

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"

Faculdade de Engenharia - Campus de São João da Boa Vista

WAGNER DE SOUZA GOMES

Estudo de Escoamento Invíscido para Projeto Conceitual de Aeronaves de Combate

São João da Boa Vista

2025

Wagner de Souza Gomes

Estudo de Escoamento Invíscido para Projeto Conceitual de Aeronaves de Combate

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Prof^a Dr.^a. Leandra Isabel de Abreu
Coorientador: Prof^o Dr. Adson Agrico de Paula

São João da Boa Vista
2025

G633e Gomes, Wagner de Souza

Estudo de escoamento invíscido para projeto conceitual de aeronaves de combate / Wagner de Souza Gomes. -- São João da Boa Vista, 2025

52 p. : il., tabs., fotos

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista

Orientadora: Leandra Isabel de Abreu

Coorientador: Adson Agrico de Paula

1. Aeronáutica. 2. Aerodinâmica. 3. Fluidodinâmica computacional. I. Título.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**ESTUDO DE ESCOAMENTO INVÍSCIDO PARA PROJETO CONCEITUAL DE
AERONAVES DE COMBATE**

Aluno: Wagner de Souza Gomes
Orientador: Prof.^a Dr.^a Leandra Isabel de Abreu

Banca Examinadora:

- Leandra Isabel de Abreu (Orientadora)
- Edemar Morsch Filho (Examinador)
- Gabriel Pereira Gouveia da Silva (Examinador)

Os formulários de avaliação e a ata da defesa, na qual consta a aprovação do trabalho, devidamente assinados pela banca encontram-se no prontuário eletrônico do aluno.

São João da Boa Vista, 04 de dezembro de 2025

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar, agradeço a Deus e à minha família, que são minhas bases e inspirações para toda a vida. Agradeço ao meu pai, Paulo, à minha mãe, Rosemar, e ao meu irmão, Leonardo por todo o apoio emocional, psicológico e financeiro. Vocês sempre proporcionaram o melhor possível e apoiaram meus planos, acreditando em mim e me incentivando. Agradeço aos meus avós, tios e primos, que, de alguma forma, também me apoiaram nessa jornada. Agradeço também aos meus animais de estimação, que contribuíram emocionalmente em diversos momentos deste processo.

Sou extremamente grato aos meus orientadores, a professora Dra. Leandra Isabel de Abreu e o professor Dr. Adson Agrico de Paula, pelas diversas oportunidades que me proporcionaram e por todo conhecimento compartilhado. Agradeço ao professor Dr. Leonardo Murilo Nepomuceno, que me auxiliou e compartilhou dados essenciais para este trabalho. Agradeço também ao professor Dr. Reinaldo Marcondes Orselli, ao pesquisador Ricardo Galdino da Silva, ao professor Dr. Ney Rafael Sêcco, Capitão da Força Aérea Brasileira, e ao professor Dr. Domingos Alves Rade, que contribuíram e apoiaram a pesquisa da qual este trabalho faz parte. Agradeço ainda ao meu companheiro neste projeto, Guilherme de Souza Dourado, por tudo que desenvolvemos.

Agradeço à minha namorada, Ana Laura, por acreditar em mim e me incentivar durante os momentos de dificuldade. Agradeço também a todas as amigas que conquistei durante esse período, em especial, Enrico, Cauê e José Cláudio, com quem morei e dividi boa parte da vida universitária, e aos amigos que a Adelphi Aerodesign me concedeu, de modo especial, Maria Gabriela, Lucas, Kevin, João Pedro, Mateus e Márcio.

Por fim, agradeço ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq) pelo apoio financeiro concedido à minha iniciação científica e tecnológica, no grupo *GENFIGHTER* de projetos avançados, do Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

Este trabalho contou com o apoio da seguinte entidade:

CNPq - Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico

Número de processo: 180470/2025-6

*“Scientists discover the world that exists; engineers create the world that never was.”
(Theodore Von Kármán)*

RESUMO

Este trabalho investiga a viabilidade da utilização de simulações de escoamento invíscido em Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) para o projeto conceitual de aeronaves de combate, com o objetivo de fornecer informações aerodinâmicas valiosas e ágeis. Para isso, a metodologia se baseou no *Generic Future Fighter* (GFF), uma plataforma desenvolvida em uma cooperação Brasil-Suécia, e utilizou o *software* SU2 para resolver as equações do movimento na forma invíscida, incompressível e estacionária. A validação foi realizada a partir da comparação dos resultados com dados experimentais. O estudo de refinamento de malha não estruturada confirmou a sensibilidade da solução de escoamento invíscido ao refinamento, relacionado à dissipação numérica presente. Os resultados demonstraram boa correlação para o coeficiente de sustentação (C_L) e o coeficiente de arrasto (C_D), enquanto o coeficiente de momento de arfagem (C_M) se mostrou mais difícil de ser capturado. A análise de quatro configurações do GFF (original, *tailless*, *canardless* e *wing only*) comparou o desempenho aerodinâmico e a topologia do escoamento entre essas configurações. Os resultados indicam que tanto o *canard* quanto a empenagem modificam o escoamento de forma determinante e também influenciam as capacidades de cada aeronave, o que indica um perfil de missão mais adequado para cada configuração.

PALAVRAS-CHAVE: aeronave de combate; *vortex lift*; aerodinâmica; escoamento invíscido; cfd.

ABSTRACT

This work investigates the feasibility of using inviscid flow simulations within Computational Fluid Dynamics (CFD) for the conceptual design of combat aircraft, aiming to provide valuable and agile aerodynamic information. The methodology was based on the Generic Future Fighter (GFF), a platform developed through a Brazil-Sweden cooperation, and utilized the software SU2 to solve the equations of motion in their inviscid, incompressible, and steady-state form. Validation was performed by comparing the results with experimental data. The unstructured mesh refinement study confirmed the sensitivity of the inviscid flow solution to refinement, which is related to the inherent numerical dissipation. The results demonstrated good correlation for the lift coefficient (C_L) and drag coefficient (C_D), while the pitching moment coefficient (C_M) proved more challenging to capture. An analysis of four GFF configurations (original, tailless, canardless, and wing only) compared their aerodynamic performance and flow topology. The findings indicate that both the canard and the empennage modify the flow in a determining manner, influencing the capabilities of each aircraft, which suggests a more suitable mission profile for each configuration.

KEYWORDS: combat aircraft; vortex lift; aerodynamics; inviscid flow; cfd.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Formação do vórtice de sustentação sobre uma asa delta.	14
Figura 2 – Pressão e tensão de cisalhamento sobre um aerofólio.	16
Figura 3 – Resultante aerodinâmica e momento associado sobre um aerofólio.	16
Figura 4 – Decomposição da resultante aerodinâmica sobre um aerofólio.	17
Figura 5 – Geometria de um aerofólio.	18
Figura 6 – Geometria de uma asa finita.	18
Figura 7 – Representação da camada limite.	20
Figura 8 – Perfil de velocidade na camada limite.	21
Figura 9 – Desenvolvimento da camada limite.	21
Figura 10 – Formação do vórtice de ponta de asa.	21
Figura 11 – Vórtices de ponta para uma asa simétrica.	22
Figura 12 – Decomposição do <i>downwash</i>	22
Figura 13 – Representação de malha estruturada e não estruturada.	26
Figura 14 – Decomposição do vetor velocidade devido ao enflechamento.	27
Figura 15 – Representação do vórtice de sustentação.	28
Figura 16 – Distribuição de pressão sobre a envergadura de uma asa delta.	28
Figura 17 – Representação do <i>vortex breakdown</i>	29
Figura 18 – Tipos de <i>vortex breakdown</i>	29
Figura 19 – Representação do vórtice do <i>canard</i> sobre a asa.	30
Figura 20 – Representação do GFF.	33
Figura 21 – Representação das malhas propostas.	34
Figura 22 – Representação da malha M3.	35
Figura 23 – Representação das diferentes geometrias.	36
Figura 24 – Validação das malhas propostas.	39
Figura 25 – Comparação do C_p sobre o GFF para as quatro malhas, em $\alpha = 7,5^\circ$	40
Figura 26 – Comparação do C_p sobre o GFF para as quatro malhas, em $\alpha = 22,5^\circ$	41
Figura 27 – Desempenho aerodinâmico das diferentes configurações propostas.	43
Figura 28 – Curvas de C_p sobre o extradorso da asa, em $\alpha = 15^\circ$, para $x = 1,71$ m.	44
Figura 29 – Visualização lateral das LICs, em $\alpha = 15^\circ$	44
Figura 30 – Visualização traseira das LICs, em $\alpha = 15^\circ$	45
Figura 31 – Isosuperfícies do critério $Q = 50.000 \text{ s}^{-2}$, em $\alpha = 22,5^\circ$	46

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Dimensões do GFF (escala 14%).	32
Tabela 2 – Estatísticas das malhas.	34
Tabela 3 – Condições de contorno.	35
Tabela 4 – Estatísticas das malhas para as diferentes geometrias.	37
Tabela 5 – Erros relativos das malhas em relação aos dados experimentais.	40

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
FESJ	Faculdade de Engenharia de São João
FVM	<i>Finite Volume Method</i>
GFF	<i>Generic Future Fighter</i>
GCI	<i>Grid Convergence Index</i>
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
LIC	<i>Line Integral Convolution</i>
RANS	<i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i>
SU2	<i>Stanford University Unstructured</i>
UNESP	Universidade Estadual Paulista

LISTA DE SÍMBOLOS

c	Comprimento de referência [m]
C_D	Coeficiente de arrasto
CG_{GFF}	Centro de gravidade da aeronave em escala [m]
C_L	Coeficiente de sustentação
C_M	Coeficiente de momento de arfagem
C_p	Coeficiente de pressão
L/D	Eficiência aerodinâmica
M_∞	Número de Mach do escoamento livre
p_∞	Pressão atmosférica [Pa]
Re	Número de Reynolds
S	Área de referência [m ²]
T_∞	Temperatura do escoamento livre [K]
V_∞	Velocidade do escoamento livre [m/s]
α	Ângulo de ataque [°]
Λ_{LE}	Ângulo de enflechamento do bordo de ataque [°]
ρ_∞	Densidade do fluido no escoamento livre [kg/m ³]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
2	OBJETIVOS	15
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	16
3.1	Princípios Aerodinâmicos	16
3.1.1	Forças e Momentos	16
3.1.1.1	<i>Coefficientes Aerodinâmicos</i>	17
3.1.2	Asas Finitas	18
3.1.3	Número de Reynolds	18
3.1.4	Número de Mach	19
3.1.5	Tipos de Escoamento	19
3.1.5.1	<i>Escoamento Contínuo vs. Molecular Livre</i>	19
3.1.5.2	<i>Escoamento Viscoso vs. Invíscido</i>	19
3.1.5.3	<i>Escoamento Incompressível vs. Compressível</i>	20
3.1.6	Camada Limite	20
3.1.7	Vórtices de Ponta de Asa	20
3.1.8	Equações do Movimento	21
3.2	Escoamento Invíscido	23
3.3	Aerodinâmica Computacional	23
3.3.1	Estratégias de Simulação	24
3.3.1.1	<i>Simulações RANS</i>	24
3.3.1.2	<i>Simulações LES</i>	25
3.3.1.3	<i>Simulações DNS</i>	25
3.3.1.4	<i>Simulações de Escoamento Invíscido</i>	25
3.3.2	Malha Computacional	25
3.4	Aerodinâmica de Aeronaves de Combate	26
3.4.1	<i>Vortex Lift</i>	27
3.4.2	<i>Vortex Breakdown</i>	27
3.4.3	Efeitos do Número de Reynolds	28
3.4.4	Interação entre Asa e Canard	29
4	METODOLOGIA	31
4.1	Ferramentas Computacionais	31
4.1.1	Equações Resolvidas pelo SU2	31
4.2	Geometria	32
4.3	Validação	33
4.3.1	Malhas Propostas	33

4.3.2	Condições de Contorno	35
4.3.3	Critério de Convergência	36
4.4	Modificações na Geometria	36
4.5	Recursos Disponíveis	37
5	RESULTADOS	38
5.1	Validação das Malhas	38
5.2	Efeitos das Modificações na Geometria	42
6	CONCLUSÃO	48
	REFERÊNCIAS	49

1 INTRODUÇÃO

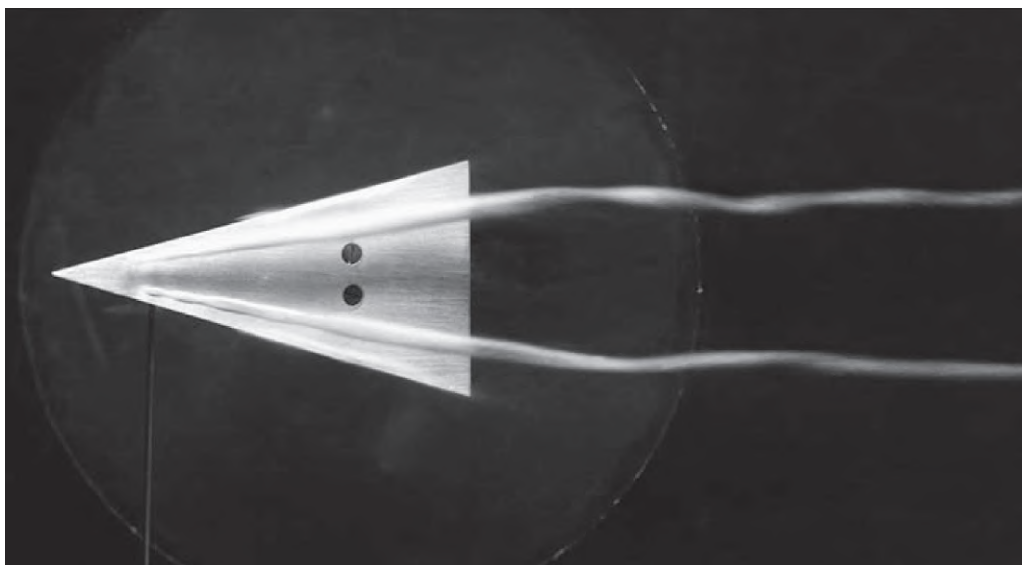
O projeto de aeronaves de combate evoluiu constantemente ao longo das últimas décadas. Desde a I Guerra Mundial, aeronaves foram decisivas em campos de batalha, porém foi durante a II Guerra Mundial que o avanço tecnológico introduziu o conceito moderno de aeronave de caça (Whitford, 1987). Desde então, gerações de aeronaves de combate foram organizadas, sempre representadas por grandes novidades tecnológicas. A primeira geração foi marcada pelos primeiros aviões a jato, iniciada pelo Messerschmitt Me 262 (Price; Spick, 2000). A segunda geração foi caracterizada pela capacidade de voar acima da velocidade do som. A terceira geração trouxe como novidade os primeiros sistemas eletrônicos de radar. A quarta geração incorporou características de manobrabilidade avançada, como vetorização de empuxo e sistemas de controle *fly-by-wire*, além do uso de materiais compósitos. A quinta geração é caracterizada pela capacidade *stealth* e voo em *supercruise*. A futura sexta geração promete melhorar os aspectos da geração atual e incorporar inteligência artificial e capacidade autônoma de voo.

Assim, após 80 anos de evolução, os projetos de aeronaves de caça se transformaram em processos extremamente multidisciplinares e, nas gerações atuais, existe um *trade-off* muito forte entre velocidade, manobrabilidade e furtividade (Hitzel, 2019; Cheng *et al.*, 2016). Essas três principais características são diretamente relacionadas à aerodinâmica dessas aeronaves (Dicara, 2006) e, além disso, as decisões tomadas no projeto conceitual são de extrema relevância para a aeronave final, já que, idealmente, o desenho base não deve sofrer alterações drásticas durante as etapas de projeto preliminar e detalhado (Buckner; Hill; Benepe, 1974). Nesse cenário, durante o projeto conceitual moderno, ferramentas computacionais de baixa e média fidelidade permitem estudar configurações aerodinâmicas diversas, enquanto mantém o custo reduzido em comparação com metodologias clássicas, como ensaios em túnel de vento (de Resende, 2004; Taj *et al.*, 2023).

Aeronaves de combate atuais utilizam asas do tipo delta, com grande enflechamento e de baixa espessura. Essa combinação de fatores não só é interessante para voo supersônico, mas também para baixas velocidades, devido ao *Vortex Lift*. Esse fenômeno é caracterizado pela formação de vórtices de alta intensidade no extradorso das asas (Figura 1), que criam regiões de baixa pressão e aumentam a sustentação da aeronave em ângulos de ataque elevados (Polhamus, 1986).

No final do século XX, o desenvolvimento de códigos invíscidos de Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) aplicados ao projeto de aeronaves de combate foi testado pela NASA, e os resultados se mostraram confiáveis para ângulos de ataque moderados (Finley; Karman Jr., 1996; Michal, 1998), no entanto, apenas as estruturas principais do vórtice foram calculadas, enquanto as estruturas secundárias e o *breakdown* não puderam ser computados por essa metodologia (Kinard; Harris; Raj, 1995). Outra questão relevante é que a formação do vórtice em Euler está associada aos erros de dissipação numérica dos códigos, o que depende diretamente do refinamento das malhas computacionais (Newsome; Thomas, 1986). Portanto, investigar fenômenos mais complexos associados à formação do vórtice do bordo de ataque requer modelagens mais avançadas (Webster; Tureaud, 1990), o que não é viável para a etapa de projeto conceitual.

