



CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA DE MINAS GERAIS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

JOÃO VICTOR PENÊDO SENA

ANÁLISES AERODINÂMICAS DE FOGUETES DE COMPETIÇÃO ESTUDANTIL

Belo Horizonte
2026

JOÃO VICTOR PENÊDO SENA

ANÁLISES AERODINÂMICAS DE FOGUETES DE COMPETIÇÃO ESTUDANTIL

Trabalho de Conclusão de Curso, apresentado no Curso de Graduação em Engenharia Mecânica do Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais, como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Márcio Expedito Guzzo

Coorientador: José Leôncio Fonseca de Souza

Belo Horizonte
2026

S474a Sena, João Victor Penêdo
Análises aerodinâmicas de foguetes de competição estudantil / João Victor Penêdo
Sena – 2026.
98 f. : il., gráfs., tabs.

Trabalho de conclusão de curso apresentado no curso de graduação do Programa de Graduação em Engenharia Mecânica do Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais.

Orientador: Márcio Expedito Guzzo.

Coorientador: José Leôncio Fonseca de Souza.

Banca examinadora: Márcio Expedito Guzzo, José Leôncio Fonseca de Souza, André Guimarães Ferreira e Thiago Augusto Araújo Moreira.

Bibliografia: f. 81-87.

Trabalho de conclusão de curso (graduação) – Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais, Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Aerodinâmica – Teses. 2. Foguetes (Aeronáutica) – Teses. 3. Fluidodinâmica computacional – Análise – Teses. 4. Geração de malhas numéricas (Análise numérica) – Teses. 5. Dinâmica dos fluidos na Engenharia – Teses. 6. Arrasto (Aerodinâmica) – Teses. I. Guzzo, Márcio Expedito. II. Souza, José Leôncio Fonseca de. III. Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais. IV. Título.

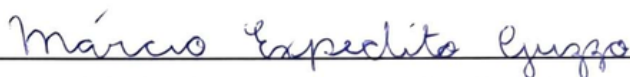
CDD 629.47

JOÃO VICTOR PENÊDO SENA

ANÁLISES AERODINÂMICAS DE FOGUETES DE COMPETIÇÃO
ESTUDANTIL

Trabalho de Conclusão de Curso, apresentada no Curso de Graduação em Engenharia Mecânica do Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais, como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Data de aprovação: 19/06/2026



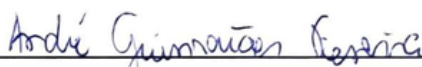
Márcio Expedito Guzzo, Dr., Orientador

Departamento de Engenharia Mecânica, Campus Nova Gameleira
CEFET-MG - Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais



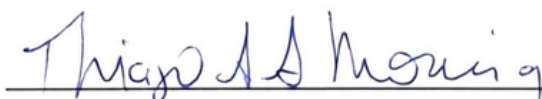
José Leônicio Fonseca de Souza, Dr., Coorientador

Departamento de Engenharia Mecânica, Campus Nova Gameleira
CEFET-MG - Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais



André Guimarães Ferreira, Dr., Avaliador

Departamento de Engenharia de Materiais, Campus Nova Suíça
CEFET-MG - Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais



Thiago Augusto Araújo Moreira, Dr., Avaliador

Departamento de Engenharia Mecânica, Campus Nova Gameleira
CEFET-MG - Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais

*"So carry on, there's a meaning to life
Which someday we may find
Carry on, it's time to forget
The remains from the past to carry on"
– Angra, Carry On (1993)*

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço aos meus pais, Júlio e Cristina, e à minha irmã Júlia, por tudo. O apoio e o carinho de vocês foram fundamentais ao longo de todo esse caminho, mesmo à distância. Nos momentos mais difíceis, vocês me ajudaram a me reerguer e a seguir em frente rumo aos meus objetivos.

Aos meus tios, agradeço por me incentivarem a perseguir esse sonho e por estarem sempre ao meu lado. Em especial, agradeço aos meus tios Jobinho e Letícia, por me acolherem em sua casa como a um filho.

Aos meus avós, que já não estão presentes fisicamente, mas permanecem vivos em minha memória e em tudo o que sou, dedico minha mais profunda gratidão. Mesmo na ausência, sinto a presença de cada um deles me inspirando a seguir adiante com dedicação, coragem e humildade.

Ao Unidos, grupo de colegas que se formou para enfrentar os grandes desafios do curso, meu muito obrigado. Nas noites mal dormidas e nos momentos de tensão antes das provas mais difíceis, vocês estavam lá — seja para ajudar a estudar, ou apenas para falar alguma bobagem que aliviava a pressão de todo mundo. Sem vocês, nada disso teria sido o mesmo.

Às equipes CEFAST BAJA e CEFAST AEROSPACE, agradeço pelas experiências incríveis e pelos grandes aprendizados. Este trabalho foi desenvolvido em conjunto com o colega Luiz H. Pimenta, em um projeto de parceria entre o CEFAST AEROSPACE e a Cadence Design Systems. Agradeço também aos engenheiros de aplicação da Cadence, Jorge Mitrione e Mateus Teixeira, por todo o apoio.

Aos meus orientadores, Prof. Márcio Guzzo e Prof. José Leôncio, agradeço pela paciência e pela confiança ao me orientarem na escrita deste trabalho.

Aos professores do CEFET-MG, expressei minha sincera gratidão por despertarem em mim a curiosidade e o interesse pelas disciplinas ao longo do curso. Suas contribuições foram essenciais não apenas para a realização deste trabalho, mas também para o desenvolvimento do meu pensamento crítico e da minha formação acadêmica.

Por fim, agradeço ao CEFET-MG. Por influência do meu pai e dos meus tios, desde pequeno eu sonhava em estudar aqui, antes mesmo de entender o que o CEFET representava. Realizei esse sonho e, graças a esta instituição, pude desfrutar de um ensino de altíssima qualidade e crescer bastante, como pessoa e como profissional.

RESUMO

A crescente competitividade em competições estudantis de foguetes, como a *Latin American Space Challenge* (LASC), demanda ferramentas de análise aerodinâmica precisas e eficientes para otimização de projeto e predição de desempenho. Este trabalho estabelece uma metodologia sistemática de análise aerodinâmica para foguetes de competição estudantil utilizando Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) com o software *Cadence® Fidelity®*, capacitando a equipe Cefast Aerospace do CEFET-MG para futuros projetos na área de foguetemodelismo. A metodologia integra modelagem preliminar no *OpenRocket*, modelagem CAD tridimensional no *SolidWorks* e simulações CFD de alta fidelidade, com fechamento de turbulência $k-\omega$ SST e integração até a parede ($y^+ < 5$), em três malhas globais com refinamento progressivo (656 mil, 2 milhões e 7,3 milhões de células). O erro de discretização foi quantificado por extrapolação de Richardson, obtendo-se um valor de arrasto extrapolado de referência $D_{\text{ext}} \approx 6,66$ N. Os resultados demonstraram convergência monotônica da força de arrasto (de 8,97 N na malha grossa para 7,05 N na malha fina). Uma estratégia de refinamento localizado na esteira, aplicada sobre a malha intermediária N2, levou as configurações RL3 e RL4 a valores de 6,98 N e 6,71 N, respectivamente, identificando a configuração N2-RL4 como ótima, com erro de apenas 0,8 % em relação ao valor extrapolado e tempo computacional 44 % inferior ao da malha global refinada. O estudo das variações de extensão do volume refinado e de nível de difusão mostrou impacto desprezível ($< 0,5$ %) sobre o arrasto, e os níveis de refinamento RL1 e RL2 revelaram-se insuficientes para a convergência. O coeficiente de arrasto predito ($C_D \approx 0,558$, referenciado à área frontal do corpo) situa-se na faixa esperada para foguetes esbeltos com aletas em regime subsônico e supera em 18,5 % a estimativa de baixa fidelidade do *OpenRocket* ($C_D \approx 0,471$), evidenciando que a ferramenta semi-empírica tende a subestimar o arrasto de base. Este trabalho estabelece um *workflow* documentado para análises aerodinâmicas futuras, acelerando o desenvolvimento de projetos de foguetes pela equipe Cefast Aerospace em competições nacionais e internacionais.

Palavras-chave: Aerodinâmica de Foguetes, Dinâmica dos Fluidos Computacional, Análise CFD, Convergência de Malha, Modelo $k-\omega$ SST, Coeficiente de Arrasto.

ABSTRACT

The increasing competitiveness in student rocket competitions, such as the *Latin American Space Challenge* (LASC), demands accurate and efficient aerodynamic analysis tools for design optimization and performance prediction. This work establishes a systematic methodology for aerodynamic analysis of student competition rockets using Computational Fluid Dynamics (CFD) with the *Cadence® Fidelity®* software, enabling the Cefast Aerospace team from CEFET-MG for future projects in the rocketry field. The methodology integrates preliminary modeling in *OpenRocket*, three-dimensional CAD modeling in *SolidWorks*, and high-fidelity CFD simulations, with $k\text{-}\omega$ SST turbulence closure and near-wall integration ($y^+ < 5$), across three global meshes with progressive refinement (656 thousand, 2 million, and 7.3 million cells). The discretization error was quantified through Richardson extrapolation, yielding an extrapolated reference drag value of $D_{\text{ext}} \approx 6.66$ N. The results demonstrated monotonic convergence of the drag force (from 8.97 N in the coarse mesh to 7.05 N in the fine mesh). A localized wake-refinement strategy, applied to the intermediate N2 mesh, brought the RL3 and RL4 configurations to values of 6.98 N and 6.71 N, respectively, identifying the N2-RL4 configuration as optimal, with an error of only 0.8 % relative to the extrapolated value and a computational time 44 % lower than that of the refined global mesh. The study of refinement-volume extent and diffusion-level variations showed a negligible impact (< 0.5 %) on drag, while the RL1 and RL2 refinement levels proved insufficient for convergence. The predicted drag coefficient ($C_D \approx 0.558$, referenced to the body frontal area) lies within the expected range for slender finned rockets in the subsonic regime and exceeds the low-fidelity *OpenRocket* estimate ($C_D \approx 0.471$) by 18.5 %, showing that the semi-empirical tool tends to underestimate base drag. This work establishes a documented *workflow* for future aerodynamic analyses, accelerating rocket design development by the Cefast Aerospace team in national and international competitions.

Keywords: Rocket Aerodynamics, Computational Fluid Dynamics, CFD Analysis, Mesh Convergence, $k\text{-}\omega$ SST Model, Drag Coefficient.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 –	Estabilidade de um foguete	17
Figura 2 –	Modelo do foguete no <i>OpenRocket</i>	31
Figura 3 –	Modelo do foguete no <i>SolidWorks®</i>	32
Figura 4 –	Modelo do foguete no ambiente <i>Fidelity®</i>	37
Figura 5 –	Domínio esférico de campo distante no ambiente <i>Fidelity®</i> . .	38
Figura 6 –	Condições de contorno no ambiente <i>Fidelity®</i>	41
Figura 7 –	Configuração física e do modelo de turbulência no ambiente <i>Fidelity®</i>	41
Figura 8 –	Volume de Refinamento (V1) no ambiente <i>Fidelity®</i>	44
Figura 9 –	Comparação das malhas globais N1, N2 e N3	46
Figura 10 –	Parâmetro y^+ para as malhas N1, N2 e N3	49
Figura 11 –	Velocidade absoluta no eixo Z – malhas N1, N2 e N3	51
Figura 12 –	Magnitude da velocidade de atrito	52
Figura 13 –	Isolinhas de velocidade	53
Figura 14 –	Refinamento localizado (RL1 a RL4)	54
Figura 15 –	Velocidade absoluta no eixo Z – RL3 e RL4	58
Figura 16 –	Isolinhas de velocidade no eixo Z – RL3 e RL4	59
Figura 17 –	Segunda versão do Volume de Refinamento Localizado	61
Figura 18 –	Velocidade absoluta no eixo Z - Comparação entre níveis de difusão	63
Figura 19 –	Número de células versus arrasto	69
Figura 20 –	Tempo de simulação versus arrasto	70
Figura A.1 –	Barra de navegação das etapas do fluxo de trabalho no <i>Fidelity®</i> . .	88
Figura A.2 –	Preparação da geometria e do domínio computacional no <i>Fidelity®</i> . .	89
Figura A.3 –	Configuração da malha no módulo Mesh : parâmetros de gera- ção, refinamento de superfície e camadas prismáticas.	90
Figura A.4 –	Configuração física e do <i>solver</i> : seleção do material, do modelo de turbulência $k-\omega$ SST e dos parâmetros de referência para as forças. .	91
Figura A.5 –	Aplicação da condição de <i>far-field</i> sobre a fronteira esférica do domínio.	92
Figura A.6 –	Volume de refinamento localizado – Versão 1 (V1).	93
Figura A.7 –	Volume de refinamento localizado – Versão 2 (V2), com exten- são a jusante dobrada.	93
Figura A.8 –	Malha hexaédrica refinada na região da esteira, resultante do volume de refinamento localizado.	94
Figura A.9 –	Monitores de convergência das malhas globais N1, N2 e N3. .	95

Figura A.10 – Monitores de convergência das configurações com refinamento localizado (N2-RL1 a N2-RL4). As configurações RL1 e RL2 não atingiram convergência.	95
Figura A.11 – Convergência da força de arrasto – configurações da Versão 2 (RL3 e RL4, com volume estendido e difusão DL2/DL4).	96

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 –	Características das malhas globais geradas.	46
Tabela 2 –	Forças e momentos aerodinâmicos nas malhas globais.	47
Tabela 3 –	Valores máximos de y^+ nas superfícies do foguete – Malhas globais.	49
Tabela 4 –	Valores extremos de velocidade – Malhas globais.	50
Tabela 5 –	Tempos de simulação – Malhas globais.	53
Tabela 6 –	Malhas com refinamento localizado – Versão 1.	55
Tabela 7 –	Forças aerodinâmicas com refinamento localizado – Versão 1.	55
Tabela 8 –	Valores extremos de velocidade – Refinamento localizado V1.	57
Tabela 9 –	Valores máximos de y^+ – Refinamento localizado V1.	59
Tabela 10 –	Tempos de simulação – Refinamento localizado V1.	60
Tabela 11 –	Malhas com refinamento estendido e por difusão – Versão 2.	61
Tabela 12 –	Forças aerodinâmicas – Refinamento estendido e por difusão (Versão 2).	61
Tabela 13 –	Valores extremos de velocidade – RL3 Versão 2.	63
Tabela 14 –	Valores extremos de velocidade – RL4 Versão 2.	64
Tabela 15 –	Valores máximos de y^+ – Refinamento Versão 2.	65
Tabela 16 –	Tempos de simulação – Refinamento Versão 2.	65
Tabela 17 –	Arrasto em função do número de células – Todas as configurações.	66
Tabela 18 –	Análise de custo-benefício das configurações, com $D_{ref} = 6,658 \text{ N}$	67
Tabela A.1 –	Características e tempo de geração das malhas globais.	96
Tabela A.2 –	Malhas com refinamento localizado na esteira – Versão 1.	97
Tabela A.3 –	Malhas com refinamento estendido e por difusão – Versão 2.	97
Tabela A.4 –	Consolidação do desempenho computacional das configurações convergidas (geração de malha e simulação).	97

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	12
2. OBJETIVOS	15
2.1. OBJETIVO GERAL	15
2.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	15
3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	16
3.1. CONCEITOS FUNDAMENTAIS DE AERODINÂMICA	16
3.1.1. Forças Aerodinâmicas	16
3.1.2. Outros Conceitos Aerodinâmicos	17
3.2. DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)	19
3.2.1. Equações Governantes	20
3.2.1.1. Conservação de Massa (Equação da Continuidade)	20
3.2.1.2. Conservação de <i>Momentum</i> (Equações de Navier-Stokes)	21
3.2.1.3. Conservação de Energia	21
3.2.2. Equação Geral de Transporte	22
3.3. EVOLUÇÃO DO ESTUDO AERODINÂMICO EM FOGUETES	22
3.3.1. Primeiras abordagens: teoria simplificada e ensaios	23
3.3.2. Introdução dos métodos numéricos	23
3.3.3. Aplicação da CFD à aerodinâmica de foguetes	24
3.3.4. Integração com simulação de voo e otimização	24
3.4. ESTADO DA ARTE EM AERODINÂMICA E SIMULAÇÃO DE FOGUETES	25
3.4.1. Métodos analíticos e softwares de projeto preliminar	25
3.4.2. Otimização e simulação integrada de foguetes de sondagem	26
3.4.3. Estudos de forma de nariz e arrasto	26
3.4.4. Componentes aerodinâmicos específicos	26
3.4.5. Modelagem CFD RANS e validação numérica	27
3.4.6. Síntese e relação com o TCC	27
4. METODOLOGIA	29
4.1. DEFINIÇÃO DO CASO DE ESTUDO	29
4.1.1. Requisitos do Foguete e Regulamento LASC 2024	29
4.1.2. Dimensionamento Preliminar no <i>OpenRocket</i>	30
4.1.3. Modelagem Geométrica Tridimensional no <i>SolidWorks</i>	31
4.2. MODELO MATEMÁTICO	33
4.2.1. Hipóteses e Regime de Escoamento	33
4.2.2. Modelagem da Turbulência: <i>Reynolds-Averaged Navier–Stokes</i> (RANS)	33

4.2.3.	Fechamento da Turbulência: Modelo $k-\omega$ SST	34
4.2.4.	Tratamento de Parede e o Parâmetro Adimensional y^+	35
4.3.	PROCEDIMENTO NUMÉRICO	35
4.3.1.	Discretização pelo Método dos Volumes Finitos	35
4.3.2.	Domínio Computacional	36
4.3.3.	Geração da Malha Computacional	38
4.3.3.1.	Parâmetros da malha base e refinamento de superfície	38
4.3.3.2.	Camadas viscosas	39
4.3.3.3.	Qualidade da malha	39
4.3.4.	Estudo de Convergência de Malha	39
4.3.5.	Condições de Contorno	40
4.3.6.	Configuração do Solver e Estratégias de Convergência	41
4.3.6.1.	Pseudo <i>time-step</i> e inicialização em malha grossa	42
4.3.6.2.	Critérios de convergência	42
4.3.6.3.	Recursos computacionais	42
4.3.7.	Pós-processamento	42
4.3.8.	Estratégia de Refinamento Localizado na Esteira	43
4.3.8.1.	Volume de refinamento	43
4.3.8.2.	Níveis de refinamento, difusão e extensão do volume	44
5.	RESULTADOS E DISCUSSÃO	45
5.1.	RESULTADOS DAS MALHAS GLOBAIS	45
5.1.1.	Características das Malhas Geradas	45
5.1.2.	Forças Aerodinâmicas Obtidas	46
5.1.2.1.	Análise da Força de Arrasto	47
5.1.2.2.	Análise da Sustentação e Momento de Arfagem	48
5.1.3.	Análise do Parâmetro y^+	49
5.1.4.	Campos de Escoamento – Malhas Globais	50
5.1.4.1.	Distribuição de Velocidade	50
5.1.4.2.	Magnitude da Velocidade de Atrito	51
5.1.4.3.	Isolinhas de Velocidade	52
5.1.5.	Tempo de Simulação – Malhas Globais	53
5.2.	RESULTADOS DO REFINAMENTO LOCALIZADO	54
5.2.1.	Características das Malhas com Refinamento Localizado	54
5.2.2.	Convergência e Forças Aerodinâmicas	55
5.2.2.1.	Problemas de Convergência em RL1 e RL2	55
5.2.2.2.	Resultados de RL3 e RL4	56
5.2.3.	Campos de Escoamento – Refinamento Localizado V1	57
5.2.3.1.	Distribuição de Velocidade	57

5.2.3.2.	Isolinhas de Velocidade	58
5.2.4.	Análise do Parâmetro y^+ – Refinamento V1	59
5.2.5.	Tempo de Simulação – Refinamento V1	59
5.3.	RESULTADOS DO REFINAMENTO ESTENDIDO E POR DIFUSÃO – VERSÃO 2	60
5.3.1.	Características das Malhas – Versão 2	60
5.3.2.	Forças Aerodinâmicas – Versão 2	61
5.3.2.1.	Efeito da Extensão do Volume	62
5.3.2.2.	Efeito do Nível de Difusão	62
5.3.2.3.	Convergência e Iterações	63
5.3.3.	Campos de Escoamento – Versão 2	63
5.3.3.1.	Distribuição de Velocidade – RL3 Versão 2	63
5.3.3.2.	Distribuição de Velocidade – RL4 Versão 2	64
5.3.3.3.	Isolinhas de Velocidade – Comparação V2	64
5.3.4.	Análise do Parâmetro y^+ – Versão 2	64
5.3.5.	Tempo de Simulação – Versão 2	65
5.4.	ANÁLISE COMPARATIVA INTEGRADA	66
5.4.1.	Convergência do Arrasto em Função do Número de Células	66
5.4.2.	Relação Custo-Benefício	67
5.4.3.	Gráfico de Arrasto versus Número de Células	68
5.4.4.	Gráfico de Arrasto versus Tempo de Simulação	69
5.4.5.	Coeficiente de Arrasto e Comparação com Referências	70
6.	CONCLUSÕES	72
6.1.	CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO	75
7.	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	76
7.1.	OTIMIZAÇÃO GEOMÉTRICA DE ALETAS	76
7.2.	VARIAÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE E ESTABILIDADE	76
7.3.	SIMULAÇÕES TRANSIENTES E ESCOAMENTOS NÃO ESTACIONÁ- RIOS	77
7.4.	INCLUSÃO DA GEOMETRIA INTERNA DOS MOTORES E DA PLUMA DE EXAUSTÃO	78
7.5.	MODELAGEM DA QUEIMA DE PROPELENTE E ACOPLAMENTO COM A TRAJETÓRIA	78
7.6.	CONSIDERAÇÃO DE EFEITOS TÉRMICOS E TRANSFERÊNCIA DE CALOR	79
7.7.	SÍNTESE DAS PERSPECTIVAS	79
8.	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	80

APÊNDICES	87
A. GUIA VISUAL DE OPERAÇÃO DO CADENCE® FIDELITY® ...	88
A.1. ETAPA 1 – GEOMETRIA E DOMÍNIO COMPUTACIONAL	88
A.2. ETAPA 2 – GERAÇÃO DA MALHA (HEXPRESS)	89
A.3. ETAPA 3 – CONFIGURAÇÃO FÍSICA E DO <i>SOLVER</i>	90
A.4. ETAPA 4 – CONDIÇÕES DE CONTORNO	91
A.5. ETAPA 5 – VOLUME DE REFINAMENTO LOCALIZADO NA ESTEIRA	92
A.6. MONITORES DE CONVERGÊNCIA	94
A.6.1. Malhas globais (N1, N2, N3)	94
A.6.2. Refinamento localizado (V1)	95
A.6.3. Refinamento estendido e por difusão (V2)	95
A.7. ESTATÍSTICAS DE GERAÇÃO DE MALHA E DESEMPENHO COM- PUTACIONAL	96

1. INTRODUÇÃO

A história dos foguetes é fascinante, misturando curiosidade antiga com a ambição moderna de explorar o espaço. Suas origens remontam à China do século XIII, onde a pólvora era usada para criar fogos de artifício e, mais tarde, armas incendiárias rudimentares. Durante séculos, porém, esses artefatos foram empregados de forma essencialmente empírica, sem uma compreensão teórica do fenômeno que os impulsionava. A base física para toda a tecnologia de foguetes — o princípio de ação e reação — só viria a ser formalizada bem mais tarde, por Isaac Newton, no fim do século XVII. Embora o conhecimento sobre os foguetes tenha se espalhado para o Oriente Médio e a Europa, eles eram vistos mais como artefatos militares limitados do que como uma tecnologia promissora. Foi somente com os avanços científicos dos séculos seguintes que o verdadeiro potencial desses dispositivos começou a ser explorado.

O salto para a era moderna dos foguetes aconteceu no final do século XIX, impulsionado por pioneiros como o russo Konstantin Tsiolkovsky e o americano Robert H. Goddard. Tsiolkovsky, conhecido como o pai da astronáutica, estabeleceu as bases teóricas do voo espacial com a Equação de Tsiolkovsky, que calcula a velocidade de um foguete (Launius, 2018). Ele também propôs o uso de propelentes líquidos e foguetes de múltiplos estágios. De forma independente, Goddard, um físico americano, construiu e lançou o primeiro foguete de propelente líquido em 1926, superando o ceticismo e provando a viabilidade dessa tecnologia (Clary, 2003). As contribuições de ambos foram fundamentais para as gerações futuras de engenheiros e cientistas.

A tecnologia de foguetes foi acelerada durante a Segunda Guerra Mundial e a subsequente Corrida Espacial entre os Estados Unidos e a União Soviética. Figuras como Wernher von Braun na Alemanha e Sergei Korolev na União Soviética foram os protagonistas desse período. Von Braun liderou a criação do foguete V-2, o primeiro míssil balístico de longo alcance, e mais tarde, nos EUA, projetou o foguete Saturn V que levou as missões Apollo à Lua (Ward, 2009). Korolev, seu rival soviético, foi o cérebro por trás dos foguetes que lançaram o Sputnik 1, o primeiro satélite artificial, e Yuri Gagarin, o primeiro homem no espaço (Harford, 1999).

Hoje, a inovação continua com a comercialização e a busca por foguetes reutilizáveis, como os da SpaceX, que tornam o acesso ao espaço mais acessível e promovem a exploração. A exploração espacial vive uma nova era, impulsionada tanto por agências governamentais quanto pela crescente participação do setor privado e de instituições acadêmicas. Neste cenário, os foguetes de sondagem destacam-se como plataformas essenciais para a pesquisa científica e o desenvolvimento tecnológico de baixo custo. O sucesso de qualquer missão envolvendo tais veículos está intrinsecamente ligado ao seu desempenho aerodinâmico. A aerodinâmica de foguetes não

apenas governa a estabilidade e a performance durante o voo, mas também influencia diretamente a eficiência do propelente, a integridade estrutural e a capacidade de seguir uma trajetória precisa.

A análise preditiva das forças e momentos aerodinâmicos é, portanto, um desafio central na engenharia de foguetes, sobretudo num cenário em que a eficiência e a segurança são primordiais. Tradicionalmente, essa análise dependia de ensaios em túneis de vento — caros, complexos e de baixa acessibilidade para equipes acadêmicas — ou de métodos analíticos simplificados, frequentemente insuficientes para capturar a complexidade dos escoamentos nos diferentes regimes de voo. Nesse contexto, a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) consolidou-se como a metodologia padrão da indústria: ela permite a virtualização de testes, a otimização de geometrias e a análise detalhada de fenômenos físicos complexos com um custo-benefício incomparavelmente superior, possibilitando simulações do escoamento ao redor do veículo em diversas condições de voo antes mesmo de sua construção.

Atenta a essa evolução tecnológica e buscando expandir suas fronteiras de atuação, a equipe Cefast Aerospace identificou a necessidade de capacitação na área de foguetemodelismo. Atualmente, a equipe possui uma lacuna de conhecimento e de metodologia formalizada nessa área — justamente um dos pilares de que depende a ambição de criar uma divisão de foguetes capaz de projetar, construir e lançar veículos para competições como o *Latin American Space Challenge* (LASC). Este trabalho representa um passo fundamental nessa direção, com o objetivo de estabelecer uma metodologia robusta para a realização de análises aerodinâmicas de foguetes de sondagem utilizando o software de CFD da *Cadence*®, o *Fidelity*®.

Para tanto, os objetivos específicos deste estudo incluem a modelagem de uma geometria de foguete de competição estudantil, a configuração e execução de simulações para determinar seu coeficiente de arrasto em condição de voo subsônica representativa e a análise crítica dos resultados obtidos, incluindo a comparação com estimativas de baixa fidelidade. Mais do que aprofundar o conhecimento técnico sobre o tema, o projeto busca documentar um fluxo de trabalho completo no *Fidelity*®, criando um legado de conhecimento que funcionará como um manual de operações. Esse registro acelerará a curva de aprendizado de novos integrantes e garantirá a continuidade e a qualidade técnica dos futuros projetos, servindo de alicerce para a futura divisão de foguetes da equipe Cefast Aerospace e capacitando-a para desafios mais complexos e para participações em competições nacionais e internacionais, como o próprio LASC e o *International Rocket Engineering Competition* (IREC).

No âmbito acadêmico e de formação profissional, o trabalho possui valor singular. Ele proporciona a aplicação prática de conhecimentos teóricos adquiridos em disciplinas como Mecânica dos Fluidos e Métodos Numéricos, consolidando o aprendizado em um projeto de engenharia com desafios reais. Além disso, o desenvolvimento de

competências em simulação computacional e em softwares de CFD como o *Cadence® Fidelity®* é um diferencial altamente valorizado no mercado de trabalho, não apenas no setor aeroespacial, mas em diversas outras áreas da engenharia que dependem de análises de escoamento de fluidos.

