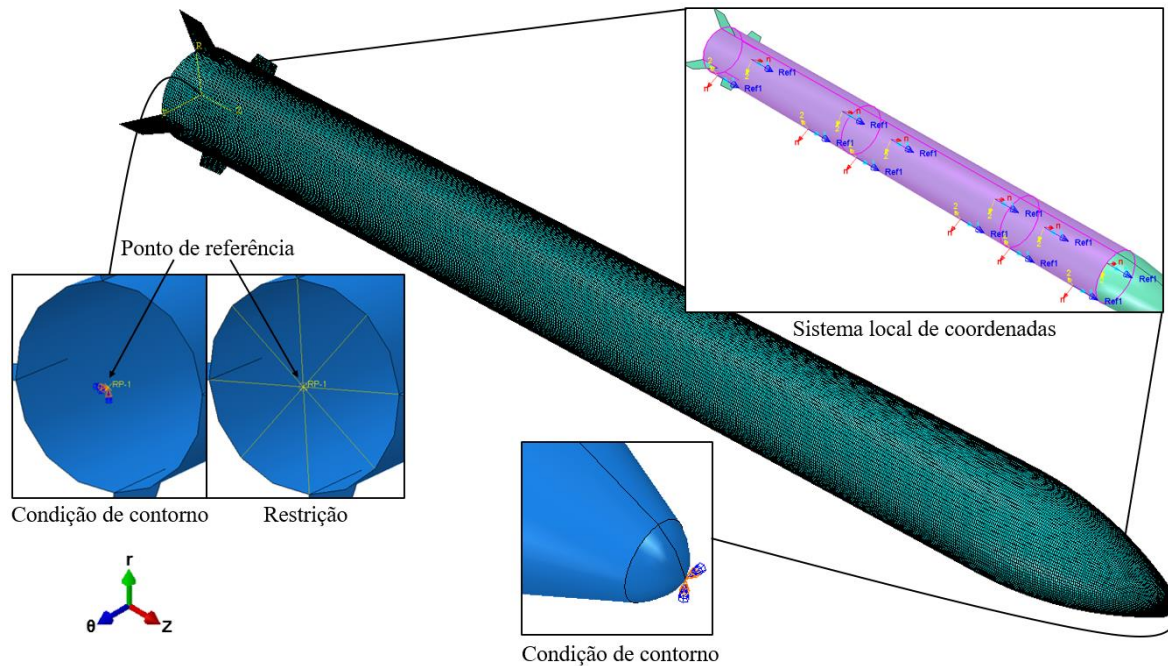
O *software* atribuído para a análise estrutural foi o *software* Abaqus CAE 2017, relacionando a geometria do modelo com os dados de distribuição de pressão absoluta exportados do Ansys. Nesse ponto, as propriedades dos materiais foram inseridas no modelo juntamente com todas as condições e restrições necessárias para avaliar a flambagem, e após, a falha e dano na carenagem por meio do critério de falha progressiva de Hashin. É válido falar que, em termos de nomenclatura, usa-se apenas VLM quando é referente ao modelo estrutural pois não foram usados dados reais do veículo VLM-1, diferentemente do que ocorreu com relação ao seu dimensionamento.

3.3.1 Avaliação da flambagem

Por conceito, a flambagem é caracterizada pela encurvadura sofrida por corpos longos submetidos a um esforço de compressão axial. A flambagem pode ocorrer também em estruturas com espessuras finas submetidas à pressão externa, o que pode ocasionar o colapso da carenagem do veículo (PALMERIO, 2017, p. 194-195). Desse modo, foram realizadas simulações utilizando uma pressão externa uniforme de valor unitário ao longo da estrutura e foram efetuadas variações na espessura tendo como finalidade encontrar um valor de pressão superior à máxima pressão absoluta que foi aplicada no modelo para evitar que o veículo colapse com uma pressão inferior à pressão crítica de operação. Na Figura 10 pode-se visualizar o modelo de elementos finitos desenvolvido da carenagem do VLM.

As propriedades mecânicas foram atribuídas separadamente nas regiões demonstradas na Figura 10, onde a fibra de carbono T800S/Epóxi 8551-7 foi aplicada em toda a superfície do veículo e a coifa recebeu uma camada adicional externa de Alumínio 7050-T7651 sobreposta por uma camada da fibra de vidro Vidro-S2/Epóxi nas mesmas proporções de espessura da fibra de carbono. Na sequência de empilhamento do laminado de fibra de carbono/epóxi $[\pm 28 / 0 / 0]_s$ foi utilizado um ângulo de 0° para a lâmina de Vidro-S2/Epóxi, e nas configurações $[90 / \pm 55_4 / 90]$ e $[\pm 65_5]$, um ângulo de 90° em relação ao eixo axial da geometria. Com relação à orientação das fibras, sistemas locais de coordenadas foram gerados com as disposições baseadas de acordo com a superfície da geometria como mostrado nos detalhes da Figura 10. Cada camada inserida possui três pontos de integração, fator que possibilita visualizar as tensões na sua parte inferior, intermediária e superior.

Figura 10 – Modelo de elementos finitos da carenagem do VLM.



Fonte: Autor.

Por ser o foco na avaliação da flambagem, a espessura sofreu variações partindo de 4 mm até 11,2 mm para todo o laminado no decorrer da análise, sendo que a superfície de interesse é somente a superfície externa do veículo, ou seja, nas placas colocadas internamente para dividir os estágios foi atribuída uma espessura suficiente para não ocasionar flambagem local naquela região e assim não interferir no resultado de interesse.

A fim de aplicar as condições de contorno foi necessário criar algumas restrições. No centro da base da estrutura um ponto de referência (RP) foi utilizado como ponto de controle da circunferência da base, onde foram restringidos os seis graus de liberdade e com um acoplamento do tipo cinemático entre o RP e a circunferência. Ademais, foram inseridas duas condições de contorno, sendo a primeira localizada no RP já mencionado, funcionando como encastre (fixação dos deslocamentos e rotações em todos os eixos), e na extremidade oposta tendo a rotação e o deslocamento axial livres. O carregamento foi aplicado integralmente em toda a superfície externa do corpo do veículo com a definição de pressão uniforme e contendo valor unitário.

A malha gerada é linear com um total 22164 elementos que foram caracterizados como elementos de casca do tipo S4R. Esses elementos possuem uma formulação explícita, de uso geral e deformações finitas que usam uma regra de integração reduzida, tornando-se computacionalmente mais barato, onde seu método de deformações é modificado buscando por uma maior estabilidade no grau de liberdade de rotação normal a casca.

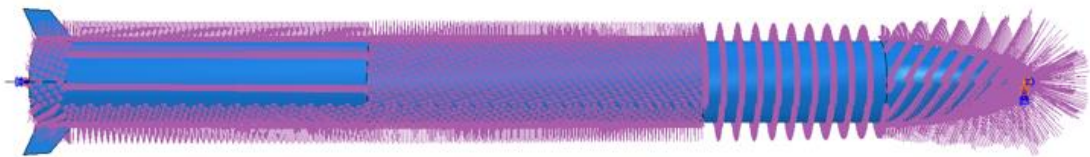
Por fim, foi criado o *step* do tipo *Buckle* para simular a flambagem com o sistema de solução em subespaços com cinco autovalores solicitados, com vetores usados por iteração e com um máximo de trinta iterações atuando com simulações por incrementos.

3.3.2 Análise de falha e dano

Com os dados de pressão absoluta exportados e devidamente equacionados, a análise foi realizada aplicando a pressão externa variável ao longo da carenagem em uma malha linear com elementos de casca S4R utilizando o mesmo procedimento demonstrado na Figura 10. As propriedades dos materiais, sequências de empilhamento, restrições, ponto de referência e condições de contorno foram mantidas exatamente como desenvolvido na avaliação da flambagem, tendo em vista que as condições lá estabelecidas entram em concordância com as necessárias nesta análise.

Em relação ao carregamento, Figura 11, foi aplicado integralmente no corpo do veículo com a definição de pressão variável, onde os dados exportados da simulação fluidodinâmica foram implementados sobre a superfície externa. Por último, foi criado o *step* do tipo *Static* não linear para estabelecer as não linearidades geométricas e de material. Foi utilizado um incremento inicial e máximo de 10% da força total e um incremento mínimo de 0,001%.

Figura 11 – Carregamento variável aplicado na geometria.



Fonte: Autor.