Figura 1 – Formação do vórtice de sustentação sobre uma asa delta.



Fonte: Anderson Jr. (2017).

Diante disso, códigos modernos de CFD, com metodologias validadas por dados experimentais, se mostram ferramentas valiosas no início de projetos de aeronaves de combate (Bykerk; Giannelis; Vio, 2022). Além disso, o mais importante para essas etapas é avaliar tendências, estudar os fenômenos principais e selecionar as melhores configurações para estudos mais detalhados, sem buscar precisão absoluta (Davis, 1990; Hitzel, 2022).

A fim de garantir a credibilidade das análises, uma etapa fundamental em simulações CFD é o estudo de refinamento de malha, que realiza a verificação da solução a partir da quantificação de incertezas numéricas. O método clássico para esse procedimento é o *Grid Convergence Index* (GCI) (Roache, 1997), de modo que um refinamento sistemático deve ser conduzido a fim de avaliar uma variável de interesse, à medida que o tamanho médio das células da malha diminui. Porém, esse método funciona apenas para casos em que há convergência monotônica da variável, ou seja, a convergência tem um comportamento assintótico e permite aplicar a Extrapolação de Richardson (Celik *et al.*, 2008). Em problemas que envolvem geometrias ou fenômenos mais complexos, a convergência pode não respeitar esse comportamento e, portanto, metodologias com diferentes formas de ajustes podem ser necessárias (Eça; Hoekstra, 2014). Alternativamente, dados experimentais podem ser utilizados como referência para validação dos resultados.

Nesse contexto, o presente trabalho apresenta um estudo do uso de simulações não viscosas para avaliar o comportamento aerodinâmico de aeronaves de combate, em etapas iniciais de projeto. Para isso, ele está dividido em seis capítulos. Após esta introdução, são apresentados os objetivos, a fundamentação teórica, focando na aerodinâmica de caças, e a metodologia que norteou a pesquisa, com a descrição do *software* utilizado e das configurações avaliadas. Então, são expostos e discutidos os resultados alcançados. O trabalho é finalizado com as conclusões e sugestões para pesquisas futuras.

2 OBJETIVOS

O presente trabalho tem como objetivo investigar a viabilidade e a validade de simulações CFD invíscidas no projeto conceitual de aeronaves de combate. Para alcançar esse objetivo, uma aeronave desenvolvida a partir da cooperação entre a Universidade de *Linköping*, na Suécia, e o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), chamada de *Generic Future Fighter* (GFF), é utilizada como referência para as simulações.

A partir desse objetivo principal definem-se os seguintes objetivos específicos:

- Estudar os efeitos do refinamento de malhas não estruturadas em escoamentos invíscidos;
- Validar simulações numéricas;
- Interpretar resultados numéricos quantitativos e qualitativos;
- Comparar o desempenho aerodinâmico de diferentes configurações da aeronave.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo, apresentam-se os conceitos fundamentais para entendimento e embasamento deste trabalho.

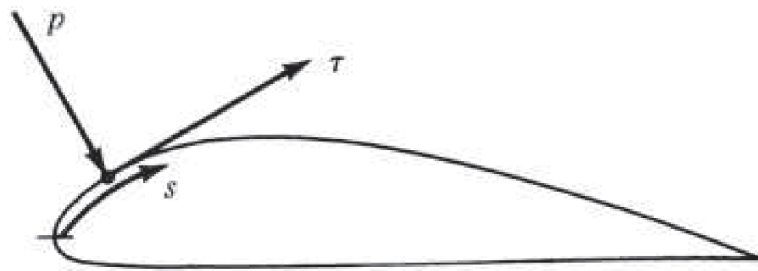
3.1 PRINCÍPIOS AERODINÂMICOS

As informações apresentadas nesta seção são baseadas na obra de Anderson Jr. (2017).

3.1.1 Forças e Momentos

As forças geradas por fluidos em movimento sobre um objeto dependem, basicamente, das distribuições de pressão p e tensão cisalhante τ sobre este corpo, independentemente de sua forma. Essas grandezas são dimensionais e representam unidades de força por área. A pressão é normal à superfície e a tensão de cisalhamento é tangencial (Figura 2).

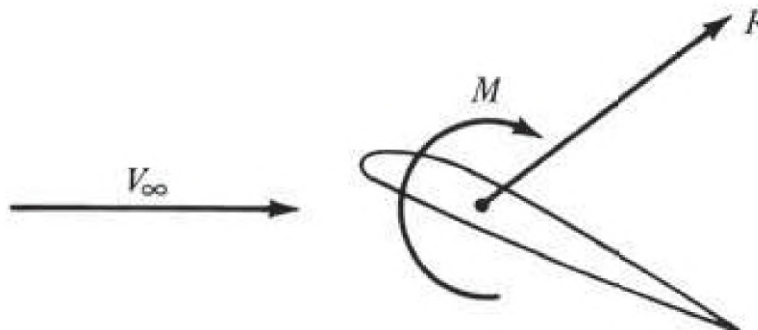
Figura 2 – Pressão e tensão de cisalhamento sobre um aerofólio.



Fonte: Adaptado de Anderson Jr. (2017).

Ao integrar essas grandezas a partir de uma variável que define o objeto s , obtém-se a resultante aerodinâmica R e um momento associado M (Figura 3).

Figura 3 – Resultante aerodinâmica e momento associado sobre um aerofólio.

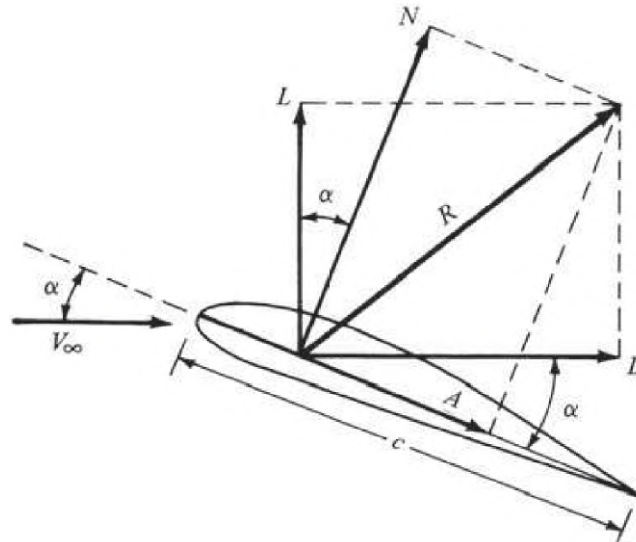


Fonte: Anderson Jr. (2017).

Essa força resultante pode ser decomposta de duas formas distintas (Figura 4): arrasto e sustentação (D e L , respectivamente) ou axial e normal (A e N , respectivamente). O arrasto é definido como a componente da resultante aerodinâmica na direção paralela à direção do escoamento livre, enquanto a

sustentação é definida como a componente na direção perpendicular à direção do escoamento livre. Já a força axial é definida como a componente na direção paralela à linha de corda, enquanto a força normal é definida como a componente perpendicular à linha de corda. O ângulo de ataque α é definido como o ângulo entre a linha de corda e o vetor velocidade do escoamento livre V_∞ .

Figura 4 – Decomposição da resultante aerodinâmica sobre um aerofólio.



Fonte: Anderson Jr. (2017).

A força de sustentação depende majoritariamente da distribuição de pressão ao longo do aerofólio e é gerada pela diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso. Já a força de arrasto resulta da combinação entre a distribuição de pressão e a tensão de cisalhamento, que surge devido à fricção causada pela viscosidade do fluido. Embora o momento possa ser referenciado a qualquer ponto, a resultante aerodinâmica atua no centro de pressão, onde o momento é nulo mas a posição varia com o ângulo de ataque. Por isso é mais conveniente utilizar o centro aerodinâmico, pois sua posição independe do ângulo de ataque e se encontra em aproximadamente 25% de c para aerofólios de baixa velocidade.

3.1.1.1 Coeficientes Aerodinâmicos

A fim de facilitar as análises de configurações em projeto, é interessante utilizar grandezas adimensionais. Para isso, uma grandeza é definida como pressão dinâmica de escoamento livre q_∞ (Equação 1), em que ρ_∞ é a densidade do fluido no escoamento livre.

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

A partir dessa grandeza, definem-se os coeficientes de sustentação C_L (Equação 2), arrasto C_D (Equação 3), momento de arfagem C_M (Equação 4) e pressão C_p (Equação 5), em que S é a área de referência para uma asa finita, p_∞ é a pressão de escoamento livre e p é a pressão local.

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (2)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (3)$$

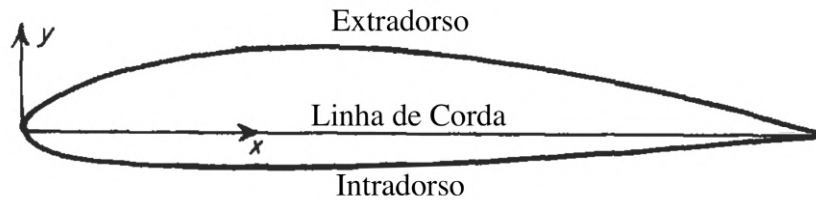
$$C_M = \frac{M}{q_\infty S c} \quad (4)$$

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (5)$$

3.1.2 Asas Finitas

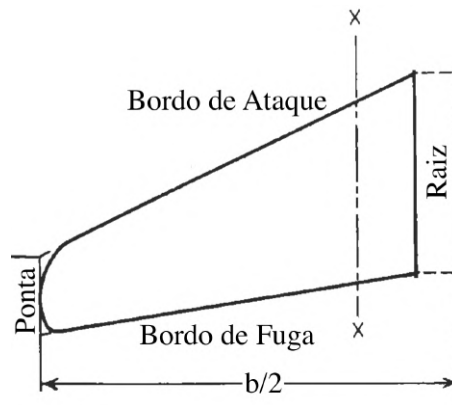
Aerofólios são definidos como asas infinitas e descritos por duas dimensões (Figura 5); no entanto, asas reais são finitas e descritas por três dimensões (Figura 6), em que b é a envergadura da asa.

Figura 5 – Geometria de um aerofólio.



Fonte: Adaptado de Houghton & Carpenter (2003).

Figura 6 – Geometria de uma asa finita.



Fonte: Adaptado de Houghton & Carpenter (2003).

3.1.3 Número de Reynolds

O número de Reynolds (Re) é um parâmetro que descreve a razão entre as forças inerciais e viscosas (Equação 6) em um escoamento, em que μ_∞ é a viscosidade dinâmica do fluido.

$$Re = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty} \quad (6)$$

O regime do escoamento é determinado por essa razão e pode ser classificado como laminar ou turbulento. Em escoamentos externos, valores de $Re > 5 \cdot 10^5$ indicam um regime turbulento,

caracterizado por um movimento caótico e desorganizado. Quando o valor é menor, o escoamento é laminar e apresenta um comportamento suave e ordenado.

3.1.4 Número de Mach

O número de Mach (M) é um parâmetro que descreve a compressibilidade do fluido e é definido pela razão entre a velocidade do escoamento e a velocidade do som (Equação 7), em que γ é a razão entre calores específicos do fluido, R é a constante específica do gás ideal e T_∞ é a temperatura do escoamento livre.

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{\sqrt{\gamma RT_\infty}} \quad (7)$$

O regime de compressibilidade do escoamento é determinado por M (número de Mach local) e é dividido em quatro categorias. O escoamento é considerado subsônico quando todos os pontos do volume de controle apresentam $M < 1$, sendo tipicamente $M_\infty < 0,8$. Para $0,8 \leq M_\infty \leq 1,2$, o escoamento é classificado como transônico e, a partir desse regime, ocorre a formação de ondas de choque e o surgimento do arrasto de onda. O escoamento é classificado como supersônico quando todos os pontos do volume de controle apresentam $M > 1$, geralmente acima de $M_\infty = 1,2$. Caso $M_\infty > 5$, o escoamento passa a ser considerado hipersônico, regime no qual surgem efeitos térmicos significativos, como ionização e dissociação de moléculas.

3.1.5 Tipos de Escoamento

Alguns fenômenos aerodinâmicos são influenciados por diferentes fatores, que podem atuar de forma independente. Por isso, os escoamentos são classificados em categorias específicas, o que facilita sua análise e compreensão. A seguir, são apresentadas as principais categorias de escoamento e suas características.

3.1.5.1 Escoamento Contínuo vs. Molecular Livre

Ao considerar um corpo sólido de dimensão característica d , o escoamento é categorizado como contínuo se o livre caminho médio das moléculas de fluido for muito menor do que d , o que torna as colisões entre moléculas tão frequentes que a física se comporta como contínua. Caso o livre caminho médio seja comparável a d , o escoamento é caracterizado como molecular livre, já que as colisões com as partículas podem ser isoladas e efeitos individuais podem ser sentidos.

3.1.5.2 Escoamento Viscoso vs. Invíscido

Um escoamento contínuo pode ser considerado viscoso ou invíscido, ainda que a física real permita apenas escoamentos viscosos. No entanto, em algumas situações, quando as forças inerciais são muito maiores do que as forças viscosas, é possível aproximar um problema para que seja modelado como invíscido, de modo que não haja tensão cisalhante atuando no escoamento. Nesse caso, não há formação de camada limite, e o número de Reynolds é considerado infinito. O ponto negativo

dessa consideração é que o cálculo do arrasto contabilizará apenas a parcela relacionada à pressão, e fenômenos de natureza viscosa não serão representados.

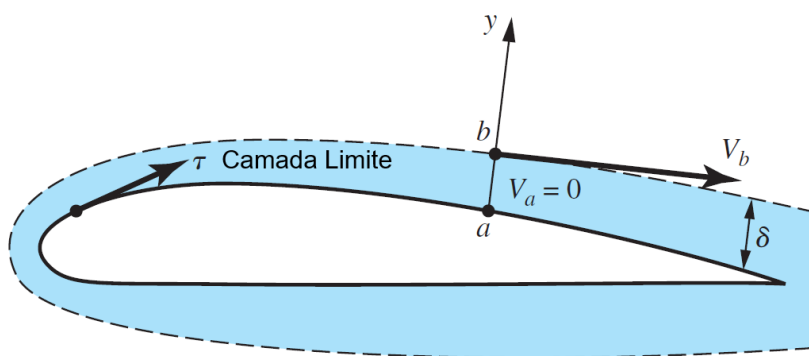
3.1.5.3 Escoamento Incompressível vs. Compressível

Um escoamento é considerado incompressível quando a densidade ρ não sofre variações no volume de controle. Caso a densidade seja uma variável do problema, o escoamento é chamado de compressível. Na natureza, todos os escoamentos são compressíveis. No entanto, em regimes subsônicos de baixo número de Mach ($M < 0,3$), a simplificação de incompressibilidade pode ser adotada sem que quantidades significativas de informação sejam perdidas.

3.1.6 Camada Limite

A camada limite é a região do escoamento, próxima à superfície do objeto, em que os efeitos viscosos são significativos. Fora dessa região, os efeitos viscosos são negligenciáveis, o que permite que o escoamento seja considerado puramente potencial (invíscido). Na Figura 7 é mostrada uma representação da camada limite em torno de um aerofólio, de modo que o ponto a coincide com a parede e o ponto b é o último ponto da camada limite, em que $V_b = 0,99V_\infty$. A condição $V_a = 0$ demonstra a condição de não deslizamento para um escoamento viscoso e δ representa a espessura de deslocamento da camada limite. Além disso, há, no interior da camada limite, um perfil de velocidade (Figura 8) e seu desenvolvimento se inicia no bordo de ataque do objeto (Figura 9).

Figura 7 – Representação da camada limite.



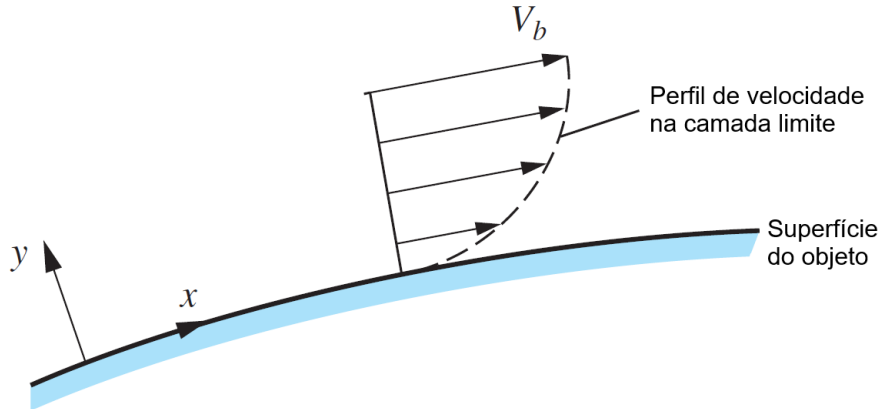
Fonte: Adaptado de Anderson Jr. (2017).

Na camada limite, em altos ângulos de ataque, o fluido pode sofrer o efeito de gradientes adversos de pressão, o que pode inverter a direção do escoamento e causar a separação da camada limite. A separação resulta em uma queda drástica na força de sustentação e no aumento do arrasto, o que caracteriza o fenômeno do estol.

