

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
DO CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

GABRIEL DAY DA SILVA

ANÁLISE EM BAIXA FIDELIDADE DA ESTABILIDADE ESTÁTICA DE AERONAVES
ASA EM CAIXA

Joinville
2026

GABRIEL DAY DA SILVA

ANÁLISE EM BAIXA FIDELIDADE DA ESTABILIDADE ESTÁTICA DE AERONAVES
ASA EM CAIXA

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Curso de Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Rafael Gigena Cuenca

Joinville
2026

GABRIEL DAY DA SILVA

ANÁLISE EM BAIXA FIDELIDADE DA ESTABILIDADE ESTÁTICA DE AERONAVES
ASA EM CAIXA

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Curso de Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville (SC), 24 de Junho de 2026.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Rafael Gigena Cuenca
Orientador/Presidente

Prof. Dr. Talita Sauter Possamai
Membro(a)
UFSC

Prof. Dr. Juan Pablo de Lima Costa Salazar
Membro(a)
UFSC

Este trabalho é dedicado aos meus professores e colegas de classe.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Pedro David Bravo-Mosquera e Karim Abu Salem, que me auxiliaram durante o desenvolvimento deste trabalho e me forneceram as geometrias das aeronaves analisadas.

Agradeço aos meus colegas do Laboratório de Computação Científica e da Nisus aerodesign que me motivaram durante a elaboração deste trabalho.

Agradeço ao meu orientador Dr. Rafael Gigena Cuenca, que guiou a realização deste trabalho desde seu início.

E por fim agradeço a todos os autores cujos trabalhos sobre a configuração Asa em Caixa não somente possibilitaram o presente trabalho como também foram responsáveis por me interessar na temática.

“ In theory, there is no difference between theory and practice, but in practice there is. ”

Benjamin Brewster

RESUMO

Durante o projeto de uma aeronave, são utilizados modelos de baixa fidelidade que estimam a mecânica de voo do veículo. Essas ferramentas são corriqueiras durante o desenvolvimento de conceitos não tradicionais, como a configuração asa em caixa. Entretanto, os modelos utilizados para estimativa das derivadas de estabilidade estática desse tipo de aeronave não são conclusivamente validados pela literatura. Com o intuito de auxiliar a validação das estimativas de derivadas de estabilidade para esses casos, apresenta-se neste trabalho uma exploração das ferramentas comumente, em especial as formulações semiemíricas, o *vortex lattice method* e o método dos painéis. Para isso, realizou-se a análise de duas aeronaves sob esses três modelos aerodinâmicos. Foram estimados resultados em sua maioria concordantes através do emprego dos diferentes modelos, exceto para as estimativas da estabilidade direcional, de acordo com resultados prévios da literatura.

Palavra-chave: asa em caixa; estabilidade estática; VLM; Método dos Painéis.

ABSTRACT

During the design of an aircraft, many low fidelity models are used to estimate the flight mechanics of the vehicle. These tools are common during the development of non-traditional concepts, like the boxwing configuration. However, the models used to estimate the static stability derivatives of this type of aircraft aren't conclusively validated in the literature. With the aim of helping the validation of the stability derivatives for these cases, this work presents an exploration of the tools commonly applied, specially the semiempiric formulations, the vortex lattice method and the panels method. For this, an analysis of two aircraft using these three aerodynamic models has been conducted. The results achieved through the application of the different models were majoritarily agreeing, except for the estimatives of directional stability, in accordance with previous results from the literature.

Keywords: Box-wing; Static stability; VLM; Panel Method.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Aeronaves de diferentes categorias com a configuração asa em caixa.	14
Figura 2 – Diagrama do melhor sistema de asas de Prandtl.	18
Figura 3 – Comparação da aproximação de Prandtl com a solução analítica.	19
Figura 4 – Efeito de um desvio no ângulo de ataque em uma aeronave asa em caixa.	19
Figura 5 – Ilustração do projeto PARSIFAL.	21
Figura 6 – Testes em túnel de vento de modelo em escala da aeronave INTI.	23
Figura 7 – Anel de vórtice (Esquerda) e vórtice de ferradura (Direita).	27
Figura 8 – Painel representado por vórtice de ferradura.	27
Figura 9 – Discretização da geometria externa de uma asa em painéis e segmentos de vórtice de esteira.	28
Figura 10 – Posição do CG na aeronave INTI.	31
Figura 11 – Representação da geometria da aeronave PARSIFAL e da simplificação por asa trapezoidal simples (em vermelho).	32
Figura 12 – Comparação entre testes em túnel de vento e pelo software AVL para a aeronave IDINTOS.	33
Figura 13 – Diferentes discretizações da aeronave PARSIFAL sem fuselagem (à esquerda), com fuselagem planificada (ao centro) e com fuselagem cruciforme (à direita) no <i>software</i> AVL.	34
Figura 14 – Diferentes discretizações da aeronave INTI sem fuselagem (à esquerda), com fuselagem planificada (ao centro) e com fuselagem cruciforme (à direita) no <i>software</i> AVL.	34
Figura 15 – Convergência do refino de discretização da aeronave PARSIFAL no <i>software</i> AVL.	35
Figura 16 – Modelagem das aeronaves INTI (à esquerda) e PARSIFAL (à direita), no OpenVSP.	36
Figura 17 – Resultados da estabilidade Látero-Direcional.	39
Figura 18 – Contribuição de diferentes componentes às derivadas látero-direcionais da aeronave PARSIFAL segundo FSE.	40
Figura 19 – Contribuição de diferentes componentes às derivadas látero-direcionais da aeronave INTI segundo FSE.	41
Figura 20 – Distribuição de sustentação da aeronave INTI.	42
Figura 21 – Distribuição de pressão e esteira da aeronave INTI.	43
Figura 22 – Distribuição de pressão e esteira da aeronave PARSIFAL.	43