3.3.3 Estudo de convergência da malha

Devido à alta sensibilidade da falha e dano em relação ao nível de refinamento de malha, para o modelo de falha e dano foi realizado o estudo de convergência de malha. De forma análoga ao estudo de convergência do modelo fluidodinâmico, o estudo consistiu em realizar a alteração do tamanho global dos elementos, onde o deslocamento radial ao longo da carenagem do veículo foi a componente utilizada para comparação. O estudo consistiu em analisar diferentes níveis de refinamento, variando 5131 até 400784 elementos.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Com a realização das várias simulações descritas no decorrer da metodologia, os resultados são mostrados, analisados e comparados a fim de conter respostas significativas de cada geometria e do seu efeito no comportamento mecânico do VLM.

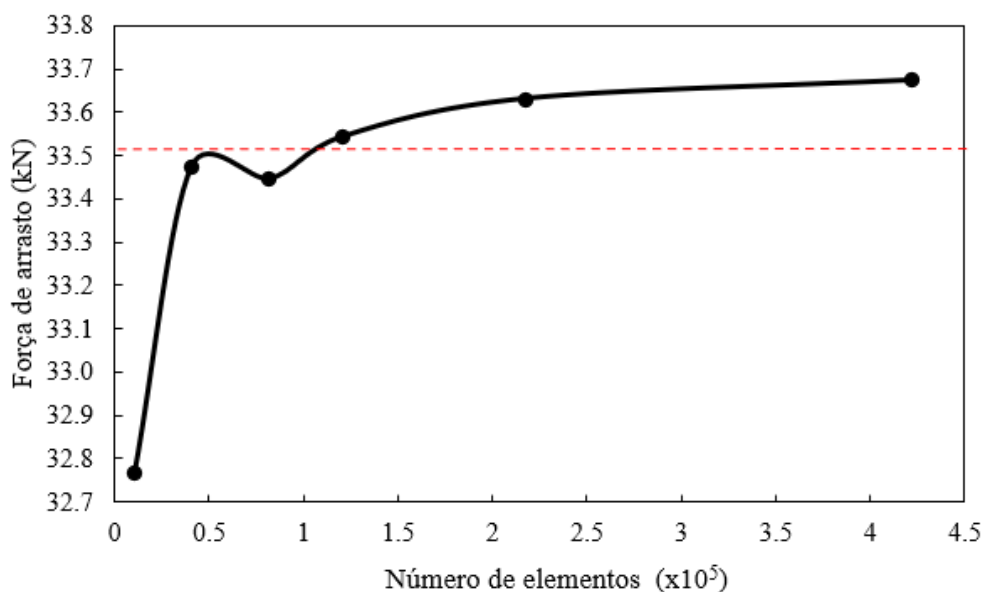
4.1 RESULTADOS DA ANÁLISE FLUIDODINÂMICA

4.1.1 Efeito do número de elementos na malha

As malhas simuladas tiveram sua força de arrasto determinada no decorrer deste estudo. A Figura 12 mostra o comportamento da força de arrasto para os diferentes níveis de refinamento analisados. A linha tracejada em vermelho indica o valor de 99,5% da força de arrasto determinada para a malha de 422520 elementos e serviu para dar uma margem de erro aos valores medidos.

A partir do gráfico, vê-se que após a malha de 120900 elementos todas as outras simulações realizadas se adequam à margem imposta. Dessa forma, pode-se inferir que a malha de 120900 elementos é a malha ideal, pois ela apresentou um resultado dentro da margem e seu custo operacional é o menor, visto que possui o menor número de elementos dentre as malhas compatíveis.

Figura 12 – Gráfico da força de arrasto versus número de elementos.

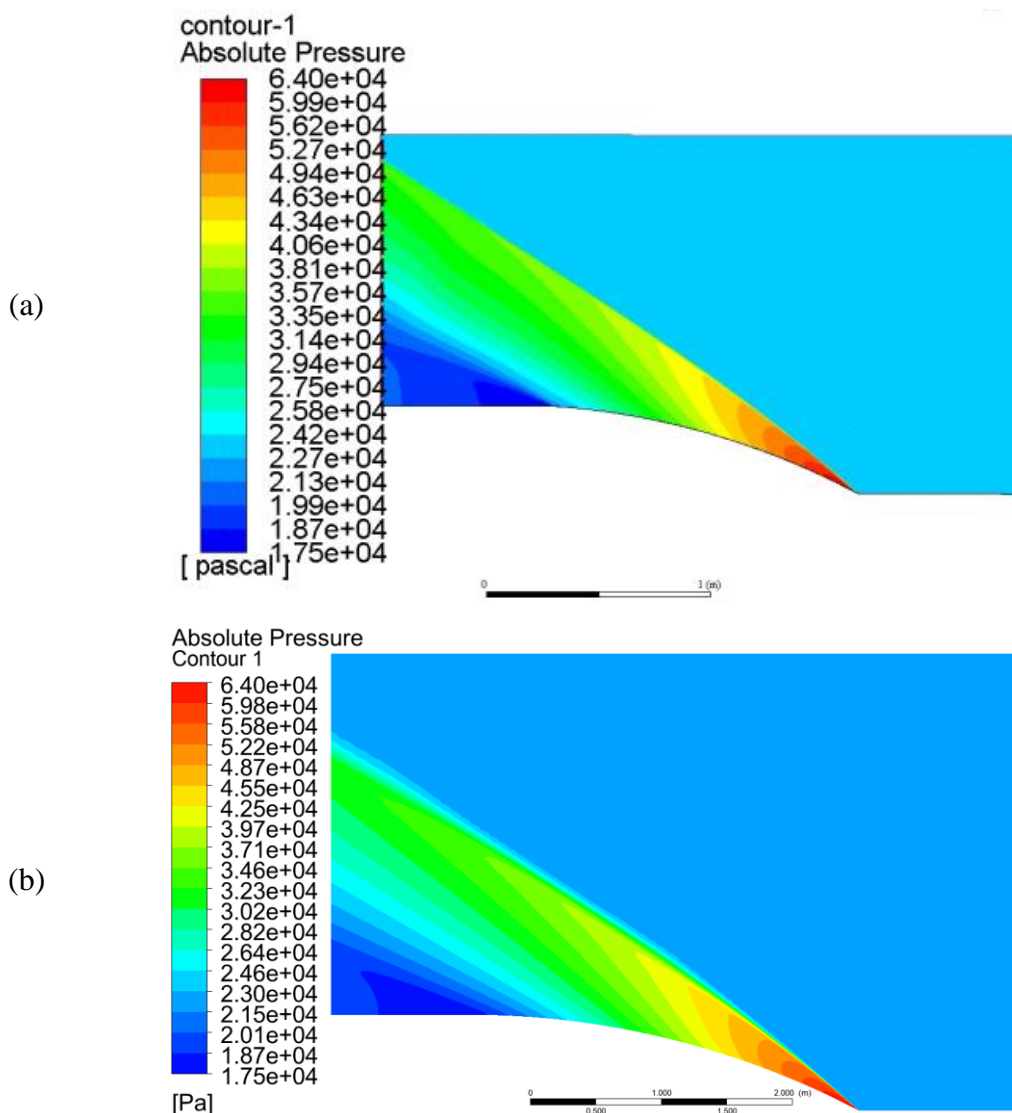


Fonte: Autor.

4.1.2 Comparação da pressão absoluta com Leal (2017)

A comparação do modelo fluidodinâmico foi feita com os resultados alcançados no trabalho do Leal (2017). Tal comparação foi realizada em termos de pressão absoluta atuante na coifa do veículo no modelo bidimensional. Nesse caso, foi usada uma geometria similar à do autor, sendo ela uma representação dos primeiros quatro metros do contorno bidimensional que foi utilizada nas demais simulações. A comparação entre a distribuição encontrado para a pressão absoluta é apresentada na Figura 13.

Figura 13 – Pressão absoluta encontrada (a) por Leal e no (b) presente trabalho.



Fonte: Adaptado de Leal (2017) e Autor.