3.1.7 Vórtices de Ponta de Asa

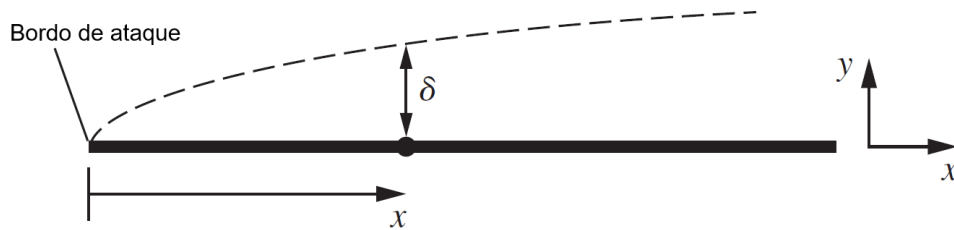
Devido à alta pressão no intradorso e à baixa pressão no extradorso, em asas finitas, os escoamentos interagem entre si na ponta (Figura 10), o que cria um vórtice nessa região. Para asas simétricas, esses vórtices são contrarrotativos e simultâneos (Figura 11), e compõem parte do arrasto aerodinâmico.

Figura 8 – Perfil de velocidade na camada limite.



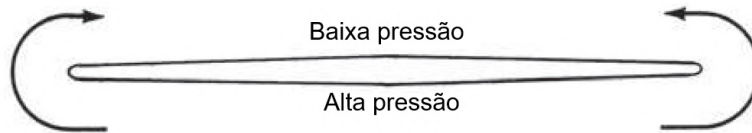
Fonte: Adaptado de Anderson Jr. (2017).

Figura 9 – Desenvolvimento da camada limite.



Fonte: Adaptado de Anderson Jr. (2017).

Figura 10 – Formação do vórtice de ponta de asa.



Fonte: Adaptado de Anderson Jr. (2017).

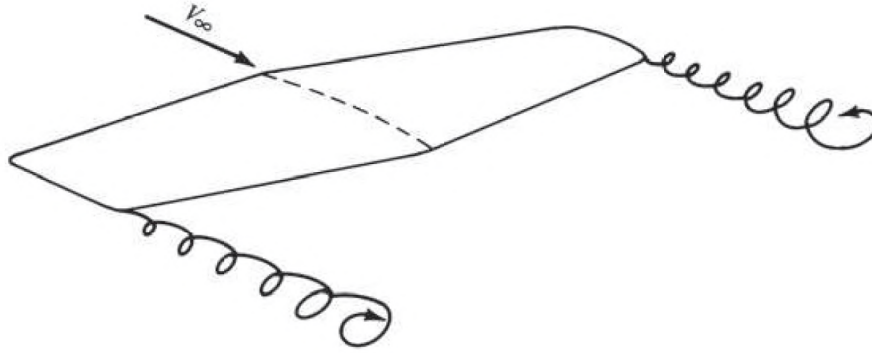
Outro efeito causado por esses vórtices é o *downwash* (w), que é uma componente de velocidade gerada no sentido contrário da sustentação. O escoamento gerado altera a pressão e diminui o ângulo de ataque geométrico α , criando um ângulo de ataque efetivo (α_{eff}) que deve ser utilizado para o cálculo de sustentação (L), e um ângulo de ataque induzido (α_i) resultante do *downwash*. Essa alteração introduz a componente de arrasto induzido D_i , como mostrado na Figura 12.

3.1.8 Equações do Movimento

Na natureza, os fenômenos físicos podem ser modelados por equações que regem o movimento. Para um fluido, três equações fundamentais descrevem seu comportamento e são derivadas das leis de conservação. Elas são a Equação da conservação da massa (Equação 8), a da conservação da quantidade de movimento (Equação 9) e a da conservação da energia (Equação 10). A formulação a seguir utiliza a notação conservativa proposta por Anderson Jr. (1995).

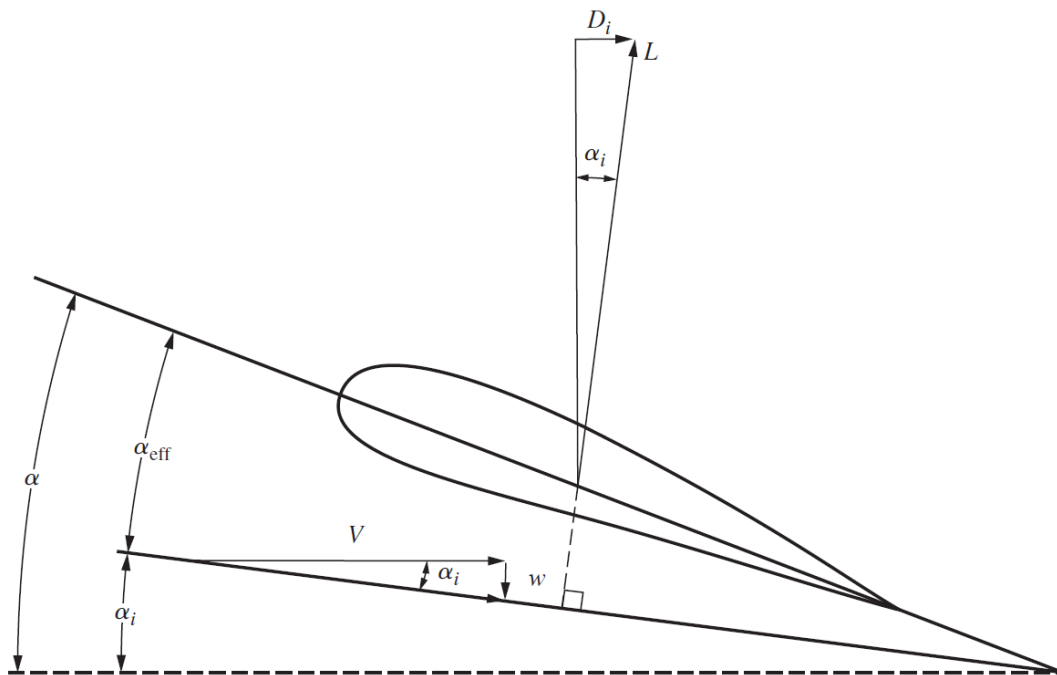
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (8)$$

Figura 11 – Vórtices de ponta para uma asa simétrica.



Fonte: Anderson Jr. (2017).

Figura 12 – Decomposição do *downwash*.



Fonte: Adaptado de Anderson Jr. (2017).

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_i \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho f_i \quad (9)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \mathbf{V} \right] = \rho \dot{q} - \nabla \cdot (p \mathbf{V}) + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{V}) + \nabla \cdot (k \nabla T) + \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{V} \quad (10)$$

As variáveis são definidas como:

- ρ : Densidade do fluido;
- t : Tempo;
- $\mathbf{V}$: Vetor velocidade do escoamento;

- u_i : Componente da velocidade na direção i (u, v ou w);
- x_i, x_j : Coordenadas espaciais;
- p : Pressão;
- τ_{ij}, τ : Tensor de tensões viscosas;
- $f_i, \mathbf{f}$: Forças de campo por unidade de massa;
- e : Energia interna específica;
- V : Magnitude da velocidade total ($|\mathbf{V}|$);
- $\dot{q}$: Taxa volumétrica de calor adicionado;
- k : Condutividade térmica;
- T : Temperatura.

Essas equações representam a forma conservativa das equações de Navier-Stokes. Elas são altamente não-lineares e representam um problema complexo e ainda em aberto na física. Por essa razão, soluções numéricas são utilizadas para prever o comportamento de fluidos a partir da Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD).

3.2 ESCOAMENTO INVÍSCIDO

Como já discutido, o escoamento invíscido é uma simplificação que desconsidera os efeitos de viscosidade, difusão de massa e condutividade térmica. Portanto, os termos dissipativos são nulos. As equações resultantes, apresentadas na forma conservativa de Anderson Jr. (1995), são denominadas Equações de Euler e correspondem à conservação da massa (Equação 11), conservação da quantidade de movimento (Equação 12) e conservação da energia (Equação 13).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_i \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \rho f_i \quad (12)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \mathbf{V} \right] = -\nabla \cdot (p \mathbf{V}) + \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{V} + \rho \dot{q} \quad (13)$$

3.3 AERODINÂMICA COMPUTACIONAL

As informações apresentadas nesta seção são baseadas na obra de Versteeg & Malalasekera (2007).

Em problemas tridimensionais que descrevem fenômenos de conservação em CFD, a técnica numérica mais utilizada é o Método dos Volumes Finitos (FVM). Esse método é caracterizado pela discretização do domínio computacional em pequenos volumes de controle, nos quais as equações são

resolvidas numericamente e integradas para a obtenção dos resultados. A integração garante o balanço exato entre fluxos e termos de fonte, seja em regime transiente ou estacionário.

Para a aplicação deste método, as equações diferenciais de conservação são agrupadas em uma notação vetorial compacta. Para o caso das equações de Euler, essa representação resulta na Equação 14, em que $\mathbf{U}$ é o vetor de variáveis conservativas e $\mathbf{F}$ representa o tensor de fluxo convectivo.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{F} = 0 \quad (14)$$

Considerando $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ como os vetores unitários nas direções cartesianas x, y, z , e o vetor velocidade definido por $\mathbf{V} = u\mathbf{i} + v\mathbf{j} + w\mathbf{k}$, os termos $\mathbf{U}$ e $\mathbf{F}$ são definidos pela Equação 15.

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{V} \\ (\rho u \mathbf{V}) + p\mathbf{i} \\ (\rho v \mathbf{V}) + p\mathbf{j} \\ (\rho w \mathbf{V}) + p\mathbf{k} \\ (e + p)\mathbf{V} \end{bmatrix} \quad (15)$$

A discretização fundamenta-se na integração da Equação 14 sobre o volume de controle VC . Assim, utiliza-se o Teorema da Divergência de Gauss para transformar o termo divergente ($\nabla \cdot \mathbf{F}$) de uma integral de volume para uma integral de superfície. Este procedimento assegura o balanço de fluxos nas fronteiras da célula, o que resulta na forma integral da lei de conservação (Equação 16).

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \mathbf{U} dV + \oint_{SC} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dA = 0 \quad (16)$$

Nesta formulação, o primeiro termo representa a taxa de variação temporal das propriedades conservativas dentro do volume e o segundo termo representa o fluxo líquido através da superfície fechada SC com vetor normal unitário $\mathbf{n}$.

3.3.1 Estratégias de Simulação

Os modelos numéricos de simulações viscosas tratam a turbulência do escoamento de formas distintas que se diferenciam pela resolução das escalas representadas e pelo custo computacional associado. Embora existam três categorias clássicas, técnicas modernas podem utilizar modelagens híbridas que misturam aspectos dessas categorias dependendo da região do escoamento.

3.3.1.1 Simulações RANS

Na abordagem *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS), o objetivo é capturar o escoamento médio e os efeitos da turbulência sobre as propriedades médias. Antes da aplicação das técnicas numéricas, as equações são mediadas no tempo. Esse processo gera termos adicionais chamados Tensões de Reynolds que requerem fechamento através de modelos de turbulência como $k - \epsilon$, $k - \omega$ ou Spalart-Allmaras. Esta estratégia possui o menor custo computacional para a solução das equações viscosas e por essa razão é a mais utilizada em aplicações industriais de engenharia.

3.3.1.2 Simulações LES

A abordagem *Large Eddy Simulation* (LES) atua de forma intermediária, de modo que as grandes estruturas turbulentas (*large eddies*) são resolvidas e rastreadas diretamente pela malha enquanto as estruturas pequenas são filtradas espacialmente e modeladas através de um modelo de sub-malha (*Sub-Grid Scale*). O custo computacional dessa estratégia é elevado mas se mostra viável para estudos complexos e projetos detalhados na indústria moderna.

3.3.1.3 Simulações DNS

Na abordagem *Direct Numerical Simulation* (DNS), as equações de Navier-Stokes são resolvidas numericamente sem qualquer modelo de turbulência. Isso exige malhas computacionais extremamente refinadas e passos de tempo muito pequenos para que todas as escalas da turbulência sejam capturadas até a microescala de Kolmogorov. Por essa razão o custo computacional é extremamente elevado e restringe essa técnica a aplicações de pesquisa fundamental e números de Reynolds extremamente baixos.

3.3.1.4 Simulações de Escoamento Invíscido

Para simulações de escoamento invíscido regidas pelas equações de Euler, a aplicação destas estratégias de modelagem de turbulência torna-se desnecessária. Isso resulta em uma redução significativa do custo computacional, o que torna essa abordagem interessante para a fase de projeto conceitual de aeronaves.

3.3.2 Malha Computacional

A malha computacional representa a discretização espacial do domínio em pequenos volumes de controle, nos quais as equações governantes são resolvidas. Este processo é definido por pontos nodais, cuja conexão forma os elementos que constituem a malha. O formato destes elementos depende da dimensionalidade do problema, sendo compostos por elementos volumétricos no interior do domínio e elementos superficiais nas fronteiras em simulações tridimensionais.

Quanto à topologia, as malhas são classificadas em estruturadas (Figura 13a), não estruturadas (Figura 13b) ou híbridas. Nas malhas estruturadas, os nós são organizados em famílias de linhas de coordenadas que se interceptam, resultando em uma estrutura ordenada tipicamente formada por quadriláteros em 2D ou hexaedros em 3D. Embora essa topologia seja computacionalmente eficiente devido à sua organização de dados implícita, a representação de geometrias complexas torna-se um desafio, já que elas não permitem grandes distorções.

Em contrapartida, as malhas não estruturadas discretizam o domínio utilizando elementos de formato arbitrário, principalmente triângulos (2D) ou tetraedros (3D). Como não possuem uma estrutura implícita de coordenadas, exigem o armazenamento explícito da conectividade entre os nós, o que eleva o custo computacional. Por outro lado, essa abordagem permite representar geometrias detalhadas e aplicar refinamentos locais com mais facilidade.

As malhas híbridas combinam ambas as estratégias para otimizar a simulação. Comumente, utilizam-se elementos estruturados nas regiões próximas às paredes para capturar adequadamente os fenômenos da camada limite viscosa e transicionam para elementos não estruturados nas regiões mais afastadas. Esse tipo de malha é normalmente utilizada em simulações de aerodinâmica externa, já que um grande domínio é necessário para a representação correta das condições de contorno.

Figura 13 – Representação de malha estruturada e não estruturada.

(a) Malha estruturada.



(b) Malha não estruturada.

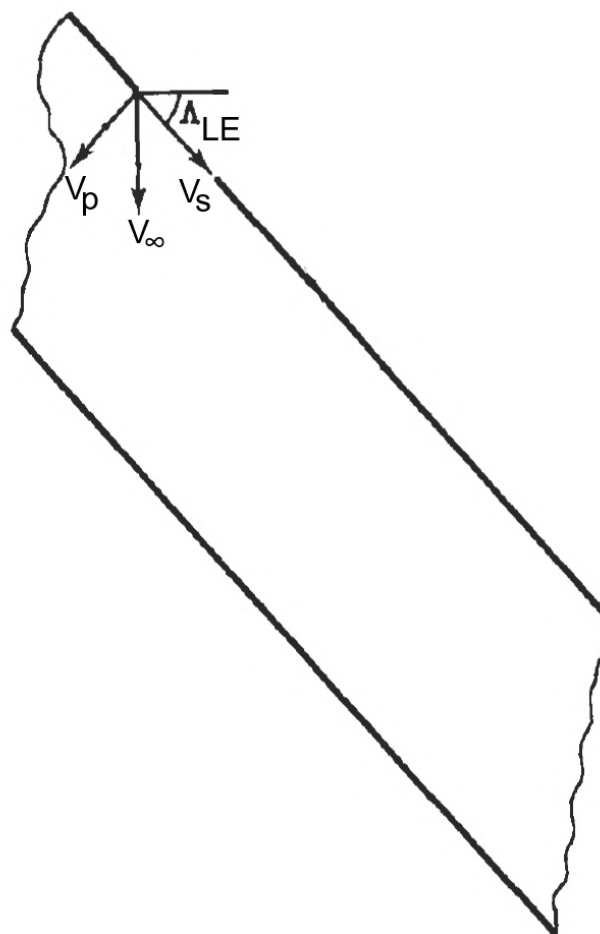


Fonte: Adaptado de Murayama & Yamamoto (2008).

3.4 AERODINÂMICA DE AERONAVES DE COMBATE

Desde a segunda geração das aeronaves de combate, atingir elevadas velocidades é um dos objetivos principais dos projetos (Rizzi; Luckring, 2021). Para mitigar os efeitos da compressibilidade, asas de alto enfilechamento e baixa espessura tornaram-se fundamentais. O enfilechamento causa a decomposição do vetor velocidade, o que resulta em uma componente incidente na asa menor do que a velocidade de voo da aeronave (Polhamus, 1986; Houghton; Carpenter, 2003), como mostra a Figura 14. Nela, Λ_{LE} é o ângulo de enfilechamento do bordo de ataque, V_p é a velocidade perpendicular ao bordo de ataque (e incidente na asa) e V_s é a velocidade paralela. A baixa espessura diminui a perturbação do escoamento e reduz o arrasto de onda (Anderson Jr., 2017). Porém, ainda que a necessidade do voo supersônico seja real, boa parte da missão dessa categoria de aeronave se concentra em regimes subsônicos e, portanto, é crucial estudar o desempenho aerodinâmico dessas configurações em condições de baixas velocidades (Polhamus, 1986).