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Benefícios da aeronave PARSIFAL comparada à aeronave de referência CeRAS CSR-01.	22
---	----

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Comparação de estimativas por Formulações SemiEmpíricas (FSE) e <i>Vortex Lattice Method</i> (VLM).	20
Tabela 2 – Comparação entre aeronaves A320-200 e INTI.	23
Tabela 3 – Resultados da estabilidade longitudinal.	37
Tabela 4 – Valores de η_R calibrados pelos resultados em VLM.	38
Tabela 5 – Tempo médio tomado pela análise através de cada ferramenta utilizada.	42

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AC	Asa em Caixa.
AT	Asa e Tubo.
AVL	<i>Athena Vortex Lattice.</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics.</i>
CG	Centro de Gravidade.
FEA	<i>Finite Element Analysis.</i>
FSE	Formulações SemiEmpíricas.
ICL	Ingestão de Camada Limite.
ME	Margem Estática.
MP	Método dos Painéis.
PN	Ponto Neutro.
VLM	<i>Vortex Lattice Method.</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

h	Distância vertical entre asas.
b	Envergadura.
C_{m_α}	Derivada do momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque.
C_{n_β}	Derivada do momento de guinada em relação ao sideslip.
C_{l_β}	Derivada do momento de rolagem em relação ao sideslip.
AR	Razão de aspecto.
S_{ref}	Área de referência da asa.
$MTOW$	Máximo peso de decolagem.
C_{D0}	Coeficiente de arrasto parasita da aeronave.
C_{Di}	Coeficiente de arrasto induzido da aeronave.
L/D_{cruz}	Eficiência aerodinâmica de cruzeiro.
C_a	Corda média aerodinâmica.
M	Número de Mach.
C_p	Coeficiente de pressão.
C_{L_α}	Derivada da sustentação em relação ao ângulo de ataque.
K_{FB}	Fator de interferência entre a fuselagem e a asa.
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	Derivada de <i>downwash</i> .
η_R	Razão das pressões dinâmicas entre as asas.
C_{l_α}	Derivada da sustentação em relação ao ângulo de ataque do aerofólio.
$\Lambda_{c/2}$	Enflechamento de metade de corda.
$C_{Y_{\beta V}}$	Derivada da força horizontal em relação ao sideslip de uma superfície aerodinâmica vertical.
K_V	Fator empírico para superfícies aerodinâmicas verticais.
η_V	Razão das pressões dinâmicas entre a asa dianteira e uma superfície vertical.
$\frac{d\sigma}{d\beta}$	Derivada de <i>sidewash</i> .
$C_{l_{\beta V}}$	Influência de superfície aerodinâmica vertical na estabilidade lateral.
α	Ângulo de ataque da aeronave.
$C_{n_{\beta V}}$	Influência de superfície aerodinâmica vertical na estabilidade direcional.
$\mathbf{v}$	Velocidade.
ϕ	Potencial de velocidade.
Γ	Vorticidade.
ρ	Densidade do ar.

SUMÁRIO

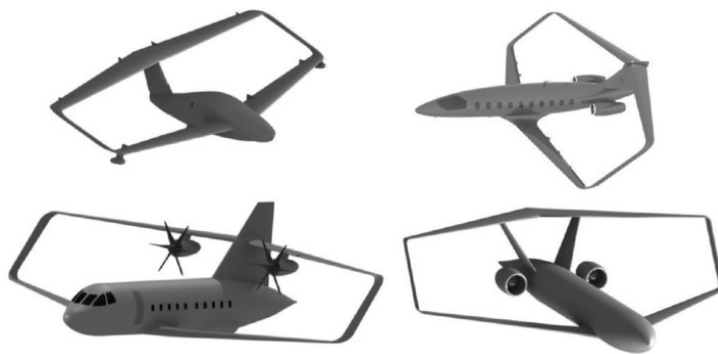
1	INTRODUÇÃO	14
1.1	OBJETIVOS	16
1.1.1	Objetivo geral	16
1.1.2	Objetivos Específicos	16
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1	AERONAVES ASA EM CAIXA	17
2.1.1	Aerodinâmica e mecânica de voo da configuração	18
2.1.2	Aeronaves analisadas	21
2.2	MODELOS AERODINÂMICOS ABORDADOS	23
2.2.1	Formulações semi-empíricas	24
2.2.2	Métodos de escoamento potencial	26
3	METODOLOGIA	30
3.1	DETERMINAÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE	30
3.2	FORMULAÇÕES SEMIEMPÍRICAS	31
3.3	VORTEX LATTICE METHOD	32
3.4	MÉTODO DOS PAINÉIS	35
4	APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DE RESULTADOS	37
4.1	ESTABILIDADE LONGITUDINAL	37
4.2	ESTABILIDADE LÁTERO-DIRECIONAL	38
4.3	RESULTADOS COMPLEMENTARES	41
5	CONCLUSÃO	44
	REFERÊNCIAS	46

1 INTRODUÇÃO

O projeto de novas aeronaves exige a caracterização da mecânica do voo dessas, para garantir os requisitos de segurança e confiabilidade da engenharia aeronáutica. Nesse processo são utilizados modelos numéricos e experimentais que servem de analogia ao caso real. São empregadas, durante as diferentes etapas de projeto, uma variedade de técnicas que apresentam diferentes níveis de acurácia, exatidão, custo e tempo requerido.