Dessa forma, a relevância deste trabalho transcende a simples análise de um foguete, consolidando-se como um projeto de capacitação tecnológica para a equipe Cefast Aerospace, um avanço estratégico para suas futuras competições e uma valiosa experiência de formação em engenharia.

O presente trabalho está estruturado em sete seções:

- A Seção 1 apresenta a introdução, contextualizando o tema, sua relevância no cenário das competições estudantis de foguetes e a justificativa para a realização do estudo.
- A Seção 2 define os objetivos geral e específicos da pesquisa.
- A Seção 3 apresenta a revisão bibliográfica, abordando os conceitos fundamentais de aerodinâmica e de Dinâmica dos Fluidos Computacional, a evolução histórica do estudo aerodinâmico em foguetes e o estado da arte em simulação aplicada ao tema.
- A Seção 4 descreve a metodologia adotada, reunindo a definição do caso de estudo, o modelo matemático e o procedimento numérico — da geração do domínio e da malha à configuração do *solver* e à estratégia de refinamento localizado.
- A Seção 5 apresenta e discute os resultados obtidos, incluindo os testes com malhas globais, o refinamento localizado e as análises comparativas.
- A Seção 6 reúne a conclusão do estudo, com a discussão integrada, as limitações identificadas e as considerações finais.
- A Seção 7 apresenta as sugestões para trabalhos futuros, contemplando possibilidades de aprofundamento e continuidade da pesquisa.

2. OBJETIVOS

2.1. OBJETIVO GERAL

O objetivo geral deste trabalho é desenvolver uma metodologia de análise aerodinâmica para foguetes de competição estudantil utilizando o software de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) *Fidelity*®, a fim de capacitar a equipe Cefast Aerospace para futuros projetos na área.

2.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Os objetivos específicos deste trabalho são:

- Definir uma geometria de foguete de competição estudantil e prepará-la para a simulação no ambiente *Fidelity*®;
- Implementar as configurações de simulação (condições de contorno, modelos de turbulência) e conduzir um estudo de independência de malha para garantir a baixa incerteza e a confiabilidade dos resultados numéricos;
- Determinar o coeficiente de arrasto em condição de voo subsônica;
- Comparar os coeficientes aerodinâmicos obtidos nas simulações CFD com estimativas do software *OpenRocket*, avaliando a concordância e as limitações de cada abordagem.

3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Esta revisão bibliográfica tem como objetivo apresentar os fundamentos teóricos necessários para a compreensão das análises aerodinâmicas aplicadas a foguetes. Serão abordados os conceitos essenciais da aerodinâmica, a evolução histórica dos foguetes com foco nos desenvolvimentos modernos, e uma breve introdução à Fluidodinâmica Computacional (CFD) como ferramenta de análise.

3.1. CONCEITOS FUNDAMENTAIS DE AERODINÂMICA

A aerodinâmica é o ramo da dinâmica dos fluidos que estuda o movimento do ar e as forças resultantes da interação entre um corpo sólido e o ar em movimento. No contexto de foguetes, a compreensão desses conceitos é crucial para projetar veículos eficientes, estáveis e capazes de atingir seus objetivos de voo.

3.1.1. Forças Aerodinâmicas

O Arrasto (*Drag*) é a força de resistência que atua na direção oposta ao movimento do foguete através do ar. O arrasto é composto por diversas parcelas, como arrasto de forma (ou de pressão), arrasto de atrito (ou de pele) e arrasto de onda (para velocidades transônicas e supersônicas). A minimização do arrasto é fundamental para reduzir o consumo de propelente e otimizar o alcance do foguete. A equação geral do arrasto é dada pela Equação (1):

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D A \quad (1)$$

Onde D é a força de arrasto (N), ρ é a densidade do ar (kg/m^3), V é a velocidade do foguete relativa ao ar (m/s), C_D é o coeficiente de arrasto e A é a área de referência (m^2).

Embora menos intuitiva em foguetes que em aeronaves, a sustentação (*Lift*) também pode atuar em foguetes, especialmente devido à presença de aletas (ou em situações de ângulo de ataque). Em geral, busca-se minimizar a sustentação lateral indesejada que pode causar instabilidade. No entanto, em alguns projetos, a sustentação pode ser utilizada para controle de trajetória ou para otimizar o perfil de voo. A equação da sustentação, expressa pela Equação (2), é similar à do arrasto:

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

Onde L é a força de sustentação (N), ρ é a densidade do ar (kg/m^3), V é a velocidade do foguete (m/s), C_L é o coeficiente de sustentação e A é a área de referência (m^2).

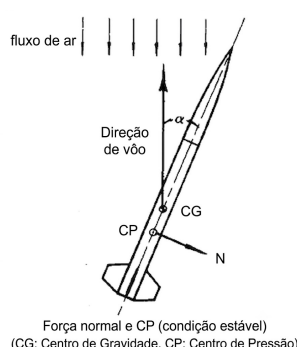
As forças laterais em foguetes decorrem, principalmente, da combinação entre ângulo de ataque, vento cruzado e pequenas assimetrias geométricas ou de massa. Tais forças atuam perpendicularmente ao eixo do veículo e geram momentos que tendem a desviar a trajetória nominal, afetando a estabilidade e o controle. Conforme Barrowman (1970), a posição relativa entre o centro de gravidade e o centro de pressão é essencial para a estabilidade longitudinal de foguetes esbeltos. Anderson (2011) reforça que perturbações em voo só são amortecidas se o centro de pressão estiver em uma posição mais afastada da ogiva do foguete do que o centro de gravidade.

Em regimes transônico e supersônico, os efeitos de compressibilidade e a formação de vórtices intensos nas aletas e na ogiva tornam a resposta das forças laterais marcadamente não linear, de modo que métodos puramente empíricos passam a apresentar limitações importantes (Barrowman, 1968). Nesses casos, o uso de ferramentas de dinâmica dos fluidos computacional (CFD) permite capturar a evolução das forças laterais com o número de Mach e o ângulo de ataque, favorecendo um dimensionamento mais robusto da estabilidade aerodinâmica.

3.1.2. Outros Conceitos Aerodinâmicos

Segundo Barrowman (1970), um corpo é considerado estável quando, após ser perturbado, retorna para a sua posição neutra original. Para que um foguete seja aerodinamicamente estável, o centro de pressão deve estar localizado atrás do centro de gravidade. A distância entre esses dois pontos, conhecida como margem de estabilidade, é crucial para garantir que o foguete retorne à sua trajetória original após uma perturbação.

Figura 1 – Estabilidade de um foguete



Fonte: Adaptado de Barrowman (1968)

O centro de pressão (CP) é o ponto no qual, de forma simplificada, se concentra a força aerodinâmica resultante que atua sobre um foguete durante seu voo. Esta força

aerodinâmica, composta pela força de arrasto (na direção longitudinal do foguete) e pela força normal (perpendicular ao eixo longitudinal), pode ser representada como se estivesse aplicada em um único ponto — o centro de pressão — tornando a análise da estabilidade do veículo mais tratável. A localização do CP é determinada exclusivamente pela geometria externa do foguete, incluindo formato do nariz, corpo e aletas, e representa o ponto de aplicação das forças que resultam das variações de pressão aerodinâmica ao redor da superfície do foguete durante o movimento através da atmosfera. A sua posição varia com o ângulo de ataque e o número de Mach, podendo ser estimada pela Equação (3):

$$x_{cp} = \frac{\sum_{i=1}^n (C_{N\alpha})_i x_i}{\sum_{i=1}^n (C_{N\alpha})_i} \quad (3)$$

Onde $(C_{N\alpha})_i$ é a derivada do coeficiente de força normal em relação ao ângulo de ataque para o componente i , e x_i é a posição do centro de pressão do componente i , medida a partir da ponta do nariz do foguete.

O centro de gravidade (CG) é o ponto onde pode-se considerar que toda a força peso do foguete está aplicada, representando seu ponto de equilíbrio onde as forças gravitacionais agem como se estivessem concentradas. A localização do CG é determinada exclusivamente pela distribuição de massa dos componentes do foguete — incluindo o cone de nariz, corpo, aletas, sistema de recuperação e motor — podendo ser calculada como a média ponderada das posições de massa de cada parte ou, de forma prática, encontrada equilibrando-se o foguete em um fio ou sobre uma aresta. A sua posição se altera durante o voo à medida que o propelente é consumido e pode ser obtida pela Equação (4):

$$x_{cm} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (4)$$

Onde m_i é a massa do componente i e x_i é a posição do centro de massa do componente i , medida a partir da ponta do nariz do foguete.

Em foguetes axialmente simétricos, o centro de gravidade e o centro de pressão podem ser tratados como posições unidimensionais ao longo do eixo longitudinal do veículo, medidas a partir da ponta do nariz

A *camada limite* é a região adjacente à superfície do foguete na qual os efeitos viscosos são relevantes e a velocidade varia de zero na parede até valores próximos à velocidade do escoamento externo. Dentro dessa faixa delgada, surgem grandes gradientes de velocidade e, conseqüentemente, tensões de cisalhamento significativas, que contribuem para o arrasto de atrito (Schlichting e Gersten, 2017). A camada limite pode ser laminar, turbulenta ou estar em transição, e cada regime apresenta impacto distinto na separação do escoamento e no arrasto total.

Para foguetes, a correta representação da camada limite ao longo do corpo e das

aletas é crítica para estimar coeficientes aerodinâmicos com confiabilidade. Perfis laminares tendem a ter menor atrito, porém separam com maior facilidade em presença de gradiente adverso de pressão; já perfis turbulentos resistem mais à separação, porém com maior arrasto de cisalhamento (Anderson, 2011). Em CFD, essa região exige malhas refinadas e tratamento adequado de turbulência, sob risco de subestimar ou superestimar o arrasto e a tendência à separação.

Quando o número de Mach ultrapassa valores em torno de 0,3, as variações de densidade tornam-se relevantes e o escoamento deve ser tratado como compressível (Anderson, 2003). Foguetes atravessam inevitavelmente regimes subsônico, transônico e, muitas vezes, supersônico, encontrando fenômenos como ondas de choque, leques de expansão e variações acentuadas de pressão e temperatura. Nesses cenários, modelos incompressíveis deixam de ser adequados.

A inclusão explícita da relação entre pressão, densidade e temperatura, por meio de uma equação de estado, é indispensável para descrever corretamente a física envolvida. Próximo a Mach 1, pequenas variações de velocidade ou ângulo de ataque podem provocar formação e deslocamento de choques, gerando picos de arrasto de onda e mudanças abruptas nos coeficientes aerodinâmicos (Anderson, 2011). Assim, esquemas numéricos próprios para escoamentos compressíveis e malhas com refinamento em regiões de gradientes intensos são requisitos centrais em simulações de foguetes (Hirsch, 2007; Versteeg e Malalasekera, 2007).

O número de Mach (Ma) é a relação entre a velocidade do objeto e a velocidade do som no meio. É um parâmetro crítico na aerodinâmica de foguetes, pois determina o regime de escoamento (subsônico, transônico, sônico ou supersônico) e, consequentemente, a natureza das forças aerodinâmicas. Ele é definido pela Equação (5):

$$M = \frac{v_o}{v_s} \quad (5)$$

Onde v_s é a velocidade do som e v_o é a velocidade do objeto.

3.2. DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)

A Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) é uma área da engenharia que utiliza métodos numéricos e algoritmos para resolver e analisar problemas de escoamento de fluidos. No contexto de análises aerodinâmicas de foguetes, a CFD tornou-se uma ferramenta indispensável para prever o comportamento do escoamento, calcular forças aerodinâmicas e otimizar projetos.

3.2.1. Equações Governantes

O escoamento de fluidos é descrito, em nível contínuo, por equações diferenciais parciais que representam os princípios de conservação de massa, quantidade de movimento e energia. Para fluidos newtonianos, essas relações são agrupadas nas equações de Navier–Stokes, complementadas por uma equação de estado e por leis constitutivas para tensões viscosas e fluxos de calor (Anderson, 2003). Em problemas de aerodinâmica de foguetes, a formulação é tipicamente tridimensional, compressível e, em muitos casos, turbulenta.

Na prática de CFD, emprega-se a forma conservativa dessas equações, o que garante a conservação global das quantidades físicas quando o domínio é discretizado em volumes ou elementos. A formulação integral é particularmente conveniente no método dos volumes finitos, enquanto formulações fracas são usuais em elementos finitos (Hirsch, 2007). Em todos os casos, o conjunto de equações governantes, associado às condições de contorno e aos modelos de turbulência, define o problema matemático que o *solver* precisa resolver numericamente.

Para a formulação matemática a seguir, adota-se a notação vetorial compacta, em que as grandezas vetoriais são representadas em negrito. A velocidade do escoamento é universalmente definida pelo vetor $\mathbf{u} = (u, v, w)$, garantindo a consistência formal entre todos os princípios de conservação.

3.2.1.1. Conservação De Massa (Equação Da Continuidade)

A conservação de massa é expressa pela equação de continuidade, que estabelece que a taxa de variação da massa em um volume de controle deve ser igual ao fluxo líquido de massa que atravessa suas fronteiras. Para um fluido compressível, na forma diferencial, é expressa pela Equação (6):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (6)$$

em que ρ é a densidade e $\mathbf{u}$ é o vetor velocidade (Anderson, 2003).

Em regime permanente, o termo temporal se anula, impondo que a divergência do fluxo de massa seja nula.

Em esquemas conservativos, como o método dos volumes finitos, essa equação é satisfeita impondo-se balanços de massa entre as faces de cada volume de controle (Versteeg ; Malalasekera, 2007). Em simulações de foguetes, o cumprimento adequado da continuidade é essencial para que os campos de densidade e velocidade, tanto no escoamento externo quanto na esteira aerodinâmica, sejam fisicamente consistentes.

3.2.1.2. Conservação De *Momentum* (Equações De Navier-Stokes)

A conservação de quantidade de movimento resulta da aplicação da segunda lei de Newton a um fluido contínuo. Na forma compressível, as equações de Navier–Stokes relacionam a variação temporal e espacial do momento linear às forças de pressão, às tensões viscosas e às forças de campo. Na forma conservativa diferencial, são dadas pela Equação (7):

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \otimes \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{g} \quad (7)$$

Onde p é a pressão estática, $\boldsymbol{\tau}$ é o tensor de tensões viscosas e $\mathbf{g}$ é o vetor de aceleração da gravidade.

Na aerodinâmica de foguetes, essas equações descrevem a origem das forças de arrasto, sustentação e forças laterais a partir da interação entre o escoamento e a geometria do veículo. A solução numérica fornece os campos de pressão e cisalhamento na superfície, que são então integrados para obtenção de forças e momentos aerodinâmicos (Versteeg e Malalasekera, 2007). A forte não linearidade dessas equações exige métodos numéricos robustos, principalmente em regimes de alto número de Mach e número de Reynolds elevado.

3.2.1.3. Conservação De Energia

A equação de conservação de energia estabelece que a taxa de variação da energia total de um volume de controle é igual à soma dos fluxos de energia que cruzam sua fronteira e das fontes internas, tais como trabalho de forças de campo e geração ou remoção de calor. Em formulações para escoamento compressível, essa equação pode ser escrita, conforme a Equação (8), incluindo efeitos de condução térmica, trabalho de pressão e dissipação viscosa (Anderson, 2003; Hirsch, 2007):

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{\|\mathbf{u}\|^2}{2} + gz \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{\|\mathbf{u}\|^2}{2} + gz \right) \mathbf{u} \right] = -\nabla \cdot (p\mathbf{u}) + \nabla \cdot (k\nabla T) + \Phi + \rho \mathbf{b} \cdot \mathbf{u} \quad (8)$$

Onde:

- ρ é a densidade do fluido (kg/m³);
- e é a energia interna específica (J/kg);
- $\frac{\|\mathbf{u}\|^2}{2}$ é a energia cinética específica (J/kg);
- gz é a energia potencial específica (J/kg);
- $\mathbf{u}$ é o vetor velocidade (m/s);

- p é a pressão (Pa);
- k é a condutividade térmica (W/m·K);
- T é a temperatura (K);
- Φ é a função de dissipação viscosa (W/m³);
- $\mathbf{b}$ representa as forças de campo por unidade de massa (m/s²);
- $\nabla \cdot$ denota o operador divergente e ∇ o operador gradiente.

Mesmo em análises aerodinâmicas sem foco detalhado em transferência de calor estrutural, a equação de energia é essencial, pois as variações de temperatura afetam a velocidade do som e, portanto, o número de Mach local. Inconsistências nesse balanço repercutem na predição de ondas de choque e campos de pressão, impactando diretamente a determinação dos coeficientes aerodinâmicos.

3.2.2. Equação Geral De Transporte

Nota-se que as equações de conservação da massa, quantidade de movimento e energia compartilham uma estrutura matemática comum. Essa similaridade permite que o algoritmo do *solver* resolva uma única *Equação Geral de Transporte Escalar* para uma propriedade genérica ϕ , expressa na forma diferencial conservativa pela Equação (9):

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho\mathbf{u}\phi) = \nabla \cdot (\Gamma\nabla\phi) + S_\phi \quad (9)$$

Onde o primeiro termo representa a variação transiente da propriedade no tempo, o segundo termo descreve o transporte por advecção (ou convecção do escoamento), o terceiro termo quantifica a difusão molecular governada pelo coeficiente de difusão Γ , e S_ϕ representa o termo fonte ou sumidouro da propriedade no domínio.

Ao substituir ϕ por 1, $\mathbf{u}$ ou a entalpia H (com seus respectivos coeficientes Γ e fontes S_ϕ), recuperam-se as equações da continuidade, Navier-Stokes e energia, respectivamente.

3.3. EVOLUÇÃO DO ESTUDO AERODINÂMICO EM FOGUETES

O estudo aerodinâmico é central para o desempenho de foguetes, pois arrasto, sustentação e momentos determinam alcance, carga útil e estabilidade durante o voo atmosférico (Stine; Stine, 2004). Historicamente, a análise aerodinâmica surge antes da era espacial, com formulações gerais de mecânica dos fluidos e balística que, posteriormente, são adaptadas para projéteis e veículos lançadores (Stine; Stine, 2004).

3.3.1. Primeiras Abordagens: Teoria Simplificada E Ensaios

Os primeiros modelos relevantes remontam à lei de pressão de Newton e a formulações de mínima resistência, que forneciam estimativas de arrasto para corpos imersos em escoamentos de alta velocidade, ainda sem uma teoria completa de escoamentos compressíveis (Stine; Stine, 2004). Essas ideias newtonianas foram mais tarde reutilizadas em teorias de escoamento hipersônico para estimar a distribuição de pressão em narizes axissimétricos a altos números de Mach.

Com o avanço da astronáutica no século XX, após os trabalhos de Tsiolkovsky e Goddard, o foco deixa de ser apenas “fazer o foguete funcionar” e passa a incluir o refinamento aerodinâmico para maximizar alcance e carga útil (Stine; Stine, 2004). Entre as décadas de 1940 e 1960, a NACA e, depois, a NASA, produzem extensos bancos de dados em túneis de vento, medindo coeficientes de arrasto de diferentes perfis de ogivas e originando correlações semiempíricas largamente usadas até hoje no prédimensionamento de coifas (Niskanen, 2009).

Nessa fase, os cálculos aerodinâmicos eram feitos à mão ou com calculadoras de mesa, apoiados em tabelas e ábacos construídos a partir de ensaios em túnel de vento (Barrowman, 1967; Stine; Stine, 2004). Utilizavam-se teorias simplificadas — escoamento potencial, teoria de corpo delgado, linearização supersônica — combinadas com dados experimentais para produzir regras de projeto práticas, especialmente no regime subsônico e transônico (Barrowman, 1967; Niskanen, 2009).

3.3.2. Introdução Dos Métodos Numéricos

Segundo Stine e Stine (2004), embora métodos numéricos clássicos existam desde o século XIX, apenas com a popularização dos computadores digitais, a partir da década de 1950, tornou-se viável aplicá-los sistematicamente às equações de Navier–Stokes em aerodinâmica. Nas décadas seguintes surgem os primeiros códigos de escoamento compressível em malhas estruturadas, voltados ao problema transônico e à previsão de escoamentos em torno de aerofólios e asas (NASA, 1991).

Paralelamente, métodos de painéis de baixa ordem são desenvolvidos para escoamento potencial, permitindo calcular campos de pressão em geometrias relativamente complexas com custo muito menor, apesar de não capturarem camada limite nem ondas de choque (HESS; SMITH, 1967). Essa classe de métodos ainda hoje é usada em fase preliminar de projeto de foguetes, pois fornece forças e momentos globais com boa relação custo–benefício (Niskanen, 2009).

A partir da década de 1980 há uma “explosão” de CFD: códigos baseados em volumes finitos para equações de Euler e Navier–Stokes passam a ser aplicados a aeronaves, mísseis e foguetes, incorporando esquemas *upwind*, fluxos aproximados e técnicas multigrid. Nesse período consolida-se a ideia de simulação numérica como

“terceiro pilar” da engenharia, ao lado da teoria e do experimento (Galletly; Verstraete, 2025).

3.3.3. Aplicação Da CFD À Aerodinâmica De Foguetes

No contexto de foguetes, os primeiros usos de métodos numéricos focam em geometrias relativamente simples: narizes cônicos e ogivais, fuselagens cilíndricas e aletas planas (Niskanen, 2009). O objetivo era obter coeficientes de arrasto e distribuições de pressão ao longo da ogiva em regime supersônico e hipersônico, evitando a necessidade de ensaiar cada variante em túnel de vento.

A popularização de computadores de alto desempenho, a partir dos anos 1990, permite simulações tridimensionais de foguetes completos (nariz, fuselagem, transições, aletas e *boattails*) usando equações de Euler ou Navier–Stokes RANS (Galletly; Verstraete, 2025). Assim, passa a ser possível abandonar a dependência exclusiva de correlações clássicas e obter coeficientes de arrasto e derivadas de estabilidade diretamente da solução numérica, com controle explícito de malha, modelo de turbulência e condições de contorno (Galletly; Verstraete, 2025).

Em regimes mais extremos, como em veículos hipersônicos e scramjets, a CFD torna-se indispensável para avaliar a interação entre ondas de choque, camada limite e combustão supersônica (Li *et al.*, 2025). Estudos recentes de entradas de *scramjets* com múltiplas rampas de compressão em códigos como Fluent mostram, por exemplo, condições em que o escoamento tende ao *unstart*, algo difícil de reproduzir em série apenas com ensaios em túnel de vento (Li *et al.*, 2025).

3.3.4. Integração Com Simulação De Voo E Otimização

Ferramentas integradas para simulação de foguetes de modelo e foguetes de sondagem unem aerodinâmica, dinâmica de voo de seis graus de liberdade e modelagem atmosférica (Niskanen, 2009; Galletly; Verstraete, 2025). Niskanen (2009), ao desenvolver o *OpenRocket*, sistematiza métodos analíticos e semiempíricos baseados em Barrowman (1967) para estabilidade e arrasto, validando o código contra lançamentos experimentais e dados de túnel de vento com boa concordância até aproximadamente Mach 1,5.

Para foguetes de sondagem, Galletly e Verstraete (2025) propõem um *framework* de otimização multidisciplinar que combina modelos de propulsão, estimativa de massas, aerodinâmica via Missile DATCOM, análise de estabilidade e simulação de trajetória 6-DOF. A otimização multiobjetivo (apogeu, impulso total, massa total e carga útil) é feita com algoritmos genéticos, gerando envelopes de projeto e soluções de compromisso entre desempenho e robustez.

Mais recentemente, Zulkifli *et al.* (2026) integram CFD, MATLAB/Simulink e GMAT a algoritmos de otimização para ajustar perfis de empuxo, curva por gravidade e parâmetros de estágios em lançadores suborbitais. Os autores relatam melhorias significativas em eficiência de combustível e precisão de apogeu, o que mostra o potencial de laços fechados entre aerodinâmica de alta fidelidade, dinâmica de voo e otimização.

Em síntese, a evolução do estudo aerodinâmico em foguetes vai de modelos analíticos simplificados apoiados em ensaios de túnel de vento, passa pela introdução gradual de métodos numéricos e culmina na incorporação de CFD de alta fidelidade como núcleo de ambientes integrados de projeto, simulação e otimização (Barrowman, 1967; Niskanen, 2009; Galletly; Verstraete, 2025; Stine; Stine, 2004). No contexto deste trabalho, esse histórico justifica o uso de CFD como ferramenta central para analisar e otimizar o desempenho aerodinâmico de configurações específicas de foguetes, como ogivas de baixa resistência.

3.4. ESTADO DA ARTE EM AERODINÂMICA E SIMULAÇÃO DE FOGUETES

A literatura recente mostra uma convergência entre métodos semiempíricos clássicos, ferramentas de simulação integradas e CFD de alta fidelidade para projeto e análise de foguetes (Niskanen, 2009; Galletly; Verstraete, 2025). A seguir são resumidos alguns trabalhos representativos e a forma como dialogam com o tema deste trabalho.

3.4.1. Métodos Analíticos E Softwares De Projeto Preliminar

O relatório de Barrowman (1967) apresenta um método para cálculo do centro de pressão e derivadas de estabilidade de foguetes esbeltos em regime subsônico, que se tornou padrão na comunidade de foguetes de modelo (Niskanen, 2009). Niskanen (2009) desenvolve o *OpenRocket*, implementando essas equações e diversas extensões para arrasto e estabilidade estática e dinâmica, além de uma simulação de voo de seis graus de liberdade validada com dados experimentais.

Stine e Stine (2004) consolida décadas de prática de foguetes de modelo, discutindo qualitativamente formas de nariz, efeitos de arrasto, estabilidade e dinâmica de voo, oferecendo uma base física importante para interpretar resultados de simulação numérica.

3.4.2. Otimização E Simulação Integrada De Foguetes De Sondagem

Galletly e Verstraete (2025) apresentam um ambiente de otimização multidisciplinar para foguetes de sondagem de 30 000 ft, combinando propulsão sólida e híbrida, estimativa de massas, aerodinâmica via DATCOM, estabilidade e simulação 6-DOF. A otimização multiobjetivo, baseada em algoritmos genéticos, produz famílias de soluções que equilibram apogeu, massa e carga útil.

Zulkifli *et al.* (2026) propõem um *framework* integrado usando Fluent, MATLAB/Simulink e GMAT para otimizar trajetórias de lançamento, ajustando perfis de empuxo, curva por gravidade e separação de estágios. Os autores mostram aumentos relevantes em eficiência de combustível e precisão na entrega de *payload*, reforçando o papel de modelos numéricos de alta fidelidade em laços de otimização.

3.4.3. Estudos De Forma De Nariz E Arrasto

Estudos recentes comparam diferentes formatos de ogiva (cônica, elíptica, ogival, potência 0,5 etc.) usando CFD, avaliando o comportamento do coeficiente de arrasto em função do número de Mach. Em geral, os resultados apontam para vantagens de ogivas elípticas e ogivais em regimes subsônico e transônico, enquanto ogivas cônicas sofrem maior penalização por arrasto de onda (Niskanen, 2009). Trabalhos desse tipo são diretamente relevantes para este trabalho, pois mostram a sensibilidade do arrasto a parâmetros geométricos que podem ser explorados em simulações CFD.

Ajuwon (2020), utilizando *OpenRocket* e planejamento experimental, mostra que forma, comprimento, diâmetro e material da ogiva influenciam significativamente a altitude alcançada, com geometrias ogivais geralmente mais favoráveis. Isso reforça a estratégia de combinar simuladores rápidos na fase exploratória com CFD em configurações selecionadas para estudo mais profundo (AJUWON, 2020; Stine, 2009).

3.4.4. Componentes Aerodinâmicos Específicos

No trabalho de Pektas *et al.* (2019) são investigados os efeitos de diferentes planformas de aletas (clipped-delta, trapezoidal, swept e triangular) sobre o apogeu e a estabilidade de um foguete genérico, utilizando o *OpenRocket* em conjunto com metodologia de superfície de resposta. As autoras e autores analisam como parâmetros geométricos como corda raiz, corda de ponta, envergadura (span), ângulo de enflechamento e espessura influenciam o desempenho, identificando quais variáveis exercem maior impacto sobre o apogeu e a margem de estabilidade, e fornecendo, assim, diretrizes de projeto para fins mais eficientes (PEKTAS *et al.*, 2019).

Na área de *rocket sleds*, Li *et al.* (2025) analisam numericamente um sistema com carga alar em ampla faixa de Mach, com acoplamento fluido–estrutura e análise aero-

acústica. O estudo usa RANS com modelo SST $k-\omega$ e malhas refinadas para avaliar deformações, frequências naturais e níveis de pressão sonora em torno do veículo, ilustrando o potencial de integração entre CFD de alta fidelidade e análise estrutural.