Figura 14 – Decomposição do vetor velocidade devido ao enflechamento.



Fonte: Adaptado de Houghton & Carpenter (2003).

3.4.1 *Vortex Lift*

Devido ao enflechamento e à espessura, gradientes de pressão ao longo da envergadura causam a separação do escoamento no bordo de ataque, o que forma estruturas de vórtices de alta intensidade no extradorso da asa (Figura 15). Esse vórtice forma um núcleo de baixa pressão, o que diminui a pressão no extradorso (Figura 16). Esse efeito é chamado de *Vortex Lift* (Polhamus, 1986).

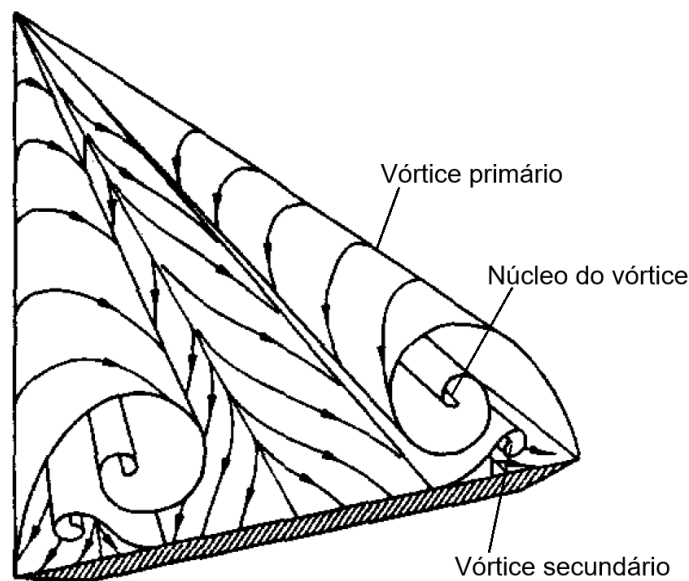
Esse fenômeno é fundamental para essa configuração de asa, já que, tipicamente, elas geram pouca sustentação em ângulos de ataque baixos. A formação do vórtice compensa essa deficiência, e fornece um incremento de sustentação não-linear em regimes de baixa velocidade e alto ângulo de ataque (Polhamus, 1986; Rizzi; Luckring, 2021).

Além do vórtice principal, um vórtice secundário é formado e gira no sentido contrário, o que desloca a estrutura do vórtice primário e modifica a distribuição de pressão (Polhamus, 1986).

3.4.2 *Vortex Breakdown*

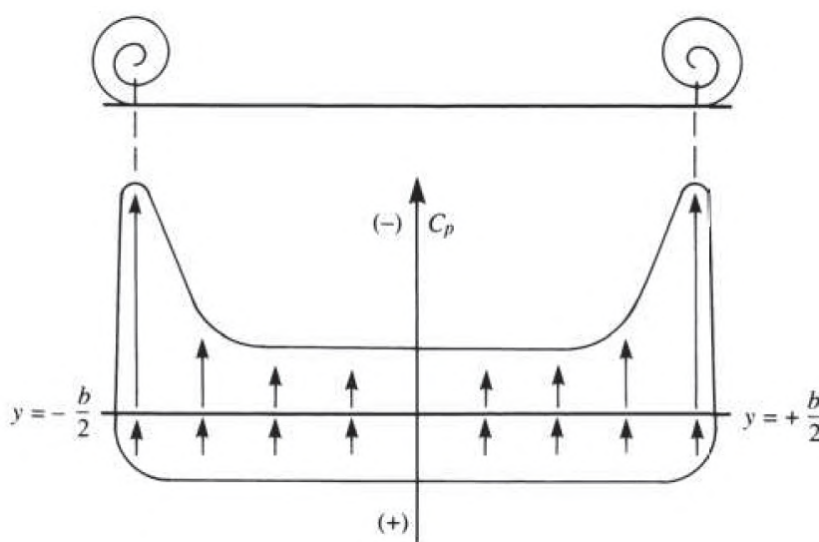
Conforme se aumenta o ângulo de ataque, a estabilidade do vórtice diminui até que ocorre sua quebra, efeito conhecido como *vortex breakdown* (ou *bursting*). A natureza desse fenômeno é não-estacionária e ele provoca aumento de vibração e perda de sustentação (Rizzi; Luckring, 2021). Em sequência, ocorre a propagação desse efeito sobre a asa e o estol (Figura 17). As causas do *breakdown*

Figura 15 – Representação do vórtice de sustentação.



Fonte: Adaptado de Delery (1994).

Figura 16 – Distribuição de pressão sobre a envergadura de uma asa delta.



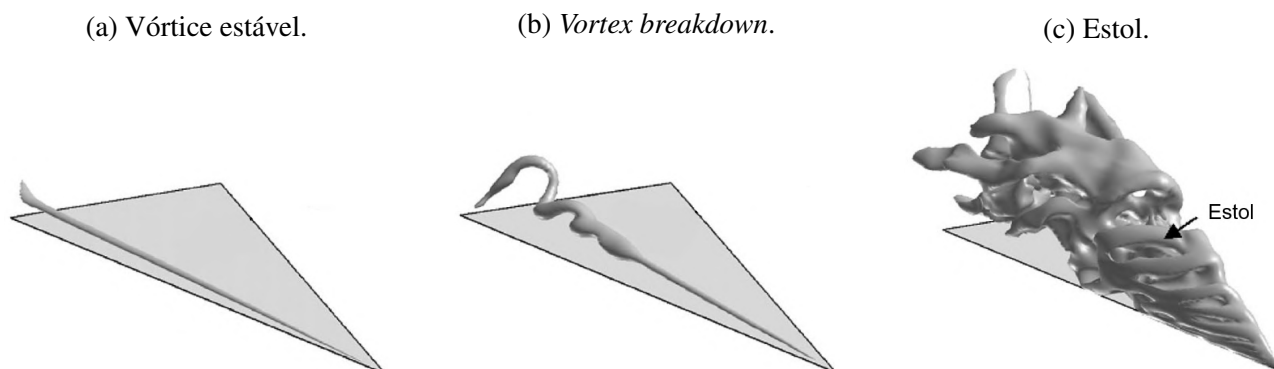
Fonte: Anderson Jr. (2017).

ainda são tópicos de discussão, mas a principal teoria sugere uma combinação entre altos gradientes de pressão adversos e o alto nível de rotação do escoamento (Delery, 1994; Polhamus, 1986).

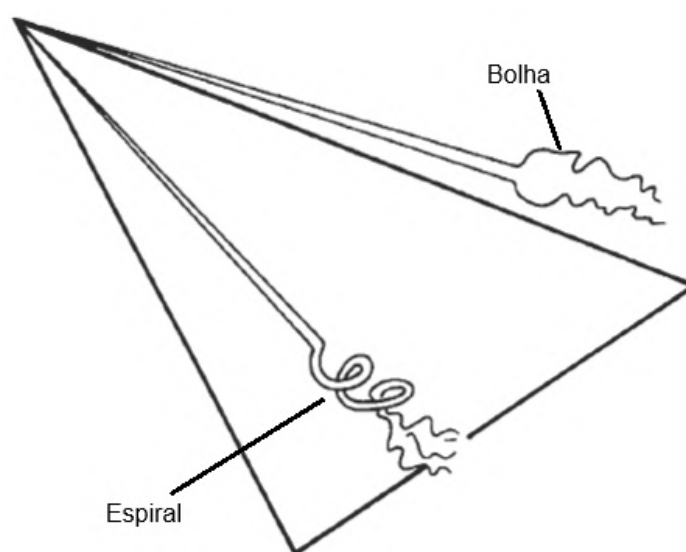
O *vortex breakdown* pode ocorrer de duas formas (Figura 18). A primeira é a espiral, que ocorre de maneira progressiva a partir do núcleo. A segunda é a forma de bolha, em que uma bolha de recirculação é formada de maneira abrupta.

3.4.3 Efeitos do Número de Reynolds

O comportamento do *vortex lift* é majoritariamente invíscido, de modo que o desenvolvimento e o *breakdown* independem do número de Reynolds para geometrias de asas delta com bordo de ataque afiado (Elle, 1961; Lee; Shih; Ho, 1987). No entanto, ao introduzir bordos de ataque arredondados, a

Figura 17 – Representação do *vortex breakdown*.

Fonte: Adaptado de Gordnier & Visbal (2004).

Figura 18 – Tipos de *vortex breakdown*.

Fonte: Adaptado de Houghton & Carpenter (2003).

posição e a formação do vórtice sofrem influência do número de Reynolds, já que a separação depende do comportamento da camada limite (Erickson, 1982; Fritz, 2013) e, portanto, o escoamento passa a depender da viscosidade. Entretanto, para soluções numéricas invíscidas, a dissipação numérica em malhas menos refinadas pode favorecer o desenvolvimento do vórtice para essas geometrias (Crippa, 2008).

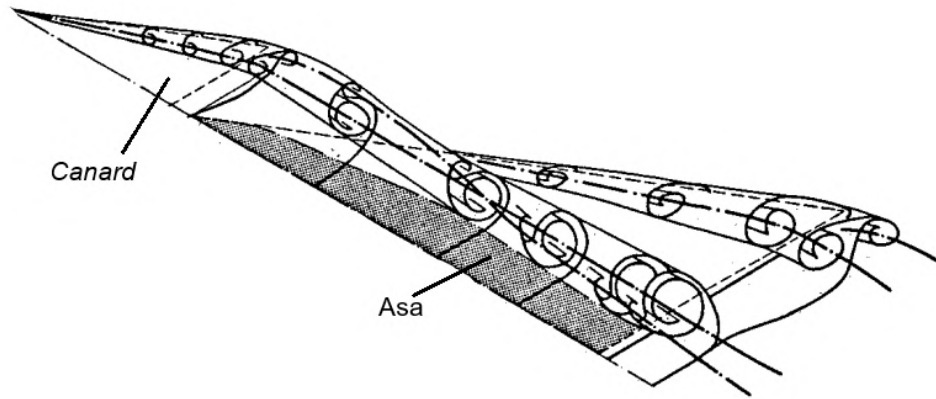
3.4.4 Interação entre Asa e *Canard*

Algumas aeronaves de alta velocidade utilizam a configuração *canard*, na qual essa superfície é posicionada à frente da asa principal, integrando o sistema de controle e estabilidade da aeronave. No entanto, além dessas funções, o *canard* é projetado de forma a também apresentar a formação do *vortex lift*.

O vórtice do *canard* interage com a asa e tende a modificar o escoamento sobre ela (Figura 19). A esteira do *canard* cria um campo de velocidade para baixo nas proximidades da raiz da asa, enquanto induz uma velocidade para cima nas proximidades da ponta, num efeito semelhante ao *downwash*.

Esse fenômeno causa uma redução do ângulo de ataque efetivo na porção mais interna da asa e um aumento na parte externa. Além disso, nessa configuração, o vórtice da asa se distancia da raiz e se aproxima do bordo de ataque, o que aumenta o pico de sucção nessa região. A consequência desse comportamento físico é o atraso da formação do vórtice e do *vortex breakdown*, o que é vantajoso para as aeronaves de combate (Oelker; Hummel, 1989; Soltani *et al.*, 2010).

Figura 19 – Representação do vórtice do *canard* sobre a asa.



Fonte: Adaptado de Oelker & Hummel (1989).

4 METODOLOGIA

Neste capítulo apresenta-se a metodologia aplicada para o desenvolvimento deste trabalho, com detalhamento e explicação das técnicas e recursos utilizados.

4.1 FERRAMENTAS COMPUTACIONAIS

Três ferramentas computacionais foram empregadas neste trabalho. Para a geração das malhas utilizou-se o *software* ICEM CFD 2024 R1, integrante do pacote ANSYS. Essa ferramenta permite a criação de malhas de alta precisão e complexidade, o que garante um alto nível de detalhamento geométrico.

As soluções numéricas foram obtidas utilizando o SU2 (*Stanford University Unstructured*), versão 8.3.0 *Harrier*. O SU2 é um *solver* de código aberto desenvolvido em linguagem C++ capaz de lidar com malhas não estruturadas e escoamentos multifásicos (Economon *et al.*, 2016). O pós-processamento e a visualização da topologia do escoamento foram realizados no *software* ParaView, versão 6.0.1. Essa ferramenta também é baseada em código aberto e escrita em C++. Nesta etapa utilizou-se o Critério Q (Dubief; Delcayre, 2000) para a visualização dos vórtices. Esse critério é descrito pela Equação 17, na qual $\nabla \mathbf{u}$ representa o tensor gradiente de velocidade.

$$Q = \frac{1}{2} ((\nabla \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u}) - (\nabla \mathbf{u}^T \cdot \nabla \mathbf{u})) \quad (17)$$

4.1.1 Equações Resolvidas pelo SU2

As informações apresentadas nesta seção baseiam-se no trabalho de Palacios *et al.* (2013).

Neste trabalho as hipóteses adotadas para o problema consideraram o escoamento estacionário, incompressível e invíscido. Além disso, os efeitos de transferência de calor não foram contabilizados. Portanto, apenas as equações de Euler (Equações 11 e 12) foram consideradas e, com as simplificações baseadas nessas hipóteses, o sistema resulta nas Equações 18 e 19.

$$\frac{\partial(u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (18)$$

$$\rho \frac{\partial(u_i u_j)}{\partial x_j} + \frac{\partial p}{\partial x_i} = 0 \quad (19)$$

Para a resolução das equações governantes o SU2 emprega uma estrutura de malha baseada em arestas (*edge-based*) onde os volumes de controle são construídos conectando os centróides das células. Além disso, com a hipótese de escoamento incompressível, é necessário introduzir a compressibilidade artificial devido a limitações do *solver* baseado em densidade. Por conta disso também é necessário incorporar um termo de pseudo-tempo relacionado à pressão, que permite a convergência da solução a partir da marcha no tempo. Assim, a Equação 20 demonstra as modificações na equação de conservação de massa, em que τ representa o pseudo-tempo e β é o parâmetro de compressibilidade artificial.

$$\frac{1}{\beta^2} \frac{\partial p}{\partial \tau} + \nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (20)$$

Com todas as simplificações adotadas e termos adicionados, o sistema resolvido pelo SU2 no domínio espacial $\Omega \subset \mathbb{R}^3$ resulta na Equação 21, de modo que o vetor de variáveis de estado $\mathbf{U}_{AC}$ e o vetor de fluxos convectivos $\mathbf{F}^c$ são adaptados conforme a Equação 22 e o termo δ_{ij} representa o delta de Kronecker.

$$\frac{\partial \mathbf{U}_{AC}}{\partial \tau} + \nabla \cdot \mathbf{F}^c = \mathbf{Q} \quad \text{em } \Omega \quad (21)$$

$$\mathbf{U}_{AC} = \begin{bmatrix} p \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_i^c = \begin{bmatrix} \beta^2 v_i \\ \rho v_i u + p \delta_{i1} \\ \rho v_i v + p \delta_{i2} \\ \rho v_i w + p \delta_{i3} \end{bmatrix} \quad (22)$$

Para a discretização espacial dos fluxos utilizou-se o esquema numérico JST (*Jameson-Schmidt-Turkel*) (Jameson; Schmidt; Turkel, 1981). Este é um esquema centrado de segunda ordem que adiciona termos de dissipação artificial para amortecer oscilações numéricas e garantir a estabilidade da solução em regiões de gradientes elevados. A integração no tempo para o estado estacionário foi realizada através de um esquema implícito de Euler marchando no pseudo-tempo.

4.2 GEOMETRIA

O modelo de aeronave de combate utilizado neste trabalho é o *Generic Future Fighter* (GFF), que foi desenvolvido em uma parceria entre o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) e a Universidade de *Linköping*, na Suécia, com o objetivo de fornecer uma plataforma de estudos para projetos de caças de quinta e sexta gerações. A partir dele diversos trabalhos foram desenvolvidos investigando suas características aerodinâmicas e de dinâmica de voo (Lundström *et al.*, 2016; Nepomuceno, 2022; Ferreira *et al.*, 2024; Ferreira, 2024; Dourado *et al.*, 2024).

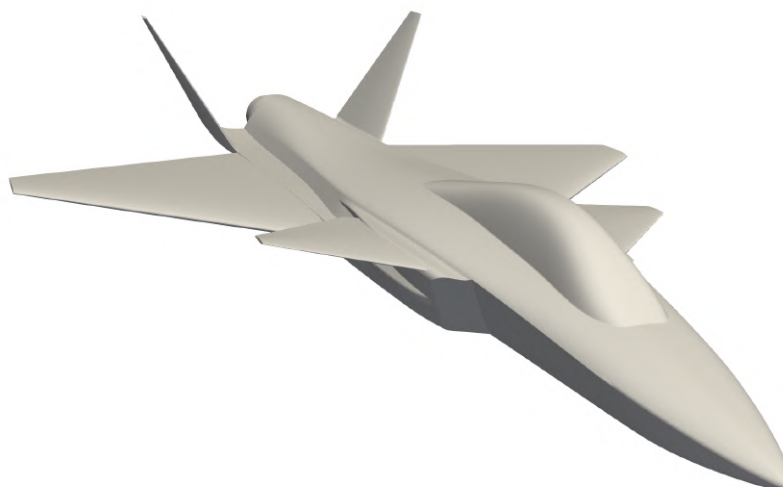
A escala do modelo simulado neste trabalho é de 14% e suas características geométricas são apresentadas na Tabela 1. Essa aeronave possui uma configuração de *canard* alto, asa de alto enflechamento e cauda em V. Uma representação dessa geometria pode ser visualizada na Figura 20.