Essa estratégia de projeto a partir de múltiplos modelos é aplicada ao desenvolvimento de tecnologias não convencionais (Bravo-Mosquera; Catalano; Zingg, 2022). Nesse contexto, destaca-se a configuração Asa em Caixa (AC), que foi apresentada por Prandtl (1924) como o arranjo de mínimo arrasto induzido para determinadas envergadura e sustentação, e é caracterizada por duas asas com as pontas conectadas verticalmente, formando um perfil frontal retangular em formato de caixa, tal como ilustrado na Figura 1.

Figura 1 – Aeronaves de diferentes categorias com a configuração asa em caixa.



Fonte: Salem *et al.* (2025, p. 2).

Modelos comumente utilizados, como as FSE, o VLM e o Método dos Painéis (MP), são caracterizados pelos seus baixos níveis de fidelidade. Isto é, eles partem de parâmetros geométricos pouco detalhados e apresentam resultados sem grande custo computacional, mesmo que para isso percam certa representatividade dos casos reais.

A maior utilidade dessas ferramentas surge sob o contexto de métodos de otimização computacional, onde uma vasta gama de milhares de configurações é analisada e determina-se, muitas vezes por algoritmos genéticos, qual dessas melhor se adéqua aos requisitos de projeto (Bravo-Mosquera *et al.*, 2022a). De fato, considerando que o projeto de aeronaves AC é uma via de estudo muito menos desenvolvida que o de aeronaves convencionais, metodologias como essa também servem para elucidar quais são as boas práticas a serem tomadas em processos futuros.

Sob esse contexto, tem sido utilizados durante a etapa conceitual do desenvolvimento de conceitos de aeronave AC, modelos aerodinâmicos de baixa fidelidade, para caracterizar a mecânica de voo dessas aeronaves (Bravo-Mosquera; Ceron-Muñoz; Catalano, 2019; Frediani; Cipolla; Oliviero, 2015; Abu-Salem *et al.*, 2021).

De acordo com Cipolla *et al.* (2018) esses modelos não representam satisfatoriamente as derivadas de estabilidade látero-direcional de aeronaves com essa configuração, mas Oliviero *et al.* (2016) discordam disso, afirmando que o comportamento das aeronaves é bem representado. Tendo em vista as diferenças configuracionais, essas aeronaves apresentam desafios de modelagem diferentes daquelas que possuem uma configuração convencional de Asa e Tubo (AT), para as quais métodos de baixa fidelidade já são devidamente validados pela literatura (Mialon *et al.*, 2009).

Considerando a importância da mecânica de voo para o projeto de uma aeronave e com a intenção de contribuir para a discussão sobre as estimativas de derivadas de estabilidade para aeronaves AC, pretende-se neste trabalho explorar a estabilidade estática e os métodos pelos quais ela é estimada nas etapas conceituais de projeto, aplicando-se o caso de dois projetos de aeronave, esses sendo PARSIFAL e INTI (Salem *et al.*, 2021; Bravo-Mosquera *et al.*, 2022b).

Durante o desenvolvimento conceitual dessas configurações foram utilizados proeminentemente, sob o contexto da otimização computacional, FSE e VLM, para estimar o cumprimento dos requisitos de estabilidade estática (Salem *et al.*, 2021; Bravo-Mosquera *et al.*, 2022). Portanto, propõe-se aplicar essas metodologias como ferramentas de análise. Também propõe-se a aplicação do MP, como uma alternativa promissora, apresentando potencialmente maior representatividade.

Será realizada ainda uma análise dos resultados obtidos e dos custos computacionais associados, para comparar a exatidão e aplicabilidade dos métodos. De fato, é evidente que a baixa fidelidade desses modelos torna proibitivo seu emprego em etapas posteriores de projeto, mas sua implementação em etapas conceituais torna-se deveras interessante, caso garantam-se baixo custo computacional e representatividade adequada (Bravo-Mosquera *et al.*, 2022a).

Naturalmente, os resultados do presente trabalho não se demonstram apenas explorações e validações dos métodos empregados como também análises diretas da mecânica de voo de aeronaves AC, as quais servem de ponto de partida para teorizações subsequentes. Dessa forma, a discussão cuidadosa dos dados obtidos se torna duplamente relevante, como um estudo tanto dos modelos como do próprio caso modelado.

1.1 OBJETIVOS

Para ajudar a resolver a falta de clareza quanto à eficácia de modelos de baixa fidelidade para a estimativa das derivadas de estabilidade estática de aeronaves AC e melhor caracterizar sua mecânica de voo, são propostos os seguintes objetivos.

1.1.1 Objetivo geral

Analisar em baixa fidelidade a estabilidade estática de aeronaves AC.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Elucidar as características do comportamento de aeronaves AC;
- Comparar as estimativas de estabilidade obtidas pelos métodos FSE, VLM e MP;
- Quantificar o custo computacional associado aos métodos FSE, VLM e MP;
- Analisar a aplicabilidade dos métodos FSE, VLM e MP para a análise de aeronaves AC.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A engenharia aeronáutica vem se desenvolvendo consistentemente, de forma que a configuração tradicional de aeronaves AT se tornou uma tecnologia consolidada e não remanescem grandes otimizações a serem alcançadas quanto ao desempenho aerodinâmico (Palaia, 2022). Entretanto, existe pressão econômica (Magnacca, 2025) e ambiental (Platzer, 2023) para avanços quanto à eficiência das aeronaves visando novos horizontes operacionais e a integração de tecnologias inovativas.