3.4.5. Modelagem CFD RANS E Validação Numérica

A predição precisa das cargas aerodinâmicas é um requisito fundamental para o projeto de veículos lançadores e foguetes de sondagem. Historicamente, essa análise dependia de métodos analíticos simplificados e extensivos testes em túnel de vento; com o avanço da capacidade de processamento, a Dinâmica dos Fluidos Computacional consolidou-se como ferramenta padrão para a análise de escoamentos complexos, permitindo a captura de fenômenos não lineares que métodos semiempíricos não conseguem prever.

O estado da arte na simulação de foguetes em regimes subsônico e transônico baseia-se principalmente na resolução das equações de Navier–Stokes com médias de Reynolds (RANS). Estudos recentes indicam que modelos de turbulência de duas equações, em especial o $k-\omega$ SST (*Shear Stress Transport*), oferecem um bom compromisso entre custo computacional e precisão para corpos esbeltos com aletas, capturando adequadamente o descolamento da camada limite e a recirculação na base do foguete (Aytaç; Aktaş, 2020).

A validação dessas simulações é um aspecto crítico. Queluz (2016) e Sahbon *et al.* (2022) enfatizam a necessidade de estudos de independência de malha e verificação numérica para garantir que os erros de discretização sejam minimizados. Além disso, comparações com dados experimentais e de voo, como em análises balísticas de foguetes de 70 mm, mostram que simulações CFD de alta fidelidade tendem a fornecer estimativas de apogeu mais conservadoras e realistas do que ferramentas de baixa ordem, que frequentemente subestimam o arrasto na região transônica (Sahbon *et al.*, 2022).

3.4.6. Síntese E Relação Com O TCC

Em conjunto, esses trabalhos apontam uma tendência clara:

- uso de modelos analíticos e semiempíricos, como os de Barrowman (1967), Niskanen (2009) e Stine e Stine (2004), para projeto preliminar e validação cruzada;
- emprego de ferramentas integradas (*OpenRocket*, códigos em Python/Matlab) para varrer rapidamente o espaço de projeto e avaliar desempenho global;
- aplicação de CFD RANS de alta fidelidade, com modelos de turbulência adequados e estudos sistemáticos de validação, para analisar com detalhe regiões crí-

ticas (nariz, união nariz–fuselagem, aletas) e alimentar laços de otimização multidisciplinar (Galletly; Verstraete, 2025; Zulkifli *et al.*, 2026; Aytaç; Aktaş, 2020; Queluz, 2016; Sahbon *et al.*, 2022).

O presente trabalho se insere nessa fronteira: usa CFD para estudar e, eventualmente, otimizar a forma da ogiva de foguetes, substituindo correlações clássicas por resultados numéricos de maior fidelidade e preparando o terreno para integração futura em ambientes de otimização de foguetes de sondagem e veículos lançadores educacionais.

4. METODOLOGIA

A metodologia deste trabalho foi estruturada em etapas sequenciais e interdependentes, iniciando-se com a definição dos requisitos do veículo a partir do regulamento da competição, seguida pela modelagem geométrica e por estimativas preliminares de desempenho, culminando em análises refinadas por meio de simulações de Fluidodinâmica Computacional (CFD). O processo integrou diferentes ferramentas computacionais: o *OpenRocket* para o dimensionamento preliminar e a verificação de estabilidade, o SolidWorks para a modelagem tridimensional detalhada e o *Fidelity*® como plataforma principal para geração de malhas e simulações CFD, em conformidade com as melhores práticas recomendadas para aerodinâmica externa (Cadence Design Systems, Inc., 2026a).

4.1. DEFINIÇÃO DO CASO DE ESTUDO

Esta seção descreve a Definição do Caso de Estudo.

4.1.1. Requisitos Do Foguete E Regulamento LASC 2024

O ponto de partida para o desenvolvimento das análises aerodinâmicas foi o regulamento da *Latin American Space Challenge* (LASC) de 2024, que estabelece objetivos de desempenho e requisitos de segurança para foguetes com propulsão sólida. O regulamento define, para a categoria analisada, um apogeu mínimo de 500 m acima do nível do solo, além de limites de massa e dimensões e restrições relativas ao sistema de recuperação (Latin American Space Challenge, 2024).

De forma geral, o regulamento especifica requisitos técnicos relacionados a:

- dimensões máximas do veículo, com limites para comprimento total e diâmetro externo;
- sistema de propulsão, incluindo categorias de motores sólidos e/ou híbridos permitidos;
- massa total, contemplando massa estrutural, de carga útil e de propelente;
- sistema de recuperação, com exigência de dispositivos de abertura confiáveis e redundância mínima;
- desempenho de voo, com definição de faixa de apogeu alvo e tolerâncias aceitáveis em relação ao objetivo nominal.

Essas especificações constituíram o conjunto de restrições de projeto (*design constraints*) que orientaram o dimensionamento inicial do foguete e definiram o envelope operacional considerado nas simulações aerodinâmicas subsequentes.

4.1.2. Dimensionamento Preliminar No *OpenRocket*

O *OpenRocket* é uma ferramenta de código aberto amplamente utilizada para projeto e simulação de voo de foguetes de sondagem. Seu motor de cálculo baseia-se nas equações semiempíricas de Barrowman: assume escoamento potencial e não viscoso e determina o centro de pressão (*CP*) pela soma das contribuições de força normal de cada componente isolado (ogiva, corpo e aletas), desconsiderando a interferência entre eles e o arrasto de base viscoso. Embora eficiente para a determinação da estabilidade estática em baixos ângulos de ataque e velocidades subsônicas, o método apresenta limitações em regimes transônicos, nos quais a compressibilidade e a formação de ondas de choque alteram a distribuição de pressão de forma não contemplada pelas equações de Barrowman (Niskanen, 2009).

A modelagem preliminar seguiu uma abordagem iterativa. Inicialmente, foi criada uma configuração compatível com as restrições do regulamento e com o motor escolhido, definindo-se os componentes principais na sequência de montagem (cone de nariz, tubo do corpo, conjunto de aletas e sistema de recuperação). Cada componente foi então dimensionado com base em práticas consolidadas para foguetes de pequeno porte: cone de nariz ogival, escolhido por proporcionar boa razão de fineza e reduzir o arrasto de forma; tubo do corpo com diâmetro definido a partir do motor e de considerações estruturais; e aletas trapezoidais, adotadas por sua simplicidade construtiva e bom desempenho aerodinâmico (Stine; Stine, 2004).

A estabilidade estática foi avaliada pela posição relativa entre o centro de gravidade (*CG*) e o centro de pressão (*CP*), por meio do coeficiente de estabilidade definido na Equação (10):

$$e = \frac{CP - CG}{D_{\max}}, \quad (10)$$

em que $D_{\max}$ é o diâmetro máximo do foguete. Buscou-se manter $e \geq 1,0$ nas fases críticas de voo, conforme as recomendações correntes para foguetes modelo (Stine; Estes, 2004). Simulações de trajetória foram conduzidas para verificar o atendimento ao apogeu alvo, considerando características do motor, massa total, coeficientes aerodinâmicos aproximados e condições atmosféricas padrão; o processo foi repetido até convergir para uma configuração que satisfizesse simultaneamente os requisitos de apogeu e de estabilidade.

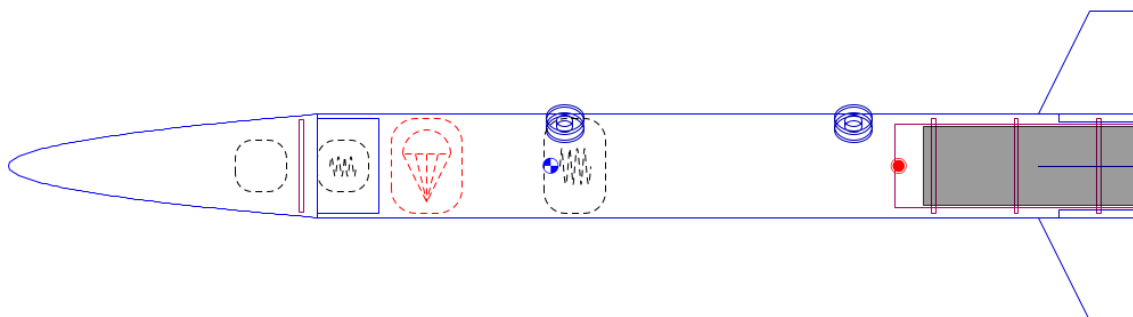
A configuração final obtida corresponde a um foguete de pequeno porte, típico de competições estudantis, com geometria aproximadamente axissimétrica e adequada a voo predominantemente subsônico e estável, com as seguintes características prin-

cipais:

- comprimento total: $L = 0,55 \text{ m}$;
- diâmetro máximo do corpo: $D_{\max} = 0,05 \text{ m}$;
- razão de esbeltez: $L/D_{\max} = 11,00$;
- cone de nariz ogival, corpo cilíndrico e conjunto de aletas trapezoidais.

A partir das simulações de trajetória, definiu-se a condição de voo de referência para as análises de CFD: velocidade de escoamento livre $V_{\infty} \approx 100 \text{ m/s}$, número de Mach $Ma \approx 0,29$ e número de Reynolds baseado no comprimento do foguete da ordem de $Re_L \sim 4 \times 10^6$, caracterizando regime subsônico com escoamento totalmente turbulento ao longo da maior parte do corpo. O *OpenRocket* forneceu ainda estimativas preliminares de força de arrasto, $D \approx 6,86 \text{ N}$, e de coeficiente de arrasto global, $C_D \approx 0,471$, posteriormente utilizadas como referência de baixa fidelidade para comparação com os resultados de CFD.

Figura 2 – Modelo do foguete no *OpenRocket*



Fonte: do autor

4.1.3. Modelagem Geométrica Tridimensional No *SolidWorks*

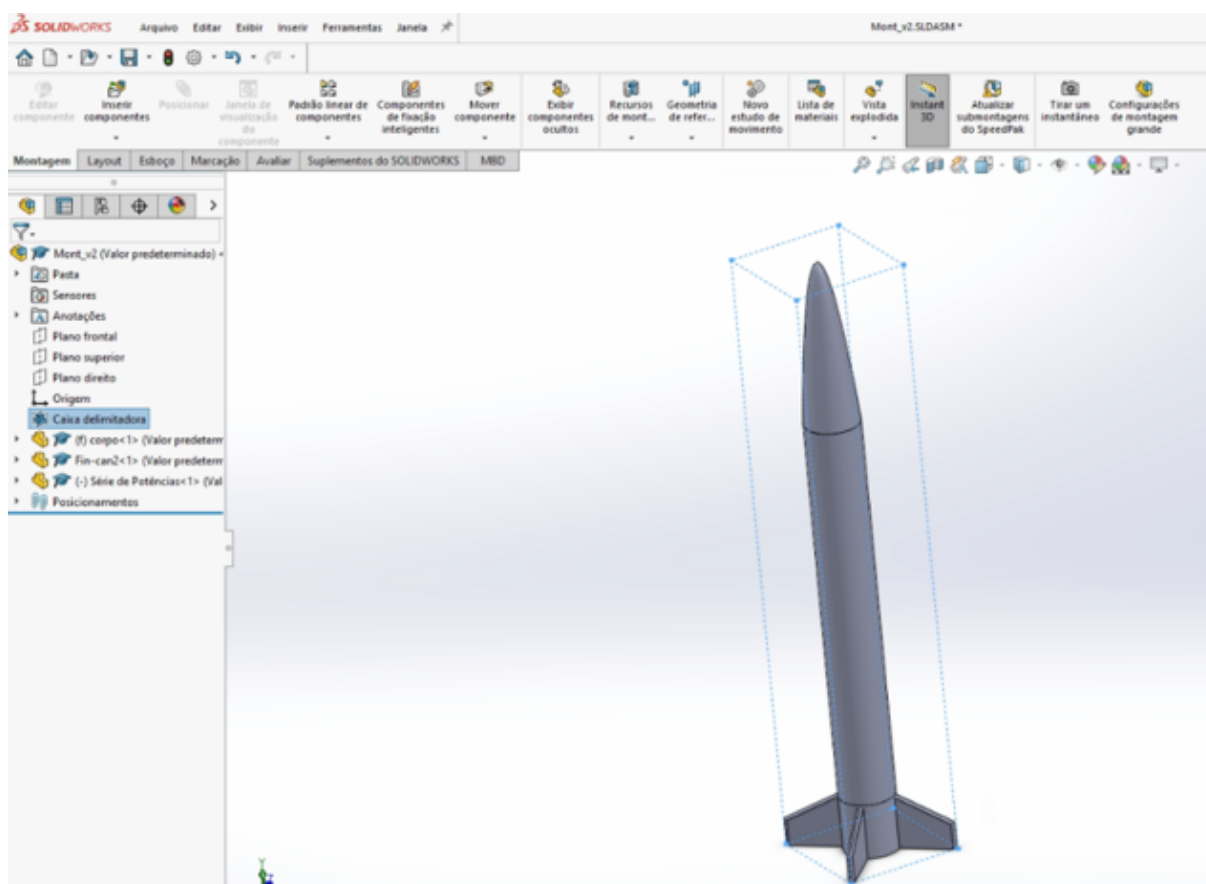
As dimensões consolidadas no *OpenRocket* foram transpostas para um modelo CAD paramétrico de alta fidelidade no *SolidWorks*, incluindo cone de nariz, corpo cilíndrico, conjunto de aletas e eventuais transições entre seções. Por ser uma ferramenta paramétrica, o *SolidWorks* permite o controle rigoroso de dimensões e relações geométricas, facilitando ajustes de projeto e variações paramétricas (Cadence Design Systems, Inc., 2026b).

Visando ao equilíbrio entre fidelidade geométrica e simplicidade numérica adequada a escoamentos externos, adotaram-se as seguintes diretrizes de preparação da geometria:

- omissão de detalhes construtivos de pequena escala, sem impacto relevante no escoamento externo (roscas, pequenos chanfros, furos e cavidades internas);
- representação do foguete como um conjunto de sólidos principais (cone de nariz, tubo do corpo, aletas e transições);
- verificação dimensional sistemática com as ferramentas de medição do SolidWorks, garantindo consistência com o modelo preliminar do *OpenRocket*.

O modelo resultante foi exportado em formato Parasolid, compatível com o módulo de geometria do *Fidelity*®, conforme as recomendações de preparação de geometria para malhagem automática (Cadence Design Systems, Inc., 2026b).

Figura 3 – Modelo do foguete no *SolidWorks*®



Fonte: do autor

4.2. MODELO MATEMÁTICO

Esta seção descreve o modelo matemático contínuo que governa o problema, antes de qualquer discretização. As equações de conservação de massa, de quantidade de movimento (Navier–Stokes) e de energia, bem como a Equação Geral de Transporte, já foram apresentadas no Capítulo de Revisão Bibliográfica; aqui elas são retomadas apenas no que diz respeito às hipóteses específicas do caso e ao fechamento da turbulência efetivamente adotado.

4.2.1. Hipóteses E Regime De Escoamento

O escoamento ao redor do foguete foi modelado como externo, tridimensional e em regime estacionário (*steady state*). O ar foi tratado como gás perfeito, com propriedades correspondentes a condições atmosféricas padrão ao nível do mar:

- densidade de referência $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$;
- temperatura de referência $T_\infty = 293 \text{ K}$;
- velocidade de escoamento livre $V_\infty = 100 \text{ m/s}$, correspondente a $Ma \approx 0,29$.

Embora o número de Mach esteja na faixa em que efeitos de compressibilidade já não são desprezíveis (acima de aproximadamente 0,3, conforme discutido na revisão), o regime permanece subsônico com compressibilidade moderada, e a equação de estado de gás perfeito é incluída na formulação. O número de Reynolds elevado ($Re_L \sim 4 \times 10^6$) caracteriza escoamento totalmente turbulento na maior parte do corpo, o que torna obrigatória a adoção de um modelo de turbulência.

4.2.2. Modelagem Da Turbulência: *Reynolds-Averaged Navier–Stokes* (RANS)

A resolução direta de todas as escalas turbulentas (DNS) ou a resolução explícita das grandes escalas (LES) são computacionalmente proibitivas para escoamentos externos a altos números de Reynolds como o presente, ficando restritas, respectivamente, a geometrias canônicas e a estudos de cargas dinâmicas ou aeroacústica (Moin; Mahesh, 1998; Pope, 2000). Por esse motivo, adotou-se a abordagem *Reynolds-Averaged Navier–Stokes* (RANS), na qual as variáveis de escoamento são decompostas em componentes médias e flutuantes e uma média de Reynolds é aplicada às equações de Navier–Stokes. Surgem, então, termos adicionais — as tensões de Reynolds — que exigem modelos de fechamento (Pope, 2000). A abordagem RANS é a escolha padrão, industrial e acadêmica, para simulações estacionárias de foguetes, por seu bom compromisso entre custo computacional e precisão na predição de coeficientes aerodinâmicos médios (Versteeg; Malalasekera, 2007).

4.2.3. Fechamento Da Turbulência: Modelo $k-\omega$ SST

Para o fechamento das equações RANS, empregou-se o modelo de duas equações de Menter *Shear Stress Transport* ($k-\omega$ SST), amplamente utilizado em aerodinâmica externa de veículos e aeronaves (Menter, 1994; Menter *et al.*, 2003). Esse modelo combina as vantagens do $k-\omega$ na região próxima à parede com as do $k-\varepsilon$ no escoamento livre, por meio de funções de mistura que ativam cada formulação na região mais apropriada. Entre as razões para sua escolha neste estudo, destacam-se a capacidade de integração até a parede quando a malha atende aos requisitos de y^+ (dispensando funções de parede empíricas) e o bom desempenho em escoamentos com gradientes adversos de pressão e regiões de separação, como a esteira na base do foguete.

O modelo resolve uma equação de transporte para a energia cinética turbulenta (k) e outra para a taxa de dissipação específica (ω), dadas, respectivamente, pelas Equações (11) e (12):

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k \mathbf{u}) = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_t) \nabla k] + P_k - \beta^* \rho k \omega, \quad (11)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \omega \mathbf{u}) = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \nabla \omega] + \gamma P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \nabla k \cdot \nabla \omega, \quad (12)$$

em que P_k e P_ω representam os termos de produção de turbulência e μ_t denota a viscosidade turbulenta. O diferencial do modelo reside no último termo da Equação (12), denominado termo de difusão cruzada (*cross-diffusion*), modulado pela função de mistura F_1 .

A função F_1 assume valor unitário ($F_1 = 1$) nas proximidades de superfícies sólidas, anulando o termo de difusão cruzada e fazendo o modelo operar como um $k-\omega$ clássico, o que garante boa resolução da subcamada viscosa desde que respeitado o critério de malha $y^+ < 5$. Afastando-se da parede, em direção ao escoamento livre e à esteira de recirculação, a função decai a zero ($F_1 = 0$), recuperando o comportamento $k-\varepsilon$ e eliminando a sensibilidade do $k-\omega$ original às condições de turbulência do escoamento livre (*freestream*). Essa combinação torna o modelo adequado à captura do descolamento da camada limite e do arrasto de base relevantes neste estudo.

As constantes do modelo foram mantidas nos valores padrão fornecidos pelo código, consistentes com a formulação de referência, e as quantidades turbulentas nas condições de contorno de escoamento livre foram definidas a partir de uma intensidade de turbulência baixa e de uma razão de viscosidade turbulenta adequada a escoamentos externos (Cadence Design Systems, Inc., 2026c).

4.2.4. Tratamento De Parede E O Parâmetro Adimensional y^+

Como o modelo $k-\omega$ SST é integrado diretamente até a parede (resolução *low-Re*), a resolução da malha na região da camada limite é controlada pelo parâmetro adimensional y^+ , definido pela Equação (13):

$$y^+ = \frac{\rho u_\tau y}{\mu}, \quad (13)$$

em que ρ é a densidade do fluido, u_τ é a velocidade de atrito, y é a distância normal do primeiro ponto de malha à parede e μ é a viscosidade dinâmica. Em termos físicos, y^+ representa a posição desse primeiro ponto em unidades de comprimento de parede, permitindo avaliar se a malha resolve diretamente a subcamada viscosa (Versteeg; Malalasekera, 2007).

A faixa aceitável de y^+ depende do modelo de turbulência e do tratamento de parede. Para resolução completa da camada limite com modelos do tipo $k-\omega$, recomenda-se posicionar o primeiro ponto dentro da subcamada viscosa, com $y^+ \lesssim 5$, dispensando funções de parede empíricas. Neste trabalho, esse critério orientou diretamente o dimensionamento das camadas viscosas da malha (Seção 4.3.3.2), e a sua verificação a posteriori, sobre as superfícies do foguete, é apresentada e discutida no Capítulo de Resultados.

4.3. PROCEDIMENTO NUMÉRICO

Esta seção descreve como o modelo matemático da Seção 4.2 foi discretizado e resolvido numericamente. As diretrizes de configuração seguem, sempre que possível, as recomendações dos manuais do *Fidelity*® para criação de domínio, geração de malha e *setup* de simulação (Cadence Design Systems, Inc., 2026a; 2026b; 2026c).

4.3.1. Discretização Pelo Método Dos Volumes Finitos

O *Cadence*® *Fidelity*® resolve as equações integrais de conservação pelo Método dos Volumes Finitos (FVM), no qual o domínio é dividido em volumes de controle e as equações governantes são integradas em forma conservativa sobre cada volume. Essa propriedade de conservação dos fluxos através das faces das células torna o FVM particularmente adequado a escoamentos com fortes gradientes e descontinuidades, além de ser flexível quanto ao tipo de malha (estruturada, não estruturada ou híbrida), o que justifica sua adoção em detrimento dos métodos de diferenças finitas e de elementos finitos para a presente aplicação (Versteeg; Malalasekera, 2007; Hirsch, 2007).

Partindo da Equação Geral de Transporte apresentada na revisão bibliográfica (Equação (9)), o algoritmo integra essa equação no tempo (Δt) e sobre o volume de controle V de uma célula genérica P , obtendo-se a Equação (14):

$$\int_{\Delta t} \left[\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \phi dV + \oint_A (\rho \mathbf{u} \phi) \cdot d\mathbf{A} \right] dt = \int_{\Delta t} \left[\oint_A (\Gamma \nabla \phi) \cdot d\mathbf{A} + \int_V S_\phi dV \right] dt, \quad (14)$$

em que $\mathbf{A}$ é o vetor área das faces que delimitam o volume. Aplicando o Teorema da Divergência, as integrais de volume dos termos advectivo e difusivo convertem-se em integrais sobre as faces (f). Aproximando-as por somatórios e empregando um esquema de integração temporal implícito, obtém-se a relação balanceada da Equação (15):

$$\frac{(\rho \phi)_P - (\rho \phi)_P^0}{\Delta t} V_P + \sum_f F_f \phi_f = \sum_f D_f (\nabla \phi)_f + S_P V_P, \quad (15)$$

com $F_f = \rho_f \mathbf{u}_f \cdot \mathbf{A}_f$ representando o fluxo de massa convectivo na face f e $D_f = \Gamma_f \mathbf{A}_f$ a condutância difusiva. Introduzindo os esquemas de interpolação espacial para estimar ϕ_f a partir dos centros das células e agrupando os termos linearizados, a equação algébrica de cada volume assume a forma da Equação (16):

$$a_P \phi_P = \sum_{NB} a_{NB} \phi_{NB} + b, \quad (16)$$

em que a_P é o coeficiente central, a_{NB} são os coeficientes de influência das células vizinhas (NB , *neighbouring cells*) e b incorpora os termos fonte e a memória transiente do passo anterior. O acoplamento dessa relação para todas as células gera o sistema linear esparsa global $\mathbf{A}\Phi = \mathbf{B}$, cuja convergência é monitorada neste estudo.

As equações governantes foram discretizadas com esquemas de segunda ordem, de modo a minimizar erros de truncamento:

- gradientes: esquemas de segunda ordem;
- pressão: discretização de segunda ordem;
- momento: esquema *upwind* de segunda ordem;
- equações de turbulência: esquemas *upwind* de segunda ordem.

4.3.2. Domínio Computacional

Seguindo as boas práticas para aerodinâmica externa, optou-se por um domínio esférico de campo distante (*far-field sphere*) envolvendo o foguete, forma recomendada para escoamentos sub e transônicos por garantir fronteiras equidistantes, minimizar reflexões espúrias e exigir menor número de células do que fronteiras planas (Cadence

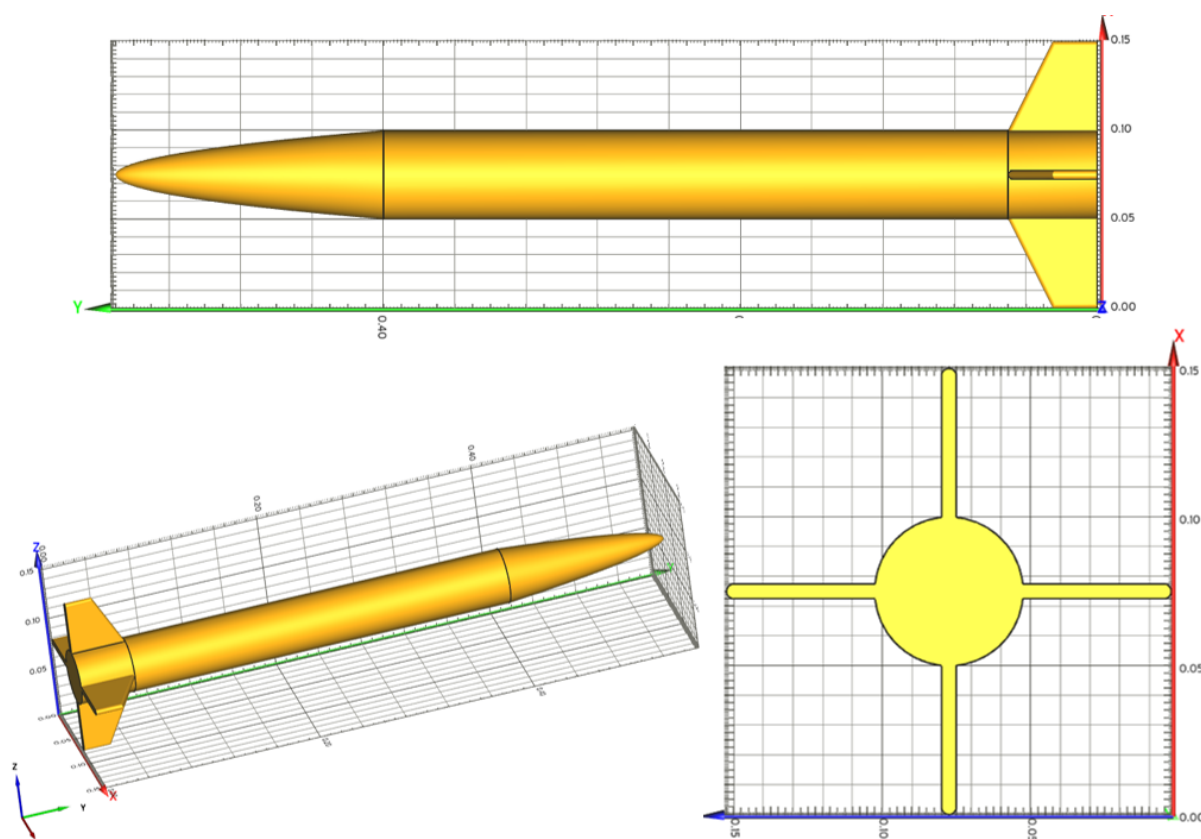
Design Systems, Inc., 2026a). O foguete foi posicionado no centro da esfera, com o eixo longitudinal alinhado ao eixo Z , de modo que o escoamento livre incidisse na direção do cone de nariz, o que facilita a definição das direções de arrasto e sustentação no pós-processamento.

Para o comprimento característico $L = 0,55$ m, adotou-se um raio de esfera $R = 15$ m, resultando na razão expressa pela Equação (17):

$$\frac{R}{L} \approx 27,3. \quad (17)$$

Esse valor supera a recomendação de estender o domínio por, no mínimo, 20 comprimentos característicos em cada direção para escoamentos subsônicos, assegurando que as perturbações induzidas pelo corpo sejam desprezíveis na fronteira (Cadence Design Systems, Inc., 2026a).