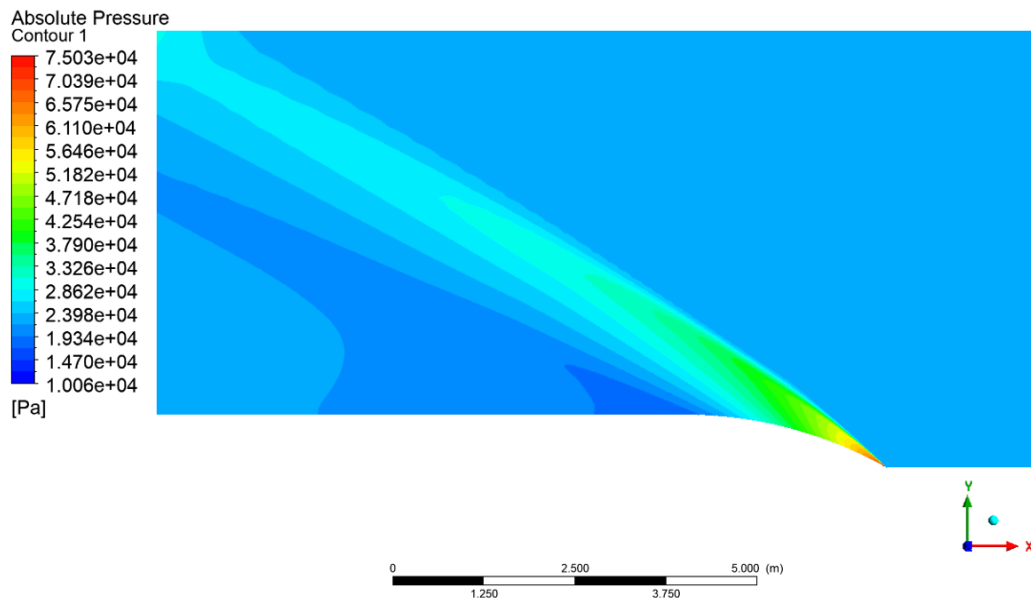
Nota-se uma boa concordância entre os valores na comparação entre o efeito da distribuição de pressão dos dois estudos. A variação gradativa da pressão ao longo da coifa

também se mostra coerente, evidenciando que a reprodução do estudo foi bem executada e que os carregamentos aerodinâmicos críticos estão adequados. Como o interesse maior é a carenagem, foi optado pelo uso do modelo de turbulência *k-omega* SST nas simulações posteriores por ter sido visto através de simulações que a diferença média entre os resultados globais dos modelos foram de aproximadamente 1% e por apresentar melhores interações entre a camada limite e as ondas de choque do que o modelo Sparlat-Allmaras (ANSYS, 2013, p. 57-58; 62-63).

4.1.3 Distribuição de pressão absoluta máxima ao longo da carenagem

A simulação para a pressão dinâmica máxima resultou no contorno de pressão absoluta para geometria bidimensional do VLM-1 como mostrado na Figura 14.

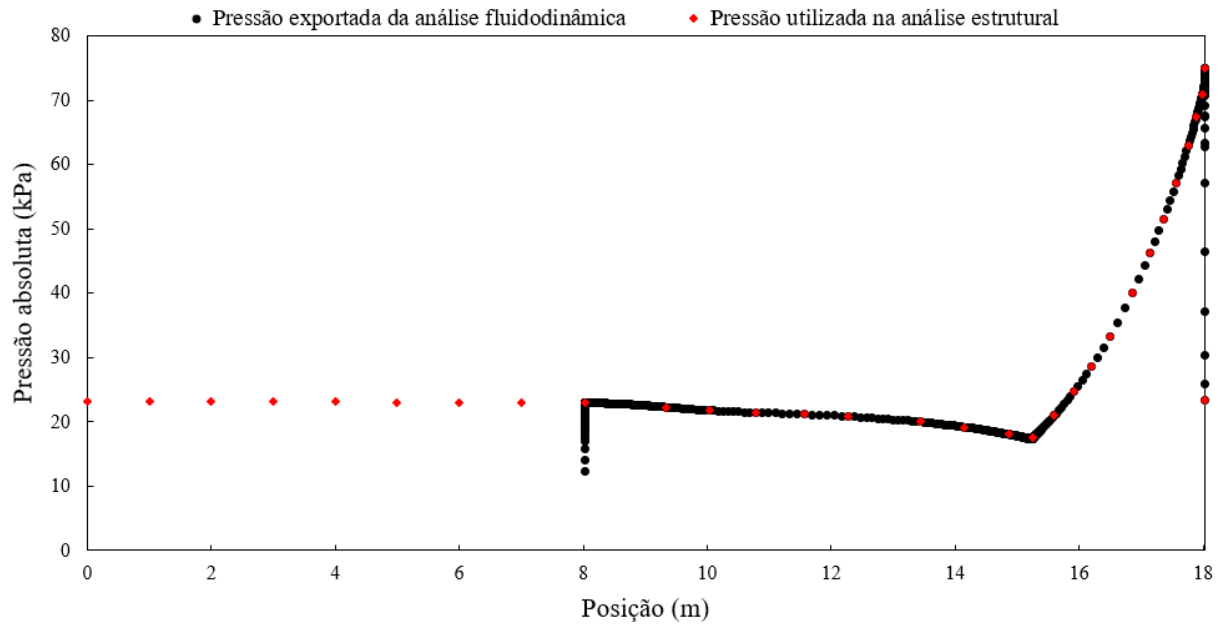
Figura 14 – Distribuição de pressão absoluta ao longo da geometria.



Fonte: Autor.

A partir do contorno apresentado, percebe-se nitidamente a formação de ondas de choque oblíquas em decorrência do escoamento ser supersônico. Além disso, é visível que a pressão absoluta possui valores maiores na coifa, tendo como valor máximo 75022,5 Pa, e decai ao longo dela até os 15,225 metros. Após isso, a pressão tende a crescer mais lentamente pela geometria. Tal comportamento fica evidenciado na Figura 15, onde é exposta a curva de pressão absoluta no contorno do VLM-1 obtida em cada nó da superfície.

Figura 15 – Plotagem da curva de pressão absoluta ao longo da geometria.



Fonte: Autor.

Os pontos em preto exibidos no gráfico foram exportados da análise fluidodinâmica dos dez primeiros metros do VLM-1 partindo da coifa e possibilitaram o seu mapeamento na análise da estrutura. Devido à alta densidade desses pontos, necessitou-se realizar uma simplificação na curva de pressão absoluta tal que a característica da curva não fosse perdida e que fosse mantida a coerência dos dados, representada pelos losangos em vermelho.

Além disso, também foi necessário adicionar valores de pressão para os oito metros restantes, de modo que eles seguissem a evolução da curva vista desde os 15,225 metros. Essa simplificação serviu para reduzir o custo operacional na implementação e no processamento dos dados. Dessa forma, buscou-se manter principalmente os valores mínimo e máximo de pressão absoluta, com pontos equidistantes de zero a nove metros e uma quantidade maior de pontos nos metros sucessores, onde são observados os maiores e menores valores de pressão.

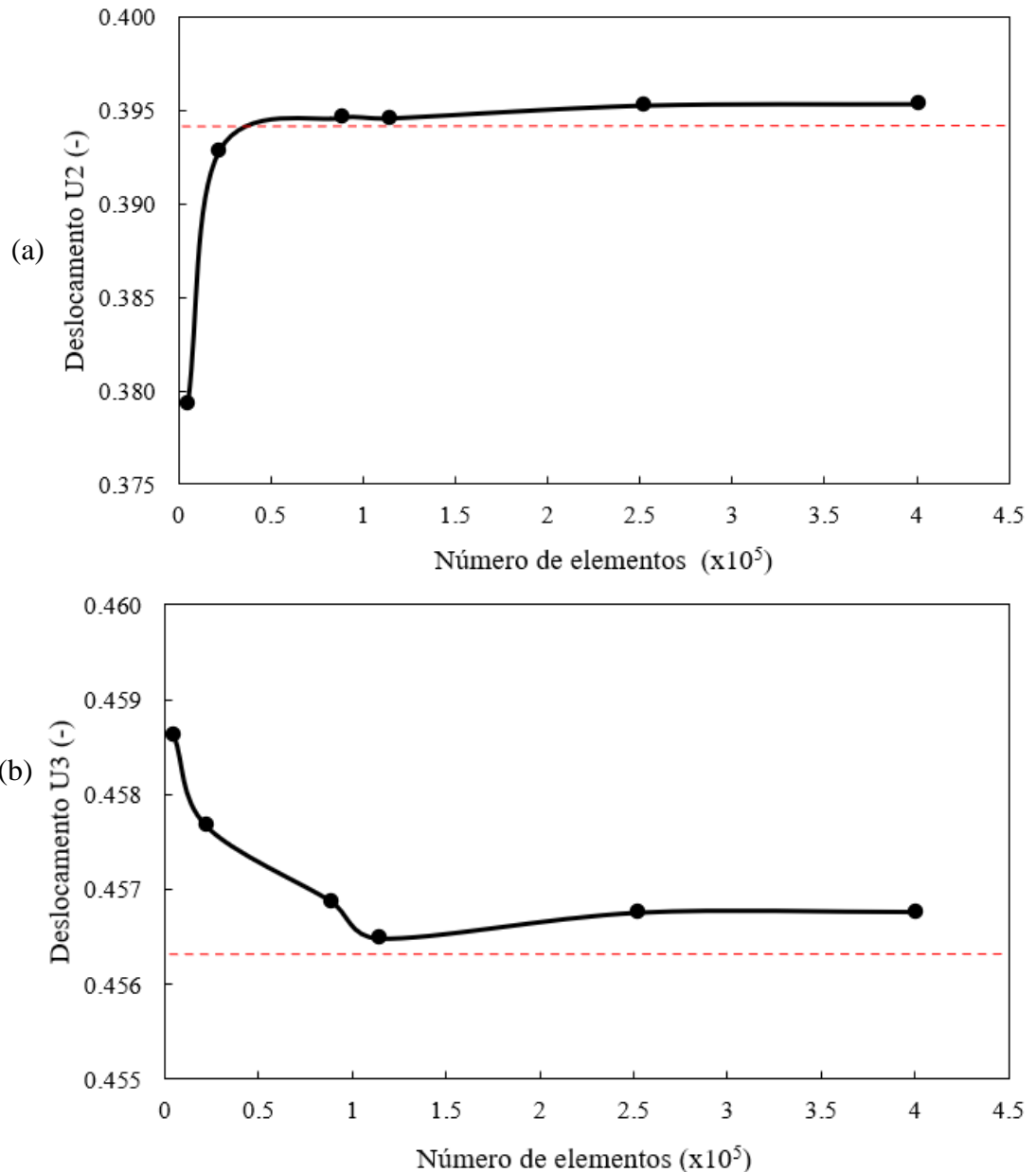
4.2 RESULTADOS DO MODELO LOCAL DA CARENAGEM