De acordo com Bravo-Mosquera, Catalano e Zingg (2022), esses avanços da indústria aeronáutica são propostos pela implementação de novas tecnologias propulsivas acopladas a configurações não convencionais de aeronaves. Possibilitam-se, por exemplo, através da eficiência aerodinâmica da configuração AC, projetos de aeronaves com propulsão total ou parcialmente eletrificada (Palaia, 2022).

O arranjo AC, em relação a outras soluções comumente propostas, proporciona o maior aumento na eficiência aerodinâmica sem que seja necessário adaptações operacionais e de manufatura severas (Salem *et al.*, 2025). Sob esse viés, é crucial o que se propõe nesse trabalho, isto é, a exploração de estimativas de baixa fidelidade da estabilidade estática de aeronaves AC. Para isso, é necessário uma apresentação acerca do funcionamento e do projeto de aeronaves AC, assim como dos conceitos das aeronaves PARSIFAL e INTI. Também são descritos neste capítulo os modelos com os quais essas aeronaves são examinadas.

2.1 AERONAVES ASA EM CAIXA

As aeronaves AC vem sendo alvos de uma campanha extensa de pesquisa, graças a certos desenvolvimentos analíticos e numéricos que permitem a modelagem da configuração de forma mais adequada (Bravo-Mosquera; Catalano; Zingg, 2022). De fato, a literatura prevê diversos benefícios ao arranjo AC, revelando-o cada vez mais promissor (Salem *et al.*, 2025).

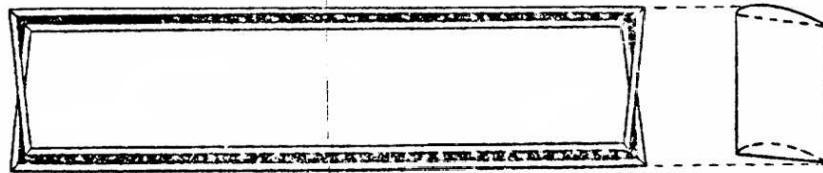
É evidente que a configuração AC apresenta aerodinâmica e mecânica de voo diferentes das de aeronaves AT, assemelhando-se, em certos aspectos, com as configurações de biplano ou tandem. Entretanto, muitas incertezas quanto ao projeto de veículos AC vem sendo sanadas pela pesquisa (Demasi *et al.*, 2016; Salem *et al.*, 2023; Bravo-Mosquera; Céron-Muñoz; Catalano, 2023) .

Busca-se apresentar nesta seção uma breve introdução à temática, trazendo à tona, adicionalmente, os projetos explorados no presente trabalho como referências de aeronaves AC.

2.1.1 Aerodinâmica e mecânica de voo da configuração

De acordo com Prandtl (1924), o arrasto induzido, isso é, o arrasto proporcionado por um sistema sustentador pela influência de sua vorticidade, é minimizado por uma configuração à qual se denominou *melhor sistema de asas*, consistindo de duas asas unidas em suas pontas por superfícies verticais, tal como na Figura 2.

Figura 2 – Diagrama do melhor sistema de asas de Prandtl.



Fonte: Prandtl (1924, p. 23).

Embora Prandtl (1924) não elabore o desenvolvimento de suas conclusões, elas são posteriormente demonstradas através de uma aproximação por escoamento potencial, onde o sistema de asas fechado é análogo a um multiplano de infinitas asas (Scardaoni, 2020). O grande período de tempo pelo qual a eficiência da configuração AC permaneceu sem rigorosa demonstração, demonstra a falta de interesse da indústria e da academia por essa, até recentemente.

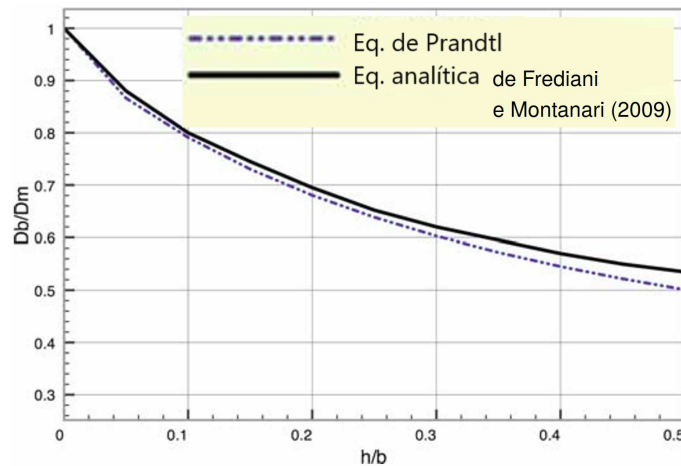
Para esclarecer como se comprova a condição de menor arrasto induzido, é conveniente lembrar que a componente do arrasto induzido é quadrática em relação à sustentação. Dessa forma, ao subdividir a sustentação entre as diferentes asas de um multiplano obtemos arrasto induzido inversamente proporcional ao número de asas. Entretanto, como as asas interferem entre si isso só é observado quando todas estiverem infinitamente distantes umas das outras.

Mesmo assim, para qualquer distanciamento vertical não nulo entre as asas do multiplano, o arrasto induzido é reduzido para cada asa que é introduzida, e dessa forma o multiplano de infinitas asas, análogo ao sistema sustentador fechado que é proposto, consiste da solução ótima.

Sob esse viés, torna-se evidente que a razão entre o arrasto induzido do melhor sistema de asas e de um monoplane $\frac{D_b}{D_m}$, considerando ambos em seu limite teórico de melhor projeto, está em função da razão entre a altura do sistema h e sua envergadura b e é aproximado por Prandtl (1924) pela Equação 1, que é validada numericamente e pelos desenvolvimentos analíticos de Frediani e Montanari (2009), como exposto na Figura 3.

$$\frac{D_b}{D_m} = \frac{1 + 0,45 h/b}{1,04 + 2,81 h/b} \quad (1)$$

Figura 3 – Comparação da aproximação de Prandtl com a solução analítica.