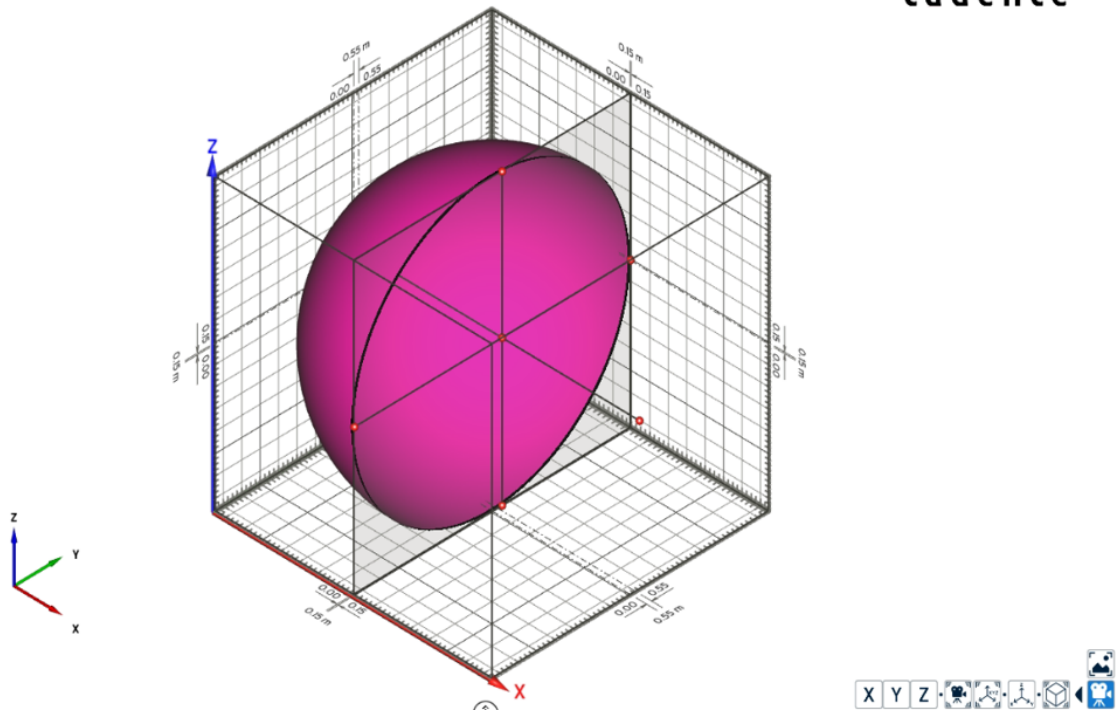
Figura 4 – Modelo do foguete no ambiente *Fidelity*®



Fonte: do autor

Figura 5 – Domínio esférico de campo distante no ambiente *Fidelity®*

cādense®



Fonte: do autor

4.3.3. Geração Da Malha Computacional

A malha foi gerada com o *Hexpress™*, utilizando uma abordagem predominantemente hexaédrica (*full-hex*), conforme as melhores práticas para escoamentos externos (Cadence Design Systems, Inc., 2026a). A opção por células hexaédricas deve-se à maior eficiência numérica (mesma acurácia com menos elementos do que malhas tetraédricas), à menor difusão numérica quando as células se alinham ao escoamento e ao melhor desempenho na resolução da camada limite quando combinadas com camadas prismáticas.

4.3.3.1. Parâmetros Da Malha Base E Refinamento De Superfície

O tamanho de célula inicial no domínio foi definido da ordem do comprimento do foguete ($\Delta x_0 = 0,55 \text{ m}$), com razão de aspecto máxima de superfície igual a 2. A partir desse valor base, o refinamento de superfície na região do foguete foi controlado pela relação geométrica da Equação (18):

$$\Delta x_{\text{surf}} = \frac{\Delta x_0}{2^n}, \quad (18)$$

em que n é o nível de refinamento aplicado à superfície. Foram ativadas a captura de arestas de superfície e de contorno (*capture surface/boundary edges*) e o refinamento baseado em curvatura nas regiões de alta curvatura (cone de nariz e bordas de ataque das aletas), garantindo compatibilidade entre o tamanho de célula e o raio de curvatura local.

4.3.3.2. Camadas Viscosas

Para resolver a camada limite turbulenta com integração direta até a parede (Seção 4.2.4), foram inseridas camadas prismáticas adjacentes à superfície do foguete, com os seguintes parâmetros:

- espessura da primeira camada: $y_1 = 5,0 \times 10^{-6}$ m;
- número de primeiras camadas iguais: 1;
- número total de camadas: 10;
- razão de crescimento geométrico: 1,5.

Esses valores foram dimensionados para manter $y^+ < 5$ em toda a superfície, com razão de crescimento moderada a fim de evitar problemas de convergência (Cadence Design Systems, Inc., 2026a; 2026c).

4.3.3.3. Qualidade Da Malha

A qualidade da malha foi avaliada por métricas padrão — razão de Jacobiano, distorção (*skewness*), ortogonalidade e razão de aspecto/volumes adjacentes —, adotando-se limites compatíveis com os critérios recomendados para o resolvidor acoplado baseado em pressão, garantindo a ausência de células negativas ou altamente distorcidas e mantendo a razão de expansão na camada limite dentro dos valores sugeridos (Cadence Design Systems, Inc., 2026c; 2026a).

4.3.4. Estudo De Convergência De Malha

Para garantir a independência dos resultados em relação à discretização espacial, foi conduzido um estudo de convergência com três malhas globais de refinamento progressivo na superfície do foguete:

- **Malha N1** (grossa), nível de refinamento $n = 8$;
- **Malha N2** (intermediária), nível de refinamento $n = 9$;
- **Malha N3** (fina), nível de refinamento $n = 10$.

As razões de refinamento entre malhas sucessivas foram escolhidas de modo a atender ao fator mínimo recomendado em estudos de convergência (tipicamente $\geq 1,3$), condição necessária para a aplicação consistente da extrapolação de Richardson (Roache, 1994; NASA GLenn Research Center, 2026). A metodologia de Richardson foi empregada, a partir das soluções nas três malhas, para estimar a ordem aparente de convergência, o valor extrapolado para malha infinitamente refinada e o erro de discretização associado; a aplicação numérica detalhada desse procedimento, com os valores obtidos, é apresentada no Capítulo de Resultados.

4.3.5. Condições De Contorno

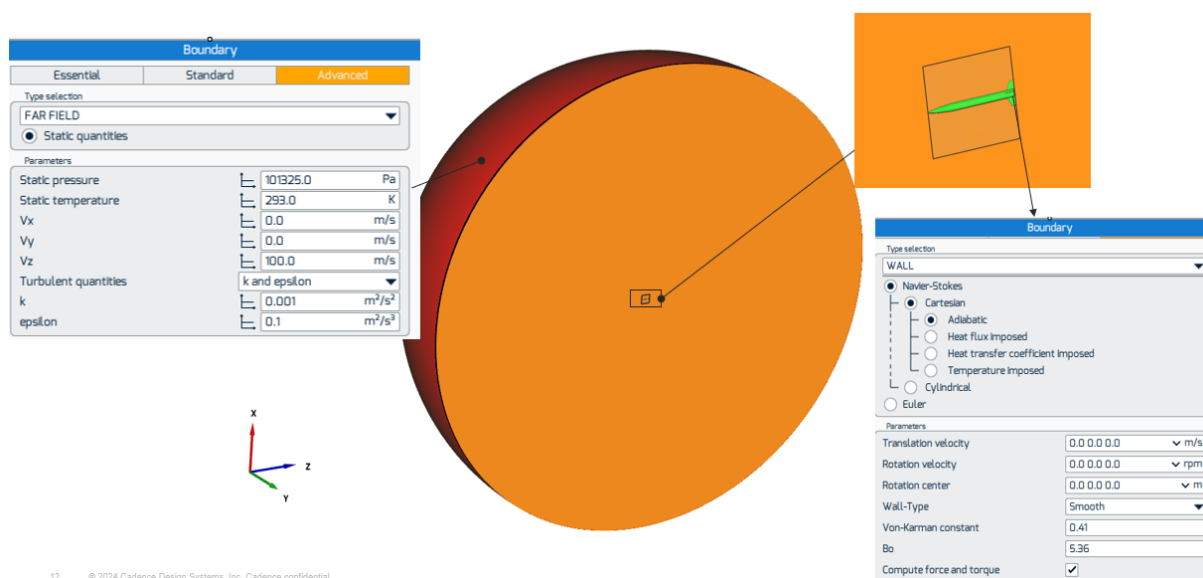
As condições de contorno foram definidas de forma a reproduzir numericamente um túnel de vento virtual: o foguete permanece fixo no domínio enquanto o escoamento uniforme incide sobre ele, configuração aerodinamicamente equivalente ao foguete deslocando-se no ar em repouso.

Campo distante (far-field). Na superfície esférica externa, foi aplicada condição de *far-field*, impondo-se pressão e temperatura estáticas equivalentes às condições padrão ao nível do mar e velocidade uniforme $V_\infty = 100 \text{ m/s}$ na direção $+Z$, representando voo com ângulo de ataque nulo (Cadence Design Systems, Inc., 2026c). A distância entre a fronteira e o corpo (Seção 4.3.2) foi escolhida para minimizar a influência dessa condição sobre o escoamento próximo ao veículo.

Parede. Nas superfícies do foguete, impôs-se condição de não deslizamento (*no-slip*) com velocidade nula, parede lisa (*smooth wall*) — hipótese compatível com a rugosidade típica de foguetes de pequeno porte — e condição adiabática, uma vez que o foco da análise são as forças aerodinâmicas, e não a transferência de calor. A opção de cálculo de forças e momentos nas paredes foi ativada, permitindo a integração das distribuições de pressão e de tensão de cisalhamento (Cadence Design Systems, Inc., 2026c).

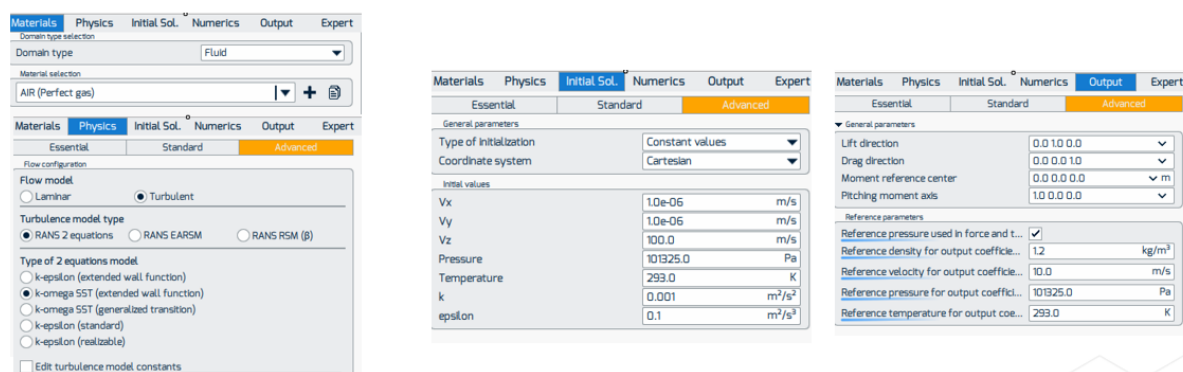
Sistema de referência de forças. Definiu-se um sistema de referência aerodinâmico coerente com a configuração do domínio: direção de arrasto alinhada ao escoamento livre; direção de sustentação perpendicular ao escoamento; centro de referência para momentos em ponto fixo do corpo; e eixos de arfagem, guinada e rolagem segundo as convenções aerodinâmicas usuais. Forças e momentos foram posteriormente adimensionalizados na forma de coeficientes, com base em densidade de referência, velocidade de escoamento livre e área de referência apropriada.

Figura 6 – Condições de contorno no ambiente *Fidelity*®



Fonte: do autor

Figura 7 – Configuração física e do modelo de turbulência no ambiente *Fidelity*®



Fonte: do autor

4.3.6. Configuração Do Solver E Estratégias De Convergência

Foi utilizado o resolvidor acoplado baseado em pressão (*coupled pressure-based solver*) do *mixed-mesh solver* do *Fidelity*®, apropriado para escoamentos em baixas e médias velocidades e robusto em problemas de aerodinâmica externa (Cadence Design Systems, Inc., 2026c).

4.3.6.1. Pseudo *Time-Step* E Inicialização Em Malha Grossa

Embora o interesse seja o regime estacionário, o resolvido acoplado utiliza um passo de tempo artificial (*pseudo time-step*) para avançar a solução até o estado permanente, introduzindo um termo de derivada temporal artificial, conforme a Equação (19):

$$\frac{\partial \phi}{\partial t_{\text{pseudo}}} + \mathcal{N}(\phi) = 0, \quad (19)$$

em que $\mathcal{N}(\phi)$ agrega os termos espaciais das equações discretizadas. Para melhorar a robustez e reduzir o tempo total de solução, empregou-se a inicialização em malha grossa (*Coarse Grid Initialization*, CGI), na qual a solução é primeiro obtida em malhas aglomeradas mais grosseiras e, em seguida, projetada para as malhas finas, com pseudo *time-step* unitário durante a CGI (Cadence Design Systems, Inc., 2026c).

4.3.6.2. Critérios De Convergência

A convergência foi avaliada por critérios múltiplos: redução significativa e estabilização dos resíduos das equações de continuidade, momento e turbulência (com resíduo RMS de continuidade abaixo de 10^{-4}); estabilização das grandezas integrais (forças de arrasto e sustentação e momentos), com variações inferiores a 0,1 % entre iterações consecutivas; e insensibilidade a refinamentos adicionais de malha ou de parâmetros numéricos (Cadence Design Systems, Inc., 2026a; 2026c).

4.3.6.3. Recursos Computacionais

Todas as simulações foram executadas em uma estação de trabalho com processador Intel® Core™ i7-13700 (13ª geração, 16 núcleos / 24 *threads*, 2,10 GHz), 16 GB de memória RAM e placa gráfica NVIDIA GeForce RTX 3050 (8 GB), utilizando o *Fidelity*® CFD (versões v2023.2/v2024.1/v2024.2).

4.3.7. Pós-Processamento

Após a convergência, foram extraídos e analisados os principais campos de escoamento — magnitude e componentes da velocidade, pressão estática e coeficiente de pressão, energia cinética turbulenta, viscosidade turbulenta e distribuição de y^+ na superfície —, com a construção de planos de corte longitudinais e transversais para visualizar o desenvolvimento da camada limite, a formação da esteira e eventuais regiões de separação (Cadence Design Systems, Inc., 2026d).

Para cada simulação convergida, foram obtidas as grandezas integrais de interesse: força de arrasto (D , na direção do escoamento), força de sustentação (L , perpendicular ao escoamento) e momentos (por exemplo, de arfagem). Essas grandezas

foram exportadas tanto em forma dimensional quanto na forma de coeficientes aerodinâmicos, utilizando as funcionalidades de saída de forças e coeficientes por *patch* de superfície, e a distribuição de y^+ foi examinada para confirmar a adequação da resolução da camada limite ao critério do modelo $k-\omega$ SST. Os resultados desse pós-processamento, bem como a comparação entre todas as configurações de malha e a seleção da configuração de referência, são apresentados e discutidos no capítulo seguinte.

4.3.8. Estratégia De Refinamento Localizado Na Esteira

A inspeção dos campos pós-processados das malhas globais evidenciou que a região de esteira, imediatamente a jusante do foguete, concentra os maiores gradientes de velocidade e as estruturas turbulentas mais complexas, sendo, portanto, a principal fonte de erro de discretização nas estimativas de arrasto. Refinar todo o domínio para resolver adequadamente essa região elevaria o número de células a patamares incompatíveis com os recursos computacionais disponíveis. Optou-se, então, por refinar seletivamente apenas a esteira, tomando a malha intermediária N2 como base por oferecer o melhor compromisso inicial entre precisão e custo.

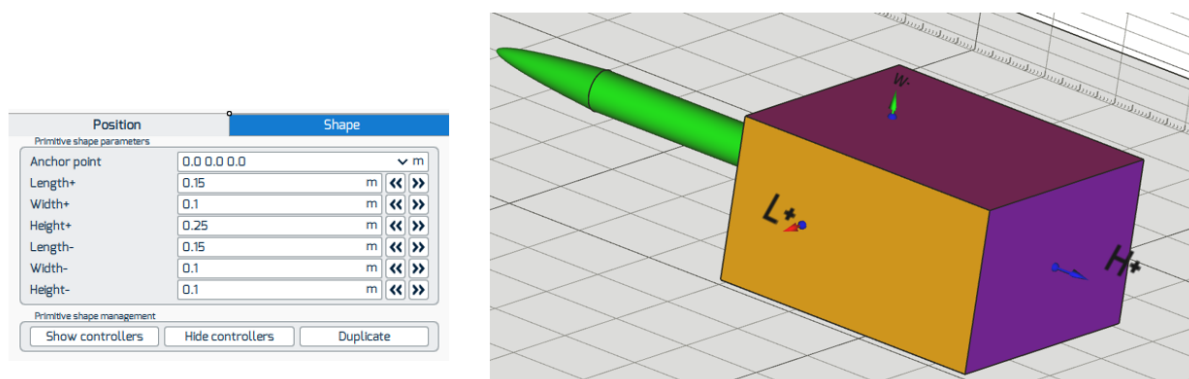
O procedimento foi conduzido de forma iterativa: a cada ciclo, ajustavam-se os parâmetros do refinamento (extensão do volume, nível de refinamento e nível de difusão), gerava-se a nova malha, repetia-se a simulação e o pós-processamento e avaliava-se o ganho de precisão no arrasto frente ao acréscimo de células e de tempo de simulação. Esse ciclo foi repetido até que refinamentos adicionais deixassem de produzir variação significativa nas grandezas integrais, identificando-se a configuração de melhor relação custo-benefício.

4.3.8.1. Volume De Refinamento

Definiu-se um volume de refinamento na forma de um prisma retangular envolvendo a esteira imediata, com as seguintes dimensões (versão inicial, V1):

- extensão a jusante da base: 0,25 m (aproximadamente $1,7 D_{\max}$);
- extensão a montante: 0,10 m;
- largura lateral: $\pm 0,15$ m;
- altura: $\pm 0,10$ m.

Figura 8 – Volume de Refinamento (V1) no ambiente *Fidelity*®



Fonte: do autor

4.3.8.2. Níveis De Refinamento, Difusão E Extensão Do Volume

Dentro desse volume, foram aplicados quatro níveis crescentes de refinamento volumétrico, denominados RL1 a RL4. Adicionalmente, dois parâmetros foram investigados de forma sistemática ao longo das iterações:

- **Nível de difusão:** controla a transição entre células de tamanhos distintos. Avaliaram-se a difusão padrão (DL2, transição mais abrupta, com menos células intermediárias) e a difusão alta (DL4, transição mais suave);
- **Extensão do volume:** além do volume inicial (V1), avaliou-se um volume estendido (V2), com a extensão a jusante dobrada para 0,50 m, mantidas as demais dimensões transversais.

A combinação desses fatores gerou a matriz de casos analisada no Capítulo de Resultados, permitindo isolar e comparar os efeitos do nível de refinamento na esteira, do nível de difusão entre células de tamanhos distintos e da extensão da região refinada a jusante. Reitera-se que cada caso dessa matriz percorreu o mesmo fluxo de geração de malha, simulação e pós-processamento descrito nas seções anteriores, de modo que o refinamento localizado representa uma reaplicação iterativa e direcionada da metodologia, e não um procedimento distinto.

5. RESULTADOS E DISCUSSÃO

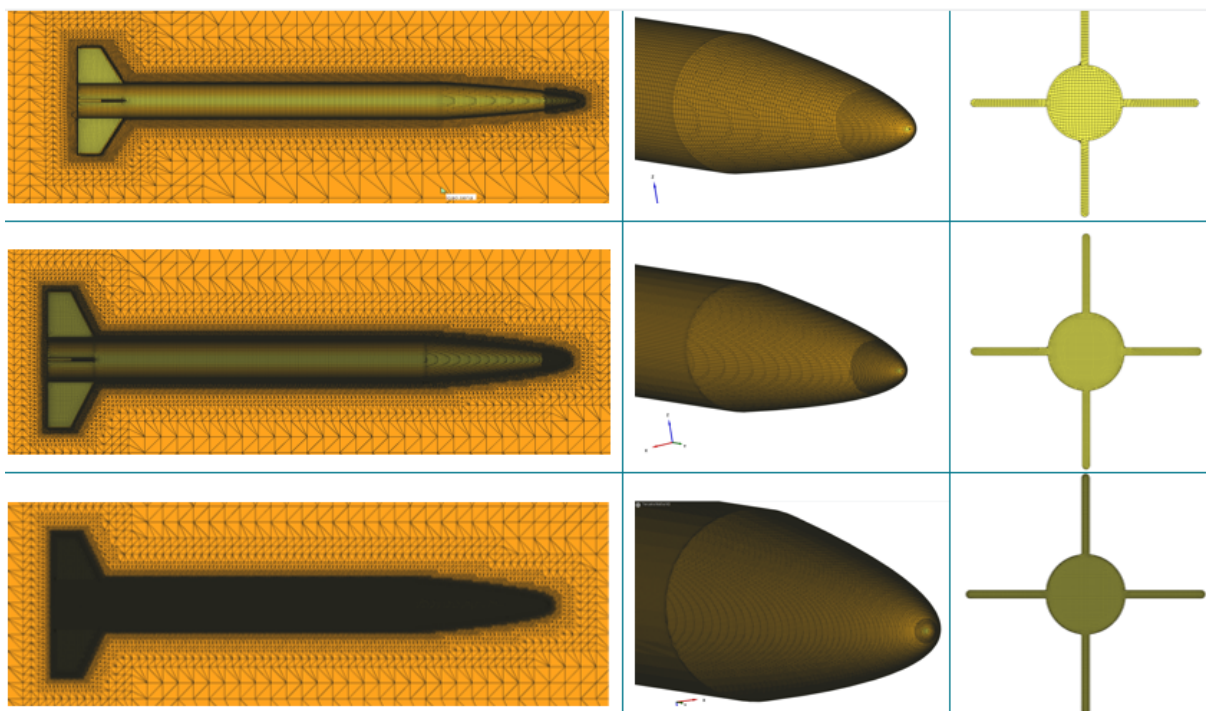
Neste capítulo são apresentados os resultados numéricos obtidos com o modelo CFD, relacionando-os com os dados de entrada provenientes do *OpenRocket*, com o modelo tridimensional desenvolvido no SolidWorks e com as diferentes configurações de malha geradas no *Fidelity*®. A condição de voo de referência, o domínio computacional, o modelo de turbulência, as condições de contorno e a configuração do *solver* foram definidos no Capítulo de Metodologia e são apenas recapitulados quando necessário à interpretação dos resultados. São descritos os processos iterativos de refinamento de malha (globais e localizados), os critérios de qualidade baseados na extrapolação de Richardson, o uso de inicialização em malha grossa (*Coarse Grid Initialization*, CGI) e a avaliação das estratégias de extensão do volume refinado e de níveis de difusão de malha, até a seleção da configuração considerada de referência.

Recapitulam-se, da Metodologia, os parâmetros essenciais do caso: foguete de comprimento $L = 0,55$ m e diâmetro máximo $D_{\max} = 0,05$ m; condição de voo subsônica com $V_{\infty} = 100$ m/s ($Ma \approx 0,29$, $Re_L \sim 4 \times 10^6$); ar como gás perfeito ($\rho = 1,225$ kg/m³, $T_{\infty} = 293$ K); modelo de turbulência $k-\omega$ SST com integração até a parede; e camadas viscosas com $y_1 = 5,0 \times 10^{-6}$ m, 10 camadas e razão de crescimento 1,5. Como referência de baixa fidelidade, o *OpenRocket* estimou para esta configuração $C_D \approx 0,471$.

5.1. RESULTADOS DAS MALHAS GLOBAIS

5.1.1. Características Das Malhas Geradas

Conforme o estudo de convergência definido na Metodologia, foram geradas três malhas globais com refinamento progressivo na superfície do foguete (N1, N2 e N3). A Tabela 1 apresenta suas características principais, e a Figura 9 compara as três malhas.

Figura 9 – Comparação das malhas globais N1, N2 e N3

Fonte: do autor

Tabela 1 – Características das malhas globais geradas.

Malha	Células totais	Tempo de geração	Nível refinamento	Δx_{sup}
N1	656.726	1 min 31 s	8	2,15 mm
N2	2.054.144	3 min 03 s	9	1,07 mm
N3	7.335.038	6 min 07 s	10	0,54 mm

Fonte: do autor

O número de células aumentou aproximadamente 3 vezes entre N1 e N2 e cerca de 3,7 vezes entre N2 e N3, refletindo o refinamento progressivo.

5.1.2. Forças Aerodinâmicas Obtidas

As simulações foram executadas até convergência completa, com resíduos RMS de continuidade abaixo de 10^{-4} e variações nas forças inferiores a 0,1 % entre iterações consecutivas. A Tabela 2 apresenta os valores de arrasto, sustentação e momento de arfagem obtidos.

Tabela 2 – Forças e momentos aerodinâmicos nas malhas globais.

Quantidade	N1	N2	N3
Arrasto (D) [N]	8,97	7,61	7,05
Sustentação (L) [N]	0,0224	-0,1975	-0,2546
Momento de Arfagem (M) [N·m]	0,0012	-0,0082	-0,0103

Fonte: do autor

5.1.2.1. Análise Da Força De Arrasto

Para quantificar o erro de discretização associado às malhas globais, foi aplicada a metodologia de extrapolação de Richardson, conforme o procedimento recomendado por Roache (1994) para estudos com três malhas sistematicamente refinadas.

Considerando as soluções para a força de arrasto obtidas nas três malhas globais, ordenadas da mais fina para a mais grossa,

$$\phi_1 = D_{N3} = 7,05 \text{ N}, \quad \phi_2 = D_{N2} = 7,61 \text{ N}, \quad \phi_3 = D_{N1} = 8,97 \text{ N},$$

e adotando como medida de refinamento o espaçamento efetivo proporcional a $N^{-1/3}$, as razões de refinamento são dadas pelas Equações (20) e (21):

$$r_{21} = \left(\frac{N_{N3}}{N_{N2}} \right)^{1/3} = \left(\frac{7\,335\,038}{2\,009\,627} \right)^{1/3} \approx 1,54, \quad (20)$$

$$r_{32} = \left(\frac{N_{N2}}{N_{N1}} \right)^{1/3} = \left(\frac{2\,009\,627}{656\,113} \right)^{1/3} \approx 1,45. \quad (21)$$

Esses valores estão acima do mínimo recomendado de 1,3, indicando refinamento adequado entre níveis de malha.

Como a convergência observada é monotônica ($\phi_3 > \phi_2 > \phi_1$), o erro relativo entre malhas consecutivas é dado pelas Equações (22) e (23):

$$\varepsilon_{21} = \phi_2 - \phi_1 = 7,61 - 7,05 = 0,56 \text{ N}, \quad (22)$$

$$\varepsilon_{32} = \phi_3 - \phi_2 = 8,97 - 7,61 = 1,36 \text{ N}. \quad (23)$$

Admitindo $r_{21} \approx r_{32}$, a ordem aparente de convergência pode ser estimada pela Equação (24):

$$p = \frac{\ln(\varepsilon_{32}/\varepsilon_{21})}{\ln(r_{21})} = \frac{\ln(2,4286)}{\ln(1,5397)} \approx 2,056. \quad (24)$$

Assim, a extrapolação de Richardson para malha infinitamente refinada é dada pela

Equação (25):

$$D_{\text{ext}} = \phi_1 + \frac{\phi_1 - \phi_2}{r_{21}^p - 1} = 7,05 + \frac{7,05 - 7,61}{1,5397^{2,056} - 1} \approx 6,658 \text{ N.} \quad (25)$$

O erro relativo aproximado na malha fina é dado pela Equação (26):

$$e_a^{21} = \left| \frac{\phi_1 - \phi_2}{\phi_1} \right| = \left| \frac{7,05 - 7,61}{7,05} \right| \approx 0,0794 = 7,94\%. \quad (26)$$

O erro relativo extrapolado é dado pela Equação (27):

$$e_{\text{ext}}^{21} = \left| \frac{D_{\text{ext}} - \phi_1}{D_{\text{ext}}} \right| = \left| \frac{6,658 - 7,05}{6,658} \right| \approx 0,0589 = 5,89\%. \quad (27)$$

Assim, o valor extrapolado do arrasto é $D_{\text{ext}} \approx 6,658 \text{ N}$, enquanto a malha global mais refinada $N3$ apresenta erro relativo de 5,89% em relação a esse valor. Cabe esclarecer que D_{ext} é obtido por extrapolação da própria família de malhas globais ($N1-N3$) e é *adotado como valor de referência* nas comparações subsequentes. Por essa razão, é coerente que configurações com refinamento localizado na esteira (Seção 5.2) apresentem arrasto ainda mais próximo de D_{ext} do que a própria $N3$: ao resolverem melhor o arrasto de base, elas capturam um efeito que o refinamento global uniforme só alcançaria com custo muito superior.

5.1.2.2. Análise Da Sustentação E Momento De Arfagem

A força de sustentação apresentou valores muito pequenos em magnitude (inferiores a 0,26 N), o que é esperado para um escoamento com ângulo de ataque nulo. Os valores não-nulos observados podem ser atribuídos a:

- pequenas assimetrias numéricas na malha hexaédrica;
- discretização de superfícies curvas (cone de nariz) que introduz pequenas perturbações não-simétricas;
- erros residuais de convergência iterativa (resíduos da ordem de 10^{-4}).