Tabela 1 – Dimensões do GFF (escala 14%).

Parâmetro	Valor	Unidade
b	1,47	m
c	0,627	m
CG_{GFF}	1,167	m
S	0,921	m ²
Λ_{LE}	47	°

Fonte: Autor.

Figura 20 – Representação do GFF.



Fonte: Autor.

4.3 VALIDAÇÃO

Para a validação das simulações os resultados foram comparados com dados experimentais obtidos em ensaios de túnel de vento realizados nas instalações do ITA. Esses ensaios foram conduzidos por Nepomuceno (2022) em condições subsônicas. O ponto de referência para o cálculo do momento de arfagem é no centro de gravidade da aeronave em escala (CG_{GFF}).

Além disso, as simulações realizadas consideraram escoamento invíscido e incompressível, sendo portanto capazes de capturar apenas o componente de arrasto induzido. Como nos ensaios em túnel de vento a parcela de arrasto viscoso está presente, Ferreira (2024) calculou este valor e obteve 0,073. Portanto, este valor foi acrescentado aos resultados de arrasto deste trabalho para permitir maior fidelidade dos resultados, confirmada pela validação experimental.

4.3.1 Malhas Propostas

As malhas propostas para este trabalho foram construídas no *software* ICEM CFD utilizando o algoritmo de geração não estruturada *Octree*, que discretiza o domínio fluido em cubos que são subdivididos até atingirem o tamanho selecionado. Na tentativa de construir uma análise de verificação robusta via *Grid Convergence Index* (GCI) (Roache, 1997), quatro níveis de refinamento foram propostos, variando de M1 a M4, com um fator de refinamento global de 1,5. No entanto, a metodologia típica do GCI não funcionou, fato que provavelmente está relacionado à difícil convergência numérica de simulações Euler (Michal, 1998) e às características do algoritmo automático de geração de malha. Dessa forma, a convergência monotônica não pode ser observada, o que não garante que a solução é independente dos efeitos da malha. No entanto, a validação experimental é uma alternativa para contornar este problema.

Na Tabela 2 são mostradas as estatísticas das malhas e na Figura 21 encontra-se a representação dessas malhas na superfície do GFF. Na Figura 22 a representação do domínio e da região próxima ao GFF também são apresentadas para a malha M3.

Tabela 2 – Estatísticas das malhas.

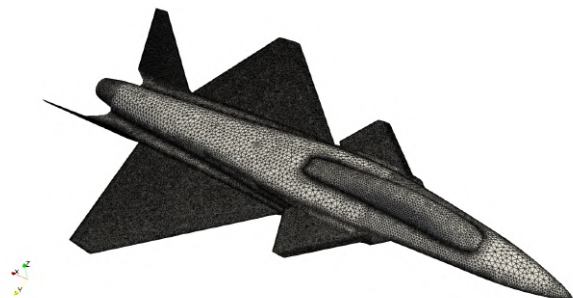
Malha	Volumes	Nós
M1	4.224.909	728.994
M2	6.809.614	1.179.407
M3	11.908.400	2.069.871
M4	21.905.651	3.824.377

Fonte: Autor.

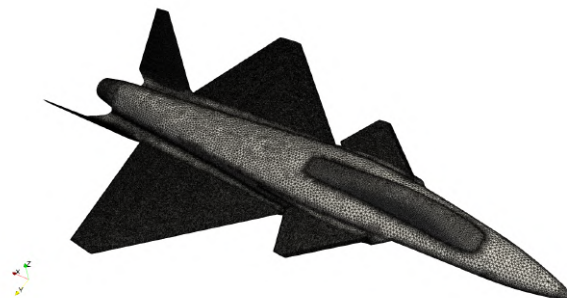
O domínio construído apresenta formato semiesférico. Para reduzir o custo computacional empregou-se a condição de simetria no plano central e a condição de *farfield* na fronteira externa. O modelo em escala da aeronave possui 2477,76 mm de comprimento, de modo que o raio da semiesfera é 35 vezes maior do que esse valor. A topologia esférica do domínio permite a variação do ângulo de ataque da simulação sem a necessidade de reconstrução da malha, o que diminuiu o tempo de execução das rodadas. Além disso, utilizou-se a técnica de inicializar a simulação de um determinado ângulo de ataque com a solução do passo anterior, exceto para $\alpha = 0^\circ$.

Figura 21 – Representação das malhas propostas.

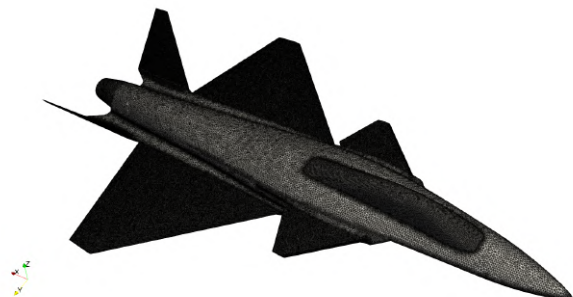
(a) M1.



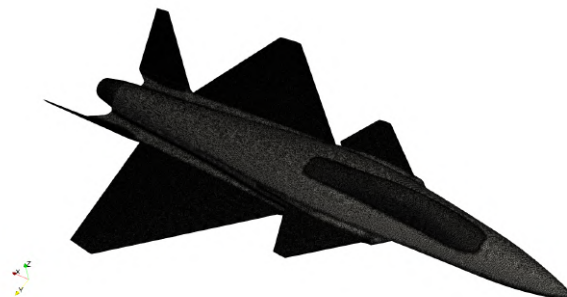
(b) M2.



(c) M3.



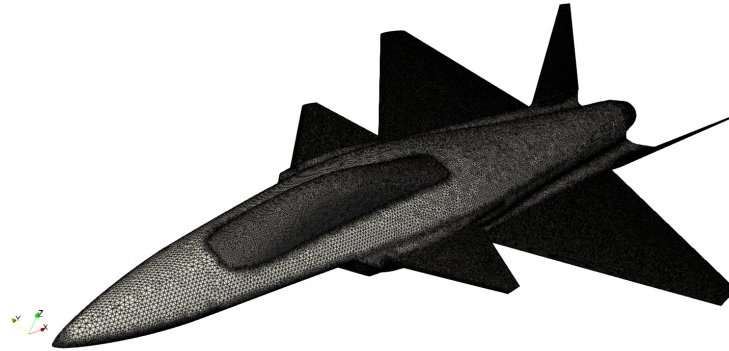
(d) M4.



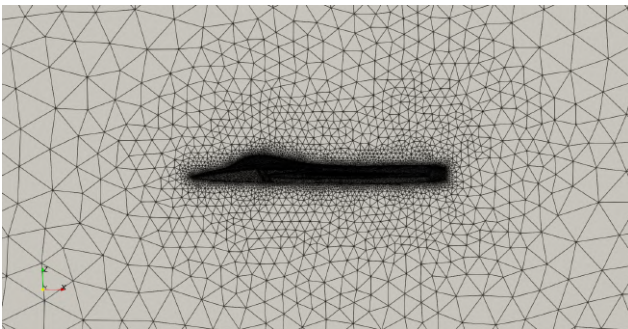
Fonte: Autor.

Figura 22 – Representação da malha M3.

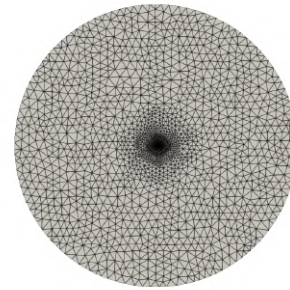
(a) Superfície do GFF.



(b) Domínio próximo da aeronave.



(c) Domínio distante.



Fonte: Autor.

4.3.2 Condições de Contorno

As condições de contorno buscaram reproduzir o cenário estudado nos ensaios em túnel de vento (Nepomuceno, 2022). No entanto, devido à hipótese de escoamento invíscido, a escala do modelo e os valores de densidade e velocidade não precisam satisfazer os critérios de similaridade relacionados ao número de Reynolds. Dessa forma, as condições de contorno aplicadas em todas as simulações são apresentadas na Tabela 3.

Tabela 3 – Condições de contorno.

Parâmetro	Valor	Unidade
p_{∞}	101.325	Pa
T_{∞}	288,15	K
ρ_{∞}	1,225	kg/m ³
V_{∞}	40	m/s
M	0,1175	-

Fonte: Autor.

Para as malhas M1 e M2 os ângulos de ataque estudados foram 0°, 7,5°, 15°, 22,5° e 30°. Para as malhas M3 e M4, além desses valores, foram adicionados os ângulos de 5°, 12,5°, 17,5°, 27,5°, 32,5° e 35°.

4.3.3 Critério de Convergência

Como já mencionado, a convergência de simulações de Euler é difícil, principalmente para altos ângulos de ataque (Michal, 1998). Portanto, dois critérios de convergência foram considerados. Para baixos ângulos de ataque o resíduo da pressão foi monitorado e o critério de convergência adotado foi o *root mean square* (RMS) da ordem de 10^{-12} . Para os casos em que esse critério não foi atingido a simulação foi executada por 4000 iterações. O coeficiente de sustentação (C_L) foi monitorado e, como ao final das iterações a solução apresentava oscilação em um intervalo determinado, o valor definido para os resultados foi a média das últimas 1000 iterações, semelhante ao procedimento adotado por Ferreira (2024).

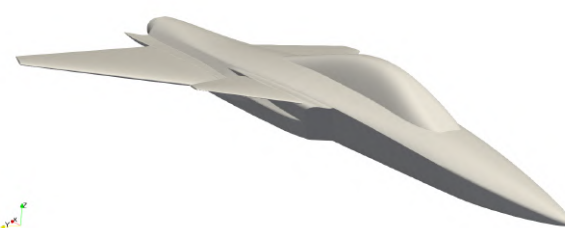
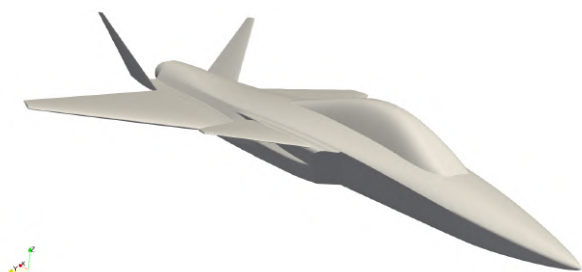
4.4 MODIFICAÇÕES NA GEOMETRIA

A geometria original do GFF (Figura 23a) foi modificada em ambiente de *Computer Aided Design* (CAD) com o objetivo de investigar o impacto das superfícies aerodinâmicas no desempenho da aeronave em estudos de projeto conceitual. Para isso foram desenvolvidas as configurações sem empenagem (*tailless*) (Figura 23b), sem *canard* (*canardless*) (Figura 23c) e a configuração de asa isolada (*wing only*) (Figura 23d). Para as comparações entre as geometrias a componente de arrasto viscoso foi removida, uma vez que este dado estava disponível apenas para a configuração original. Dessa forma, as análises não consideram essa componente.

Figura 23 – Representação das diferentes geometrias.

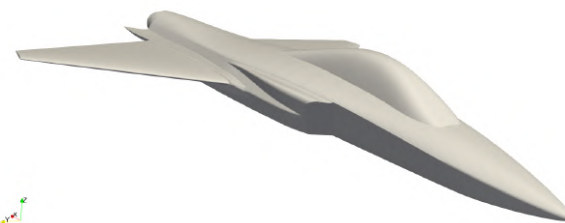
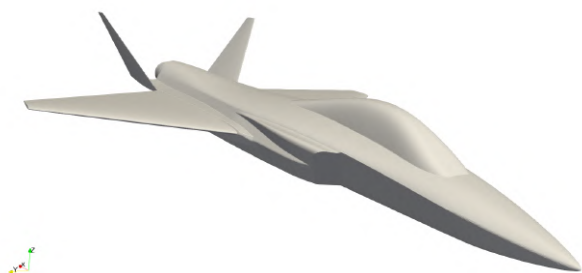
(a) GFF original.

(b) GFF *tailless*.



(c) GFF *canardless*.

(d) GFF *wing only*.



Fonte: Autor.

As malhas utilizadas para as simulações das diferentes geometrias baseiam-se na malha M3 do

GFF original. As estatísticas referentes a essas malhas são apresentadas na Tabela 4.

Tabela 4 – Estatísticas das malhas para as diferentes geometrias.

Configuração	Volumes	Nós
GFF original	11.908.400	2.069.871
GFF <i>tailless</i>	5.990.704	1.040.912
GFF <i>canardless</i>	9.052.790	1.586.430
GFF <i>wing only</i>	3.600.647	636.251

Fonte: Autor.

A redução significativa no número de elementos das malhas referentes às configurações GFF *tailless* e GFF *wing only* está associada principalmente à elevada concentração de elementos presente na empenagem, sobretudo na região do seu bordo de fuga.

4.5 RECURSOS DISPONÍVEIS

A licença do pacote ANSYS foi disponibilizada pela FESJ/UNESP para uso no computador pessoal do autor. Os recursos computacionais empregados nas simulações consistem em dois computadores pessoais cujas configurações de *hardware* são detalhadas abaixo.

1. Processador AMD Ryzen 9 5900X (12 núcleos) e 64 GB de memória RAM DDR4 (3200 MHz).
2. Processador AMD Ryzen 9 9900X (12 núcleos) e 128 GB de memória RAM DDR5 (3600 MHz).

Dessa forma, o tamanho das malhas foi limitado pela quantidade máxima de memória RAM disponível. Além disso, devido à elevada contagem de elementos, as simulações da malha M4 puderam ser executadas apenas no segundo computador.

5 RESULTADOS

Nesta seção, os resultados obtidos são apresentados e discutidos, divididos entre validação e comparação das configurações.

5.1 VALIDAÇÃO DAS MALHAS

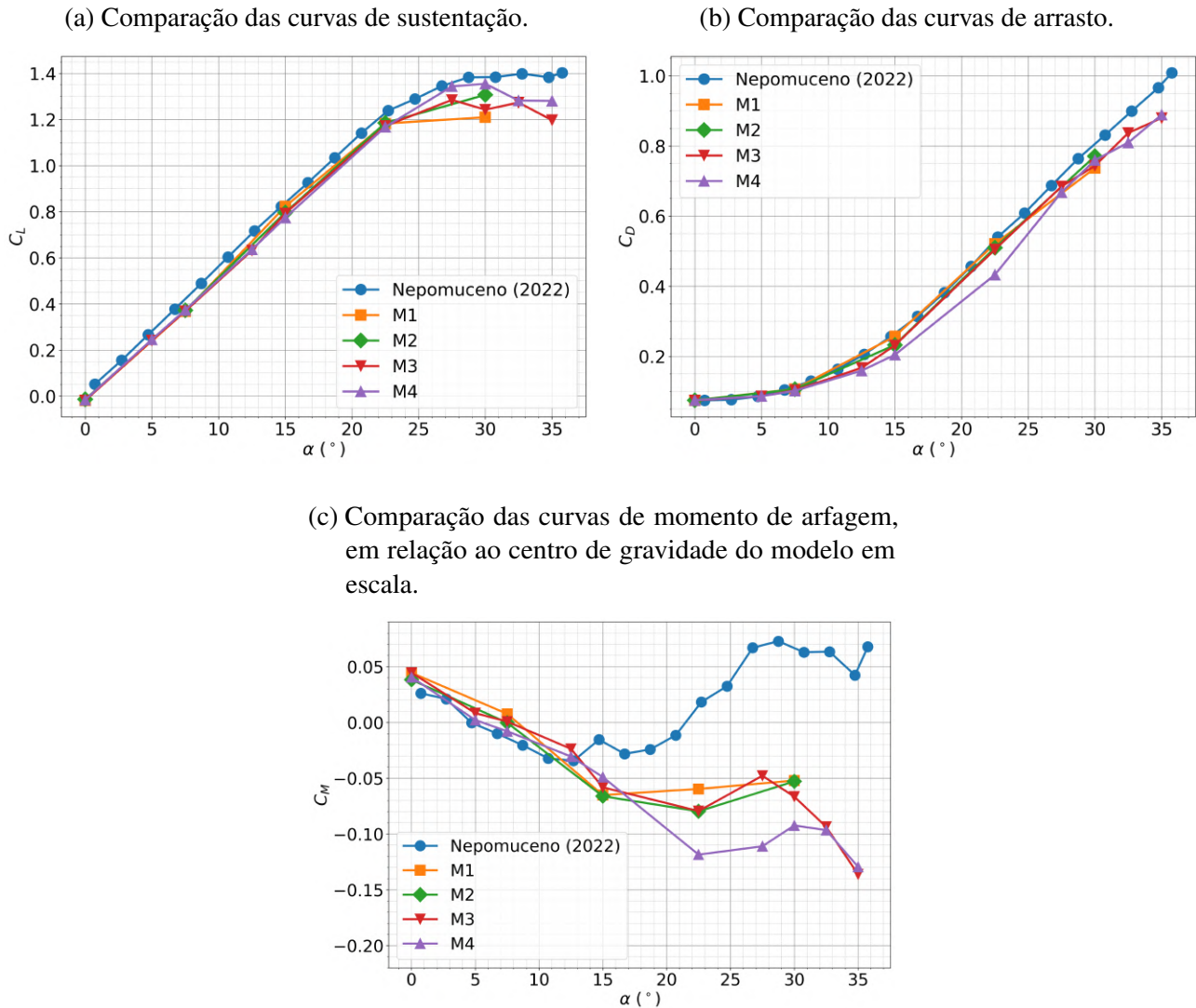
As comparações entre as soluções das quatro malhas e os dados experimentais (Nepomuceno, 2022) são mostradas na Figura 24. Na Figura 24a, verifica-se que todas as malhas calcularam um deslocamento substancial dos dados de referência. No entanto, a inclinação da curva é bem representada em todos os casos até o $\alpha = 22,5^\circ$. Após esse valor, os resultados se mostraram diferentes e pouco confiáveis (Newsome; Thomas, 1986), mas a malha M4 se aproximou mais da curva experimental. Além disso, o fenômeno do *vortex lift* não é facilmente visível pela curva de sustentação, ainda que as três malhas mais grossas (M1, M2 e M3) tenham apresentado uma mudança de inclinação entre $\alpha = 7,5^\circ$ e $\alpha = 15^\circ$. Em relação ao erro sistemático do deslocamento da curva, as causas mais prováveis desse efeito são um possível erro de calibração nos ensaios de túnel de vento ou uma pequena diferença na área de referência utilizada para os cálculos. Além disso, é possível que a solução numérica se encontre na região de erro experimental.