4.2.1 Efeito do número de elementos na malha

As malhas simuladas durante este estudo tiveram dois pontos de interesse na carenagem do veículo, isso devido à presença de dois deslocamentos radiais, U2 e U3, onde foi buscado ter um ponto que fosse observado o valor máximo ou próximo a ele. Assim, teve-se um nó localizado na parte superior do segundo estágio e o outro no primeiro ponto da

junção do primeiro estágio com as aletas. As Figura 16(a-b) demonstram a convergência dos deslocamentos U2 e U3, respectivamente.

Figura 16 – Gráficos de (a) deslocamento U2 versus número de elementos e (b) deslocamento U3 versus número de elementos.



Fonte: Autor.

As linhas tracejadas em vermelho, que aparecem em ambos os gráficos, indicam os valores de 99,7% e 99,9%, respectivamente, do deslocamento calculado para a malha de 400784 elementos e serviu para dar uma margem de erro aos valores medidos. A partir dos gráficos, vê-se que após a malha de 89087 elementos todas as outras simulações realizadas se

adequam à margem imposta. Com isso, a malha de 89087 elementos foi escolhida como a malha ideal uma vez que ela apresentou um resultado dentro da margem e seu custo operacional é menor.

4.2.2 Efeito da espessura no comportamento da flambagem

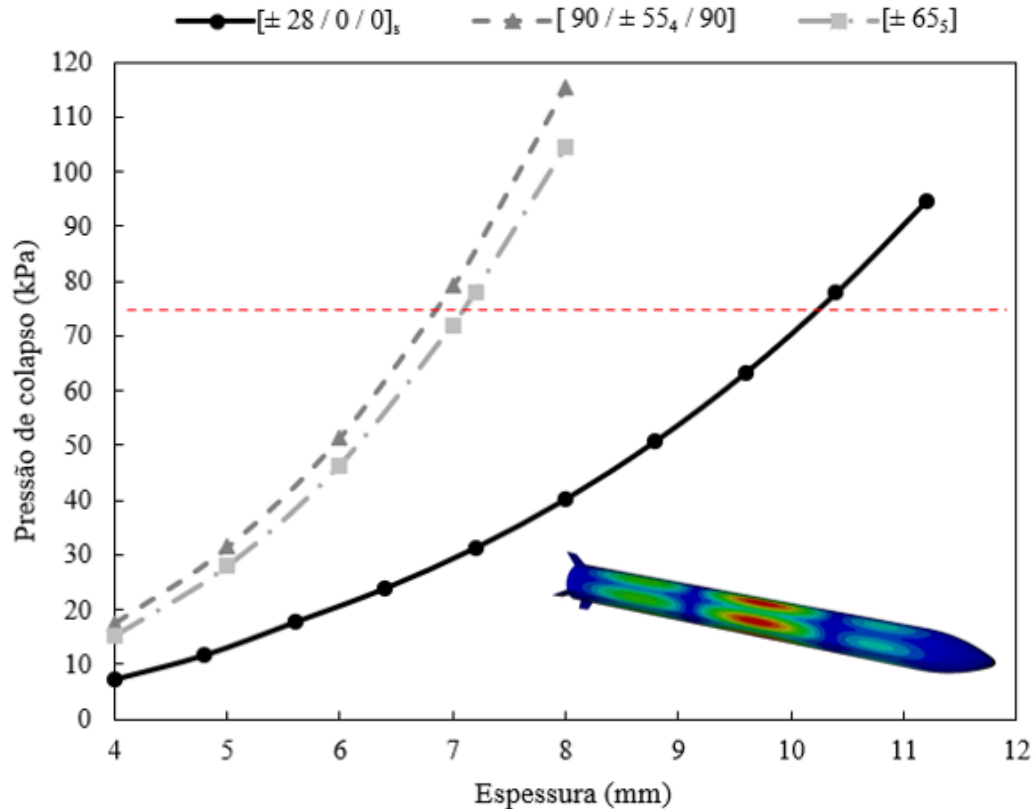
Com as simulações realizadas para as três configurações de sequência de empilhamento em diferentes proporções, foi possível criar o gráfico mostrado na Figura 17 que comporta as curvas da pressão limite à flambagem relacionadas com a variação da espessura dos materiais. A pressão corresponde ao autovalor do primeiro modo de flambagem. Nota-se que o modo de flambagem possui regiões maiores de deslocamentos bem definidas nos três estágios, sendo o estágio central aquele com maior deslocamento.

A linha tracejada em vermelho representa a maior pressão determinada com base nas simulações fluidodinâmicas e tem valor igual a 75 kPa. A partir dela foram estipuladas as espessuras necessárias às sequências de empilhamento para que pudesse ser evitada a flambagem nas três estruturas. As variações foram feitas em 1 mm para todo o laminado nas configurações $[90 / \pm 55_4 / 90]$ e $[\pm 65_5]$, com exceção do primeiro ponto após a linha vermelha tracejada, e em 0,8 mm para a configuração $[\pm 28 / 0 / 0]_s$ em virtude da diferença no número de camadas.

Observando os dados expostos no gráfico, nota-se que a pressão de colapso cresce mais rapidamente na sequência de empilhamento $[90 / \pm 55_4 / 90]$ com o aumento da espessura, tendo a curva de $[\pm 65_5]$ um comportamento similar, porém com uma pressão menor. A sequência de empilhamento $[\pm 28 / 0 / 0]_s$, por outro lado, teve um aumento de pressão bem mais lento comparada às outras configurações.

Acima da linha tracejada em vermelho, tem-se o primeiro ponto de pressão onde foram estabelecidas as espessuras de 10,4 mm para configuração $[\pm 28 / 0 / 0]_s$, 7 mm para configuração $[90 / \pm 55_4 / 90]$ e 7,2 mm para configuração $[\pm 65_5]$. A exceção aplicada na $[\pm 65_5]$ ocorreu devido à grande diferença de pressão existente entre 7 e 8 mm e serviu também para tornar os valores das pressões limites entre as três configurações mais próximos. No Apêndice B são acrescentados os resultados obtidos com as espessuras estabelecidas.

Figura 17 – Gráfico da pressão de colapso versus espessura na flambagem.