Esses valores são desprezíveis em comparação com a força de arrasto (representando menos de 3,6 % do arrasto) e não comprometem a validade da análise aerodinâmica principal. O momento de arfagem também apresentou magnitudes muito pequenas (da ordem de 0,01 N·m), consistentes com a expectativa de configuração aerodinamicamente equilibrada.

Levando esses pontos em consideração, a partir daqui passa-se a analisar apenas os resultados de força de arrasto.

5.1.3. Análise Do Parâmetro y^+

A análise do parâmetro y^+ nas superfícies do foguete é fundamental para validar a resolução da camada limite. A Tabela 3 apresenta os valores máximos obtidos.

Tabela 3 – Valores máximos de y^+ nas superfícies do foguete – Malhas globais.

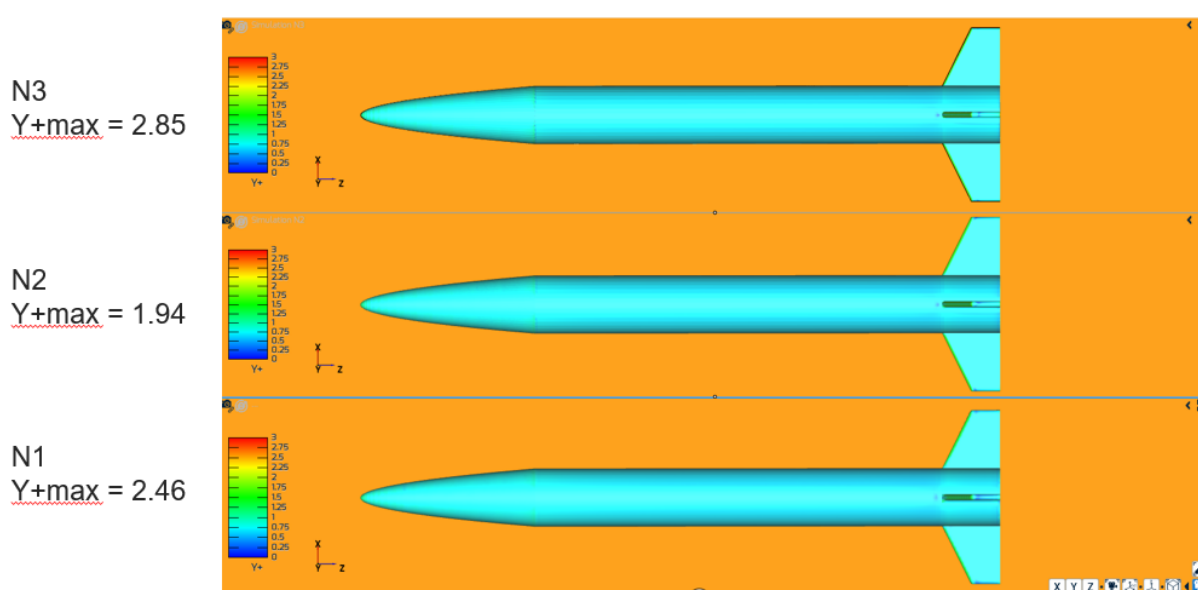
Malha	$y_{\max}^+$
N1	2,46
N2	1,94
N3	2,85

Fonte: do autor

Todos os valores atendem rigorosamente ao critério $y^+ < 5$ requerido para resolução direta da subcamada viscosa com o modelo $k-\omega$ SST. Isto confirma que a espessura da primeira camada de malha ($y_1 = 5,0 \times 10^{-6}$ m) foi adequadamente dimensionada, permitindo integração até a parede sem necessidade de funções de parede empíricas.

A distribuição espacial de y^+ mostrou-se uniforme sobre toda a superfície do foguete, sem regiões com valores excessivamente altos. Os valores ligeiramente superiores em N3 (2,85) em comparação a N2 (1,94) podem ser atribuídos ao refinamento mais intenso das células adjacentes às camadas prismáticas, que captura com maior precisão os gradientes de velocidade na subcamada viscosa.

Figura 10 – Parâmetro y^+ para as malhas N1, N2 e N3



Fonte: do autor

5.1.4. Campos De Escoamento – Malhas Globais

5.1.4.1. Distribuição De Velocidade

A análise dos campos de velocidade revelou características típicas de escoamentos subsônicos em torno de corpos alongados. A Tabela 4 apresenta os valores extremos de velocidade observados.

Tabela 4 – Valores extremos de velocidade – Malhas globais.

Malha	$V_{\max}$ [m/s]	$V_{\min}$ [m/s]
N1	120,04	–53,08
N2	112,99	–56,45
N3	115,58	–60,70

Fonte: do autor

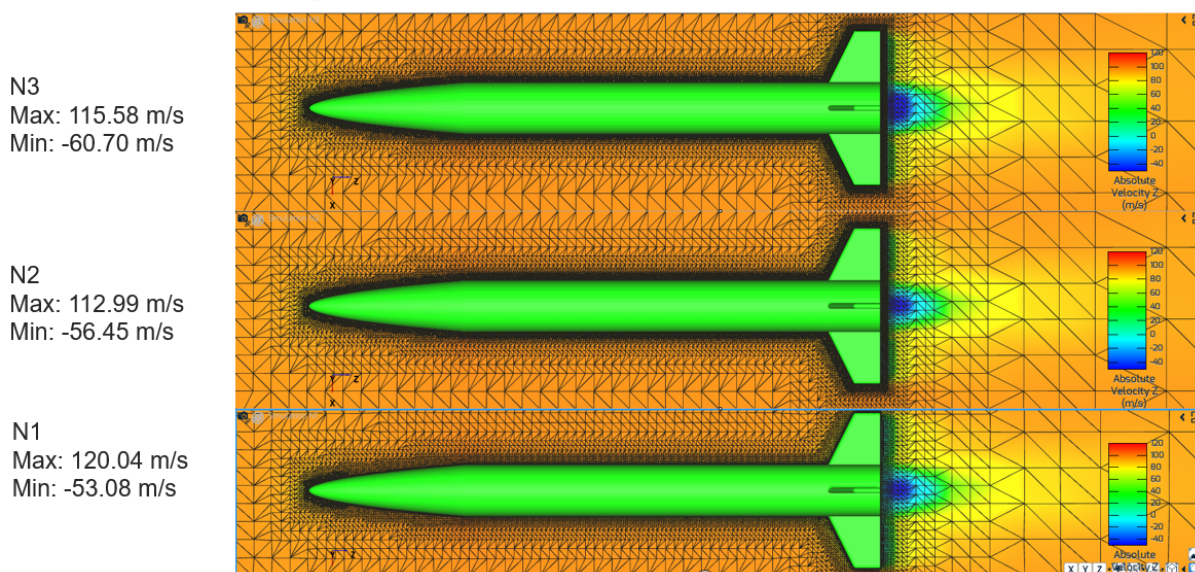
Região do cone de nariz: Observou-se aceleração suave do escoamento sobre a superfície curva do cone, atingindo velocidades máximas de 115,58 m/s na malha N3, correspondendo a um aumento de aproximadamente 15,6 % em relação à velocidade do escoamento livre (100 m/s). Este pico de velocidade corresponde a uma região de pressão mínima, conforme previsto pela equação de Bernoulli. A malha N1 apresentou valor mais elevado (120,04 m/s), o que pode ser atribuído à representação menos precisa da curvatura da superfície na malha mais grossa.

Corpo cilíndrico: Observou-se desenvolvimento de camada limite turbulenta com espessura crescente na direção do escoamento. A velocidade na borda da camada limite recuperou gradualmente a velocidade do escoamento livre. Não foram observadas regiões de separação ao longo do corpo cilíndrico, confirmando que o gradiente de pressão é favorável ou aproximadamente nulo nesta região.

Região de esteira: A característica mais marcante foi a formação de região de recirculação imediatamente a jusante da base do foguete, com velocidades negativas (inversão de escoamento) atingindo até –60,70 m/s na malha N3. Esta intensidade de recirculação aumentou com o refinamento da malha (de –53,08 m/s em N1 para –60,70 m/s em N3), indicando que malhas mais finas capturam melhor a intensidade dos vórtices de recirculação.

O comprimento da região de recirculação foi estimado visualmente nos campos de velocidade em aproximadamente 0,3 a 0,4 vezes o diâmetro do foguete (cerca de 45 a 60 mm), valor típico para corpos rombudos em escoamento subsônico.

Figura 11 – Velocidade absoluta no eixo Z – malhas N1, N2 e N3



Fonte: do autor

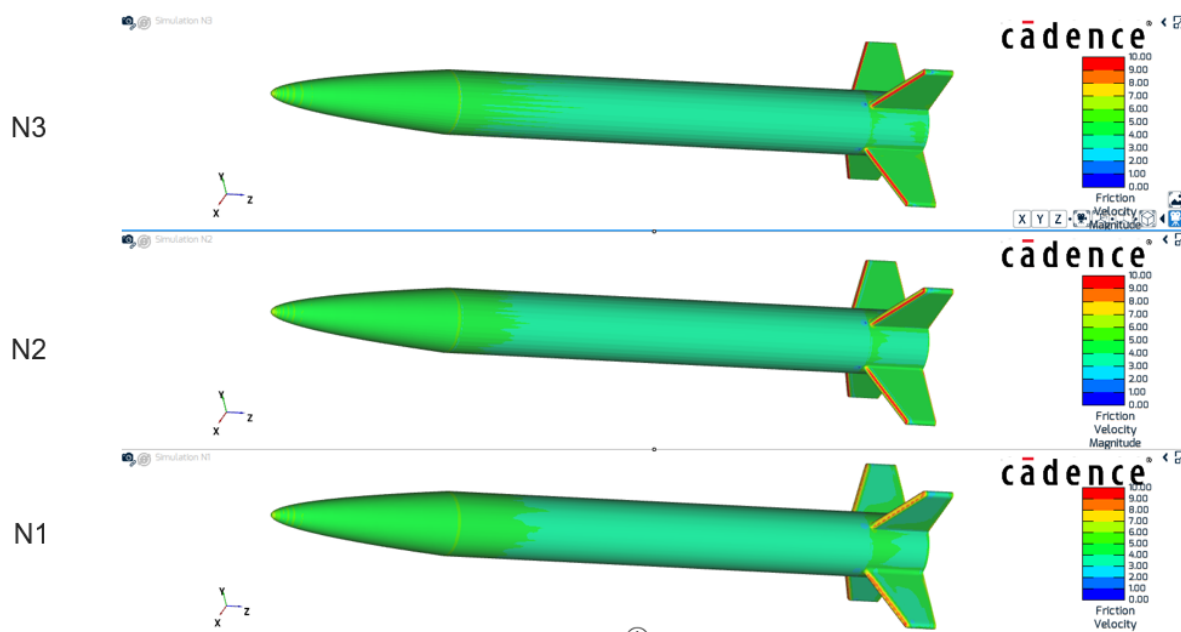
5.1.4.2. Magnitude Da Velocidade De Atrito

A análise da magnitude da velocidade de atrito (u_τ) nas superfícies permitiu identificar as regiões de maior arrasto viscoso. As regiões críticas identificadas foram:

- **Cone de nariz:** valores elevados de velocidade de atrito na região de maior curvatura, indicando contribuição significativa ao arrasto viscoso;
- **Aletas:** valores elevados nas bordas de ataque e nas superfícies expostas ao escoamento, confirmando que as aletas são responsáveis por parcela importante do arrasto de atrito;
- **Junções:** regiões de junção entre aletas e corpo apresentaram valores moderados, sem indicação de separação localizada.

Esta análise validou a hipótese de que o cone de nariz e as aletas são as superfícies mais críticas do ponto de vista de arrasto viscoso, justificando o refinamento cuidadoso da malha nestas regiões.

Figura 12 – Magnitude da velocidade de atrito



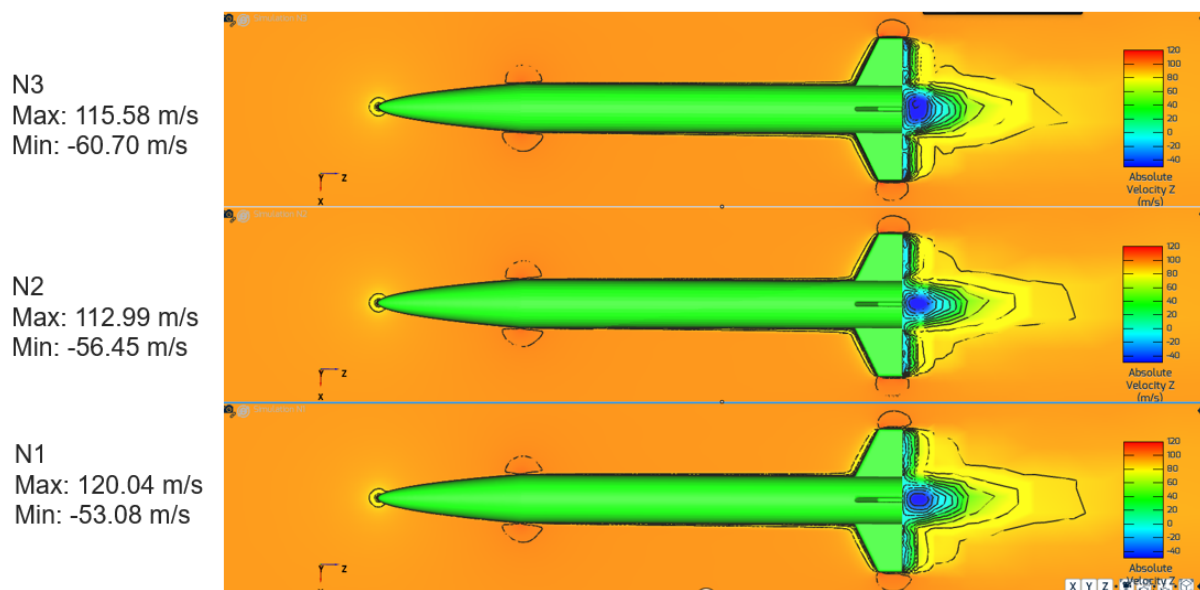
Fonte: do autor

5.1.4.3. Isolinhas De Velocidade

As isolinhas de velocidade (contornos de velocidade constante) mostraram-se muito similares entre as três malhas globais, confirmando que o refinamento de superfície foi consistente. Observou-se:

- expansão suave das isolinhas na região do cone de nariz;
- desenvolvimento gradual da camada limite ao longo do corpo;
- perturbação localizada das isolinhas na região das aletas, indicando vórtices de ponta de aleta;
- região de esteira caracterizada por isolinhas distorcidas e próximas entre si, refletindo os intensos gradientes de velocidade nesta região.

A semelhança entre as isolinhas das três malhas na região externa ao foguete confirma que o domínio é suficientemente grande e que as condições de campo distante não influenciam artificialmente o escoamento próximo ao veículo.

Figura 13 – Isolinhas de velocidade

Fonte: do autor

5.1.5. Tempo De Simulação – Malhas Globais

A Tabela 5 apresenta os tempos computacionais necessários para atingir convergência.

Tabela 5 – Tempos de simulação – Malhas globais.

Malha	Células [mil]	Iterações	Tempo/iteração [s]	Tempo total
N1	656	180	2,5	7 min 30 s
N2	2.054	200	7,8	26 min
N3	7.335	220	28,5	104 min

Fonte: do autor

O tempo por iteração cresceu aproximadamente linearmente com o número de células (fator de escalabilidade próximo a 1,0), conforme esperado para resolvidores bem otimizados. A malha N3, embora forneça a maior precisão, requereu tempo computacional cerca de 4 vezes superior à malha N2 (104 min versus 26 min), o que motivou a investigação de estratégias de refinamento localizado para otimizar a relação custo-benefício.

5.2. RESULTADOS DO REFINAMENTO LOCALIZADO

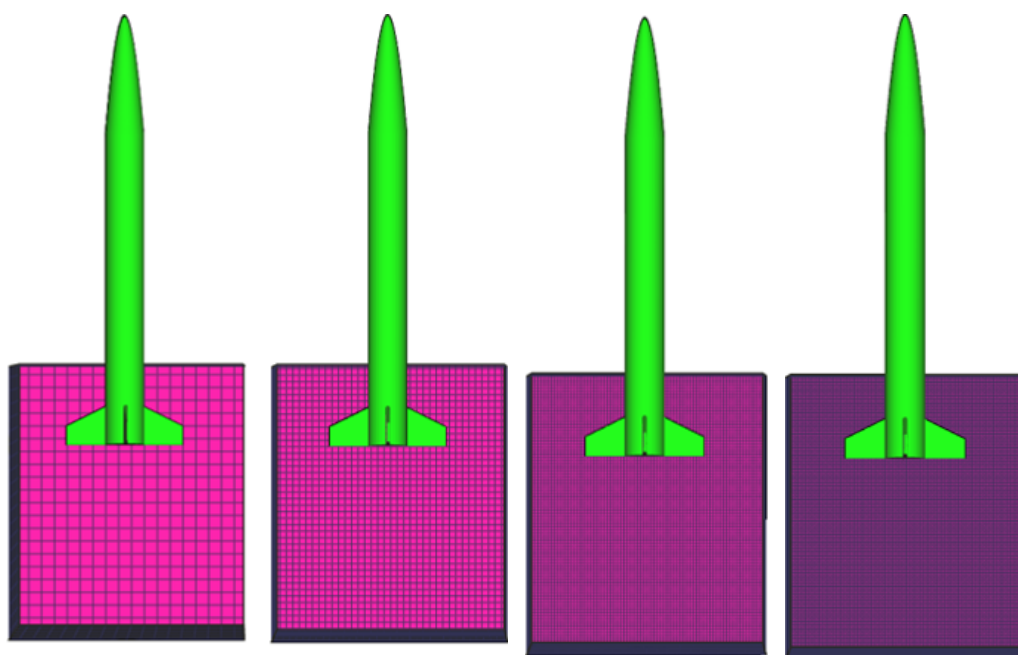
A estratégia de refinamento localizado na esteira, bem como a definição do volume de refinamento e dos níveis RL1–RL4, foi descrita na Metodologia . Tomando a malha N2 como base, foram avaliadas as configurações resultantes; esta seção apresenta os resultados obtidos.

5.2.1. Características Das Malhas Com Refinamento Localizado

Observa-se que o refinamento RL4 adicionou quantidade substancial de células (aproximadamente 2,7 milhões), concentradas na região de interesse. Mesmo assim, o número total de células em N2-RL4 (4,76 milhões) permaneceu significativamente inferior ao de N3 (7,34 milhões), indicando potencial de otimização do custo computacional. A Tabela 6 apresenta as características das malhas geradas, e a Figura 14 ilustra os quatro níveis de refinamento.

Figura 14 – Refinamento localizado (RL1 a RL4)

(a) Refinamento RL1 (b) Refinamento RL2 (c) Refinamento RL3 (d) Refinamento RL4



Fonte: do autor

Tabela 6 – Malhas com refinamento localizado – Versão 1.

Malha	Nível	Células totais [mil]	Células refin. [mil]	Tempo geração
N2	–	2.054	–	3 min 03 s
N2-RL1	5	2.070	15	3 min 15 s
N2-RL2	6	2.122	68	3 min 14 s
N2-RL3	7	2.461	407	3 min 33 s
N2-RL4	8	4.757	2.700	5 min 16 s

Fonte: do autor

5.2.2. Convergência E Forças Aerodinâmicas

As simulações foram executadas sob as mesmas condições de contorno e critérios de convergência das malhas globais. A Tabela 7 apresenta os resultados obtidos e o status de convergência.

Tabela 7 – Forças aerodinâmicas com refinamento localizado – Versão 1.

Malha	Arrasto [N]	Convergência	Iterações
N2	7,61	Sim	200
N2-RL1	10,41	Não	300+
N2-RL2	10,20	Não	300+
N2-RL3	6,98	Sim	185
N2-RL4	6,71	Sim	190

Fonte: do autor

5.2.2.1. Problemas De Convergência Em RL1 E RL2

As configurações N2-RL1 e N2-RL2 apresentaram dificuldades significativas de convergência. Mesmo após 300 iterações, os resíduos oscilaram persistentemente entre 10^{-3} e 10^{-2} , sem tendência de redução, e as forças de arrasto apresentaram oscilações de amplitude superior a 5 %.

Este comportamento sugere que o refinamento nesses níveis introduziu instabilidades numéricas, possivelmente devido a:

- **Transição abrupta de tamanho de célula:** o nível de difusão pode ter resultado em gradiente excessivamente acentuado entre células refinadas (no volume de esteira) e células não refinadas (região adjacente), gerando erros de interpolação e problemas de acoplamento pressão-velocidade;

- **Resolução insuficiente de estruturas turbulentas:** os níveis RL1 e RL2, com tamanhos de célula de aproximadamente 17 mm e 8,6 mm, podem não ter sido suficientes para resolver as estruturas turbulentas características da esteira (tipicamente com escalas da ordem de milímetros a poucos centímetros), resultando em fenômenos numéricos espúrios que impedem a convergência;
- **Incompatibilidade com o modelo de turbulência:** o modelo $k-\omega$ SST requer resolução mínima de certas escalas turbulentas para funcionar adequadamente. Resoluções intermediárias podem estar em uma "zona cinzenta", onde a malha não é nem suficientemente grossa para confiar integralmente no modelo RANS, nem suficientemente fina para resolver as estruturas.

Os valores de arrasto obtidos antes da interrupção das simulações (10,41 N e 10,20 N) são significativamente superiores aos das malhas convergidas, reforçando a conclusão de que essas soluções não representam adequadamente a física do escoamento e devem ser descartadas da análise.

5.2.2.2. Resultados De RL3 E RL4

As configurações N2-RL3 e N2-RL4 convergiram adequadamente, com resíduos de continuidade caindo abaixo de 10^{-4} e forças estabilizando em aproximadamente 180 a 190 iterações, ligeiramente menos que a malha N2 base (200 iterações). Esta convergência mais rápida pode ser atribuída à melhor captura das estruturas de escoamento na esteira, resultando em menor rigidez do sistema de equações.

Os valores de arrasto obtidos apresentaram características importantes:

- **Redução em relação a N2:** os valores de 6,98 N (RL3) e 6,71 N (RL4) são inferiores ao da malha N2 sem refinamento (7,61 N), com reduções de 8,3 % e 11,8 %, respectivamente. Esta redução sugere que o refinamento na esteira capturou melhor a distribuição de pressão na base do foguete e a recuperação de pressão na esteira, resultando em predição mais precisa do arrasto de base;
- **Convergência entre RL3 e RL4:** a diferença entre RL3 e RL4 é de apenas 3,9 %, indicando que RL3 já fornece resolução próxima à adequada. O refinamento adicional em RL4 produziu melhoria incremental relativamente pequena;
- **Proximidade com N3:** o valor de arrasto em N2-RL4 (6,71 N) é muito próximo ao da malha N3 global (7,05 N), com diferença de apenas 4,8 %. Este resultado é notável, pois indica que o refinamento localizado atingiu precisão similar à malha global fina com número substancialmente menor de células (4,76 M versus 7,34 M, redução de 35 %).

5.2.3. Campos De Escoamento – Refinamento Localizado V1

5.2.3.1. Distribuição De Velocidade

A Tabela 8 apresenta os valores extremos de velocidade nas configurações convergidas.

Tabela 8 – Valores extremos de velocidade – Refinamento localizado V1.

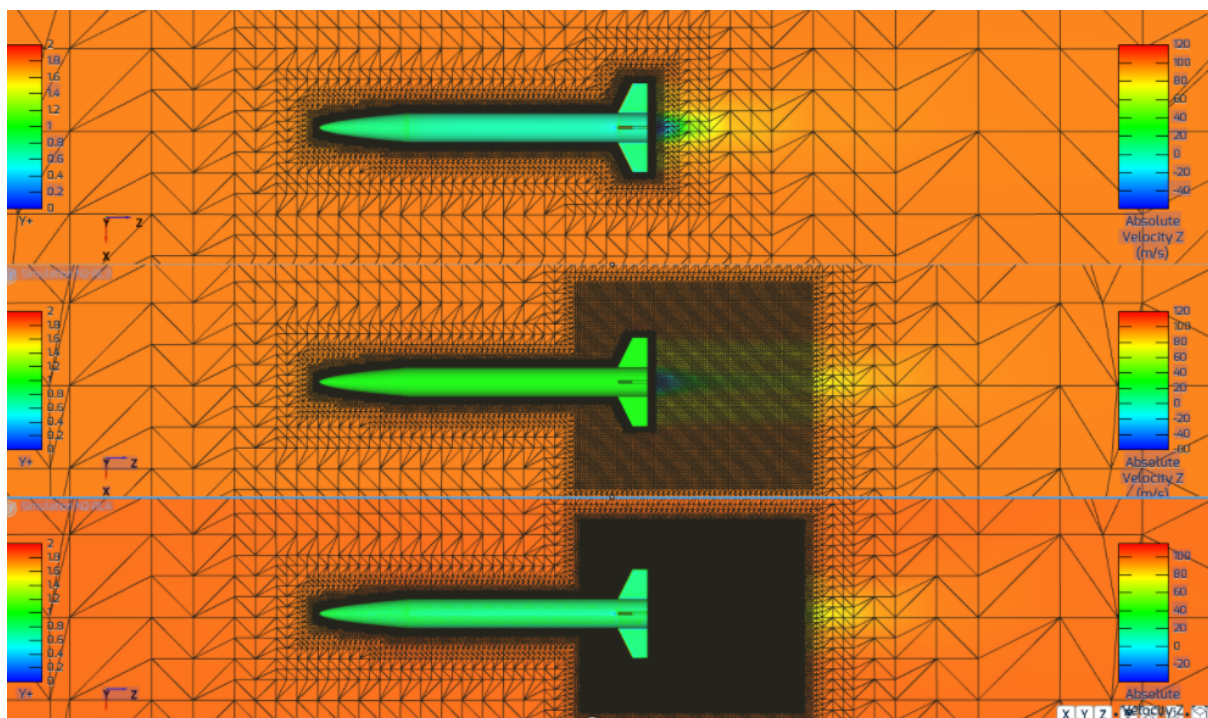
Malha	$V_{\max}$ [m/s]	$V_{\min}$ [m/s]
N2	112,99	−56,45
N2-RL3	114,02	−44,69
N2-RL4	114,09	−38,92

Fonte: do autor

Observações importantes

- **Velocidade máxima:** os valores de $V_{\max}$ em RL3 e RL4 (aproximadamente 114 m/s) são consistentes entre si e próximos ao observado nas malhas N2 (112,99 m/s) e N3 (115,58 m/s), indicando convergência adequada na região de aceleração sobre o cone de nariz.
- **Velocidade mínima (recirculação):** observa-se tendência de redução da intensidade de recirculação com o refinamento (de −44,69 m/s em RL3 para −38,92 m/s em RL4). Esta tendência pode parecer contra-intuitiva, mas está relacionada à melhor captura da estrutura tridimensional da esteira. Malhas mais refinadas resolvem melhor as flutuações espaciais da recirculação, evitando picos artificiais causados por gradientes mal resolvidos.

Figura 15 – Velocidade absoluta no eixo Z – RL3 e RL4



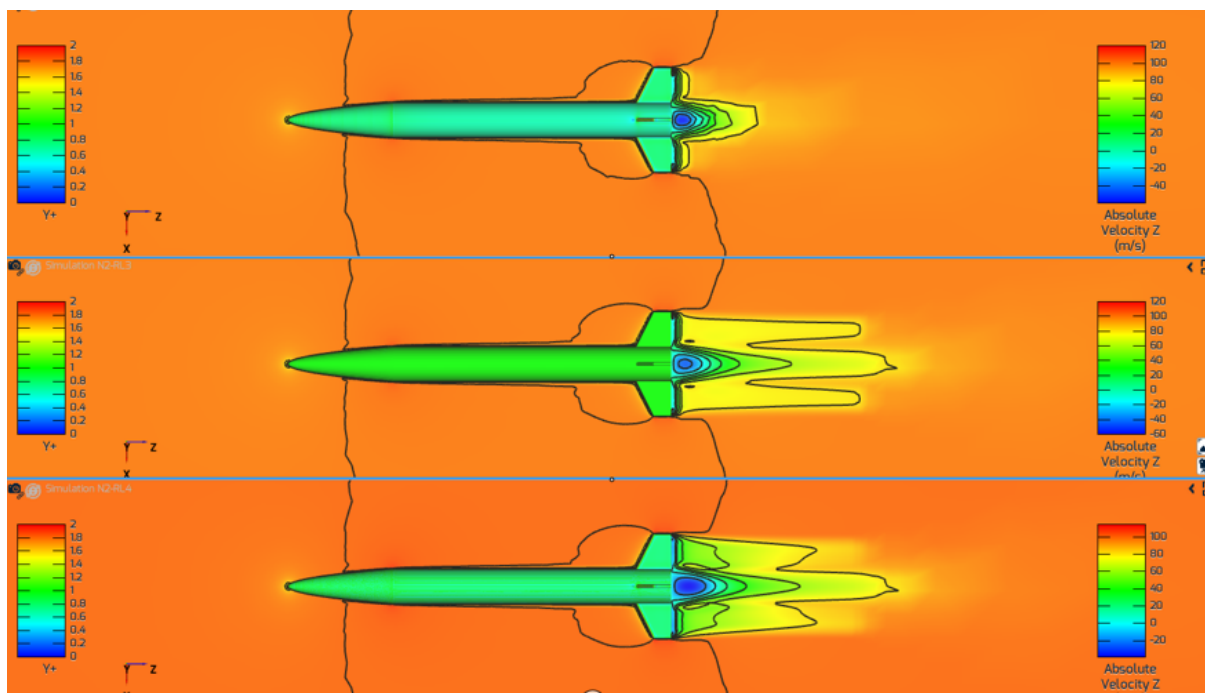
Fonte: do autor

5.2.3.2. Isolinhas De Velocidade

A análise das isolinhas de velocidade revelou diferenças qualitativas importantes:

- **N2**: apresentou isolinhas relativamente grosseiras na região de esteira, com transições abruptas entre níveis de velocidade, refletindo a baixa resolução espacial;
- **N2-RL3**: as isolinhas na região de esteira tornaram-se mais densas e suaves, capturando melhor a estrutura da camada de cisalhamento livre e a região de recirculação. A transição entre escoamento livre e esteira foi melhor definida;
- **N2-RL4**: apresentou isolinhas ainda mais suaves e detalhadas, com maior número de níveis de velocidade resolvidos na região de esteira. A estrutura tridimensional da esteira (vórtices helicoidais) foi melhor capturada.