Nas curvas de arrasto (Figura 24b), em que o arrasto parasita foi adicionado nas soluções numéricas, as três malhas mais grossas capturaram valores mais próximos dos experimentais até $\alpha = 22,5^\circ$. A exceção é o ponto de $\alpha = 15^\circ$ em que há uma diferença notável, o que reflete o comportamento da curva de sustentação. No entanto, a malha M4 claramente subestimou os valores em boa parte dos ângulos de ataque avaliados, ainda que tenha voltado a se alinhar com as outras malhas a partir de $\alpha = 22,5^\circ$. Esse resultado provavelmente está relacionado ao refinamento excessivo da malha e à perda da dissipação numérica, o que modifica a formação dos vórtices em simulações de escoamento invíscido (Crippa, 2008).

O momento de arfagem (Figura 24c) foi calculado com a mesma referência do túnel de vento (centro de gravidade para o voo no modelo em escala). No entanto, cada malha representou essa variável de forma distinta. Uma explicação para esse resultado é a dinâmica dos vórtices que geram o *vortex lift* somada à presença do *canard* e à interação de seu vórtice com o vórtice da asa. Tais fatores resultam em uma física complexa para se modelar com um modelo de simulação menos sofisticado. Ainda assim, a malha M4 se aproximou da curva experimental em ângulos de ataque baixos até $\alpha = 12^\circ$. Porém, após esse valor, todas as malhas falharam na predição dessa variável. Os resultados numéricos indicaram que a aeronave possui comportamento estável longitudinalmente por uma faixa de ângulos de ataque maior do que a experimental. Dessa forma, as simulações não capturaram a região de estabilidade neutra e atrasaram a previsão da instabilidade. Esse resultado reflete bem os trabalhos de Finley & Karman Jr. (1996) e Michal (1998), que indicam que simulações de escoamento invíscido apresentam dificuldades em elevados ângulos de ataque.

Ao avaliar numericamente o erro relativo para cada malha em $\alpha = 7,5^\circ$, $\alpha = 15^\circ$ e $\alpha = 22,5^\circ$ (Tabela 5), observa-se que a malha M1 capturou os valores mais próximos dos experimentais na maioria

Figura 24 – Validação das malhas propostas.



Fonte: Autor.

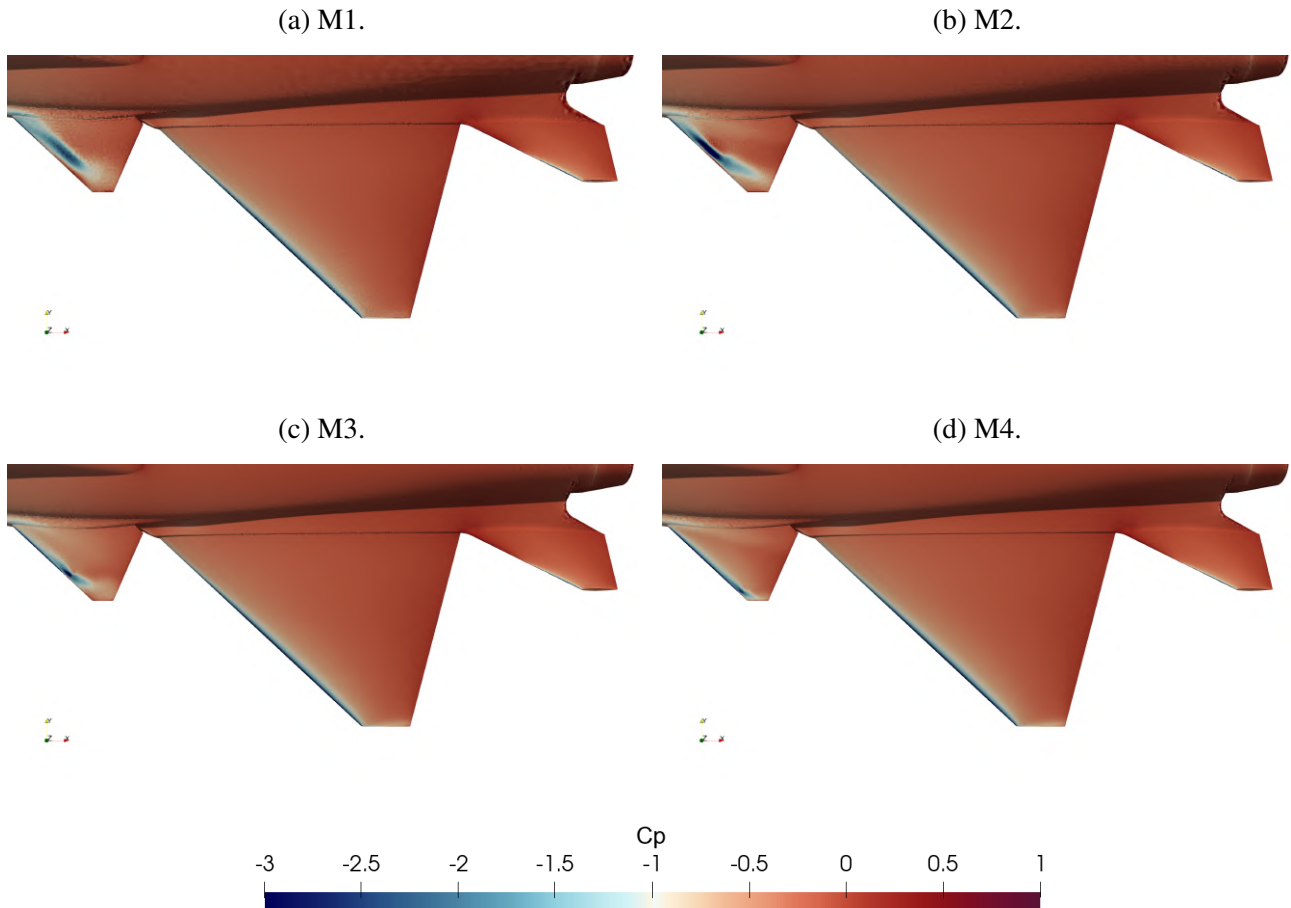
dos casos. À medida que o refinamento foi aumentado, a solução apresentou maior discrepância em relação aos dados de referência. Esse comportamento confirma a influência da dissipação numérica nos resultados de soluções Euler para escoamentos sujeitos ao *vortex lift*, visto que essa dissipação é inversamente proporcional ao refinamento da malha.

Na análise da topologia do escoamento a partir do Coeficiente de Pressão (C_p) em baixo ângulo de ataque (Figura 25), nota-se que todas as malhas capturaram um comportamento similar para o vórtice da asa. No entanto, o vórtice do *canard* apresentou variações significativas entre as malhas. As regiões de baixa pressão indicam que as malhas mais grossas anteciparam o desprendimento do vórtice do *canard*. A malha M1 (Figura 25a), por exemplo, mostrou o vórtice totalmente descolado. Já as malhas M2 e M3 tiveram resultados parecidos e a diferença foi principalmente na intensidade do vórtice. A malha mais fina (Figura 25d), porém, manteve o vórtice aderido quase até a ponta do *canard*. Apesar dessas diferenças, a influência nos coeficientes de sustentação e arrasto é mínima. O momento de arfagem apresentou sensibilidade considerável à resolução da malha, o que nesses ângulos baixos possivelmente é dominado pelos efeitos do *canard* (Figura 24c).

Tabela 5 – Erros relativos das malhas em relação aos dados experimentais.

α (°)	Malha	Erro C_L (%)	Erro C_D (%)
7.5	M1	12.61	5.85
	M2	11.56	6.42
	M3	12.45	8.89
	M4	11.27	10.28
15.0	M1	1.87	2.84
	M2	5.01	12.15
	M3	5.40	12.58
	M4	7.68	22.72
22.5	M1	3.89	2.14
	M2	3.69	4.19
	M3	4.76	5.15
	M4	5.09	18.67

Fonte: Autor.

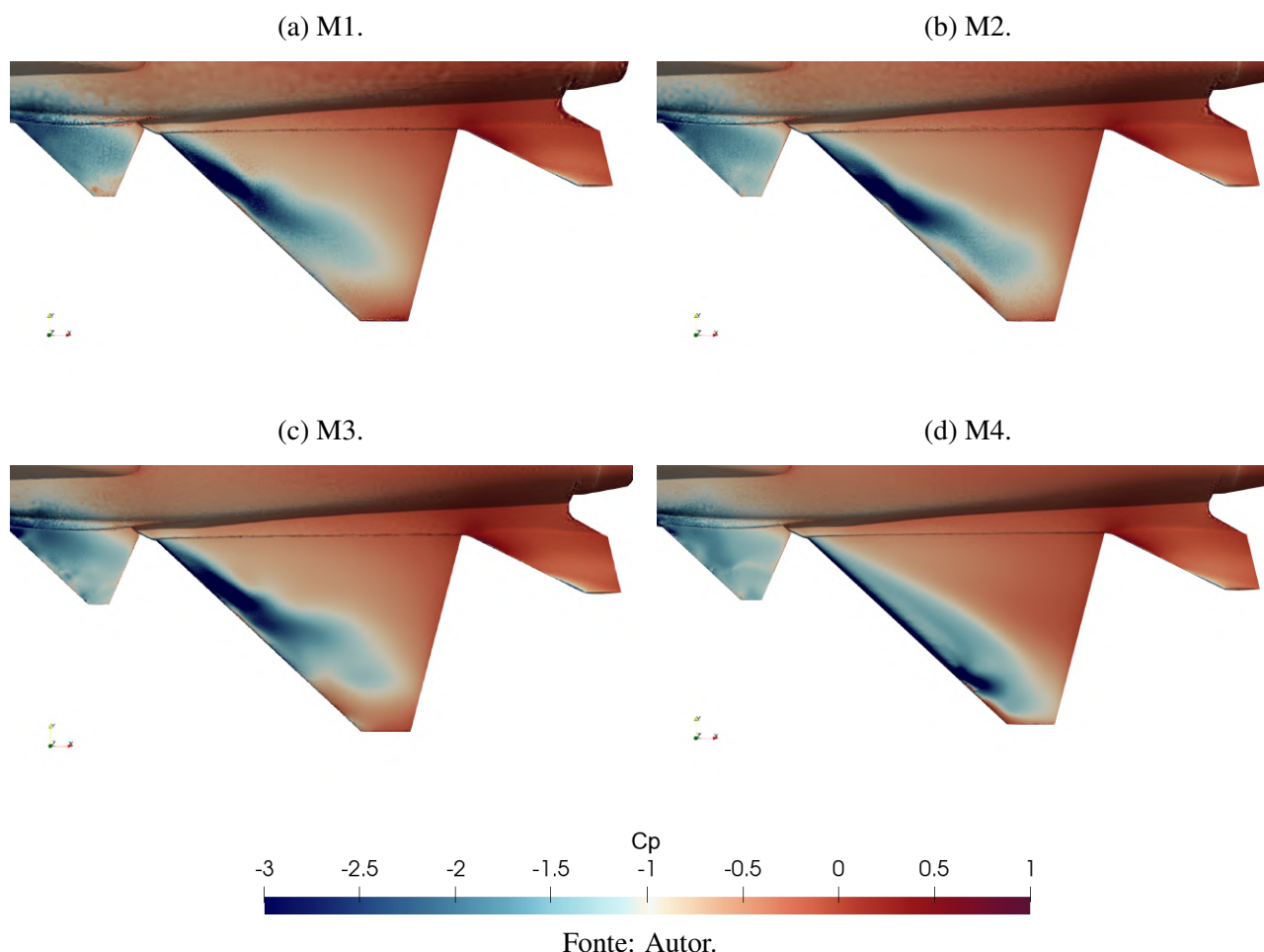
Figura 25 – Comparação do C_p sobre o GFF para as quatro malhas, em $\alpha = 7,5^\circ$.

Fonte: Autor.

Em contraste com o caso de baixo α , a topologia em elevados ângulos de ataque (Figura 26) sugere ser dominada pelo vórtice da asa. Nessa condição, as malhas M1, M2 e M3 capturaram o vórtice desprendido, mas a malha mais fina (Figura 26d) manteve o vórtice aderido em uma parte maior da envergadura do bordo de ataque. Essa diferença topológica provavelmente contribui para as discrepâncias nas curvas de arrasto e de momento de arfagem (Figura 24). A malha M1 (Figura

26a) mostrou um vórtice mais largo, enquanto o vórtice da M2 (Figura 26b) percorre uma extensão ligeiramente maior da asa. Já a solução da M3 (Figura 26c) sugere uma descontinuidade no vórtice. Essas diferenças observadas demonstram a dependência da malha para a formação do vórtice em simulações invíscidas (Rizzi; Luckring, 2021). O *canard* teve comportamento bastante diferente em todas as quatro malhas, resultado que provavelmente é governado por efeitos não lineares e pelo *vortex breakdown*.

Figura 26 – Comparação do C_p sobre o GFF para as quatro malhas, em $\alpha = 22,5^\circ$.



Assim, ao combinar a análise das curvas (Figura 24), da topologia (Figura 25 e Figura 26) e a análise numérica do erro (Tabela 5), foi possível definir a malha para a próxima etapa. A malha M4 foi descartada por apresentar arrasto e momento de arfagem muito abaixo do esperado a partir de ângulos de ataque moderados, além de ter o maior custo computacional, ainda que fosse a mais próxima em sustentação. Pela análise dos erros, a M1 seria a melhor escolha, seguida da M2. No entanto, essas duas malhas já apresentavam contagens de elementos baixas dada a geometria complexa do GFF. Ao variar as configurações, observou-se que o número de elementos estava bastante associado à presença da empenagem. Portanto, malhas equivalentes à M1 e M2 para outras configurações poderiam não ser capazes de representar a geometria adequadamente. Por essa razão, optou-se por selecionar a M3 como malha base para as outras análises.

5.2 EFEITOS DAS MODIFICAÇÕES NA GEOMETRIA

Ao comparar o desempenho das quatro configurações propostas (Figura 27), nota-se um comportamento peculiar na configuração *tailless*. Ao avaliar a sustentação (Figura 27a), verifica-se que essa configuração apresentou uma perda de sustentação mais suave e valores de sustentação substancialmente mais altos do que a configuração original, além de capturar uma pequena mudança de inclinação da curva a partir de $\alpha = 12,5^\circ$. A configuração *canardless* apresenta os menores valores de sustentação, enquanto a configuração *wing only* exibe um comportamento próximo ao da configuração original, além de apresentar uma inclinação ligeiramente diferente das demais, com uma suave mudança de derivada também em $\alpha = 12,5^\circ$. O ponto mais interessante desses resultados é que ambas as configurações com empenagem (original e *canardless*) perdem sustentação de maneira antecipada e que as configurações com *canard* aparentam perder sustentação de forma mais tardia, como observado por Oelker & Hummel (1989).