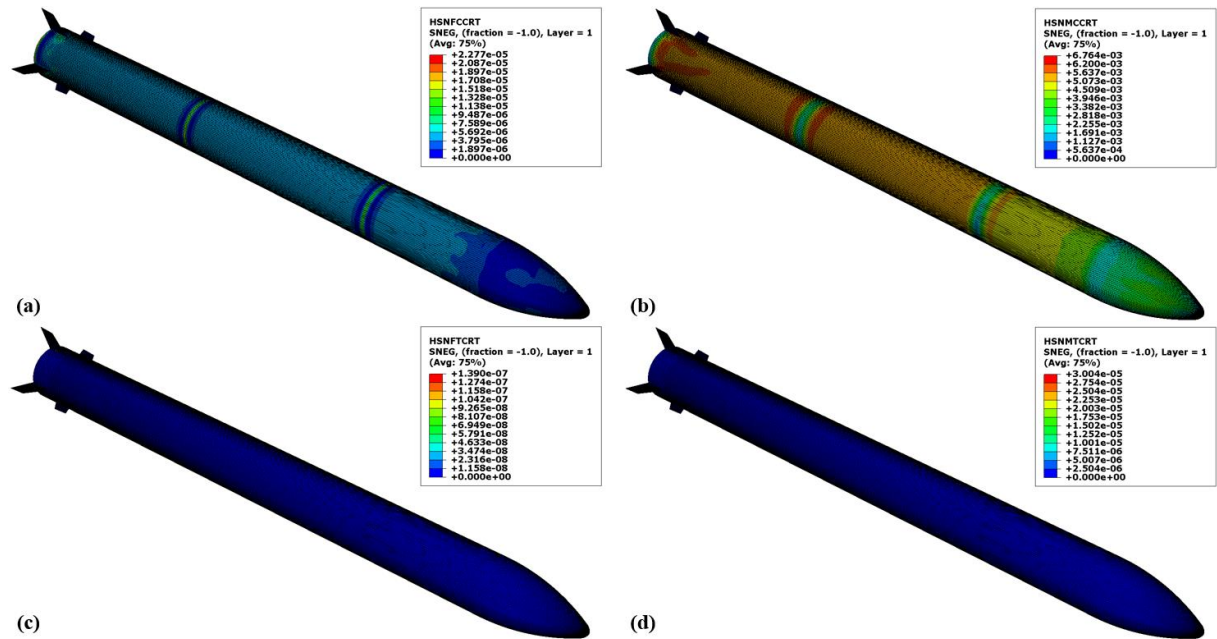
Fonte: Autor.

4.2.3 Efeito das configurações na falha e dano da carenagem

A partir da execução das simulações para análise de falha e dano foram conseguidos os resultados para as três configurações de sequência de empilhamento com as espessuras obtidas na análise de flambagem. As Figura 18 a 20 mostram os resultados dos índices de falha por compressão da fibra (a), falha por compressão na matriz (b), falha por tração da fibra (c) e falha por tração na matriz (d) para as configurações $[\pm 28 / 0 / 0]_s$, $[90 / \pm 55_4 / 90]$ e $[\pm 65_5]$, respectivamente.

Para o modelo $[\pm 28 / 0 / 0]_s$, observou-se que o índice de falha por compressão na matriz é o mais elevado entre os índices analisados, onde seus maiores valores estão localizados na região próximo ao módulo de aletas e próximo as divisões entre estágios, chegando ao valor de $6,764 \times 10^{-3}$, que é inferior a 1% em relação ao índice igual a 1. No caso da falha por compressão da fibra, essa possui um valor máximo de $2,277 \times 10^{-3}$ em uma pequena parcela de elementos situados próximos à base do veículo. Para as falhas por tração, tem-se uma predominância do índice zero na estrutura sendo que o valor máximo de $3,004 \times 10^{-5}$ e $1,39 \times 10^{-7}$ foram vistos de forma pontual no bico da coifa e nas arestas de conexão entre o corpo cilíndrico e as aletas para a matriz e para a fibra, respectivamente.

Figura 18 – Índices de falha por compressão (a) da fibra e (b) na matriz e por tração (c) da fibra e (d) na matriz na configuração $[\pm 28 / 0 / 0]_s$.

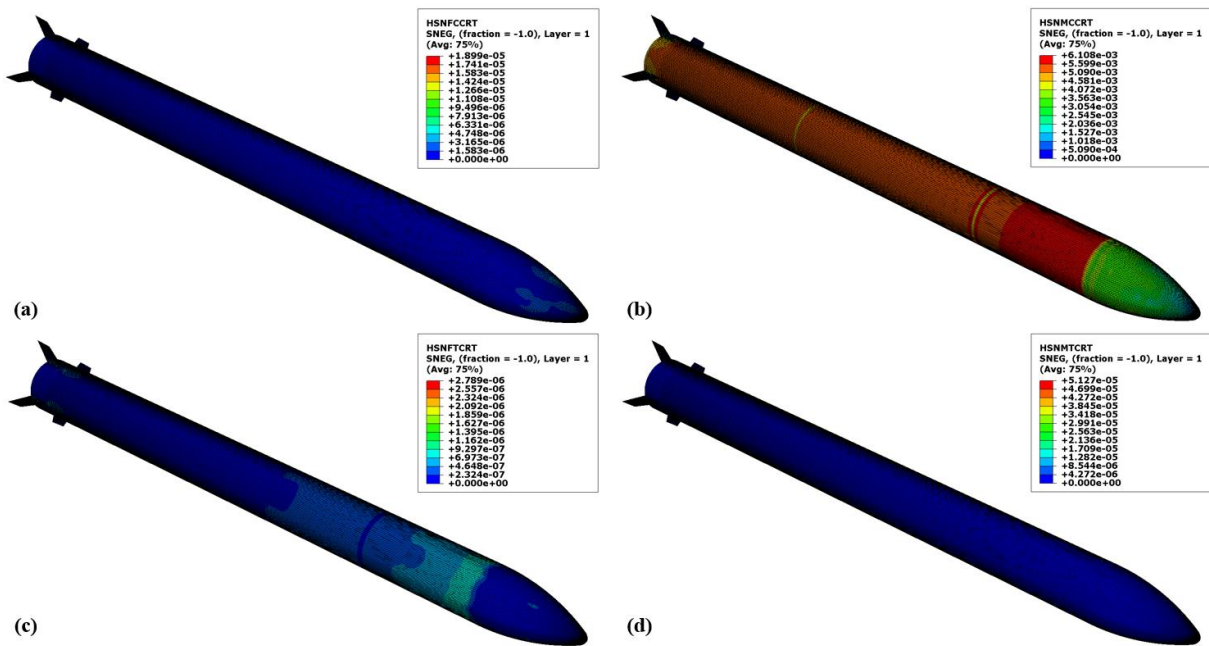


Fonte: Autor.

Para o modelo $[90 / \pm 55_4 / 90]$, notou-se que o índice de falha por compressão na matriz também é o mais elevado entre os índices analisados, similar ao comportamento do modelo anterior, onde o maior valor de $6,108 \times 10^{-3}$ está disposto no terceiro estágio concentrado na região após a coifa. Essa característica comum entre os modelos é atribuída devido à presença dos carregamentos de compressão causados pela pressão externa. Além disso, nota-se que a coifa contém índices menores que decaem gradativamente até o bico. Para a falha por compressão da fibra, notou-se índices ainda mais inferiores com um valor máximo de $1,899 \times 10^{-5}$ que é bem pontual no bico da coifa, tendo índices mais aparentes com valores entre $3,165 \times 10^{-6}$ e $6,331 \times 10^{-6}$ agrupados na coifa.

Para a falha por tração da fibra, viu-se um índice máximo de $2,789 \times 10^{-6}$ presente nas arestas de conexão entre o corpo cilíndrico e as aletas, assim como também uma prevalência de elementos contendo índices entre $4,648 \times 10^{-7}$ e $9,297 \times 10^{-7}$ no terceiro estágio após a coifa e no primeiro estágio no ponto superior da união do corpo com as aletas. De modo similar ao modelo anterior, na falha por tração na matriz tem-se uma predominância do índice zero sendo que o valor máximo de $5,127 \times 10^{-5}$ foi visto pontualmente no bico da coifa.

Figura 19 – Índices de falha por compressão (a) da fibra e (b) na matriz e por tração (c) da fibra e (d) na matriz na configuração $[90 / \pm 55_4 / 90]$.