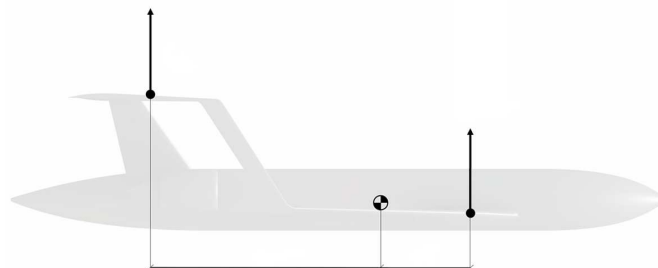


Fonte: Adaptado de Frediani e Montanari (2009, p. 199)

Essa influência aerodinâmica da vorticidade no sistema independe do enflechamento e do posicionamento horizontal das asas (Munk, 1923). Dessa forma, obtém-se a configuração comumente proposta para aeronaves AC, em formato planiforme de losango, com a asa inferior na dianteira e a asa superior conectada à empenagem vertical na traseira da aeronave (Salem *et al.*, 2025).

Caso a asa dianteira do sistema proposto for comparativamente mais carregada e posicionando-se o Centro de Gravidade (CG) entre as asas, como na Figura 4, a estabilidade longitudinal da aeronave é garantida (Salem *et al.*, 2023). Em outras palavras, sob essas condições a aeronave gera um momento de arfagem restaurador a partir de um desvio do ângulo de ataque, isso é, possui C_{m_α} negativo. Isso porque como a asa traseira está mais distante uma variação gerada em sua sustentação, que é da mesma ordem do que da asa dianteira, apresenta uma influência maior no momento de arfagem.

Figura 4 – Efeito de um desvio no ângulo de ataque em uma aeronave asa em caixa.



Fonte: Adaptado de Salem *et al.* (2023, p. 12).

Segundo Schiktanz e Scholz (2011), a condição apresentada na Figura 4 está em conflito com a eficiência aerodinâmica de aeronaves AC, pois foge da distribuição

ótima de sustentação para biplanos, na qual ambas as asas devem ser igualmente carregadas. Todavia, de acordo com Demasi *et al.* (2016), a configuração AC não possui uma solução única para a distribuição ideal de vorticidade, mas uma família de soluções, o que permite o carregamento diferencial das asas sem deixar a condição ótima, e a perda de eficiência observada provém da asa traseira não estar idealmente carregada (Salem *et al.*, 2025).

A razão entre a carga alar das asas deve ser entre 0,5 e 7,5, para garantir Margem Estática (ME) suficiente (Salem *et al.*, 2025), porém o posicionamento das asas consideravelmente distantes do CG acarreta no amortecimento de arfagem maior do que em outras configurações, possibilitando que se adote ME menores sem denegrir a qualidade de voo (Oliviero; Zanetti; Cipolla, 2016). Outra consequência do carregamento diferencial das asas é que a asa frontal entra em estol antes da asa traseira, gerando um momento de arfagem negativo que ajuda a mitigar o estol, beneficiando a segurança de voo (Salem *et al.*, 2025). Naturalmente, o projeto de dispositivos de alta sustentação possui objetivos distintos para cada asa, sendo a dianteira mais importante para o desempenho de baixa velocidade (Salem *et al.*, 2023).

De acordo com Salem *et al.* (2023), a estabilidade látero-direcional de aeronaves AC é majoritariamente proporcionada pela empenagem vertical, isso é, essa superfície aerodinâmica resulta em um momento restaurador de guinada e rolagem sob sideslip, garantindo assim, respectivamente, C_{n_β} positivo e C_{l_β} negativo. Isto é, a estabilidade látero-direcional

Em geral, além da redução de custos, os benefícios econômicos da configuração AC se estendem às novas possibilidades logísticas, como viagens mais longas ou com mais passageiros (Magnacca, 2025). Adicionalmente, a proximidade da asa dianteira ao solo e a redução do arrasto induzido proporcionam para essas aeronaves excelente desempenho de decolagem (Salem *et al.*, 2020), o que proporciona novas oportunidades operacionais.

Por fim, com o intuito de contextualizar a presente análise, é importante trazer atenção aos resultados apresentados por Cipolla *et al.* (2018), os quais caracterizam uma comparação de estimativas da estabilidade estática pelo VLM e FSE, como ilustra a Tabela 1.

Tabela 1 – Comparação de estimativas por FSE e VLM.

Derivada	FSE	VLM	Diferença
C_{m_α}	-0,23	-0,27	15%
C_{l_β}	-0,13	-0,13	0%
C_{n_β}	0,22	0,15	47%
ME	3,7%	4,1%	10%

Fonte: Adaptado de Cipolla *et al.* (2018)

2.1.2 Aeronaves analisadas

Ambas as aeronaves analisadas são resultados de processos de otimização que se basearam na família A320 de aeronaves e representam duas filosofias de projeto distintas, tal como são apresentadas por Salem *et al.* (2025). O conceito PARSIFAL buscou alcançar novos nichos de mercado possibilitados pela configuração AC, enquanto INTI explorou a integração de diferentes tecnologias para alcançar maior eficiência para as mesmas missões que os veículos de referência.

Dessa forma, os dois projetos se destacam, dentre os inúmeros conceitos AC propostos pela literatura, por tomar como ponto de partida a mesma geometria AT mas seguir por diferentes caminhos, alcançando resultados distintos que demonstram a multiplicidade de benefícios proporcionados pela configuração AC.