A progressão de N2 para RL3 e RL4 demonstra claramente o efeito do refinamento localizado na captura dos fenômenos físicos da esteira, justificando a estratégia adotada.

Figura 16 – Isolinhas de velocidade no eixo Z – RL3 e RL4

Fonte: do autor

5.2.4. Análise Do Parâmetro y^+ – Refinamento V1

A Tabela 9 apresenta os valores máximos de y^+ nas configurações convergidas.

Tabela 9 – Valores máximos de y^+ – Refinamento localizado V1.

Malha	$y^+_{\max}$
N2-RL3	2,10
N2-RL4	1,88

Fonte: do autor

Todos os valores permaneceram confortavelmente abaixo de 5, confirmando que o refinamento localizado no volume de esteira não comprometeu a resolução da camada limite nas superfícies do foguete. Os valores são consistentes com os observados nas malhas globais, validando que as camadas prismáticas foram preservadas adequadamente em todas as configurações.

5.2.5. Tempo De Simulação – Refinamento V1

A Tabela 10 apresenta os tempos computacionais das configurações convergidas.

Tabela 10 – Tempos de simulação – Refinamento localizado V1.

Malha	Células [mil]	Iterações	Tempo/iter. [s]	Tempo total
N2-RL3	2.461	185	9,2	28 min 30 s
N2-RL4	4.757	190	18,5	58 min 30 s

Fonte: do autor

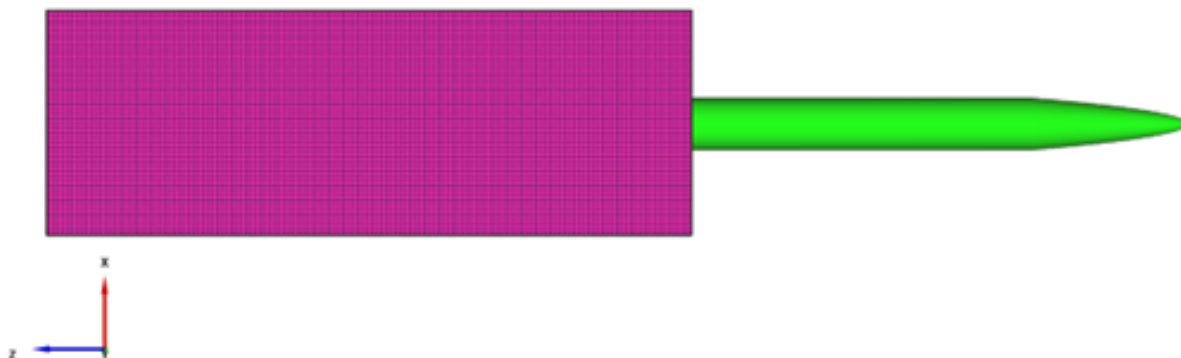
O refinamento localizado N2-RL4 ofereceu compromisso excelente: tempo de simulação de apenas 56 % do tempo da malha N3 global (58,5 min versus 104 min), com precisão comparável (diferença de arrasto de 4,8 %). A configuração RL3 apresentou tempo ainda menor (28,5 min, apenas 10 % a mais que N2), com precisão intermediária.

5.3. RESULTADOS DO REFINAMENTO ESTENDIDO E POR DIFUSÃO – VERSÃO 2

A motivação e a configuração das variações de extensão do volume (V2) e de nível de difusão (DL2/DL4) foram descritas na Metodologia . Em síntese, dobrou-se a extensão a jusante do volume (de 0,25 m para 0,50 m) e geraram-se versões com difusão padrão (DL2) e alta (DL4) para os níveis RL3 e RL4. Esta seção apresenta os resultados dessas configurações.

5.3.1. Características Das Malhas – Versão 2

Observou-se que o aumento do nível de difusão de 2 para 4 resultou em aumento de aproximadamente 10 % no número total de células (de 2,528 M para 2,780 M em RL3, e de 5,089 M para 5,846 M em RL4), devido à adição de camadas intermediárias de transição. A extensão do volume também aumentou o número de células em cerca de 2 a 7 % em comparação com V1. A Tabela 11 apresenta as características das malhas geradas, e a Figura 17 ilustra a malha N2-RL3 com volume estendido e difusão 4.

Figura 17 – Segunda versão do Volume de Refinamento Localizado

Fonte: do autor

Tabela 11 – Malhas com refinamento estendido e por difusão – Versão 2.

Malha	Células [mil]	Tempo geração	Difusão	Volume
N2-RL3_v2 (DL2)	2.528	3 min 24 s	2	Estendido
N2-RL3_v2_DL4	2.780	3 min 42 s	4	Estendido
N2-RL4_v2 (DL2)	5.089	4 min 53 s	2	Estendido
N2-RL4_v2_DL4	5.846	5 min 49 s	4	Estendido

Fonte: do autor

5.3.2. Forças Aerodinâmicas – Versão 2

Todas as configurações da Versão 2 convergiram adequadamente. A Tabela 12 apresenta os resultados obtidos, incluindo comparação com V1.

Tabela 12 – Forças aerodinâmicas – Refinamento estendido e por difusão (Versão 2).

Malha	Arrasto [N]
N2-RL3 (V1)	6,98
N2-RL3_v2 (DL2)	6,94
N2-RL3_v2_DL4	6,96
N2-RL4 (V1)	6,71
N2-RL4_v2 (DL2)	6,72
N2-RL4_v2_DL4	6,71

Fonte: do autor

5.3.2.1. Efeito Da Extensão Do Volume

A extensão do volume de refinamento (versão 2) produziu diferenças muito pequenas no arrasto:

- para RL3: diferença de 0,57 % entre V1 (6,98 N) e V2 DL2 (6,94 N);
- para RL4: diferença de apenas 0,15 % entre V1 (6,71 N) e V2 DL2 (6,72 N).

Este resultado indica que o volume original (0,25 m a jusante, aproximadamente 1,7 diâmetros) já capturava adequadamente os fenômenos mais relevantes na esteira para efeito de predição das forças globais. Estruturas turbulentas mais distantes (além de 2 diâmetros a jusante) têm impacto marginal na distribuição de pressão na base do foguete e, conseqüentemente, no arrasto de base.

Esta conclusão é importante do ponto de vista prático, pois permite utilizar volumes de refinamento mais compactos, reduzindo o número de células e o custo computacional, sem perda significativa de precisão nas grandezas de interesse (forças e momentos).

5.3.2.2. Efeito Do Nível De Difusão

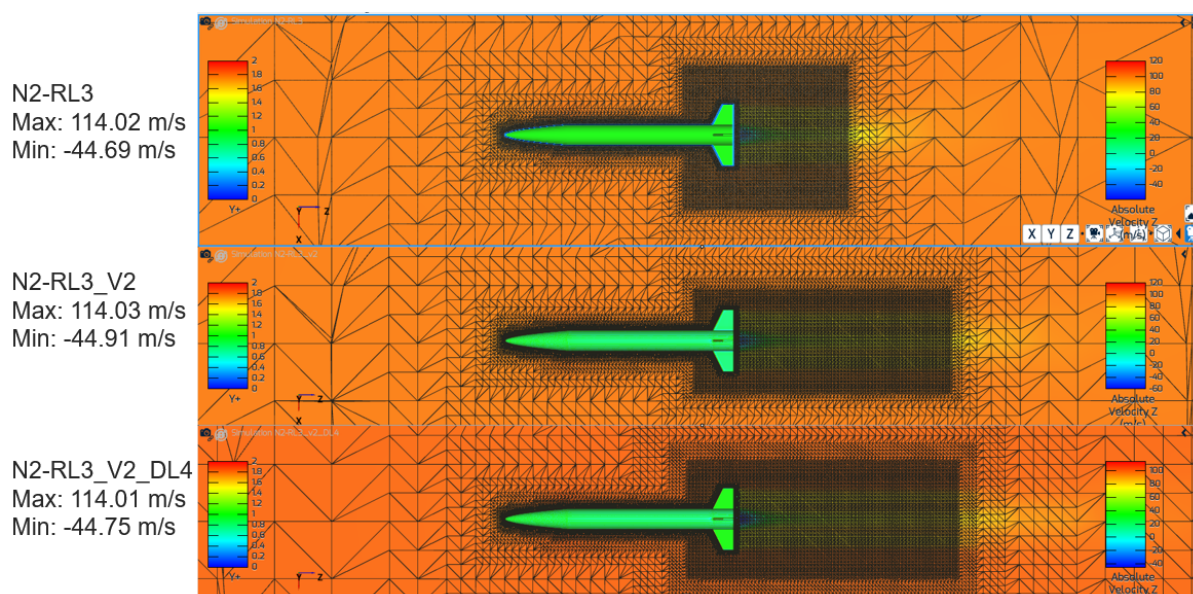
A variação do nível de difusão de 2 para 4 também produziu impacto mínimo nos resultados de arrasto:

- para RL3_v2: diferença de 0,29 % entre DL2 (6,94 N) e DL4 (6,96 N);
- para RL4_v2: diferença de 0,15 % entre DL2 (6,72 N) e DL4 (6,71 N).

Este resultado sugere que a transição entre regiões refinadas e não refinadas está adequadamente resolvida em ambos os casos. O nível de difusão 2, embora resulte em transição mais abrupta (2 camadas intermediárias versus 4 camadas), não introduz erros significativos quando os níveis de refinamento são apropriados (RL3 ou superior).

A convergência adequada de todas as configurações V2 (ao contrário dos problemas observados em RL1 e RL2) confirma que o fator crítico para a convergência é o nível absoluto de refinamento na região de interesse, e não a suavidade da transição controlada pelo nível de difusão.

Figura 18 – Velocidade absoluta no eixo Z - Comparação entre níveis de difusão



Fonte: do autor

5.3.2.3. Convergência E Iterações

Todas as configurações V2 atingiram convergência satisfatória em aproximadamente 150 a 200 iterações, similar às configurações V1. Não foram observadas diferenças significativas na taxa de convergência entre configurações DL2 e DL4, sugerindo que ambos os níveis de difusão proporcionam estabilidade numérica adequada para os níveis de refinamento utilizados.

5.3.3. Campos De Escoamento – Versão 2

5.3.3.1. Distribuição De Velocidade – RL3 Versão 2

A Tabela 13 apresenta os valores extremos de velocidade para as três configurações de RL3.

Tabela 13 – Valores extremos de velocidade – RL3 Versão 2.

Malha	$V_{\max}$ [m/s]	$V_{\min}$ [m/s]
N2-RL3 (V1)	114,02	-44,69
N2-RL3_v2 (DL2)	114,03	-44,91
N2-RL3_v2_DL4	114,01	-44,75

Fonte: do autor

Os valores de velocidade máxima convergiram para aproximadamente 114 m/s em todas as configurações, com variações inferiores a 0,02 % (completamente desprezíveis). Os valores de velocidade mínima (recirculação) também são muito próximos, com variações inferiores a 0,5 %, confirmando que nem a extensão do volume nem o nível de difusão afetam significativamente os campos de escoamento.

5.3.3.2. Distribuição De Velocidade – RL4 Versão 2

A Tabela 14 apresenta os valores extremos para as configurações de RL4.

Tabela 14 – Valores extremos de velocidade – RL4 Versão 2.

Malha	$V_{\max}$ [m/s]	$V_{\min}$ [m/s]
N2-RL4 (V1)	114,08	–38,93
N2-RL4_v2 (DL2)	114,09	–38,84
N2-RL4_v2_DL4	114,01	–38,91

Fonte: do autor

Novamente, observa-se convergência excelente entre as três configurações, com variações inferiores a 0,1 % em ambos os valores extremos.

5.3.3.3. Isolinhas De Velocidade – Comparação V2

A análise visual das isolinhas revelou:

- **Extensão do volume (V1 vs V2):** a extensão do volume resultou em isolinhas resolvidas em região mais extensa a jusante, mas a estrutura básica da esteira (forma, intensidade, comprimento de recirculação) permaneceu praticamente inalterada, confirmando que o volume V1 já era adequado;
- **Nível de difusão (DL2 vs DL4):** visualmente, as isolinhas DL4 apresentaram transições ligeiramente mais suaves na fronteira entre regiões refinadas e não refinadas, com maior número de níveis de velocidade intermediários. No entanto, no interior do volume refinado e nas regiões críticas (cone, aletas, base), as isolinhas foram virtualmente idênticas, confirmando que DL2 é suficiente para os propósitos deste estudo.

5.3.4. Análise Do Parâmetro y^+ – Versão 2

A Tabela 15 apresenta os valores máximos de y^+ para as configurações V2.

Todos os valores permaneceram confortavelmente abaixo de 5, confirmando que nem a extensão do volume, nem a variação do nível de difusão, nem o refinamento

Tabela 15 – Valores máximos de y^+ – Refinamento Versão 2.

Malha	$y_{\max}^+$
N2-RL3_v2 (DL2)	2,05
N2-RL3_v2_DL4	2,12
N2-RL4_v2 (DL2)	1,92
N2-RL4_v2_DL4	1,95

Fonte: do autor

adicional na esteira comprometeram a resolução da camada limite nas superfícies do foguete. Os valores são consistentes com todas as configurações anteriores, validando a robustez do dimensionamento das camadas prismáticas ($y_1 = 5,0 \times 10^{-6}$ m, 10 camadas, razão de crescimento 1,5).

5.3.5. Tempo De Simulação – Versão 2

A Tabela 16 apresenta os tempos computacionais das configurações V2.

Tabela 16 – Tempos de simulação – Refinamento Versão 2.

Malha	Células [mil]	Iterações	Tempo/iter. [s]	Tempo total
N2-RL3_v2 (DL2)	2.528	190	9,5	30 min 05 s
N2-RL3_v2_DL4	3.328	195	10,3	33 min 30 s
N2-RL4_v2 (DL2)	5.089	195	19,2	62 min 30 s
N2-RL4_v2_DL4	5.846	200	21,8	72 min 40 s

Fonte: do autor

Impacto da extensão do volume A extensão do volume resultou em acréscimo de aproximadamente 5 a 7 % no tempo total de simulação (comparando V1 com V2 DL2), proporcional ao aumento no número de células. Este acréscimo é relativamente pequeno e não altera significativamente a análise de custo-benefício.

Impacto do nível de difusão O aumento do nível de difusão de 2 para 4 resultou em acréscimo de aproximadamente 11 a 16 % no tempo total de simulação, também proporcional ao aumento no número de células (10 % a mais de células). Dado que o impacto na precisão foi desprezível (< 0,3 %), o custo adicional de DL4 não é justificado para este problema específico.

5.4. ANÁLISE COMPARATIVA INTEGRADA

5.4.1. Convergência Do Arrasto Em Função Do Número De Células

A Tabela 17 consolida os resultados de arrasto em função do número de células para todas as configurações convergidas.

Tabela 17 – Arrasto em função do número de células – Todas as configurações.

Malha	Células [milhões]	Arrasto [N]
N1	0,66	8,97
N2	2,05	7,61
N2-RL3 (V1)	2,46	6,98
N2-RL3_v2 (DL2)	2,53	6,94
N2-RL3_v2_DL4	3,33	6,96
N2-RL4 (V1)	4,76	6,71
N2-RL4_v2 (DL2)	5,09	6,72
N2-RL4_v2_DL4	5,85	6,71
N3	7,34	7,05

Fonte: do autor

A análise destes dados permite as seguintes observações:

1. **Convergência monotônica:** o arrasto decresce monotonicamente com o refinamento global ($N1 \rightarrow N2 \rightarrow N3$), confirmando comportamento assintótico adequado;
2. **Eficácia do refinamento localizado:** as configurações com refinamento localizado RL3 e RL4 convergem para valores inferiores ao da malha N2 base e próximos (ou até inferiores) ao da malha N3. Isto demonstra a eficácia da estratégia de refinamento localizado;
3. **Convergência dos valores:** os valores convergem para aproximadamente 6,7 a 7,0 N nas configurações mais refinadas. A diferença entre N2-RL4 (6,71 N) e o valor extrapolado por Richardson (6,658 N) é de apenas 0,78 %, indicando que esta configuração está muito próxima da solução assintótica;
4. **Insensibilidade a extensão e difusão:** os valores de arrasto em V2 (volume estendido) e DL4 (difusão maior) são virtualmente idênticos aos de V1 e DL2, respectivamente, confirmando que o volume original e o nível de difusão padrão são adequados.

5.4.2. Relação Custo-Benefício

Para uma análise quantitativa da relação custo-benefício, define-se a métrica de eficiência pela equação (28)

$$E = \frac{\text{Precisão}}{\text{Tempo de simulação}} = \frac{1/|D - D_{\text{ref}}|}{t_{\text{sim}}} \quad (28)$$

em que D é o arrasto obtido, D_{ref} é o valor de referência adotado ($D_{\text{ref}} = 6,658 \text{ N}$) e t_{sim} é o tempo de simulação, em minutos. Para fins de comparação entre as configurações, a eficiência relativa foi normalizada em relação à malha que apresentou o melhor compromisso entre precisão e custo computacional, ou seja, a configuração N2-RL4 (V1).

A Tabela 18 apresenta os resultados da análise de custo-benefício para as principais configurações avaliadas.

Tabela 18 – Análise de custo-benefício das configurações, com $D_{\text{ref}} = 6,658 \text{ N}$.

Malha	Arrasto [N]	Erro [%]	Tempo [min]	Efic. relativa
N1	8,97	34,7	7,5	0,18
N2	7,61	14,3	26	0,12
N2-RL3 (V1)	6,98	4,8	28,5	0,33
N2-RL4 (V1)	6,71	0,8	58,5	1,00
N2-RL3_v2 (DL2)	6,94	4,2	30,1	0,36
N2-RL4_v2 (DL2)	6,72	0,9	62,5	0,79
N2-RL3_v2_DL4	6,96	4,5	33,5	0,30
N2-RL4_v2_DL4	6,71	0,8	72,7	0,81
N3	7,05	5,9	104	0,07

Fonte: do autor

Nota: a eficiência relativa foi normalizada em relação à configuração N2-RL4 (V1), que apresentou o melhor equilíbrio entre precisão e tempo de simulação.

Observações principais:

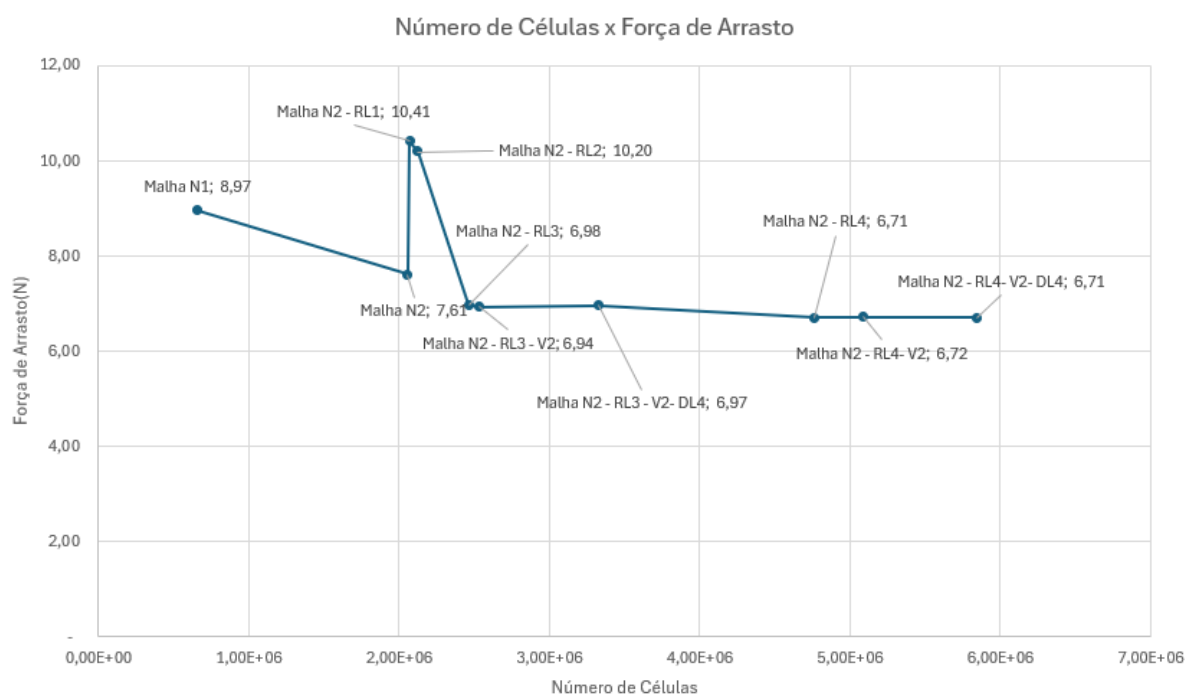
- **Configuração ótima:** N2-RL4 (V1) oferece a melhor relação custo-benefício, com erro de apenas 0,8 % em relação ao valor de referência e tempo de simulação 44 % inferior ao de N3;
- **Alternativa eficiente:** N2-RL3 (V1) mostrou-se uma opção competitiva para análises preliminares, com erro de 4,8 % e tempo de simulação de apenas 28,5 min. Embora sua eficiência relativa (0,33) seja inferior à da configuração ótima — uma vez que a métrica adotada penaliza fortemente o erro, cerca de seis vezes maior que o de N2-RL4 —, seu reduzido custo computacional a torna atrativa quando a precisão exigida é moderada;

- **Ineficiência das variantes V2 e DL4:** as configurações com volume estendido e/ou difusão 4 apresentam eficiência inferior às correspondentes V1 DL2, devido ao aumento de custo computacional sem melhoria significativa de precisão;
- **Ineficiência de N3:** a malha global N3, apesar de fornecer boa precisão (erro de 5,9 %), apresenta a menor eficiência da análise (0,07) devido ao custo computacional elevado. A estratégia de refinamento localizado é claramente superior;
- **Tendência geral:** os resultados indicam que, para este problema, o refinamento localizado na região de maior interesse é mais vantajoso do que o refinamento global da malha, pois alcança precisão semelhante com custo computacional significativamente menor.

5.4.3. Gráfico De Arrasto Versus Número De Células

Uma representação gráfica do arrasto em função do número de células ilustra claramente a tendência de convergência. Observa-se que:

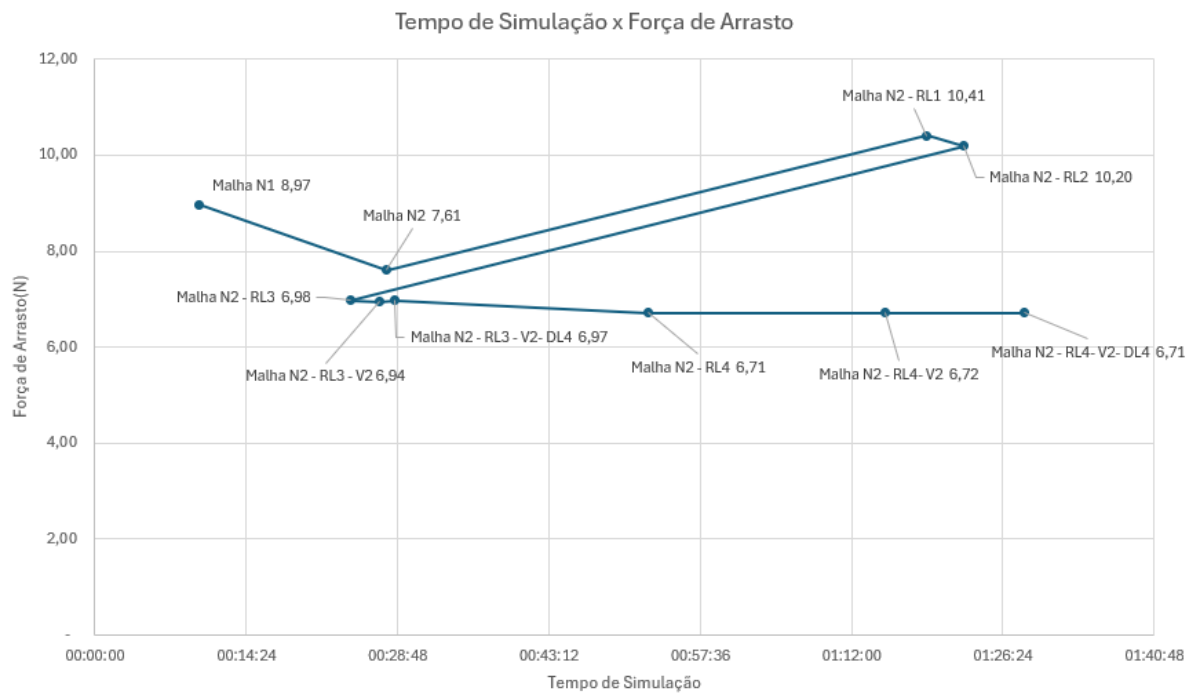
- o arrasto decresce monotonicamente com o refinamento das malhas globais (N1 $\rightarrow$ N2 $\rightarrow$ N3);
- a taxa de variação diminui progressivamente, indicando aproximação da solução assintótica;
- as malhas com refinamento localizado (N2-RL3 e N2-RL4) situam-se próximas à curva de convergência das malhas globais, mas com número significativamente menor de células, confirmando sua eficácia;
- as variantes V2 e DL4 situam-se praticamente sobre os mesmos pontos de V1 e DL2, respectivamente, reforçando que não agregam valor significativo.

Figura 19 – Número de células versus arrasto

Fonte: do autor

5.4.4. Gráfico De Arrasto Versus Tempo De Simulação

O gráfico de arrasto versus tempo de simulação permite avaliar o compromisso entre precisão e custo temporal. A configuração N2-RL4 (V1) destaca-se claramente como ponto de equilíbrio ótimo, situando-se na "fronteira de Pareto" da relação precisão-custo. Configurações à direita de N2-RL4 (maior tempo) não oferecem melhoria proporcional de precisão, enquanto configurações à esquerda (menor tempo) apresentam erro substancialmente maior.

Figura 20 – Tempo de simulação versus arrasto

Fonte: do autor

5.4.5. Coeficiente De Arrasto E Comparação Com Referências

O coeficiente de arrasto foi calculado rearranjando a Equação (1) para a forma da Equação (29), utilizando o valor de arrasto mais preciso obtido (N2-RL4):

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 A_{\text{ref}}}. \quad (29)$$

Adotou-se como área de referência a área frontal do corpo do foguete, isto é, a seção transversal do tubo de diâmetro máximo $D_{\text{max}} = 0,05 \text{ m}$, conforme a Equação (30):

$$A_{\text{ref}} = \frac{\pi D_{\text{max}}^2}{4} = \frac{\pi (0,05)^2}{4} \approx 1,963 \times 10^{-3} \text{ m}^2. \quad (30)$$

Essa é a convenção usual na aerodinâmica de foguetes, em que o coeficiente de arrasto é referenciado à área frontal do corpo, sem a inclusão da área em planta das aletas. Com esse valor, obtém-se o resultado da Equação (31):

$$C_D \approx \frac{6,71}{0,5 \times 1,225 \times 100^2 \times 1,963 \times 10^{-3}} \approx 0,558. \quad (31)$$

O valor encontra-se na ordem de grandeza esperada para foguetes esbeltos com

aletas em regime subsônico, ainda que uma validação quantitativa rigorosa dependa de comparação com dados experimentais, conforme apontado nas limitações deste trabalho. A estimativa preliminar do *OpenRocket* para este foguete foi de $C_D \approx 0,471$; referenciando ambos os coeficientes à mesma área frontal do corpo, a diferença percentual é de aproximadamente 18,5 %, com o CFD prevendo um arrasto superior ao estimado pela ferramenta de baixa fidelidade. Cabe ressaltar que a comparação direta de coeficientes de arrasto só é significativa quando ambos adotam a mesma área de referência; por isso, optou-se aqui por uniformizar o referencial na área frontal do corpo.