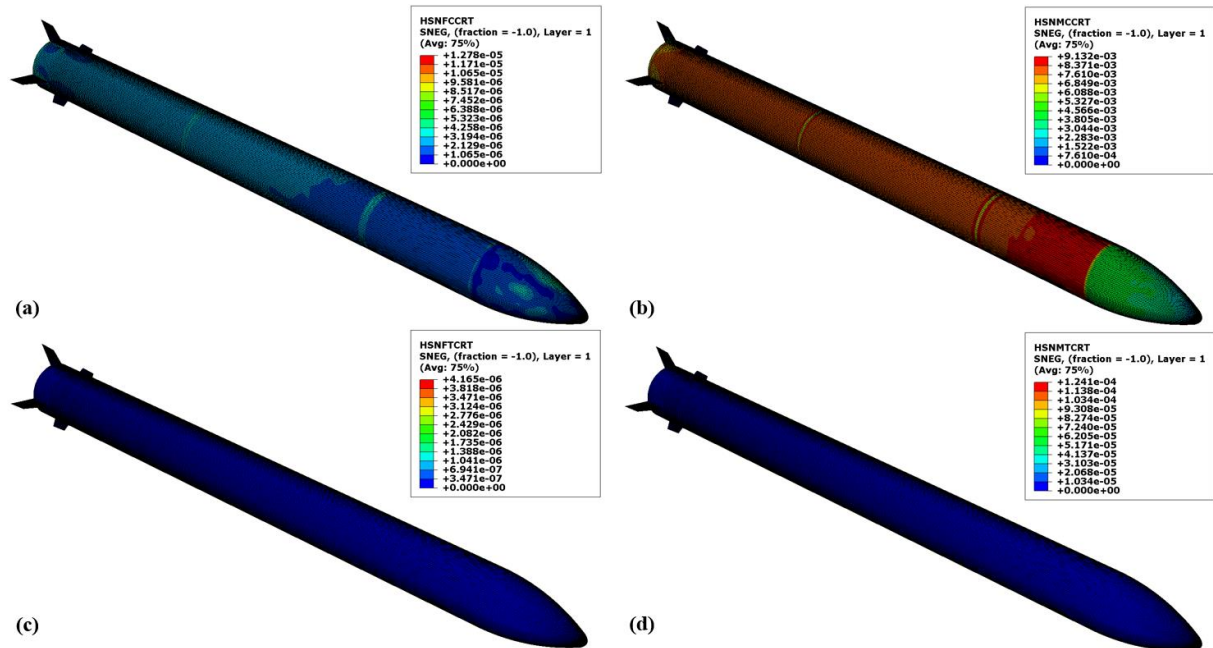
Fonte: Autor.

Dentre os três modelos, o $[\pm 65_5]$ é o que possui regiões mais próximas a 1% com relação a falha por compressão na matriz. Mais uma vez a maior parte desses valores se encontraram no terceiro estágio, juntamente com elementos próximos ao início das aletas e arredores das divisões entre estágios, onde o valor máximo foi de $9,132 \times 10^{-3}$. No primeiro e segundo estágios a predominância dos valores foram entre $7,61 \times 10^{-3}$ e $8,371 \times 10^{-3}$ que representam a maior região presente no modelo. A coifa, por sua vez, teve seu pico com o índice de $6,088 \times 10^{-3}$ que decresce gradativamente até zero em sentido ao bico.

Para a falha por compressão da fibra, teve-se um valor máximo de $1,278 \times 10^{-5}$ que aparece na parte inferior na junção das aletas e o corpo. Prevalece no modelo e, principalmente, no primeiro e segundo estágios o índice de $2,129 \times 10^{-6}$ e $3,194 \times 10^{-6}$ com picos de $4,258 \times 10^{-6}$ na divisão entre os estágios, nas arestas de conexão entre o corpo cilíndrico e as aletas e em regiões da coifa.

Para as falhas por tração, tem-se uma predominância do índice zero na estrutura sendo que o valor máximo de $1,241 \times 10^{-4}$ e $4,165 \times 10^{-6}$ foram vistos de forma pontual no bico da coifa e nas arestas de conexão entre o corpo cilíndrico e as aletas para a matriz e para a fibra, respectivamente.

Figura 20 – Índices de falha por compressão (a) da fibra e (b) na matriz e por tração (c) da fibra e (d) na matriz na configuração $[\pm 65]_s$.



Fonte: Autor.

Assim, ao negligenciar a falha por flambagem, caso ocorra pressões extremas no limite de resistência do material, o modo de falha que possivelmente poderá ocorrer é o de compressão na matriz. Sabendo que os resultados apresentados mostram que a falha está muito distante de ocorrer, a estrutura da carenagem não apresenta danos no material nos três modelos sob a aplicação dessa pressão, ou seja, possui os resultados de dano para todos os modos de falha zerados. Tal fato foi evidenciado pelos resultados dos índices de falha de compressão e tração da fibra e na matriz. Dessa forma, nota-se que dentre as configurações analisadas, a carenagem ao ser submetida às pressões extremas deverá falhar primeiramente por colapso (flambagem) e não por falha no material.

5 CONCLUSÕES

Em virtude da plena execução das simulações elaboradas, afirma-se que o objetivo principal de desenvolver uma metodologia de cálculo do comportamento mecânico da carenagem do VLM utilizando métodos numéricos foi atingido. Logo, tem-se com este trabalho uma sequência de atividades sobre a análise da carenagem do veículo lançador com a criação de geometrias bidimensional e tridimensional, a análise aerodinâmica que corroborou com resultados de outros estudos disponíveis na literatura e possibilitou a determinação e exportação dos dados de pressão absoluta e a análise estrutural que apresentou o desenvolvimento de uma avaliação da flambagem para determinar a pressão de colapso e espessura da carenagem e possibilitou mensurar os índices de falha estruturada de forma compatível ao VLM. Vale ressaltar que não foi possível ter considerações sobre o dano no VLM uma vez que nenhum dos modos de falha atingiu índice igual a 1. Esse fato foi também comprovado nos gráficos obtidos pelo *software*.

Com a implementação da fibra de carbono T800S/Epóxi 8551-7, e da fibra de vidro Vidro-S2/Epóxi com o Alumínio 7050-T7651 na coifa, sob as configurações de sequência de empilhamento $[\pm 28 / 0 / 0]_s$, $[90 / \pm 55_4 / 90]$ e $[\pm 65_5]$ foram obtidos resultados pertinentes sobre a flambagem e a falha do material do VLM dada a pressão absoluta que é aplicada no instante crítico de pressão dinâmica máximo no voo. Dessa forma, viu-se que para as três sequências de empilhamento a falha está muito longe de ocorrer e, conseqüentemente, não há indícios de dano na estrutura. Tendo em vista isso, traz-se a atenção da falha do veículo para a flambagem uma vez que a estrutura foi projetada a partir da relação entre a pressão de colapso por flambagem e a espessura com a pressão absoluta máxima.

No tocante à avaliação da flambagem foi obtido o comportamento da pressão externa nas três configurações frente à variação de espessura, onde foram visualizadas curvas exponenciais crescentes regidas por bases diferentes. A partir delas, pode-se afirmar que o modelo $[90 / \pm 55_4 / 90]$ teve da maior pressão para apresentar flambagem entre as configurações, necessitando de espessuras menores de material para a pressão externa imposta. Contudo, o modelo $[\pm 65_5]$ teve um comportamento similar ao $[90 / \pm 55_4 / 90]$ com diferença de valores entre 8,8 e 13,3% até 8 mm de espessura, onde a diferença tende a aumentar após de 8 mm chegando a 20,3% em 9 mm e 24,3% em 10 mm.

Quanto a falha do material, foi visto que todos os índices exibem os maiores valores na compressão da matriz, sendo o maior valor referente ao modelo $[\pm 65_5]$, onde as diferenças de valores máximos com os outros modelos foram de 25,9% e 33,1% para os

modelos $[\pm 28 / 0 / 0]_s$ e $[90 / \pm 55_4 / 90]$, respectivamente. Nas falhas por compressão da fibra, que foi a segunda mais relevante, o modelo $[\pm 28 / 0 / 0]_s$ teve os maiores índices com diferença de valores máximos de 16,6% para o modelo $[90 / \pm 55_4 / 90]$ e de 43,9% para o modelo $[\pm 65_5]$. Nas falhas por tração na matriz, o modelo $[\pm 65_5]$ teve os maiores índices com diferença de valores máximos de 75,8% para o modelo $[\pm 28 / 0 / 0]_s$ e de 58,7% para o modelo $[90 / \pm 55_4 / 90]$. Nas falhas por tração da fibra, o modelo $[\pm 65_5]$ também teve os maiores índices com diferença de valores máximos de 96,7% para o modelo $[\pm 28 / 0 / 0]_s$ e de 33% para o modelo $[90 / \pm 55_4 / 90]$. Por fim, constatou-se que o modelo $[\pm 65_5]$ apresentou os maiores índices de falhas, onde nas falhas por compressão na matriz os valores máximos aparecem em mais regiões do que as vistas nas outras duas configurações.

6 TRABALHOS FUTUROS

Em razão da falha e dano, de acordo com o critério de Hashin, não terem sido tão significativas quanto flambagem da estrutura nas simulações e por ter sido adotada uma avaliação mais conservadora, propõe-se para trabalhos futuros uma otimização da estrutura com preferência ao comportamento da flambagem. Fundamentado nisso, pensa-se em três hipóteses: a primeira sustenta-se em chegar a diferentes composições dos estágios de acordo com a carga sofrida pelo veículo; a segunda seria de serem realizados novos testes com a mesma avaliação conservadora que façam a flambagem ocorrer na coifa; e o último seria de modificar as sequências de empilhamento em termos de número de camadas para aquelas com ângulos diferentes de 0 e 90 graus ou da configuração dos ângulos de fibra. No fim, todos os casos têm como consequência a busca pela redução do peso total da carenagem do VLM.