O projeto PARSIFAL, nomeado pelo acrônimo em inglês para *arquitetura de avião de Prandtl pelo desenvolvimento sustentável de novos aviões* e representado pela Figura 5, buscava conceituar uma aeronave que suprisse a demanda aérea crescente, garantindo também reduções na emissão de poluentes e no congestionamento de aeroportos (Salem *et al.*, 2018). Dessa forma foi proposta uma aeronave de envergadura de 36m, de acordo com a categoria C da Organização de Aviação Civil Internacional, que utilizasse da Capacidade de sustentação maior da configuração AC para acomodar até 310 passageiros (Salem *et al.*, 2021).

Figura 5 – Ilustração do projeto PARSIFAL.



Fonte: Salem (2021, p. 88)

De acordo com Salem *et al.* (2021), o processo englobou um projeto inicial, otimização aerodinâmica por VLM e análises de maior fidelidade em *Computational Fluid Dynamics* (CFD) e em *Finite Element Analysis* (FEA). Isso permite, que a aeronave se tornasse objeto de pesquisa sob o viés de várias disciplinas, incluindo análises do arranjo de passageiros (Scardaoni *et al.*, 2021), do impacto ambiental (Tasca *et al.*, 2021), e da otimização estrutural por modelo FEA multi-escala (Scardaoni; Montemurro; Panettieri, 2020).

Quanto à estabilidade estática, uma das características distintivas desse projeto é a empenagem vertical dupla em V. Segundo Salem *et al.* (2023), essa configuração foi essencial para garantir a segurança estrutural da aeronave.

Em conclusão, de acordo com PARSIFAL Project Consortium (2020), elabora-se a comparação entre o projeto e a aeronave de referência CeRAS CSR-01 no Quadro 1.

Quadro 1 – Benefícios da aeronave PARSIFAL comparada à aeronave de referência CeRAS CSR-01.

Categoria	Benefícios
Ambiental	Redução em 20% na emissão de CO ₂ , SO ₂ e vapor de água
Social	Poluição sonora significativamente menor, considerando o menor número de voos
Econômico	Redução em 12% no custo por quilômetro-passageiro e em 22% no consumo de combustível
Logístico	Aumento na capacidade máxima de 186 a 310 passageiros
Operacional	Compatibilidade com a infraestrutura aeroportuária existente de categoria C

Fonte: Autor (2026).

Paralelamente, o projeto INTI, nomeado pelo acrônimo em inglês para *indústria de transporte inovativa*, buscou aliar a configuração AC e a Ingestão de Camada Limite (ICL) para alcançar maior eficiência; de fato, estima-se que a configuração final atinja redução no consumo de combustível de 12%, ou 30% considerando avanços tecnológicos projetados para os próximos 20 anos (Bravo-Mosquea; Céron-Muñoz; Catalano, 2023). Foram realizadas uma otimização multidisciplinar, cujos módulos aerodinâmico e de estabilidade basearam-se em VLM e em FSE, além de simulações em CFD cujos resultados se aproximaram das estimativas preliminares (Bravo-Mosquea; Céron-Muñoz; Catalano, 2019).

Outra análise realizada durante o projeto foi a otimização aerodinâmica da aeronave utilizando o método adjunto de CFD. Isso demonstra a aplicabilidade do modelo CFD para metodologias de otimização mais direcionadas, apresentando melhorias significativas em relação a geometrias anteriores que foram otimizadas por métodos de menor fidelidade (Bravo-Mosquera *et al.*, 2022c).

Posteriormente, como se observa na Figura 6, foi realizada uma campanha de testes em túnel de vento, os quais demonstraram a validade dos resultados obtidos por CFD (Bravo-Mosquea; Céron-Muñoz; Catalano, 2023). Por fim, a tabela 2 apresenta alguma das características do projeto, comparando-o à aeronave A320-200.

Figura 6 – Testes em túnel de vento de modelo em escala da aeronave INTI.



Fonte: Bravo-Mosquera, Céron-Muñoz e Catalano (2023, p. 6).

Tabela 2 – Comparação entre aeronaves A320-200 e INTI.

Parâmetro	A320-200	INTI	Diferença [%]
AR	9.39	8.14	14.26
$S_{ref} [m^2]$	121	121	0
$b [m]$	33.7	31.4	7.06
$MTOW [kN]$	758.31	777.34	2.47
$Carga\ Paga [kN]$	191.2	191.2	0
C_{D0}	0.0208	0.019	9.04
C_{Di}	0.013	0.0104	22.22
L/D_{cruz}	17.64	18.8	6.36
$Coef. de Oswald$	0.92	1.35	37.88

Fonte: Adaptado de Bravo-Mosquera, Céron-Muñoz e Catalano (2019, p. 12).

2.2 MODELOS AERODINÂMICOS ABORDADOS

Dentre as características dos modelos utilizados durante o projeto de aeronaves, destaca-se o conceito de fidelidade. A fidelidade consiste na capacidade de um modelo em representar fielmente os fenômenos a serem analisados (Oprea *et al.*, 2022).

Os modelos de baixa fidelidade são definidos por sua incerteza e menor representatividade em relação ao caso real; entretanto, são úteis graças ao seu baixo custo computacional e pela simplicidade de informações necessárias para sua aplicação (Oprea *et al.*, 2022). Dessa forma, revelam-se ideais para a exploração inicial de uma vasta gama de configurações conceituais (Bravo-Mosquera *et al.*, 2022b).