6. CONCLUSÕES

O estudo de convergência demonstrou comportamento monotônico adequado, com redução progressiva do erro numérico à medida que a malha foi refinada. Os resultados indicam que a malha N3 já fornece uma aproximação satisfatória da solução assintótica para este problema, embora ainda com custo computacional elevado.

A comparação entre as malhas globais mostrou que o arrasto evoluiu de 8,97 N em N1 para 7,61 N em N2 e 7,05 N em N3, evidenciando tendência consistente de convergência com o refinamento. Esse comportamento reforça a confiabilidade da discretização adotada e a adequação da estratégia de refinamento progressivo.

A estratégia de refinamento volumétrico na esteira mostrou-se altamente eficaz. As configurações N2-RL3 e N2-RL4 atingiram precisão comparável ou superior à malha global N3, com reduções de custo computacional de 73 % e 44 %, respectivamente, em termos de tempo de simulação.

Esse resultado valida o princípio físico subjacente: para a predição de forças e momentos globais em escoamentos subsônicos, não é necessário refinar uniformemente todo o domínio. A resolução adequada de regiões críticas, como as superfícies do corpo e a esteira próxima, é suficiente para capturar os fenômenos físicos dominantes.

A extensão do volume de refinamento de 0,25 m para 0,50 m a jusante e o aumento do nível de difusão de 2 para 4 produziram impactos desprezíveis nos resultados, com variações inferiores a 0,5 % no arrasto, apesar do aumento de custo computacional entre 10 % e 24 %.

Esse resultado sugere que o volume original V1 já era adequado para capturar os fenômenos relevantes na esteira, que o nível de difusão 2 é suficiente para os níveis de refinamento utilizados e que refinamentos adicionais nesses parâmetros não se justificam para este problema específico. Para aplicações práticas, recomenda-se utilizar a configuração V1 com DL2 como padrão.

Os problemas de convergência observados em RL1 e RL2, contrastando com a convergência adequada de RL3 e RL4, demonstram que existe um nível mínimo de refinamento necessário para capturar adequadamente a física da esteira turbulenta.

Esse nível mínimo está relacionado às escalas características das estruturas turbulentas presentes no escoamento. Refinamentos intermediários podem situar-se em uma faixa em que a malha ainda não representa adequadamente as estruturas dominantes, o que compromete a estabilidade numérica e a qualidade da solução. Para aplicações futuras, recomenda-se iniciar diretamente com refinamento RL3 ou superior na esteira.

A verificação consistente de $y^+ < 5$ em todas as malhas globais e com refinamento

localizado validou o dimensionamento das camadas prismáticas e a escolha do modelo de turbulência $k-\omega$ SST.

Esse resultado confirma que o arrasto viscoso foi adequadamente capturado em todas as simulações convergidas, e que as diferenças de arrasto entre configurações devem-se predominantemente à captura diferenciada do arrasto de pressão, especialmente do arrasto de base, e não a artefatos de resolução inadequada da camada limite.

Os campos de velocidade e pressão capturaram os fenômenos esperados para o escoamento subsônico em torno do corpo alongado: aceleração no cone de nariz com pico de velocidade de aproximadamente 115 m/s, desenvolvimento de camada limite turbulenta ao longo do corpo cilíndrico, separação do escoamento na base, formação de região de recirculação na esteira com velocidades negativas de até cerca de 60 m/s e recuperação gradual de pressão na esteira.

A coerência física dos campos obtidos, a convergência monotônica dos resultados com o refinamento e a concordância do coeficiente de arrasto com valores de referência conferem credibilidade aos resultados numéricos obtidos.

A comparação entre os resultados obtidos no *OpenRocket* e no CFD evidencia o papel complementar dessas duas ferramentas no processo de projeto. O *OpenRocket* forneceu uma estimativa preliminar rápida e útil para a definição inicial da geometria, da estabilidade e da trajetória, com coeficiente de arrasto global da ordem de $C_D \approx 0,471$. Já o CFD, ao resolver com maior fidelidade os efeitos viscosos, a separação na base e a estrutura da esteira, previu um valor mais elevado, em torno de $C_D \approx 0,558$ (ambos referenciados à mesma área frontal do corpo), mostrando que a abordagem de baixa fidelidade tende a subestimar o arrasto global em configurações como a analisada. A diferença percentual entre as duas estimativas é de aproximadamente 18,5 %.

Essa diferença não invalida o uso do *OpenRocket*; ao contrário, confirma sua utilidade como ferramenta de pré-dimensionamento e exploração inicial do projeto. Entretanto, os resultados demonstram que, para estimativas mais realistas de desempenho e apogeu, especialmente em foguetes com contribuição relevante de arrasto de base, a correção fornecida pelo CFD é fundamental.

Dois fatores de origem física contribuem para explicar essa diferença de forma qualitativa. O primeiro diz respeito ao modelo geométrico adotado no CFD: o foguete foi simulado com base plana e sem a geometria do bocal do motor, o que tende a ampliar a zona de recirculação na esteira e, conseqüentemente, o arrasto de base. Em um foguete real, a presença do bocal e, sobretudo, do jato propulsivo durante a fase motorizada alteram significativamente o escoamento nessa região — fenômeno denominado *base bleed* —, reduzindo a pressão negativa na base e, portanto, o arrasto de base efetivo. O segundo fator é que o *OpenRocket* calcula os coeficientes aerodinâmicos em regime de voo livre, porém o valor de C_D reportado é obtido durante a

simulação completa de trajetória, na qual o motor está em operação. A presença do empuxo altera a velocidade instantânea do veículo e, por meio do efeito de jato na base, pode modificar também os próprios coeficientes aerodinâmicos estimados pelo modelo semiempírico. Assim, a comparação direta de C_D entre as duas ferramentas deve ser entendida como indicativa da ordem de grandeza da discrepância, e não como uma verificação rigorosa de um único ponto operacional idêntico.

Do ponto de vista metodológico, o *OpenRocket* se mostrou adequado para orientar as etapas iniciais do projeto, enquanto o CFD foi indispensável para refinar a previsão aerodinâmica e quantificar com maior confiança o arrasto efetivo do veículo. Assim, a combinação entre ambos consolidou um fluxo de trabalho eficiente, em que o modelo semiempírico acelera a fase preliminar e o CFD aprimora a precisão nas fases de validação e decisão de projeto.

Com base nos resultados obtidos, as seguintes recomendações podem ser feitas para análises futuras de foguetes de configuração similar:

1. **Para análises preliminares e exploração de geometria:** Utilizar malha N2 ou N2-RL3, que oferecem tempo de simulação reduzido, em torno de 26 a 29 minutos, com precisão moderada;
2. **Para análises de projeto detalhado:** Utilizar N2-RL4 com V1 e DL2, que oferece excelente equilíbrio entre precisão e custo computacional;
3. **Para análises de altíssima precisão:** Utilizar N3 ou refinar ainda mais a malha, aceitando o custo computacional elevado;
4. **Volume de refinamento:** Utilizar extensão a jusante de 1,5 a 2 diâmetros, suficiente para capturar a esteira relevante;
5. **Nível de refinamento na esteira:** Iniciar diretamente com RL3 ou superior, evitando RL1 e RL2, que podem apresentar problemas de convergência;
6. **Nível de difusão:** Utilizar DL2, que se mostrou suficiente para os níveis de refinamento adequados;
7. **Camadas prismáticas:** Manter a configuração utilizada, com $y_1 = 5,0 \times 10^{-6}$ m, 10 camadas e razão 1,5, que garantiu $y^+ < 5$.

As seguintes limitações devem ser consideradas na interpretação dos resultados:

- **Regime estacionário:** As simulações assumiram regime permanente, não capturando fenômenos transientes como desprendimento periódico de vórtices na esteira. Simulações URANS ou LES seriam necessárias para análise detalhada da dinâmica temporal;

- **Ângulo de ataque nulo:** Apenas a condição de voo alinhado ($\alpha = 0^\circ$) foi analisada. Simulações em múltiplos ângulos de ataque permitiriam construir curvas de coeficientes aerodinâmicos e estudar estabilidade estática e dinâmica;
- **Ausência de validação experimental:** Embora os resultados sejam fisicamente coerentes e o coeficiente de arrasto seja consistente com referências, validação experimental aumentaria significativamente a confiança nas previsões quantitativas;
- **Efeitos de compressibilidade:** O regime de voo considerado é subsônico, mas foguetes reais atravessam diferentes regimes de velocidade, inclusive transônico e supersônico, nos quais efeitos de compressibilidade se tornam relevantes;
- **Efeitos de motor foguete:** As simulações não consideraram o jato do motor foguete, que pode alterar significativamente o escoamento na base e o arrasto de base.

6.1. CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO

Os resultados apresentados demonstram que a metodologia CFD desenvolvida é capaz de prever com confiança as características aerodinâmicas do foguete projetado para o LASC 2024. A estratégia de refinamento localizado mostrou-se particularmente valiosa, otimizando recursos computacionais sem comprometer a qualidade dos resultados.

A configuração N2-RL4 com V1 e DL2 emergiu como a escolha mais equilibrada, combinando boa precisão com custo computacional significativamente inferior ao da malha global N3. Os campos de escoamento obtidos são fisicamente consistentes, e a força de arrasto predito, em torno de 6,71 N na configuração mais refinada, é compatível com a tendência de convergência observada e com valores de referência para foguetes de geometria similar.

Esses resultados fornecem subsídios sólidos para as etapas subsequentes do projeto, incluindo análise de trajetória com estimativa mais precisa de arrasto, dimensionamento do sistema propulsivo e previsão refinada de apogeu. O workflow de simulação estabelecido, envolvendo modelagem no *OpenRocket*, CAD no SolidWorks e CFD no *Fidelity*® com refinamento localizado, mostrou-se robusto e eficiente, podendo servir de referência para análises futuras de foguetes e veículos similares.

7. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Os resultados obtidos neste trabalho demonstraram a viabilidade e a utilidade do uso do Cadence Fidelity™ como ferramenta de alta fidelidade para a análise aerodinâmica de foguetes de competição estudantil, bem como a importância de um procedimento rigoroso de geração de malha, verificação numérica e comparação com modelos de menor ordem. Ainda assim, diversas extensões naturais podem ser exploradas para ampliar o escopo da metodologia, aproximá-la de cenários de voo mais realistas e integrá-la a fluxos de projeto e otimização multidisciplinar. Nesta seção são propostas linhas de pesquisa futuras que se mostram particularmente promissoras.

7.1. OTIMIZAÇÃO GEOMÉTRICA DE ALETAS

Uma primeira extensão consiste em utilizar a infraestrutura de malha e CFD já estabelecida para conduzir estudos sistemáticos de otimização de aletas, variando parâmetros como número de aletas, formato do plano (retangular, trapezoidal, *clipped-delta*, triangular), corda na raiz, corda na ponta, envergadura, espessura e ângulo de enflechamento (Pektas et al., 2019). Com base na literatura, sabe-se que essas variáveis influenciam de forma significativa tanto o apogeu quanto a margem de estabilidade (Ajuwon, 2020; Niskanen, 2009), de modo que uma investigação paramétrica em CFD permitiria:

- quantificar a sensibilidade do coeficiente de arrasto e da posição do centro de pressão às variações de geometria de aletas;
- identificar configurações que maximizem apogeu ou minimizem arrasto, mantendo margens de estabilidade adequadas;
- comparar diretamente resultados CFD com modelos semiempíricos usados pelo *OpenRocket*, refinando correlações de projeto preliminar.

Como passo adicional, esses estudos poderiam ser acoplados a técnicas de planejamento de experimentos e metamodelagem (por exemplo, superfícies de resposta), de forma a reduzir o número de simulações necessárias e viabilizar algoritmos de otimização multiobjetivo.

7.2. VARIAÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE E ESTABILIDADE

Outra linha de trabalho relevante consiste em expandir as simulações para condições de voo com ângulo de ataque distinto de zero, avaliando forças laterais, momentos de guinada e derivadas aerodinâmicas associadas (Barrowman, 1967; Anderson,

2011). A partir de simulações em uma malha de pontos de ângulo de ataque e número de Mach, poderiam ser obtidas:

- curvas de coeficiente de sustentação, arrasto e momento em função do ângulo de ataque;
- derivadas aerodinâmicas necessárias para modelos de seis graus de liberdade (6-DOF);
- estimativas mais realistas de margens de estabilidade estática e dinâmica em presença de perturbações.

Esses dados poderiam alimentar simuladores de voo mais sofisticados, integrando aerodinâmica de alta fidelidade com modelos de massa, propulsão e atmosfera (Niskanen, 2009; Galletly; Verstraete, 2025).

7.3. SIMULAÇÕES TRANSIENTES E ESCOAMENTOS NÃO ESTACIONÁRIOS

O presente trabalho concentrou-se em simulações estacionárias (*steady RANS*). Como desenvolvimento futuro, seria interessante investigar escoamentos não estacionários por meio de simulações transientes, seja com RANS instacionário, seja com abordagens híbridas RANS–LES, em especial na região de esteira e em regimes próximos à separação (Aytaç; Aktaş, 2020; Moin; Mahesh, 1998). Essa abordagem permitiria:

- caracterizar flutuações de força e momento ao longo do tempo, relevantes para avaliação de conforto dinâmico, fadiga estruturais e risco de *buffeting*;
- analisar a dinâmica de vórtices de ponta de aleta e sua influência no arrasto induzido;
- estudar possíveis fenômenos de acoplamento fluido–estrutura simples, como excitação de modos baixos de flexão do foguete.

Embora simulações transientes impliquem custo computacional substancialmente maior, a infraestrutura de malha, domínio e modelos de turbulência já estabelecida neste trabalho fornece um ponto de partida consistente para tais estudos.

7.4. INCLUSÃO DA GEOMETRIA INTERNA DOS MOTORES E DA PLUMA DE EXAUSTÃO

Outra extensão natural envolve a inclusão explícita da geometria do motor no modelo CFD, considerando câmaras, gargantas e bocais, de forma a estudar não apenas o escoamento externo, mas também a interação com a pluma de exaustão na base do foguete (Li *et al.*, 2025). Essa abordagem permitiria:

- avaliar o impacto da pluma na distribuição de pressão na região de base e, consequentemente, no arrasto de base;
- investigar possíveis efeitos de recirculação quente sobre as aletas e a estrutura traseira;
- quantificar a influência de diferentes configurações de bocal (por exemplo, razão de expansão) no campo de escoamento externo próximo à base.

Em um primeiro momento, o escoamento interno poderia ser modelado com condições de contorno simplificadas (por exemplo, perfil de velocidade ou pressão prescrita na garganta), evoluindo posteriormente para acoplamentos mais sofisticados com modelos unidimensionais de câmara de combustão.

7.5. MODELAGEM DA QUEIMA DE PROPELENTE E ACOPLAMENTO COM A TRAJETÓRIA

Uma vez incorporada a geometria interna dos motores, trabalhos futuros poderiam avançar para a modelagem acoplada da queima de propelente, incluindo a variação temporal de massa, empuxo e condições de entrada no bocal ao longo da queima (Galletly; Verstraete, 2025; Zulkifli et al., 2026). Nesse contexto, estudos CFD poderiam ser integrados a:

- modelos de regressão de propelente (para motores sólidos ou híbridos), que forneçam a evolução temporal da taxa de queima;
- simulações de trajetória 6-DOF, que utilizem coeficientes aerodinâmicos dependentes do número de Mach, ângulo de ataque e altitude;
- algoritmos de otimização que busquem perfis de empuxo (em magnitude e tempo de queima) que maximizem o apogeu ou minimizem cargas estruturais.

Tal integração aproximaria o fluxo de trabalho da equipe do estado da arte em otimização de lançadores suborbitais, em que laços fechados entre aerodinâmica de alta fidelidade, dinâmica de voo e propulsão têm se mostrado particularmente eficazes (Galletly; Verstraete, 2025; Zulkifli et al., 2026).

7.6. CONSIDERAÇÃO DE EFEITOS TÉRMICOS E TRANSFERÊNCIA DE CALOR

Por fim, uma linha de pesquisa importante consiste em incluir explicitamente efeitos térmicos nas simulações, seja pelo acoplamento conjugado fluido–sólido (*conjugate heat transfer*), seja pela modelagem de fluxos de calor convectivos e radiativos sobre superfícies críticas do foguete (Schlichting; Gersten, 2017; Hirsch, 2007). Entre os temas a serem explorados, destacam-se:

- estimativa de fluxos de calor em regiões expostas à pluma de exaustão e avaliação da necessidade de proteção térmica local;
- análise da influência da temperatura de parede sobre propriedades do escoamento, especialmente em regimes de número de Mach mais elevados;
- estudo de possíveis variações de propriedades mecânicas de materiais estruturais em função da temperatura, a partir de campos térmicos obtidos via CFD.

Essa abordagem permitiria aproximar a modelagem numérica de cenários de voo em que limitações térmicas passam a ser relevantes, contribuindo para projetos mais robustos e para a seleção adequada de materiais e sistemas de proteção.

7.7. SÍNTESE DAS PERSPECTIVAS

Em conjunto, as sugestões apresentadas apontam para a evolução do presente trabalho em duas direções principais. A primeira é o aumento da fidelidade física das simulações, incorporando fenômenos não estacionários, efeitos da pluma e acoplamento térmico. A segunda é a integração da aerodinâmica CFD com ferramentas de projeto e otimização de foguetes, articulando resultados de alta fidelidade com modelos semiempíricos, simulações de voo e algoritmos de busca de soluções ótimas. O desenvolvimento dessas linhas de pesquisa contribuirá não apenas para o aprimoramento técnico da equipe Cefast Aerospace, mas também para a consolidação de um ambiente de projeto de foguetes alinhado às práticas contemporâneas da engenharia aeroespacial.

8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AJUWON, M. *et al.* Optimization design of rocket nosecone for achieving desired apogee by empirical research and simulation-based comparison. In: ANNUAL WORLD CONFERENCE OF THE SOCIETY FOR INDUSTRIAL AND SYSTEMS ENGINEERING (SISE), 9., 2020, Virtual. *Proceedings [...]*. [S.l.], 2020. p. 17–18.

ANDERSON, John D. *Computational fluid dynamics: the basics with applications*. New York: McGraw-Hill, 1995.

ANDERSON, John D. *Modern compressible flow: with historical perspective*. 3. ed. New York: McGraw-Hill, 2003.

ANDERSON, John D. *Fundamentals of aerodynamics*. 5. ed. New York: McGraw-Hill, 2011.

AYTAÇ, Zeynep; AKTAŞ, Fatih. Utilization of CFD for the aerodynamic analysis of a subsonic rocket. *Politeknik Dergisi*, v. 23, n. 3, p. 879–887, 2020.

BARROWMAN, James S.; BARROWMAN, Judith A. *The theoretical prediction of the center of pressure*. Washington: NASA, 1966. (NARAM-8 R&D Project). Disponível em: https://www.apogeerockets.com/downloads/barrowman_report.pdf. Acesso em: 04 de Fevereiro de 2025

BARROWMAN, James S. *Stability of a model rocket in flight*. Phoenix: Centuri Engineering Company, 1968. (Technical Information Report, TIR-30). Disponível em: https://www.nakka-rocketry.net/rocket/TIR-30_Rocket.Stability.Flight.pdf. Acesso em: 04 de Fevereiro de 2025

BARROWMAN, James S. *Calculating the center of pressure of a model rocket*. Phoenix: Centuri Engineering Company, [197-?]. (Technical Information Report, TIR-33). Disponível em: <http://ftp.demec.ufpr.br/foguete/bibliografia/TIR-33\%20Calculating\%20the\%20Center\%20of\%20Pressure\%20of\%20a\%20Model\%20Rocket.pdf>. Acesso em: 05 de Fevereiro de 2025

BARROWMAN, James S. *The practical calculation of the aerodynamic characteristics of slender finned vehicles*. Huntsville: NASA, 1970.

BYKERK, Tamas. A standard model for the investigation of aerodynamic and aerothermal loads on a re-usable launch vehicle. 2023. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/372345523>. Acesso em: 19 de Maio de 2026

CADENCE DESIGN SYSTEMS. *Fidelity CFD best practices*. Product Version 2025.2.

San Jose: Cadence Design Systems, 2026a.

CADENCE DESIGN SYSTEMS. *Fidelity CFD domain creation*. Product Version 2025.2. San Jose: Cadence Design Systems, 2026b.

CADENCE DESIGN SYSTEMS. *Fidelity CFD getting started*. Product Version 2025.2. San Jose: Cadence Design Systems, 2026c.

CADENCE DESIGN SYSTEMS. *Fidelity CFD results analysis*. Product Version 2025.2. San Jose: Cadence Design Systems, 2026d.

CADENCE DESIGN SYSTEMS. *Fidelity CFD simulation setup*. Product Version 2025.2. San Jose: Cadence Design Systems, 2026e.

CAO, Runduo; ZHANG, Xiaobing. Multi-objective optimization of the aerodynamic shape of a long-range guided rocket. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, v. 57, n. 4, p. 1779–1792, 2018.

ÇENGEL, Yunus A.; CIMBALA, John M. *Mecânica dos fluidos: fundamentos e aplicações*. 3. ed. Porto Alegre: AMGH, 2015.

CLARY, David A. *Rocket man: Robert H. Goddard and the birth of the space age*. New York: Hachette, 2003.

DELLA MONICA, Massimo; BERNARDINI, Matteo. Strategies for CFD investigation and optimization of the external aerodynamics of a sounding rocket. *Aerotecnica Missili & Spazio*, v. 105, n. 4, p. 449–469, 2026.

FOX, Robert W. *et al. Introdução à mecânica dos fluidos*. 8. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2014.

GALLETLY, Mitchell; VERSTRAETE, Dries. Design optimisation and comparison of propulsion systems for sounding rockets. *Acta Astronautica*, 2025. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.06.036>.

GALLETLY, Mitchell; GIAN, William; MOUHAICHE, Said; VERSTRAETE, Dries. Ironbark: trajectory and aerodynamic simulator for high-power student rockets. *Aerospace Science and Technology*, v. 173, 2026. Art. 111758. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2026.111758>.

HARFORD, James. *Korolev: how one man masterminded the Soviet drive to beat America to the Moon*. New York: John Wiley & Sons, 1999.

HESS, John L.; SMITH, A. M. O. Calculation of potential flow about arbitrary bodies. *Progress in Aerospace Sciences*, v. 8, p. 1–138, 1967. DOI: [https://doi.org/10.1016/0376-0421\(67\)90003-6](https://doi.org/10.1016/0376-0421(67)90003-6).

HIRSCH, Charles. *Numerical computation of internal and external flows: the*

fundamentals of computational fluid dynamics. 2. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2007.

JAYARAM, Sanjay *et al.* Project-based introduction to aerospace engineering course: a model rocket. *Acta Astronautica*, v. 66, n. 9, p. 1525–1533, 2010.

JIANG, Ye *et al.* Rapid optimization of rocket projectile tailfins based on multi-fidelity neural networks with transfer learning. *Computers & Structures*, v. 315, 2025.

KIERULF, Bjorn. Critical review of sounding rocket flight data and computational fluid dynamics efforts. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES (ICAS), 33., 2022, Stockholm. *Proceedings [...]*. Stockholm: ICAS, 2022. Paper ICAS2022_0414. Disponível em: https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2022/data/papers/ICAS2022_0414_paper.pdf. Acesso em: 28 de abril de 2026

KOOMPHATI, Chatrat. Estimating the pitch damping coefficient of a fin stabilized rocket using particle based CFD. In: ASIAN CONFERENCE ON DEFENCE TECHNOLOGY (ACDT), 3., 2017, Phuket. *Proceedings [...]*. Phuket: IEEE, 2017. p. 141–144. DOI: <https://doi.org/10.1109/ACDT.2017.7886174>.

LATIN AMERICAN SPACE CHALLENGE. *2024 LASC Rocket Challenge Standards Manual: edition 6, revision 1*. [S. l.]: LASC, 19 maio 2024. 1 arquivo PDF. Disponível no arquivo digital do autor.

LAUNIUS, Roger D. *The Smithsonian History of Space Exploration: from the ancient world to the extraterrestrial future*. Washington, DC: Smithsonian Books, 2018. 400 p

LEAL, Filipe Henriques. *Estudo numérico de cargas aerodinâmicas em foguete*. 2017. 73 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Aeroespacial) – Universidade de Brasília, Brasília, 2017.

LI, Haojun *et al.* Aerodynamic mechanism and aeroacoustic analysis of rocket sled with winged payload. *Chinese Journal of Aeronautics*, v. 38, n. 9, 2025.

MALISKA, Clóvis Raimundo. *Transferência de calor e mecânica dos fluidos computacional*. 2. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2004.

MENTER, Florian R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, v. 32, n. 8, p. 1598–1605, 1994.

MENTER, Florian R. *et al.* The SST turbulence model with improved wall treatment for heat transfer predictions in gas turbines. In: INTERNATIONAL GAS TURBINE CONGRESS, 2003, Tokyo. *Proceedings [...]*. Tokyo, 2003.

MILLER, S. A. E. *The three pillars of rocketry culminating in human spaceflight*. 3 nov. 2024. Disponível em: <https://saemiller.com/2024/11/03/>

the-three-pillars-of-rocketry-culminating-in-human-spaceflight/. Acesso em: 27 out. 2025.

MILLIGAN, Tim Van. What is the best fin shape for a model rocket? *Peak of Flight*, n. 442, p. 1–6, 2 maio 2017. Disponível em:

<https://apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter442.pdf>. Acesso em: 05 de Fevereiro de 2025

MOIN, Parviz; MAHESH, Krishnan. Direct numerical simulation: a tool in turbulence research. *Annual Review of Fluid Mechanics*, v. 30, p. 539–578, 1998.

MONTES, Pedro Lacerda; MENDES, Rafael Castilho Faria. *Estudo aerodinâmico de um minifoguete experimental*. 2023. 51 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Aeroespacial) – Universidade de Brasília, Brasília, 2023.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). *Transonic Symposium: Theory, Application, and Testing*. Hampton: NASA Langley Research Center, 1989/1991. (NASA Conference Publication, CP-3020).

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). *Brief history of rockets*. Disponível em:

https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html. Acesso em: 26 out. 2025.

NASA GLENN RESEARCH CENTER. *Guide to rockets*. [S.l.]: NASA, [s.d.].

Disponível em: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/guide-to-rockets/>.

Acesso em: 04 de Fevereiro de 2025

NASCIMENTO JÚNIOR, Domingos Sávio Pinheiro do *et al.* Development of a model rocket trajectory simulation tool with Python. *Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada*, v. 9, n. 2, 2022.

NISKANEN, Sampo. *Development of an open source model rocket simulation software*. 2009. Dissertação (Mestrado) – Helsinki University of Technology, Helsinki, 2009.

OKNINSKI, Adam *et al.* Development of the Polish small sounding rocket program. *Acta Astronautica*, v. 108, p. 46–56, 2015.

PEKTAS, A. *et al.* Effects of different fin shapes on apogee and stability of model rockets. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON RECENT ADVANCES IN SPACE TECHNOLOGIES (RAST), 9., 2019, Istanbul. *Proceedings [...]*. Istanbul: IEEE, 2019. p. 193–199. DOI: <https://doi.org/10.1109/RAST.2019.8767439>

POPE, Stephen B. *Turbulent flows*. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.

POSTA, Alexandra *et al.* Improved attitude stabilisation system augmented sounding rocket design, integration, verification, launch. *IFAC-PapersOnLine*, v. 58, n. 16, p. 175–180, 2024.

QUELUZ, Tobias Pinheiro. *Cálculo e validação do coeficiente de arrasto de corpo de revolução em escoamento compressível*. 2016. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2016.

RANA, Urvi Prakash *et al.* Development of model rocket simulation on OpenRocket. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON EDGE COMPUTING AND APPLICATIONS (ICECAA), 2., 2023. *Proceedings [...]*. ?? , 2023. p. 435–441.

REZENDE, André Luiz Tenório *et al.* Análise balística e aerodinâmica de um foguete de 70 mm utilizando CFD. In: CONGRESSO TÉCNICO CIENTÍFICO DA ENGENHARIA E DA AGRONOMIA (CONTECC), 2025. *Anais [...]*. [S.l.], 2025.

Disponível em: https://www.confea.org.br/midias/uploads-imce/CONTECC2025/MEC/AN%C3%81LISE_BAL%C3%8DSTICA_E_AERODIN%C3%82MICA_DE_UM_FOGUETE_DE_70_mm_UTILIZANDO_CFD.pdf.