Uma avaliação termo estrutural do VLM também pode ser realizada, uma vez que se foi trabalhado apenas com a atuação da pressão sobre o veículo. Nesse caso, pode ser determinado primeiramente o aquecimento aerodinâmico de forma similar ao método utilizado para o cálculo da pressão absoluta, onde o fluxo de calor seria exportado para um modelo estrutural e, com isso, seria analisado o comportamento da estrutura diante do fluxo de calor no qual ela foi exposta.

Como forma de evitar a transferência manual de dados do modelo fluidodinâmico para o modelo estrutural, a implementação automatizada de uma análise numérica também pode ser feita. Dessa forma, seriam automatizados os cálculos gerados para os dois casos através de algoritmos para o estudo das principais propriedades aerodinâmicas do VLM assim como também para as respostas da estrutura em decorrência das ações causadas por essas propriedades.

No estudo realizado foi abordada uma metodologia estática pontual, evidenciada pela utilização dos parâmetros apenas de um ponto crítico. Tendo em vista isso, pode-se adotar para futuras produções duas reproduções: a primeira fazendo uso de análises em *step-by-step*, onde são feitas análises estáticas operando com diversos pontos da trajetória de voo.

Com ela seria possível estimar o comportamento VLM ao longo de sua trajetória através dessas simulações de instantes específicos de voo. O segundo teria uma adequação maior para simular toda a dinâmica de voo do VLM, sendo analisada sua trajetória de voo integralmente por meio de simulações dinâmicas. É válido falar que nesse caso seria necessário também considerar as variações de massa da estrutura e de velocidade em consequência da separação dos estágios e da troca entre os sistemas propulsivos.

REFERÊNCIAS

- AEB. **FOGUETE BRASILEIRO RECEBE CERTIFICAÇÃO**. 2009. Disponível em: <<http://portal-antigo.aeb.gov.br/foguete-brasileiro-recebe-certificacao/>>. Acesso em: 6 jul. 2020.
- AEB. **Transporte Espacial**. 2018. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/programa-espacial-brasileiro/transporte-espacial/>>. Acesso em: 5 mar. 2020.
- AHAMED, S. N. et al. Modeling And Analysis Of Rocket Outer Shell. **International Journal of Scientific & Technology Research**, v. 3, n. 4, p. 270–280, 2014.
- ALMEIDA, J. H. S. et al. Damage and failure in carbon/epoxy filament wound composite tubes under external pressure: Experimental and numerical approaches. **Materials & Design**, v. 96, p. 431–438, abr. 2016.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. ed. New York, NY: McGraw-Hill, 2010.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Introdução ao voo**. 7. ed. Porto Alegre - RS: McGraw-Hill. Tradução: AMGH, 2015.
- ANSYS. **ANSYS Fluent Theory Guide**. Canonsburg, PA: SAS IP, 2013.
- BARBERO, E. J. Prediction of Compression Strength of Unidirectional Polymer Matrix Composites. **Journal of Composite Materials**, v. 32, n. 5, p. 483–502, 27 mar. 1998.
- BARBERO, E. J. **Finite Element Analysis of Composite Materials using Abaqus™**. Boca Raton, FL: CRC Press, 2013.
- BÔAS, D. J. F. V.; PESSOA FILHO, J. B.; DAMILANO, J. G. Formação continuada de professores - Curso astronáutica e ciências do espaço: Veículos Espaciais. **Agência Espacial Brasileira**, p. 1–130, 2007.
- CAI, B. et al. Probabilistic analysis of composite pressure vessel for subsea blowout preventers. **Engineering Failure Analysis**, v. 19, p. 97–108, jan. 2012.
- FAB. **Instituto de Aeronáutica e Espaço recebe certificado de cooperação com Alemanha**. 2016. Disponível em: <<https://www.fab.mil.br/noticias/mostra/24499/ESPACO - Instituto de Aeronáutica e Espaço recebe certificado de cooperação com Alemanha>>. Acesso em: 6 jul. 2020.
- FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J. **Introduction to Fluid Mechanics**. 8. ed. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2011.
- GCOMP; LAPOL; UFRGS. **Software MECH-Gcomp**. 2021. Disponível em: <<https://gcomp-srv01.nuvem.ufrgs.br>>. Acesso em: 12 mar. 2021.
- GOV.BR. **O crescimento do nosso programa espacial brasileiro**. 2021. Disponível em: <<https://www.gov.br/pt-br/noticias/transito-e-transportes/2021/03/o-crescimento-do-nosso-programa-espacial-brasileiro>>. Acesso em: 8 mar. 2021.

IAE. Brasil cria lançador de microssatélites altamente competitivo. **Espaço Brasileiro**, v. 13, n. 5, p. 20, 2012.

IAE. **VLS-1**. 2019. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/projetos-vls1>>. Acesso em: 5 mar. 2020.

IAE. **VLM-1**. 2020. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/index.php/todos-os-projetos/projetos-aeronautica/projetos-vlm-1>>. Acesso em: 5 mar. 2020.

KAW, A. K. **Mechanics of Composite Materials**. 2. ed. Boca Raton, FL: CRC Press, 2006.

KYLE, E. **2017 Space Launch Report**. 2017. Disponível em: <<https://www.spacelaunchreport.com/log2017.html>>. Acesso em: 5 mar. 2020.

KYLE, E. **2018 Space Launch Report**. 2018. Disponível em: <<https://www.spacelaunchreport.com/log2018.html>>. Acesso em: 5 mar. 2020.

KYLE, E. **2019 Space Launch Report**. 2019. Disponível em: <<https://www.spacelaunchreport.com/log2019.html>>. Acesso em: 5 mar. 2020.

KYLE, E. **2020 Space Launch Report**. 2020. Disponível em: <<https://www.spacelaunchreport.com/log2020.html#stats>>. Acesso em: 6 jul. 2020.

KYLE, E. **2021 Space Launch Report**. 2021 Disponível em: <<https://www.spacelaunchreport.com/log2021.html#stats>>. Acesso em: 10 abr. 2021.

LEAL, F. H. **Estudo numérico de cargas aerodinâmicas em foguete**. Universidade de Brasília - UnB, 2017.

LESAGE, J. et al. McGill Rocket Team Project Blanche. **Spaceport America Cup**, p. 1–50, 2018.

MACHADO, H. A.; FRANCISCANI, F. V. **Estudo do ambiente térmico externo da plataforma SARA sub-orbital**. Instituto de Aeronáutica e Espaço - IAE, 2017.

MATA, H. O. DA. **Procedimento Experimental para Análise Aerodinâmica do Veículo Lançador de Microssatélites VLM-1**. Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA, 2013.

MATWEB. **Aluminum 7050-T7451 (7050-T73651)**. 2021. Disponível em: <http://www.matweb.com/search/datasheet_print.aspx?matguid=142262cf7fbc4c83917ca5c3d17df1ed>. Acesso em: 3 jun. 2021.

PALMERIO, A. F. **Introdução à Tecnologia de Foguetes**. 2. ed. São José dos Campos - SP: SindCT, 2017.