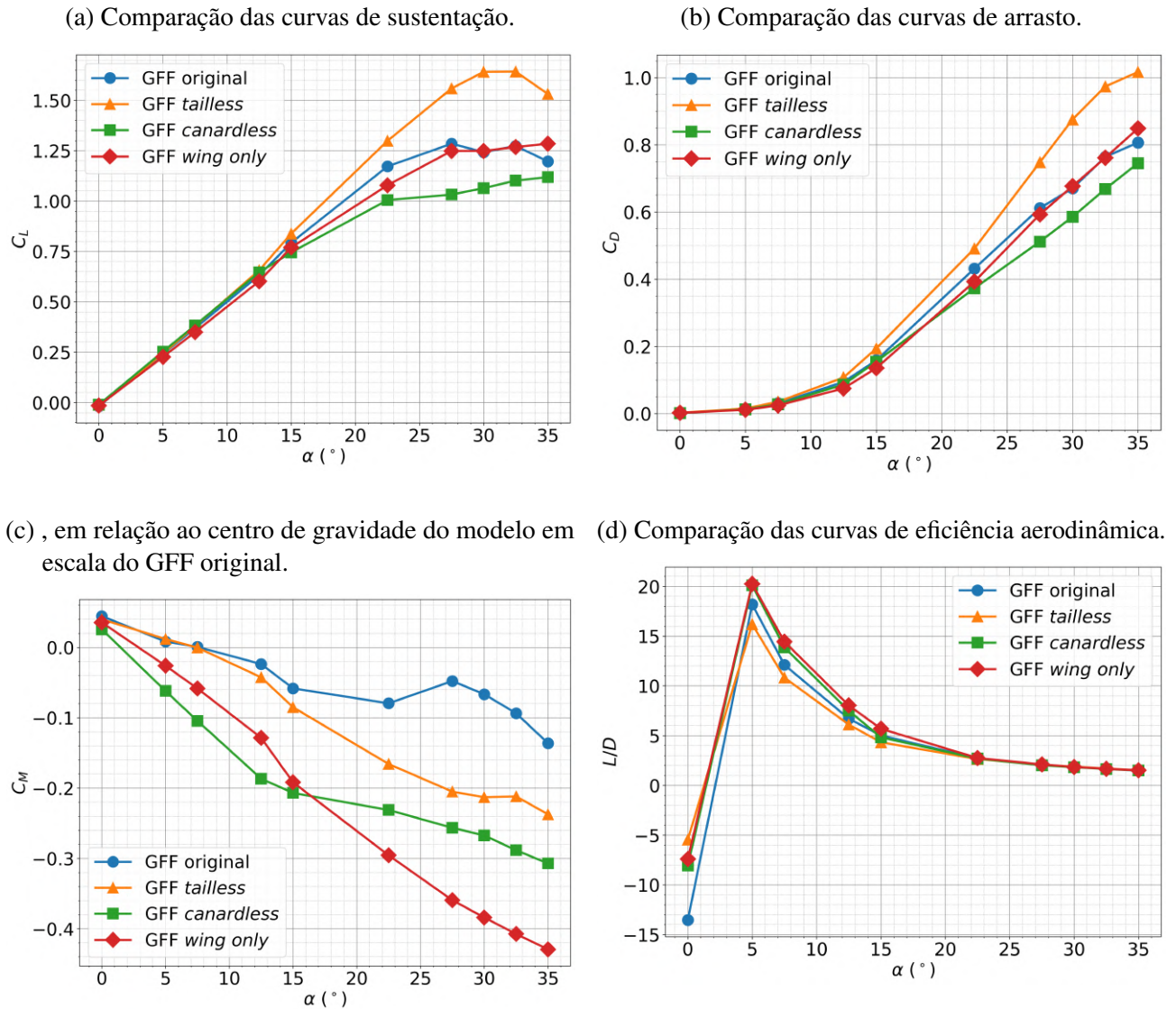
Na curva de arrasto (Figura 27b), ao desconsiderar o arrasto viscoso, o comportamento das curvas é semelhante ao observado na sustentação. A configuração *tailless* atinge os maiores valores de arrasto, assim como a configuração *canardless* atinge os menores. Novamente, é curioso que a configuração *wing only* não apresente os menores valores. Contudo, essa questão, unida aos resultados de sustentação, sugere que a empenagem está sujeita a um intenso efeito de *downwash* gerado pela dinâmica dos vórtices.

Na curva de momento de arfagem (Figura 27c), todas as novas configurações mostraram-se mais estáveis longitudinalmente, devido à queda na inclinação das curvas. Este fato mostra-se, mais uma vez, contraintuitivo, já que a empenagem, ainda que em V, auxilia na estabilização da aeronave e o *canard* normalmente busca aumentar a manobrabilidade ao inserir instabilidade na aeronave. A eficiência aerodinâmica (Figura 27d) demonstra que as configurações são bastante semelhantes, principalmente em elevados ângulos de ataque, mas que a configuração *wing only* se mostra a melhor de todas, acompanhada da *canardless*, enquanto a *tailless* se mostra a pior. Em $\alpha = 0^\circ$ a diferença é grande porque o arrasto é muito pequeno, já que a componente induzida é mínima.

Na Figura 28, apresentam-se as curvas de pressão no extradorso da asa do GFF ao longo da envergadura (desconsiderando a fuselagem), para as diferentes configurações, em um ângulo de ataque de $\alpha = 15^\circ$. Os dados foram extraídos em uma seção longitudinal de aproximadamente metade da corda média geométrica ($x \approx 1,71$ m, a partir do nariz da aeronave). Nessas curvas, observa-se que a configuração original apresentou o maior pico de sucção, localizado em uma região próxima ao bordo de ataque. A configuração *tailless* capturou o vórtice em uma posição um pouco mais interna, com intensidade significativamente menor, mas ainda consideravelmente próximo do bordo de ataque. A configuração *canardless* capturou um vórtice de maior diâmetro, porém mais próximo da raiz da asa e de menor intensidade. Já a configuração *wing only* apresentou um vórtice com diâmetro semelhante ao das configurações com *canard*, porém ainda mais próximo da raiz da asa, além de exibir um segundo pico de sucção próximo ao bordo de ataque. Esses resultados confirmam que a presença do *canard* em posição alta afasta os vórtices da raiz e aumenta o pico de sucção na proximidade do bordo de ataque (Oelker; Hummel, 1989).

Para auxiliar na análise das curvas de pressão e na visualização da formação do vórtice, a Figura

Figura 27 – Desempenho aerodinâmico das diferentes configurações propostas.

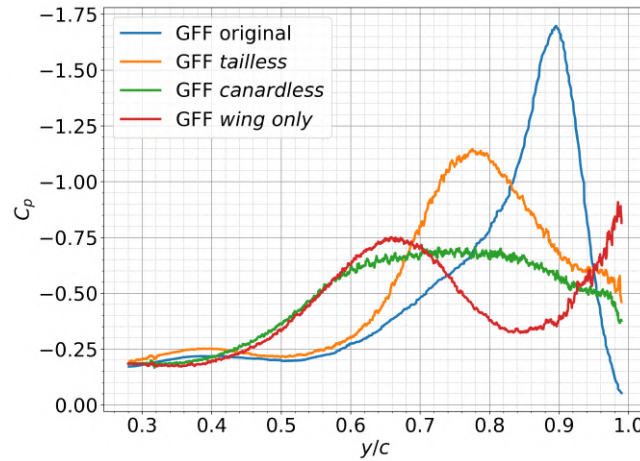


Fonte: Autor.

29 mostra a formação das estruturas vorticosas por meio dos contornos de Convolução Integral de Linha (LIC) e do C_p . As setas inseridas indicam a formação de estruturas de vórtice, em que a seta amarela aponta a formação do vórtice do *chine* (uma superfície de geração de vórtice presente em aeronaves de quinta geração), a seta verde indica o vórtice do *canard*, a seta azul destaca o vórtice combinado do *chine* e do *canard* e a seta vermelha indica o vórtice da asa. No GFF original (Figura 29a) é possível diferenciar os vórtices do *chine* e do *canard* bem como sua combinação, mas o vórtice da asa não pôde ser claramente identificado. Observa-se ainda que a empenagem modifica a topologia do vórtice, interação que pode explicar os dados obtidos de desempenho aerodinâmico.

A configuração *tailless* (Figura 29b) não capturou os vórtices do *canard* e do *chine* isoladamente. Isso provavelmente está relacionado a erros numéricos, embora o vórtice da asa tenha sido representado com baixa intensidade. A configuração *canardless* (Figura 29c) logicamente não apresenta um vórtice de *canard* e por isso o vórtice do *chine* se desenvolveu com menor intensidade ao longo da aeronave. No entanto o vórtice da asa foi capturado e apareceu próximo ao intradorso da empenagem. Semelhante

Figura 28 – Curvas de C_p sobre o extradorso da asa, em $\alpha = 15^\circ$, para $x = 1,71$ m.



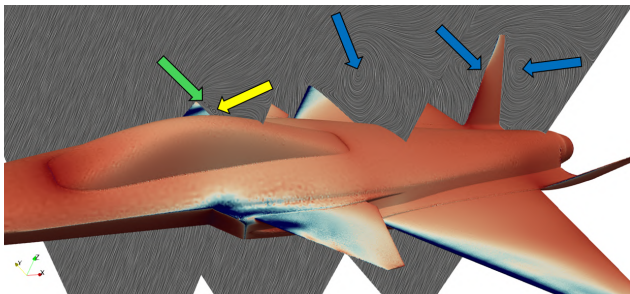
Fonte: Autor.

ao caso do GFF original, essa interação do vórtice do *chine* com o vórtice da asa pode explicar a queda da sustentação para essa configuração. Para a configuração *wing only* (Figura 29d) observa-se novamente que os vórtices do *chine* e da asa foram capturados mas, sem a presença da empennagem, ambos se apresentaram mais próximos entre si.

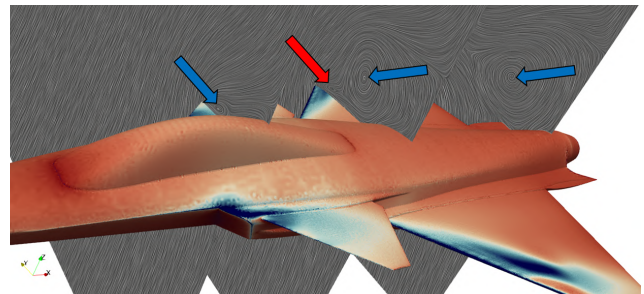
A análise do C_p completa essa discussão com as regiões azul-escuras (menor pressão) coincidindo com a formação dos vórtices e com o comportamento observado Figura 28.

Figura 29 – Visualização lateral das LICs, em $\alpha = 15^\circ$.

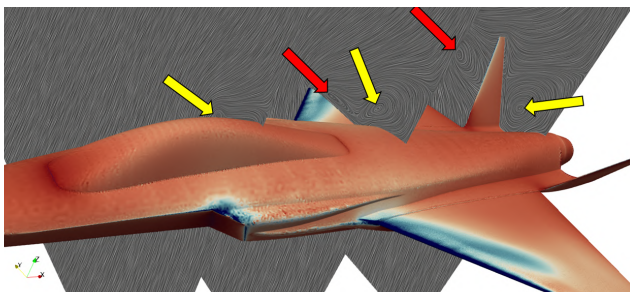
(a) GFF original.



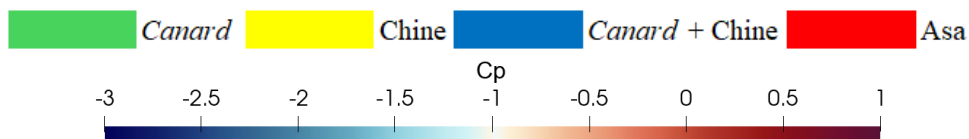
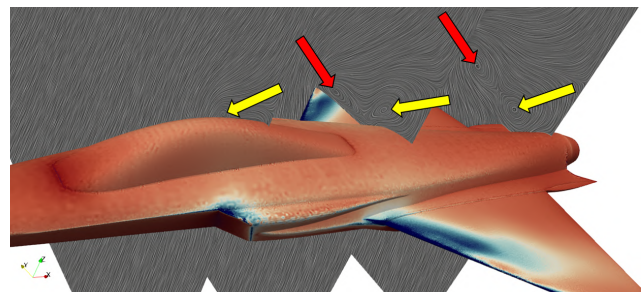
(b) GFF tailless.



(c) GFF canardless.



(d) GFF wing only.

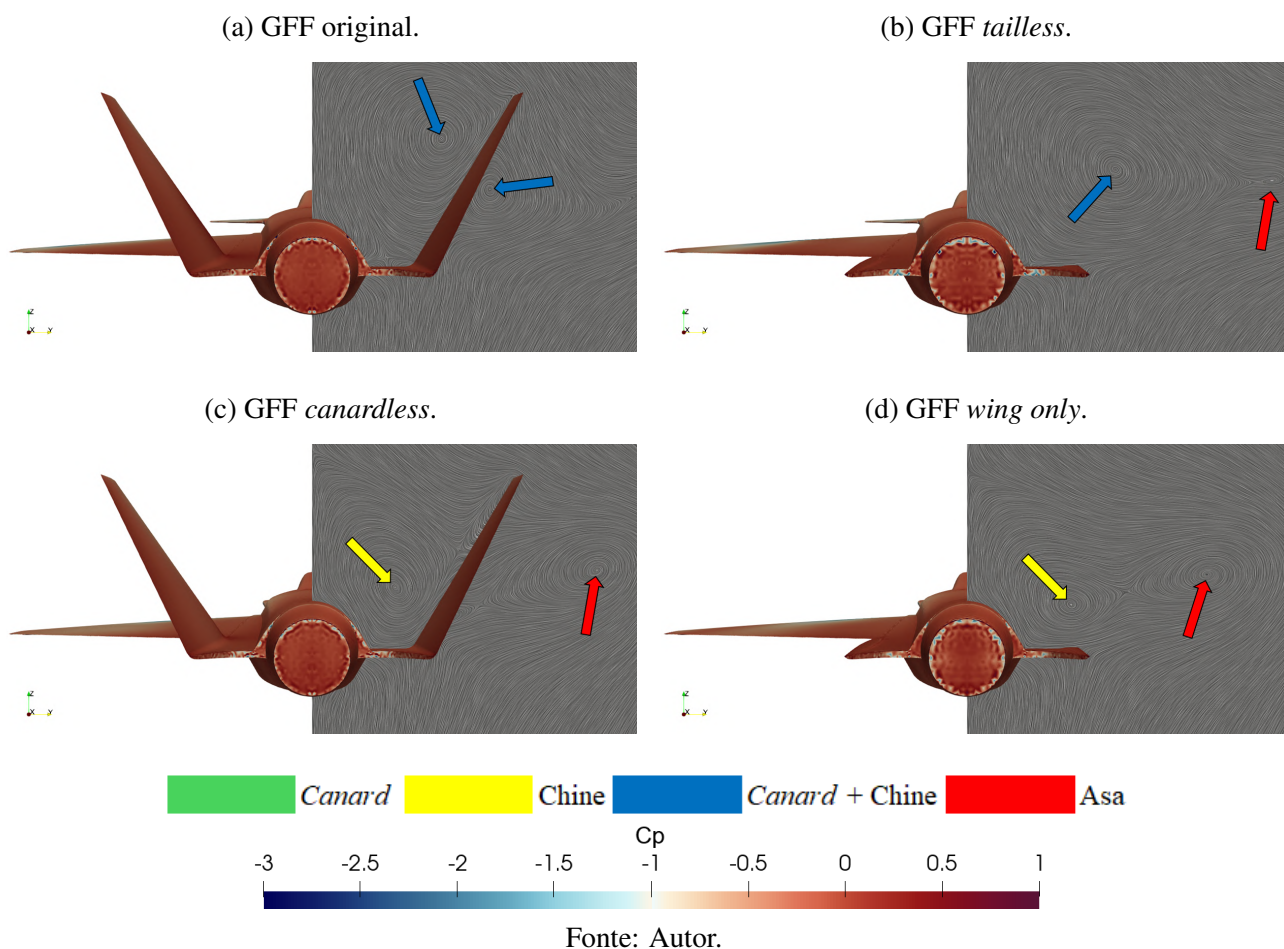


Fonte: Autor.

Ao avaliar os vórtices nessa mesma condição mas sob uma vista posterior ao último plano de LIC (Figura 30), verifica-se que para o GFF original (Figura 30a) o vórtice da asa realmente não foi capturado e o vórtice combinado do *chine* e do *canard* se divide devido à presença da empenagem. Isso fortalece a hipótese da perda de desempenho aerodinâmico e sugere que efeitos de aeroelasticidade, como o *buffeting*, podem ocorrer devido à interação *canard*-empenagem. O GFF *tailless* (Figura 30b) capturou um vórtice combinado de grande diâmetro e também capturou o vórtice da asa bem afastado da fuselagem. A configuração *canardless* (Figura 30c) capturou o vórtice do *chine* bem mais interno do que o vórtice combinado e também capturou o vórtice da asa mais próximo da fuselagem. A configuração *wing only* (Figura 30d) confirma a discussão anterior sobre a proximidade entre o vórtice do *chine* e o da asa.

Esses resultados colaboram novamente com a expectativa de que a presença do *canard* afasta o vórtice da asa da fuselagem e atrasa a sua formação (Oelker; Hummel, 1989), visto que as configurações com *canard* apresentam vórtices de asa menores ou ainda não desprendidos.

Figura 30 – Visualização traseira das LICs, em $\alpha = 15^\circ$.



Na análise do vórtice a partir do critério Q (Figura 31) em $\alpha = 22,5^\circ$, ângulo no qual o GFF original inicia a perda de sustentação, é possível observar a formação distinta dos vórtices do *canard* e do *chine* para a configuração original (Figura 31a), indicados pelas setas verde e amarela. O vórtice da asa, apontado pela seta vermelha, já se mostrou desenvolvido e, embora nesta condição se espere encontrar indícios de *vortex breakdown*, tal fenômeno não está explícito nesta representação. Nota-se também que o vórtice da asa ocupou uma posição externa à fuselagem e que o escoamento combinado

do *canard* e do *chine* interagiu com a empenagem e se dividiu. Na configuração *tailless* é possível observar os vórtices do *chine* e *canard* separadamente, diferentemente da análise anterior. Além disso, tais estruturas apresentaram aparência mais uniforme e estável, o que pode contribuir com o ganho de sustentação.