Em contraste, modelos de maior fidelidade necessitam de um projeto mais definido e apresentam custo computacional elevado, porém apresentam resultados mais confiáveis, por isso são utilizados em fases posteriores do projeto com o intuito de validação, como demonstrado por Cipolla *et al.* (2015) e Bravo-Mosquera *et al.*

(2023). Embora também possam ser utilizados em processos de otimização mais direcionados, como demonstrado por Bravo-Mosquera *et al.* (2022c).

Busca-se nesta seção, apresentar brevemente o embasamento teórico que motiva as técnicas de modelagem comumente utilizadas no projeto conceitual de aeronaves AC. Isso com o objetivo de contextualizar o uso dos modelos aerodinâmicos estudados e informar a análise de seus resultados.

Nota-se que as dimensões de referência, como a área de referência S_{ref} e a corda média aerodinâmica C_a , são tomadas a partir da geometria da asa dianteira no caso de aeronaves AC. Essa convenção é exposta na literatura para garantir a compatibilidade dos diferentes métodos de análise (Cipolla *et al.*, 2018).

Por fim, é importante denotar que cada um das ferramentas exploradas possuem diferentes variedades, representando uma gama de metodologias similares. Sob o escopo do presente trabalho, esta seção explora apenas as técnicas aplicadas no mesmo.

2.2.1 Formulações semi-empíricas

Foram compilados diferentes métodos, baseados em soluções analíticas e calibrações experimentais, para a estimativa do comportamento de aeronaves. Segundo Roskam (1977), esses métodos são úteis para o projeto conceitual de aeronaves, embora seus resultados sejam meras aproximações.

Tradicionalmente, as técnicas que caracterizam FSE consistem do uso de simples equações, além da aplicação de alguns coeficientes obtidos graficamente. Dessa forma, uma vez implementadas, essas técnicas são numericamente triviais. Entretanto, o embasamento teórico das FSE parte de diversas hipóteses simplificadoras, limitando a representatividade do modelo.

A filosofia principal adotada pelas FSE é a subdivisão do sistema em diferentes elementos, isso assume a previsibilidade da interferência direta entre os elementos, que é uma hipótese razoável para configurações AT, mas não necessariamente para o conceito AC. Contudo, FSE desenvolvidas para aeronaves convencionais propõem resultados satisfatórios para projetos AC conceituais, de acordo com Cipolla *et al.* (2018).

Outra hipótese adotada é a da ausência de fenômenos transônicos; isto é, de que a condição de voo apresenta um número de Mach M consideravelmente menor que o número de Mach crítico da aeronave (Roskam, 1977). Mesmo assim, o escoamento não é considerado incompressível, visto que se aplicam as correções propostas por Glauert (1928), exemplificadas pela Equação 2, que aproxima o coeficiente de pressão C_p , com base no valor incompressível, para M abaixo de 0,6.

$$C_p \approx \frac{C_{p, \text{incompressível}}}{\sqrt{1 - M^2}} \quad (2)$$

De acordo com Cipolla *et al.* (2018), para estimar a estabilidade estática longitudinal de aeronaves AC, deve-se primeiro obter a derivada da sustentação em relação ao ângulo de ataque C_{L_α} , a partir da Equação 3,

$$C_{L_\alpha} = C_{L_{\alpha F}} K_{FB} + C_{L_{\alpha R}} \frac{S_R}{S_{ref}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \eta_R \quad (3)$$

onde K_{FB} é um fator de interferência entre fuselagem e a asa dianteira, S_R é a área das asa traseira, $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ é a derivada de downwash e η_R é a razão de pressões dinâmicas entre as asas. Todos esses possuem suas próprias formulações em função de parâmetros geométricos, exceto η_R que deve ser calibrado numericamente, com o valor de 0,98 sendo proposto por Cipolla *et al.* (2018).

$C_{L_{\alpha F}}$ e $C_{L_{\alpha R}}$ correspondem, respectivamente, as asas dianteira e traseira, e podem ser calculados de acordo com a Equação 4, onde C_{l_α} é a derivada de sustentação do aerofólio e $\Lambda_{c/2}$ é o enflechamento da superfície medido na metade da corda.

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{\frac{AR^2(1-M^2)}{\left(\frac{C_{l_\alpha}}{2\pi}\right)^2} \left(1 + \frac{\tan^2(\Lambda_{c/2})}{(1-M^2)}\right)} + 4} \quad (4)$$

A partir disso, calcula-se C_{m_α} em função dos valores obtidos, da distância entre o centro aerodinâmico das asas L_R adimensionalizada pela corda média aerodinâmica C_a e das posições do centro aerodinâmico da asa frontal X_F e do CG X_{CG} tal como a Equação 5 indica.

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} \left\{ X_{CG} - \left[X_{C_{aF}} + \frac{\eta_R C_{L_{\alpha R}}}{C_{L_\alpha}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \frac{S_R L_R}{S_{ref} C_a} \right] \right\} \quad (5)$$

Ainda segundo Cipolla *et al.* (2018), para determinar a estabilidade látero-direcional utiliza-se da solução apresentada pela Equação 6 para a derivada da força de superfícies aerodinâmicas verticais $C_{Y_{\beta V}}$,

$$C_{Y_{\beta V}} = -K_V C_{L_{\alpha V}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \frac{S_V}{S_{ref}} \quad (6)$$

na qual, S_V é a área da superfície, K_V é um fator empírico, $C_{L_{\alpha V}}$ é calculado de acordo com a Equação 4, η_V é a razão de pressões dinâmicas entre a asa dianteira e a superfície e $\frac{d\sigma}{d\beta}$ é a derivada de *sidewash*, que possui sua própria expressão algébrica.

Superfícies aerodinâmicas verticais duplas, possuem sua própria solução determinada graficamente, de acordo com Roskam (1977).