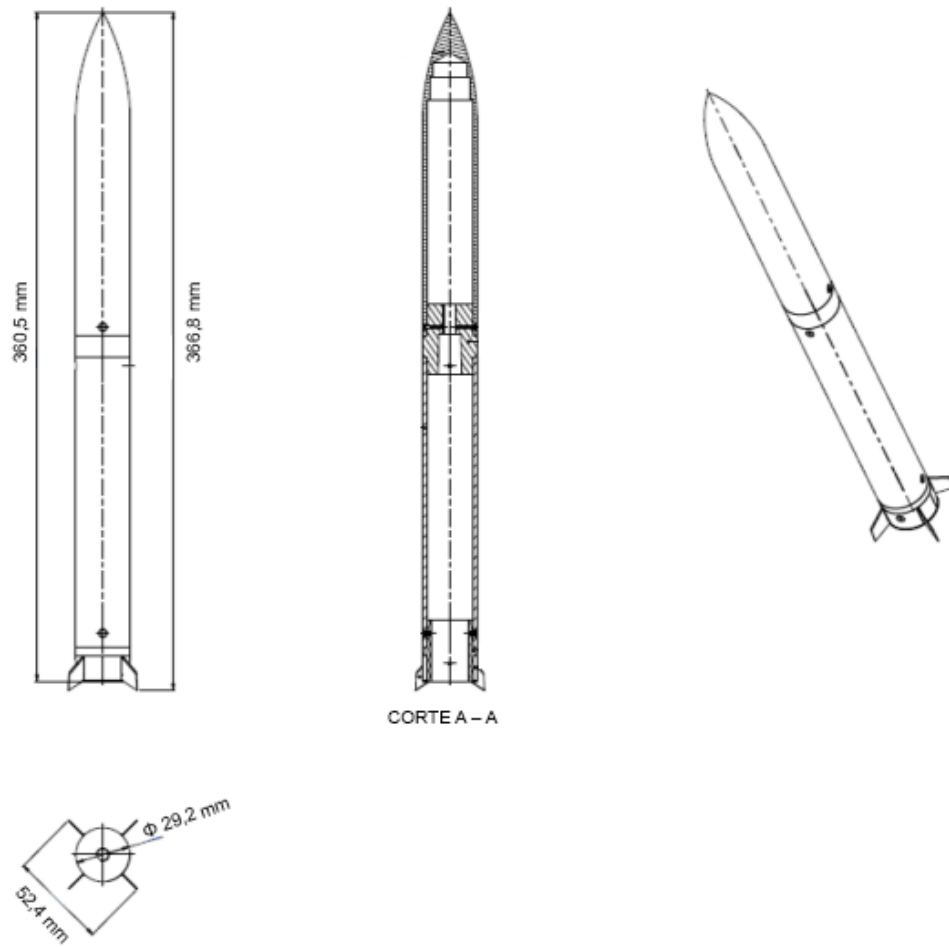
RIBEIRO, R. G. B. et al. ITA Rocket Design's eighth student built rocket, codenamed RD - 08. **Spaceport America Cup**, p. 1–50, 2018.

SILVA, R. G. A. DA; DAMILANO, J. G.; AZEVEDO, J. L. F. A Sensitivity Investigation on the Aeroelastic Dynamic Stability of Slender Spinning Sounding Rockets. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 5, n. 1, 2 mar. 2013.

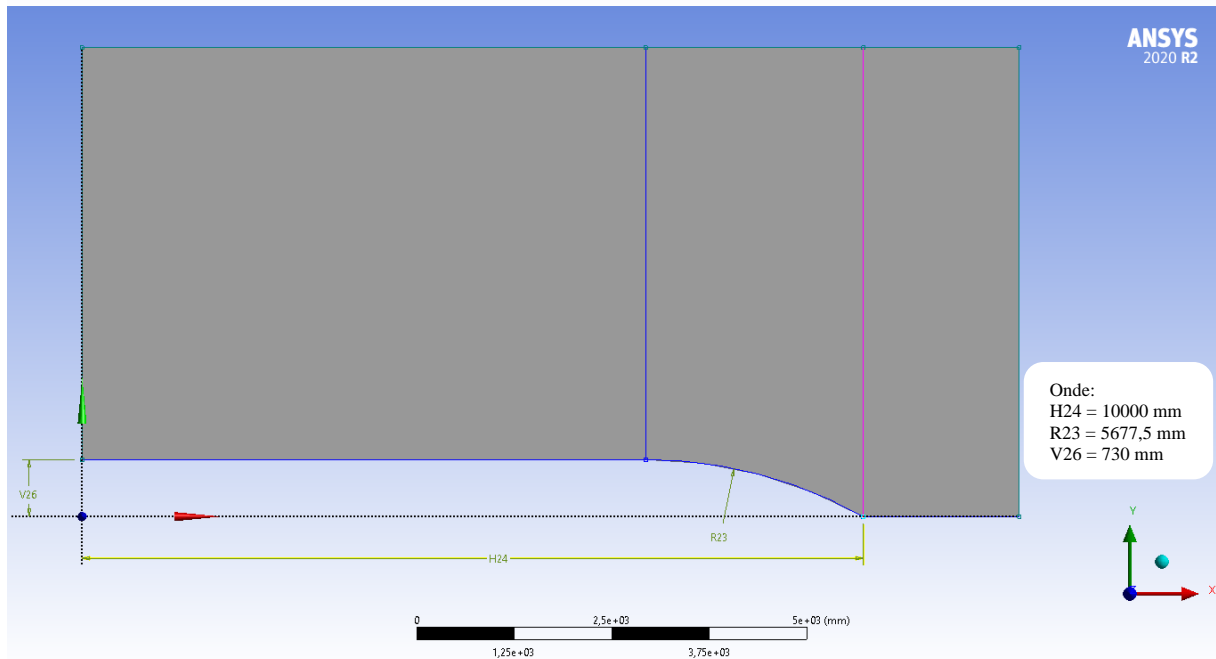
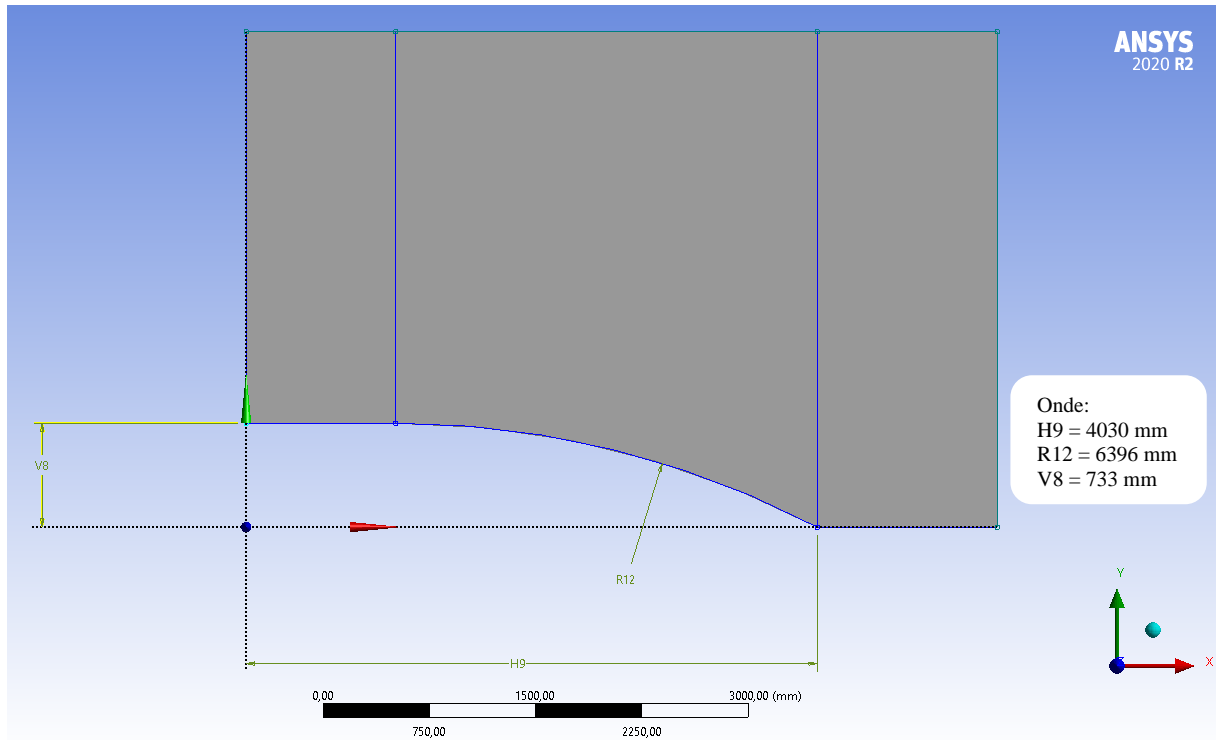
SOUZA, C. H. M.; CAVICCHIOLO, L. C. **Análise termo-estrutural do veículo SARA**. Instituto de Aeronáutica e Espaço - IAE, 2018.

SOUZA, G. P. DE. **Avaliação de critérios de falhas de compósitos poliméricos reforçados aplicados a vigas sob carregamento de flexão**. São Carlos - SP: Universidade de São Paulo - USP, 11 abr. 2003.

TORAY. **T800S Intermediate Modulus Carbon Fiber**. 2021. Disponível em: <https://www.toraycma.com/file_viewer.php?id=5126>. Acesso em: 3 jun. 2021.

ANEXO A – DESENHO TÉCNICO REFERENTE AO CONJUNTO MONTADO DO VLM-1.

Fonte: Adaptado de Mata (2013).

APÊNDICE A – GEOMETRIAS UTILIZADAS NO MODELO FLUIDODINÂMICO.

APÊNDICE B – AVALIAÇÃO DA FLAMBAGEM NO MODELO.