Acesso em: 12 de Maio de 2026

ROACHE, Patrick J. Perspective: a method for uniform reporting of grid refinement studies. *Journal of Fluids Engineering*, v. 116, n. 3, p. 405–413, set. 1994. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.2910291>.

ROHMAN, Taufiqur; RIYADL, Ahmad. Aerodynamic study of trapezoidal and rectangular fins using semi-empirical and numerical methods. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON AEROSPACE ELECTRONICS AND REMOTE SENSING TECHNOLOGY (ICARES), 2024, Yogyakarta. *Proceedings [...]*.

Yogyakarta: IEEE, 2024. p. 1–6. DOI:

<https://doi.org/10.1109/ICARES64249.2024.10767919>.

ROSA, Phillipe M.; BERTOLDO, Guilherme; MARCHI, Carlos M. Otimização do perfil de nariz de foguete em relação ao arrasto aerodinâmico. In: CONGRESSO NACIONAL DE MATEMÁTICA APLICADA E COMPUTACIONAL (CNMAC), 41., 2022. *Anais [...]*. ?? , 2022.

SAHBON, Nezar *et al.* A CFD study of the aerodynamic characteristics of Twardowsky and FOK rockets. *Transactions on Aerospace Research*, v. 2022, n. 1, p. 35–58, 2022.

SALEHI PANIAGUA, K.; GARCÍA-FOGEDA NÚÑEZ, P.; ARÉVALO LOZANO, F. A cost-efficient method to determine the dynamic stability of a missile/rocket

configuration with grid fins. *Aerospace Science and Technology*, v. 159, 2025.

SCHLICHTA, Eduardo Schuerts. *Análise experimental de um foguete para apogeu de 500 metros*. 2025. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Aeroespacial) – Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2025. Orientador: Marcos Alves Rabelo. Disponível em:

<https://repositorio.ufsc.br/bitstream/handle/123456789/266648/TCC.pdf>.

Acesso em: 14 de Março de 2026

SCHLICHTING, Hermann; GERSTEN, Klaus. *Boundary-layer theory*. 9. ed. Berlin: Springer, 2017.

SHAH, Shashwat *et al.* Drag analysis for sounding rocket nose cone. *International Research Journal of Engineering and Technology*, v. 7, n. 7, p. 2393–2397, jul. 2020.

Disponível em: <https://www.irjet.net/archives/V7/i7/IRJET-V7I7424.pdf>.

Acesso em: 02 de Maio de 2025

SHYY, Wei *et al.* Global design optimization for aerodynamics and rocket propulsion components. *Progress in Aerospace Sciences*, v. 37, n. 1, p. 59–118, 2001.

SRINIVAS, G.; PRAKASH, M. V. S. Aerodynamics and flow characterisation of multistage rockets. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, v. 197, p. 012077, 2017.

STINE, G. Harry; STINE, Bill. *Handbook of model rocketry*. 7. ed. Hoboken: John Wiley & Sons, 2004. (NAR Official Handbook).

SUDIANA, Oka *et al.* Nose cone parametric studies for optimal design of 300 mm-class ballistic rocket. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON AEROSPACE ELECTRONICS AND REMOTE SENSING TECHNOLOGY (ICARES), 2024. *Proceedings [...]*. ?? , 2024. p. 1–6.

SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. *Rocket propulsion elements*. 7. ed. New York: Wiley, 2001.

VARMA, A. Sanjay; SATHYANARAYANA, G. Sai; J, Sandeep. CFD analysis of various nose profiles. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, v. 3, n. 3, p. 26–31, jun. 2016. Disponível em:

<https://www.ijamejournals.com/pdf/rpj161129.pdf>. Acesso em: 11 de Julho de 2025

VERSTEEG, Henk Kaarle; MALALASEKERA, Weeratunge. *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. 2. ed. Harlow: Pearson Education Limited, 2007.

WARD, Robinson J. *Dr. Space: the life of Wernher von Braun*. Annapolis: Naval

Institute Press, 2009.

WILCOX, David C. *Turbulence modeling for CFD*. 3. ed. La Cañada: DCW Industries, 2006.

ZULKIFLI, Syahir Amzar *et al.* Integrated simulation-based optimisation of rocket launch dynamics for enhanced fuel efficiency and payload precision. *Terra Joule Journal*, v. 2, 2026.

APÊNDICES

A. GUIA VISUAL DE OPERAÇÃO DO CADENCE® FIDELITY®

Este apêndice reúne capturas de tela da interface do Cadence® Fidelity® organizadas segundo o fluxo de trabalho adotado no Capítulo 4. O objetivo é registrar, em um único local, o passo a passo operacional necessário para reproduzir as simulações deste trabalho, servindo como *manual de operações* para os futuros integrantes da equipe Cefast Aerospace. As imagens correspondem às versões v2023.2/v2024.1/v2024.2 do *software*; pequenas diferenças de *layout* podem ocorrer em outras versões.

O fluxo de trabalho no Fidelity® é organizado em cinco etapas sequenciais, acessíveis pela barra superior de navegação (Figura A.1): **Geometry** (importação e preparação da geometria), **Domain** (criação do domínio computacional), **Mesh** (geração e refinamento da malha), **Simulation** (configuração física, condições de contorno e *solver*) e **Results analysis** (pós-processamento).

Figura A.1 – Barra de navegação das etapas do fluxo de trabalho no Fidelity®.



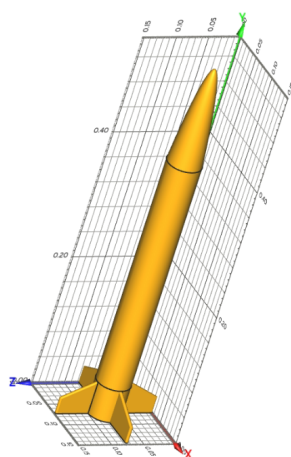
Fonte: do autor

A.1. ETAPA 1 – GEOMETRIA E DOMÍNIO COMPUTACIONAL

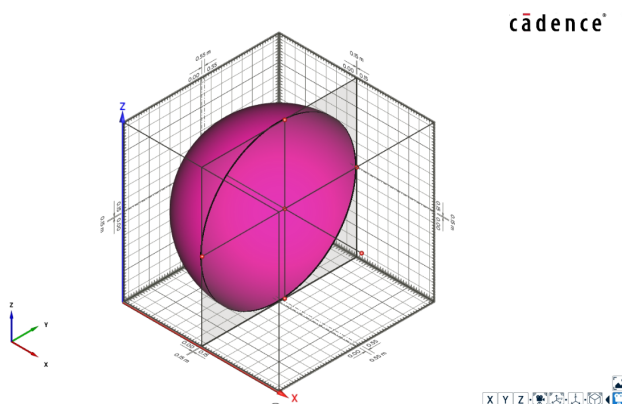
A geometria, exportada do SolidWorks em formato Parasolid, é importada no módulo **Geometry** e posicionada com o eixo longitudinal alinhado ao eixo Z (Figura A.2a). Em seguida, no módulo **Domain**, gera-se a esfera de campo distante (*far-field*) que envolve o foguete, com raio $R = 15$ m (Figura A.2b), conforme as boas práticas para escoamentos subsônicos.

Figura A.2 – Preparação da geometria e do domínio computacional no Fidelity®.

(a) Geometria importada



(b) Domínio esférico de campo distante



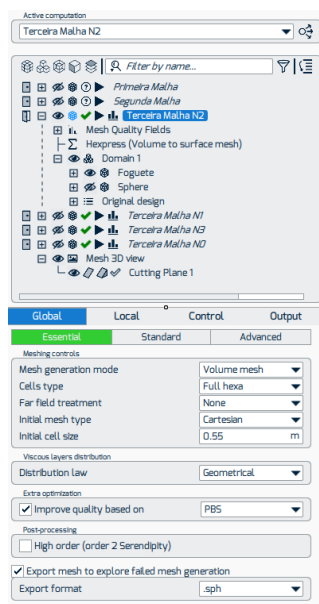
Fonte: do autor

A.2. ETAPA 2 – GERAÇÃO DA MALHA (HEXPRESS)

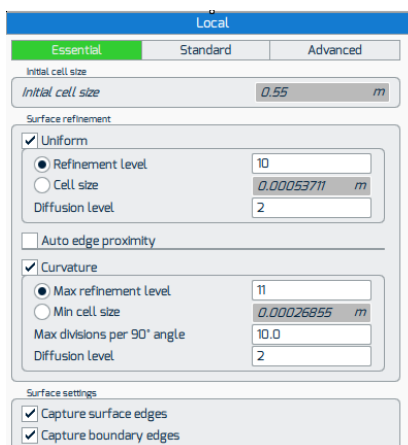
A malha é gerada no módulo **Mesh**, que utiliza o motor Hexpress™ com abordagem predominantemente hexaédrica (*full-hex*). A árvore de configuração (Figura A.3a) controla o tamanho de célula base e as etapas automáticas de geração. O refinamento de superfície é definido pelos níveis **Uniform** e **Curvature**, com o respectivo *diffusion level* (Figura A.3b), enquanto as camadas prismáticas da camada limite são dimensionadas no painel **Viscous layers** (Figura A.3c) – parâmetros responsáveis por atender o critério $y^+ < 5$.

Figura A.3 – Configuração da malha no módulo **Mesh**: parâmetros de geração, refinamento de superfície e camadas prismáticas.

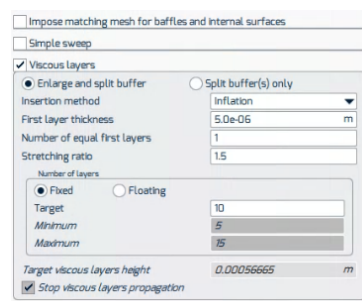
(a) Árvore de geração da malha



(b) Refinamento de superfície



(c) Camadas viscosas

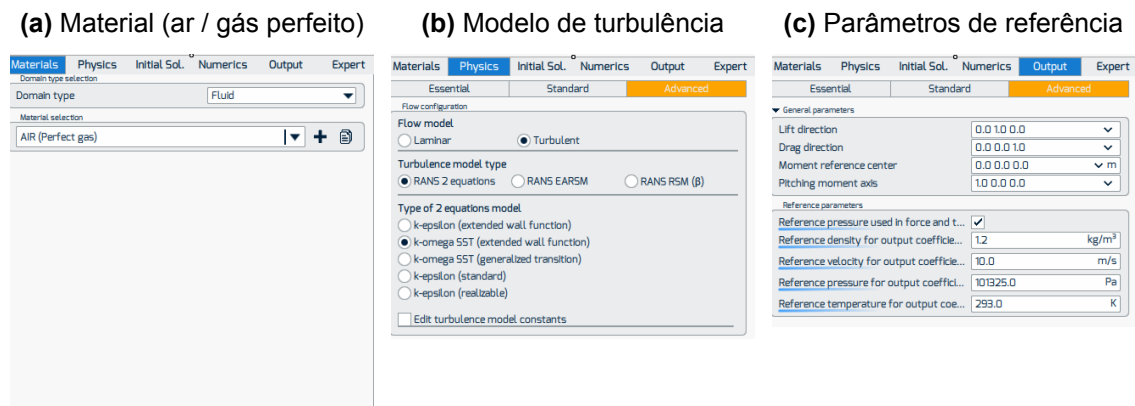


Fonte: do autor

A.3. ETAPA 3 – CONFIGURAÇÃO FÍSICA E DO SOLVER

No módulo **Simulation**, o ar é definido como gás perfeito no painel **Materials** (Figura A.4a). O modelo de escoamento turbulento e o fechamento de turbulência $k\text{-}\omega$ SST são selecionados no painel **Physics** (Figura A.4b). Os parâmetros de referência usados na adimensionalização das forças – direções de arrasto e sustentação, densidade, velocidade e área de referência – são informados no painel **Output** (Figura A.4c); estes valores são a base do cálculo do coeficiente de arrasto reportado no Capítulo 5.

Figura A.4 – Configuração física e do *sol/ver*: seleção do material, do modelo de turbulência $k\text{-}\omega$ SST e dos parâmetros de referência para as forças.

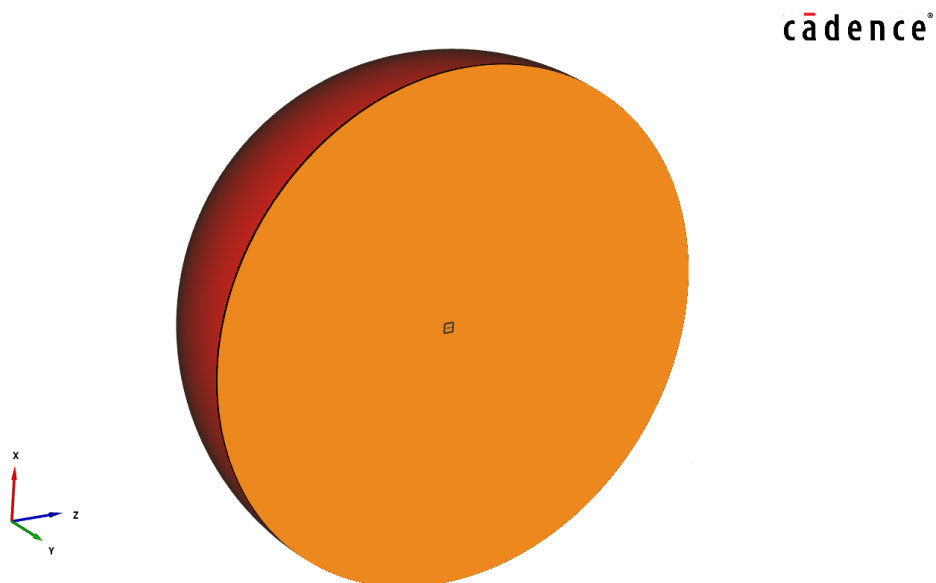


Fonte: do autor

A.4. ETAPA 4 – CONDIÇÕES DE CONTORNO

A condição de *far-field* é imposta na superfície esférica externa, com velocidade uniforme $V_{\infty} = 100$ m/s na direção $+Z$ e quantidades estáticas equivalentes às condições padrão ao nível do mar (Figura A.5). Nas superfícies do foguete aplica-se condição de não deslizamento (*no-slip*), parede lisa e adiabática, com o cálculo de forças e momentos ativado.

Figura A.5 – Aplicação da condição de *far-field* sobre a fronteira esférica do domínio.



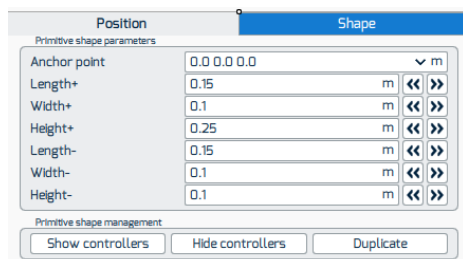
Fonte: do autor

A.5. ETAPA 5 – VOLUME DE REFINAMENTO LOCALIZADO NA ESTEIRA

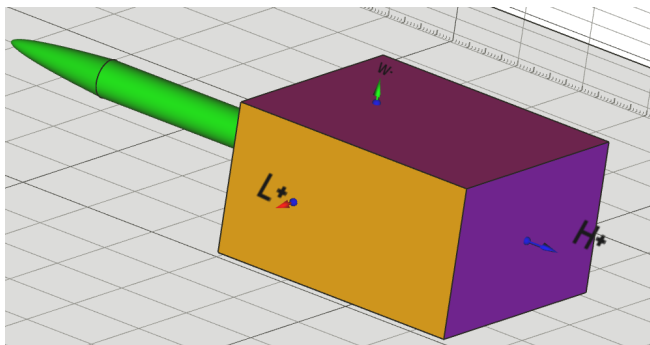
A estratégia de refinamento localizado é implementada inserindo-se um volume de refinamento (prisma retangular) que envolve a esteira imediata, a jusante da base do foguete. As dimensões são definidas no painel **Position/Shape**. A Figura A.6 apresenta a versão inicial do volume (V1) e a Figura A.7 a versão estendida (V2), com o dobro da extensão a jusante. A Figura A.8 mostra a malha resultante já refinada na região da esteira.

Figura A.6 – Volume de refinamento localizado – Versão 1 (V1).

(a) Painel de dimensões (V1)



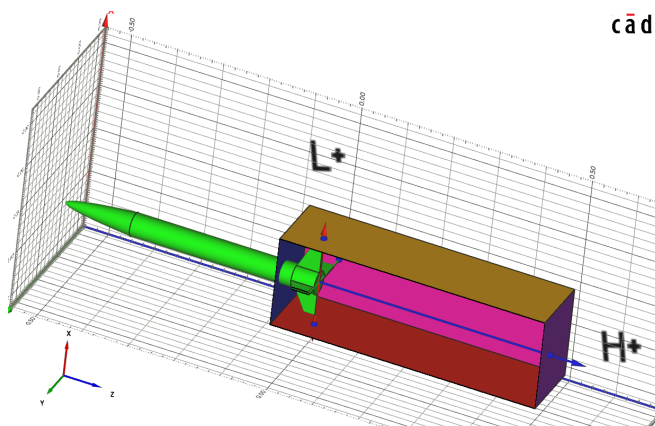
(b) Volume V1 envolvendo a base



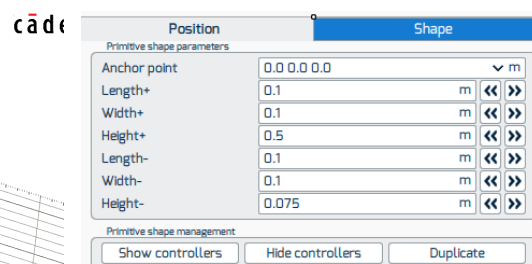
Fonte: do autor

Figura A.7 – Volume de refinamento localizado – Versão 2 (V2), com extensão a jusante dobrada.

(a) Volume V2 estendido a jusante

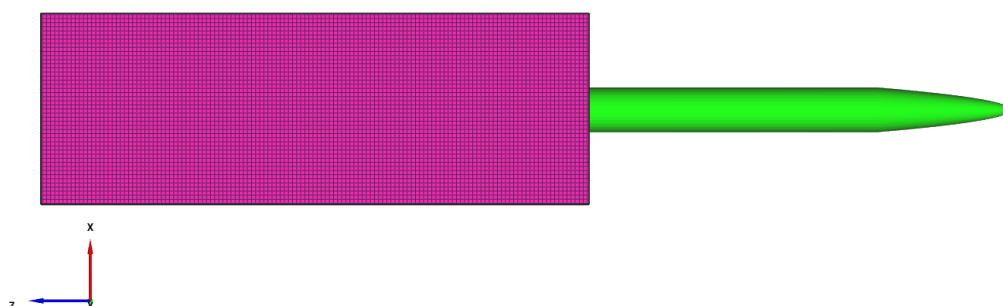


(b) Painel de dimensões (V2)



Fonte: do autor

Figura A.8 – Malha hexaédrica refinada na região da esteira, resultante do volume de refinamento localizado.



Fonte: do autor

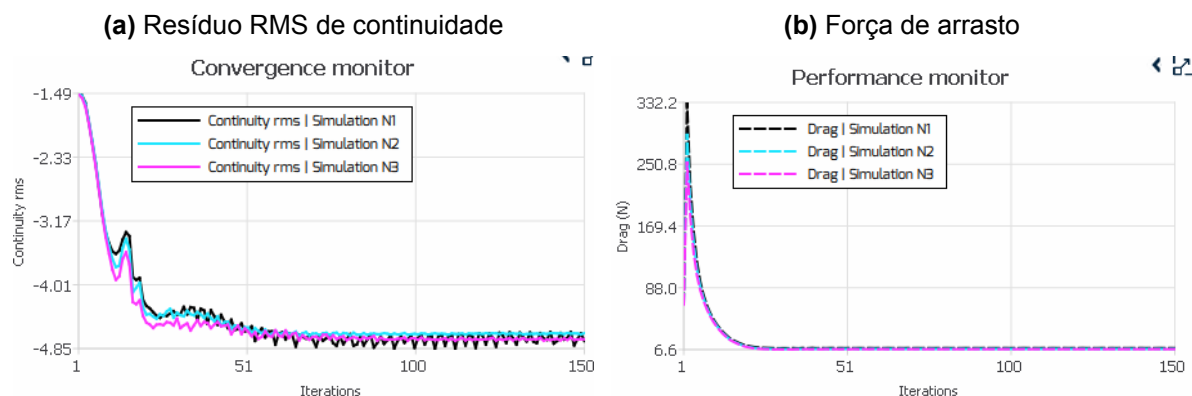
A.6. MONITORES DE CONVERGÊNCIA

Durante cada simulação, o Fidelity® disponibiliza monitores em tempo real do resíduo RMS das equações governantes (*Convergence monitor*) e das grandezas integrais (*Performance monitor*). A convergência foi declarada quando o resíduo RMS de continuidade caiu abaixo de 10^{-4} e a força de arrasto estabilizou com variação inferior a 0,1 % entre iterações consecutivas. As figuras desta seção registram esses monitores para as três famílias de malha analisadas. Para concisão, os monitores de sustentação (*Lift*) foram omitidos, uma vez que essa grandeza não é objeto de análise neste trabalho.

A.6.1. Malhas Globais (N1, N2, N3)

A Figura A.9 apresenta o decaimento do resíduo RMS de continuidade e a estabilização da força de arrasto para as malhas globais. Observa-se decaimento monotônico dos resíduos e patamar estável de arrasto a partir de aproximadamente 50–80 iterações nas três malhas.

Figura A.9 – Monitores de convergência das malhas globais N1, N2 e N3.

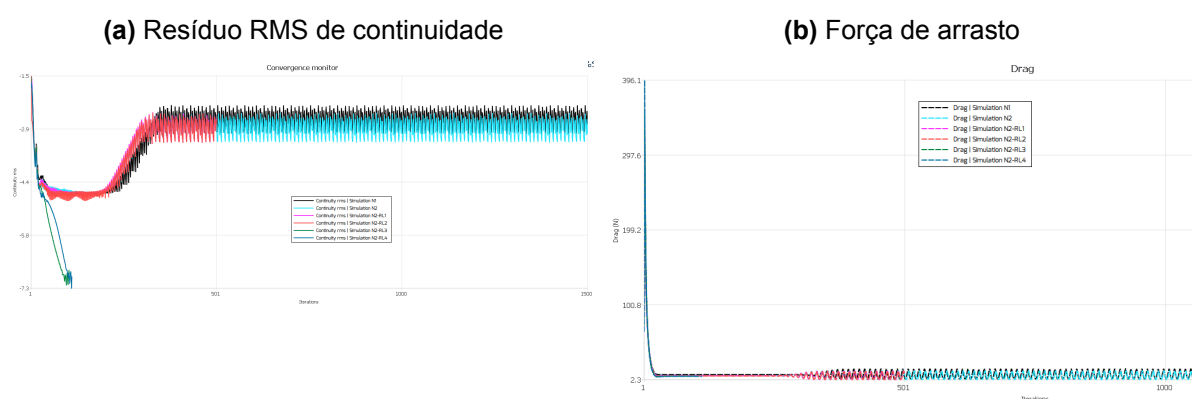


Fonte: do autor

A.6.2. Refinamento Localizado (V1)

A Figura A.10 reúne os monitores das configurações com refinamento localizado na esteira. Nota-se claramente o comportamento não convergente das configurações N2-RL1 e N2-RL2, cujos resíduos permanecem oscilando entre 10^{-3} e 10^{-2} , enquanto N2-RL3 e N2-RL4 convergem de forma estável – evidência do nível mínimo de refinamento necessário para capturar adequadamente a esteira turbulenta.

Figura A.10 – Monitores de convergência das configurações com refinamento localizado (N2-RL1 a N2-RL4). As configurações RL1 e RL2 não atingiram convergência.



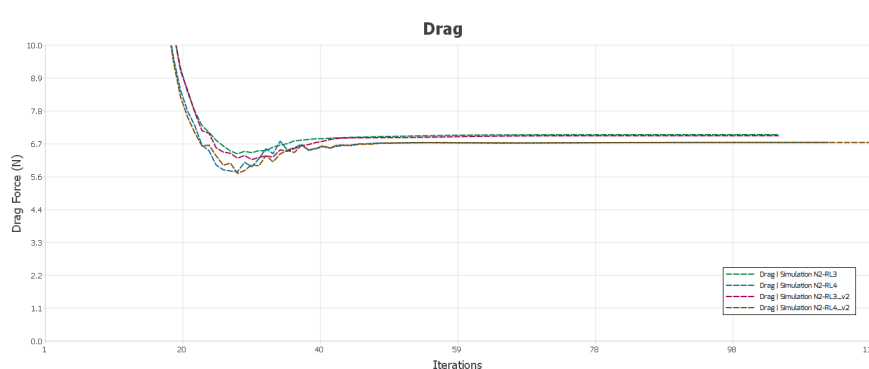
Fonte: do autor

A.6.3. Refinamento Estendido E Por Difusão (V2)

A Figura A.11 mostra a convergência da força de arrasto para as configurações da Versão 2 (volume estendido e níveis de difusão DL2/DL4). Todas convergiram satisfa-

toriamente, com curvas praticamente sobrepostas, confirmando a baixa sensibilidade do arrasto à extensão do volume e ao nível de difusão.

Figura A.11 – Convergência da força de arrasto – configurações da Versão 2 (RL3 e RL4, com volume estendido e difusão DL2/DL4).



Fonte: do autor

A.7. ESTATÍSTICAS DE GERAÇÃO DE MALHA E DESEMPENHO COMPUTACIONAL

Esta seção consolida, para consulta rápida, os dados de tamanho de malha, tempo de geração e desempenho de simulação dispersos ao longo do Capítulo 5. Todas as simulações foram executadas na estação de trabalho descrita na metodologia (Intel® Core™ i7-13700, 16 GB RAM, NVIDIA GeForce RTX 3050).

A Tabela A.1 detalha as três malhas globais, incluindo o nível de refinamento de superfície e o tamanho de célula resultante Δx_{sup} .

Tabela A.1 – Características e tempo de geração das malhas globais.

Malha	Células totais	Tempo de geração	Nível refin.	Δx_{sup}
N1	656.726	1 min 31 s	8	2,15 mm
N2	2.054.144	3 min 03 s	9	1,07 mm
N3	7.335.038	6 min 07 s	10	0,54 mm

Fonte: do autor

A Tabela A.2 apresenta as malhas com refinamento localizado na esteira (Versão 1), com destaque para o número de células adicionadas no volume de refinamento. A Tabela A.3 traz as variantes da Versão 2 (volume estendido e níveis de difusão).

Tabela A.2 – Malhas com refinamento localizado na esteira – Versão 1.

Malha	Nível	Células tot. [mil]	Células refin. [mil]	Tempo geração
N2	—	2.054	—	3 min 03 s
N2-RL1	5	2.070	15	3 min 15 s
N2-RL2	6	2.122	68	3 min 14 s
N2-RL3	7	2.461	407	3 min 33 s
N2-RL4	8	4.757	2.700	5 min 16 s

Fonte: do autor

Tabela A.3 – Malhas com refinamento estendido e por difusão – Versão 2.

Malha	Células [mil]	Tempo geração	Difusão	Volume
N2-RL3_v2 (DL2)	2.528	3 min 24 s	2	Estendido
N2-RL3_v2_DL4	3.328	3 min 42 s	4	Estendido
N2-RL4_v2 (DL2)	5.089	4 min 53 s	2	Estendido
N2-RL4_v2_DL4	5.846	5 min 49 s	4	Estendido

Fonte: do autor

Por fim, a Tabela A.4 consolida, em um único quadro, o desempenho computacional completo (geração de malha e simulação) de todas as configurações convergidas, do início ao fim do estudo. As configurações N2-RL1 e N2-RL2, embora geradas (com tempos de 3 min 15 s e 3 min 14 s, respectivamente), não atingiram convergência e, por isso, não constam do quadro de desempenho de simulação.

Tabela A.4 – Consolidação do desempenho computacional das configurações convergidas (geração de malha e simulação).

Config.	Células [mil]	Geração	Iterações	s/iter.	Tempo total
N1	656	1 min 31 s	180	2,5	7 min 30 s
N2	2.054	3 min 03 s	200	7,8	26 min
N2-RL3 (V1)	2.461	3 min 33 s	185	9,2	28 min 30 s
N2-RL4 (V1)	4.757	5 min 16 s	190	18,5	58 min 30 s
N2-RL3_v2 (DL2)	2.528	3 min 24 s	190	9,5	30 min 05 s
N2-RL3_v2_DL4	3.328	3 min 42 s	195	10,3	33 min 30 s
N2-RL4_v2 (DL2)	5.089	4 min 53 s	195	19,2	62 min 30 s
N2-RL4_v2_DL4	5.846	5 min 49 s	200	21,8	72 min 40 s
N3	7.335	6 min 07 s	220	28,5	104 min

Fonte: do autor