A configuração *canardless* (Figura 31c) apresentou a formação do vórtice da asa mais próxima à fuselagem, o que atraiu o vórtice para uma posição interna da asa. Além disso, o vórtice do *chine* não seguiu o mesmo caminho que o vórtice combinado das outras configurações, pois nesse caso encontrou a empenagem em uma posição mais baixa e mais próxima à raiz, o que pode contribuir com a queda na sustentação observada na Figura 27. A configuração *wing only* (Figura 31d) apresentou um vórtice de asa mais desorganizado e o vórtice do *chine* seguiu um comportamento semelhante ao da *canardless*. Ambas as configurações sem *canard* demonstraram estruturas de vórtice da asa mais desorganizadas e que podem estar sujeitas ao *breakdown*, como esperado pela influência na redução do ângulo efetivo e consequente atraso do *breakdown* com a presença do *canard* (Oelker; Hummel, 1989).

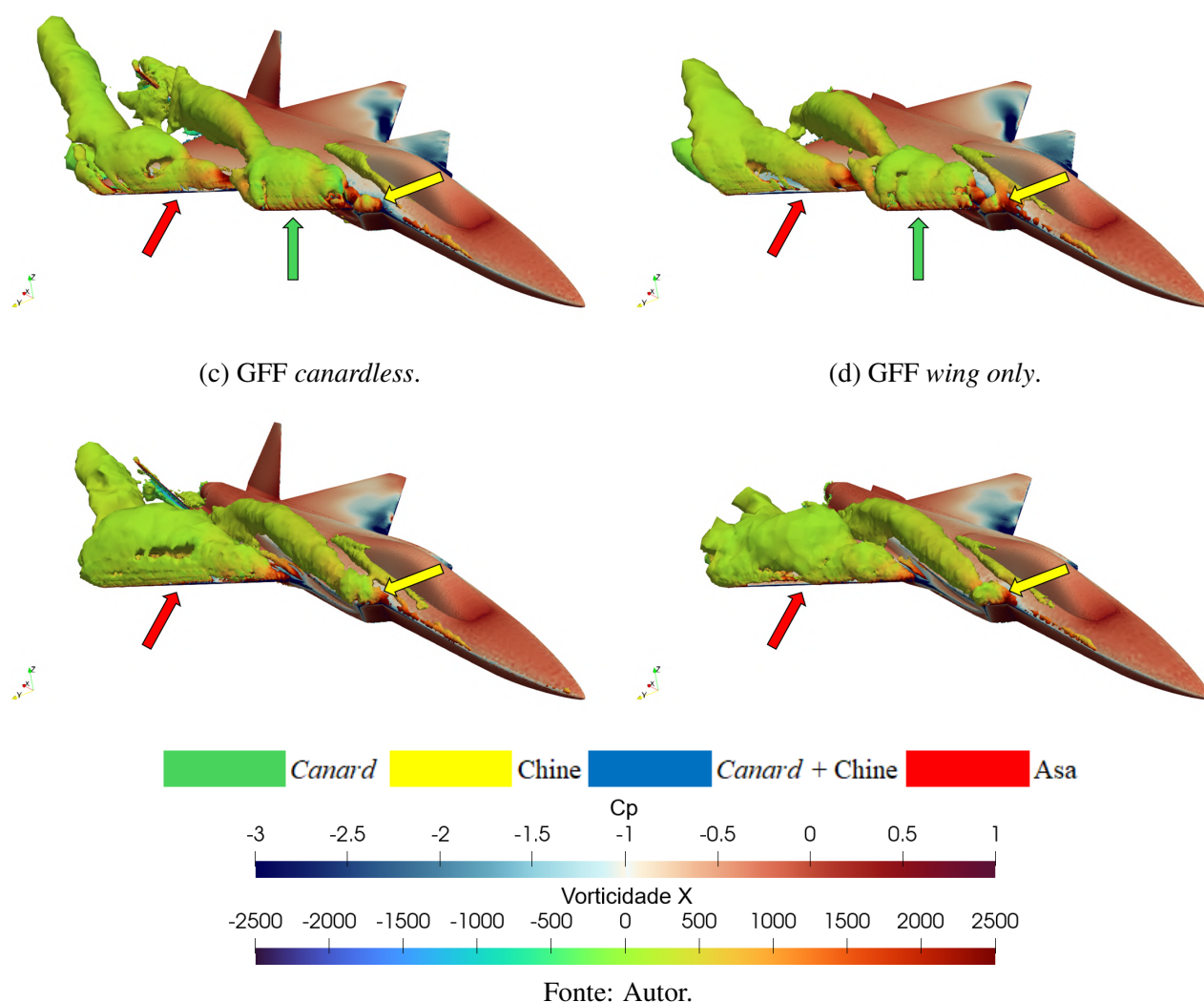
Figura 31 – Isosuperfícies do critério $Q = 50.000 \text{ s}^{-2}$, em $\alpha = 22,5^\circ$.

(a) GFF original.

(b) GFF *tailless*.

(c) GFF *canardless*.

(d) GFF *wing only*.



Do ponto de vista de projeto cada configuração avaliada poderia ser indicada para uma missão diferente, em condição de voo subsônico. Um caça focado em batalhas *dogfight* se beneficiaria da

configuração *tailless*, já que ela atinge valores maiores de sustentação e o arrasto pode ser compensado pelo uso de motores de alta potência para essas condições em que altos ângulos de ataque são atingidos. Um caça de monitoramento se beneficiaria das configurações *wing only* ou *canardless*, por apresentarem a melhor eficiência aerodinâmica e conseqüentemente a melhor autonomia. Um caça multimissão seria beneficiado pela configuração original, que oferece bom desempenho no geral. Para voo supersônico, é provável que as configurações tenham alterações significativas de desempenho.

Considerando os requisitos de quinta e sexta geração, a assinatura radar também é relevante e a melhor configuração seria provavelmente a *wing only*. A *canardless* deveria apresentar uma assinatura semelhante, enquanto as configurações com empenagem muito provavelmente seriam menos furtivas.

6 CONCLUSÃO

Este trabalho teve como objetivo avaliar a viabilidade de utilizar simulações de escoamento invíscido no projeto conceitual de aeronaves de combate. A metodologia incluiu a geração de malhas em *software* comercial e a simulação e pós-processamento em código aberto para obter o desempenho aerodinâmico de diferentes malhas e configurações de geometrias.

O modelo simulado foi o *Generic Future Fighter* (GFF), um modelo desenvolvido em cooperação Brasil-Suécia que fornece uma plataforma de estudos para o projeto de caças de quinta geração. Os resultados confirmam que as simulações Euler para escoamentos com formação de *vortex lift* fornecem dados valiosos, mas apresentam sensibilidade ao nível de refinamento de malha devido à dissipação numérica inversamente proporcional a esse refinamento. A validação foi realizada através de dados experimentais e demonstrou boa correlação, o que comprovou a capacidade da metodologia em avaliar o comportamento da aeronave sem a necessidade de busca por valores numéricos exatos.

Além da análise clássica de desempenho aerodinâmico, as simulações em Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) possibilitaram o estudo da topologia do escoamento. Isso permitiu identificar as estruturas de vórtices na aeronave e contribuiu significativamente para a discussão e avaliação dos resultados.

Ao avaliar as diferentes geometrias ficou claro que decisões de configuração são de extrema importância para o desempenho final da aeronave. A configuração original mostrou-se mais adequada num contexto multimissão enquanto a configuração *tailless* seria mais indicada para um contexto de combate aéreo aproximado, ou *dogfights*. Já as configurações *canardless* e *wing only* seriam mais adequadas para missões que necessitam de grande autonomia.

Para ampliar os resultados deste trabalho, algumas sugestões propostas incluem investigar um refinamento de malha local na região do vórtice com o objetivo de evitar o refinamento excessivo do bordo de ataque mas capturar mais informações do escoamento rotacional. Recomenda-se combinar isso com modelagens não estacionárias ou modelos mais sofisticados que incluem viscosidade, como RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*) ou idealmente LES (*Large Eddy Simulation*), pois tais métodos podem revelar informações sobre os vórtices secundários e permitir a identificação mais clara do *vortex breakdown*. Na parte do projeto poderia ser acoplado um algoritmo de otimização das superfícies, principalmente em relação ao ângulo de enflechamento e de posicionamento das superfícies, para melhorar o desempenho aerodinâmico e também avaliar os efeitos dos vórtices na estrutura com simulações aeroelásticas.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON JR., J. D. **Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications**. Nova Iorque, EUA: McGraw-Hill, 1995.
- ANDERSON JR., J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. Nova Iorque, EUA: McGraw-Hill Education, 2017.
- BUCKNER, J. K.; HILL, P. W.; BENEPE, D. Aerodynamic design evolution of the yf-16. *In: AIAA 6th Aircraft Design, Flight Test and Operations Meeting*. Los Angeles, EUA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1974. AIAA Paper No. 74-935.
- BYKERK, T.; GIANNELIS, N. F.; VIO, G. A. Static aerodynamic analysis of a generic fifth generation fighter aircraft. *In: AIAA SCITECH 2022 Forum*. San Diego, EUA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022. Doi: 10.2514/6.2022-1951.
- CELIK, I. B. *et al.* Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in cfd applications. **Journal of Fluids Engineering**, ASME, v. 130, n. 7, p. 078001, 2008.
- CHENG, L. *et al.* Integration analysis of conceptual design and stealth-aerodynamic characteristics of combat aircraft. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 8, n. 1, p. 40–48, 2016.
- CRIPPA, S. **Advances in Vortical Flow Prediction Methods for Design of Delta-Winged Aircraft**. 2008. Tese (Doutorado) — KTH Royal Institute of Technology, Estocolmo, Suécia, 2008.
- DAVIS, W. H. The role of cfd applied to high performance aircraft. *In: . [S.L.]*: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1990. AIAA Paper 90-3071-CP.
- de Resende, O. C. The evolution of the aerodynamic design tools and transport aircraft wings at Embraer. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences & Engineering**, v. 26, n. 4, p. 379–390, 2004.
- DELERY, J. M. Aspects of vortex breakdown. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 30, n. 1, p. 1–59, 1994.
- DICARA, D. **Development of an aerodynamic/RCS framework for the preliminary design of a hypersonic aircraft**. 2006. Dissertação (Mestrado) — Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, EUA, 2006.
- DOURADO, G. d. S. *et al.* Validation of non-viscous flow approach for generic future fighter. *In: 20th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering (ENCIT)*. Foz do Iguaçu, Brasil: [s.n.], 2024. Paper ENC-2024-0736.
- DUBIEF, Y.; DELCAYRE, F. On coherent-vortex identification in turbulence. **Journal of Turbulence**, Taylor & Francis, v. 1, n. 1, p. 011, 2000.
- EÇA, L.; HOEKSTRA, M. A procedure for the estimation of the numerical uncertainty of cfd calculations based on grid refinement studies. **Journal of Computational Physics**, Elsevier, v. 262, p. 104–130, 2014.
- ECONOMON, T. D. *et al.* SU2: An open-source suite for multiphysics simulation and design. **AIAA Journal**, AIAA, v. 54, n. 3, p. 828–846, 2016.

ELLE, B. J. **An Investigation at Low Speed of the Flow Near the Apex of Thin Delta Wings with Sharp Leading Edges.** [S.l.], 1961.

ERICKSON, G. E. Water-tunnel studies of leading-edge vortices. **Journal of Aircraft**, v. 19, n. 6, p. 442–448, 1982.

FERREIRA, D. O. **A Non-Viscous Analysis of the Effects of Mesh Refinement and Sweep Angle on the Aerodynamics of a Combat Aircraft.** 2024. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2024.

FERREIRA, D. O. *et al.* An inviscid investigation of mesh refinement and sweep angle effects on combat fighters. *In: AIAA Aviation 2024 Forum.* [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2024. AIAA Paper 2024-4017.

FINLEY, D. B.; KARMAN JR., S. L. **Euler Technology Assessment for Preliminary Aircraft Design-Compressibility Predictions by Employing the Cartesian Unstructured Grid SPLITFLOW Code.** [S.l.], 1996.

FRITZ, W. Numerical simulation of the peculiar subsonic flow-field about the VFE-2 delta wing with rounded leading edge. **Aerospace Science and Technology**, v. 24, n. 1, p. 45–55, 2013.

GORDNIER, R. E.; VISBAL, M. R. Computation of the aeroelastic response of a flexible delta wing at high angles of attack. **Journal of Fluids and Structures**, v. 19, p. 785–800, 2004.

HITZEL, S. M. Challenges & needs for the understanding of combat aircraft aerodynamics. *In: Specialists' Meeting on Application of CFD to NATO Vehicle Platforms.* Trondheim, Noruega: NATO Science and Technology Organization (STO), 2019. p. 19–1 – 19–22. Report STO-MP-AVT-307, Chapter 19.

HITZEL, S. M. Combat aircraft vortex interaction design, physics & cfd-tools. *In: AIAA SCITECH 2022 Forum.* San Diego, EUA: [s.n.], 2022. 10.2514/6.2022-0156.

HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W. **Aerodynamics for Engineering Students.** Burlington, EUA: Butterworth-Heinemann, 2003.

JAMESON, A.; SCHMIDT, W.; TURKEL, E. Numerical solution of the euler equations by finite volume methods using runge-kutta time-stepping schemes. *In: AIAA 14th Fluid and Plasma Dynamics Conference.* Palo Alto, EUA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1981. AIAA Paper 1981-1259.

KINARD, T. A.; HARRIS, B. W.; RAJ, P. **An Assessment of Viscous Effects in Computational Simulation of Benign and Burst Vortex Flows on Generic Fighter Wind-Tunnel Models Using TEAM Code.** [S.l.], 1995.

LEE, M.; SHIH, C.; HO, C. M. Response of a delta wing in steady and unsteady flow. *In: Proc. Forum on Unsteady Flow Separation, ASME 1987 Fluids Engineering Conference.* [S.l.: s.n.], 1987.

LUNDSTRÖM, D. *et al.* Subscale flight testing of a generic fighter aircraft. *In: 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS).* Daejeon, Coréia do Sul: [s.n.], 2016.

MICHAL, T. R. **Euler Technology Assessment for Preliminary Aircraft Design - Unstructured/Structured Grid NASTD Application for Aerodynamic Analysis of an Advanced Fighter/Tailless Configuration.** Hampton, EUA, 1998.

- MURAYAMA, M.; YAMAMOTO, K. Comparison study of drag prediction by structured and unstructured mesh method. **Journal of Aircraft**, v. 45, n. 3, p. 799–822, 2008.
- NEPOMUCENO, L. M. **Application of Subscale Flight Testing For Nonlinear Longitudinal Aerodynamic Estimates**. 2022. Tese (Doutorado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil, 2022.
- NEWSOME, R. W.; THOMAS, J. L. Computation of leading-edge vortex flows. *In*: CAMPBELL, J. F.; OSBORN, R. F.; FOUGHNER JR., J. T. (Ed.). **Vortex Flow Aerodynamics, Volume I**. [S.l.: s.n.], 1986. p. 305–330. N86-27205.
- OELKER, H.-C.; HUMMEL, D. Investigations on the vorticity sheets of a close-coupled Delta-Canard configuration. **Journal of Aircraft**, v. 26, n. 7, p. 657–666, 1989.
- PALACIOS, F. *et al.* Stanford university unstructured (SU²): An open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design. *In*: **51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition**. Grapevine, Texas: [s.n.], 2013. AIAA Paper 2013-0287.
- POLHAMUS, E. C. **Vortex Lift Research: Early Contributions and Some Current Challenges**. Hampton, EUA, 1986. NASA-CP-2416, N86-27191.
- PRICE, A.; SPICK, M. **Handbook of Great Aircraft of WWII**. Londres, Reino Unido: Abbeydale Press, 2000.
- RIZZI, A.; LUCKRING, J. M. Historical development and use of cfd for separated flow simulations relevant to military aircraft. **Aerospace Science and Technology**, v. 117, p. 106940, 2021.
- ROACHE, P. J. Quantification of uncertainty in computational fluid dynamics. **Annual Review of Fluid Mechanics**, Annual Reviews, v. 29, n. 1, p. 123–160, 1997.
- SOLTANI, M. *et al.* Effects of canard position on wing surface pressure. **Scientia Iranica**, v. 17, p. 136–145, 2010.
- TAJ, Z. U. D. *et al.* Design exploration and optimization of aerodynamics and radar cross section for a fighter aircraft. **Aerospace Science and Technology**, v. 133, p. 108114, 2023.
- VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method**. Harlow, Reino Unido: Pearson Education, 2007.
- WEBSTER, W. P.; TUREAUD, T. R. Numerical study of vortex breakdown on delta wings. *In*: **AIAA Applied Aerodynamics Conference, 8th**. Portland, EUA: [s.n.], 1990. AIAA Paper 90-3021.
- WHITFORD, R. **Design for Air Combat**. Londres, Reino Unido: Jane's Information Group, 1987.