Sob esse viés, a influência das superfícies aerodinâmicas verticais na estabilidade lateral $C_{l_{\beta V}}$ pode ser estimada pela Equação 7, onde α é o ângulo de ataque e as distâncias vertical Z_V e horizontal L_V entre o CG da aeronave e o centro aerodinâmico da superfície.

$$C_{l_{\beta V}} = C_{Y_{\beta V}} \left(\frac{Z_V \cos \alpha - l_V \sin \alpha}{b} \right) \quad (7)$$

Analogamente, para a influência das superfícies aerodinâmicas verticais na estabilidade direcional $C_{n_{\beta V}}$, apresenta-se a Equação 8.

$$C_{n_{\beta V}} = C_{Y_{\beta V}} \left(\frac{Z_V \sin \alpha + l_V \cos \alpha}{b} \right) \quad (8)$$

Finalmente, para calcular $C_{l_{\beta}}$ soma-se a influência da empenagem vertical e das conexões entre as asas à influência de cada asa, e analogamente, soma-se a influência dessas superfícies aerodinâmicas verticais à influência da fuselagem para calcular $C_{n_{\beta}}$. Essas influências das asas e da fuselagem possuem suas formulações em função da geometria da aeronave, segundo Cipolla *et al.* (2018).

Em conclusão, as FSE estimam as estabilidades longitudinal e látero-direcional de uma aeronave por expressões algébricas numericamente triviais. Os resultados obtidos apresentam um grau de acurácia satisfatório para as fases iniciais do projeto de aeronaves AC, exceto pela estabilidade estática direcional, que tende a ser consideravelmente superestimada (Roskam, 1977).

Além do baixo custo computacional, outro ponto atrativo das FSE é a explicitação das relações geométricas que proporcionam a estabilidade da aeronave, tal como em que medida essas afetam-na. De fato, para uma configuração não convencional como AC, isso configura uma ótima ferramenta de análise.

2.2.2 Métodos de escoamento potencial

Desconsiderando-se os efeitos compressíveis e viscosos do escoamento, e assumindo que esse permaneça irrotacional, as quais são aproximações razoáveis para a aerodinâmica de aeronaves subsônicas fora de uma camada limite próxima as superfícies, obtém-se o regime de escoamento potencial. Nesse caso, o campo de velocidade $\mathbf{v}$ é equivalente ao gradiente de uma função escalar denominada de potencial de velocidade ϕ (Katz; Plotkin, 2012). A partir disso e da equação da continuidade incompressível alcança-se a equação de Laplace que descreve o escoamento potencial, como ilustra a Equação 9.

$$\mathbf{v} = \nabla \phi; \nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \implies \nabla^2 \phi = 0 \quad (9)$$

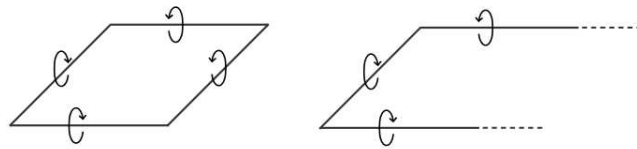
Denota-se que essa é uma equação diferencial parcial linear, portanto, qualquer combinação linear de soluções à equação de Laplace também a soluciona. Com isso, é possível caracterizar escoamentos complexos a partir da discretização por soluções elementares, esse é o princípio por trás dos modelos VLM e MP.

Uma solução para a equação de Laplace consiste da linha de vórtice que, em analogia direta ao eletromagnetismo, descreve a velocidade induzida por um segmento L de vorticidade Γ , de acordo com a lei de Biot-Savart representada pela Equação 10. Adicionalmente, de acordo com o segundo teorema de Helmholtz essa linha de vórtice deve configurar uma curva fechada ou se estender ao infinito (Katz; Plotkin, 2012).

$$\mathbf{v}_i(\mathbf{r}_0) = \frac{\Gamma}{4\pi} \int \frac{(\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}) \times d\mathbf{L}}{|\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}|^3} \quad (10)$$

Sob esse viés, para a modelagem aerodinâmica tridimensional tornam-se úteis duas soluções elementares formadas por segmentos de vórtice, o anel de vórtice e o vórtice de ferradura, ilustrados na Figura 7.

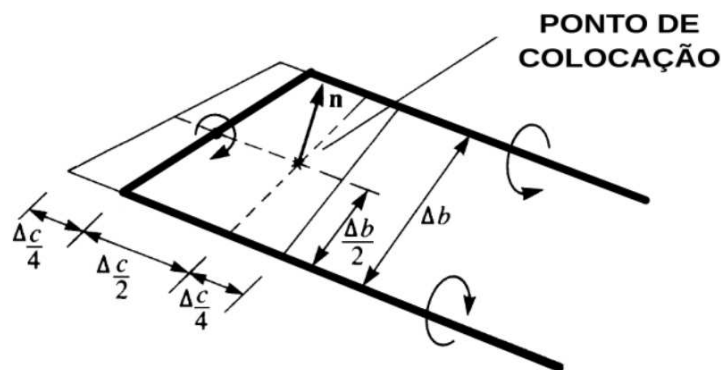
Figura 7 – Anel de vórtice (Esquerda) e vórtice de ferradura (Direita).



Fonte: Autor (2026).

De acordo com Katz e Plotkin (2012) uma superfície aerodinâmica suficientemente esbelta pode ser representada por uma única superfície de curvatura média, pois os efeitos da espessura de perfil são desprezíveis à sustentação gerada. O VLM utiliza-se dessa simplificação para discretizar as superfícies aerodinâmicas em uma malha de painéis, cada um representado por um ponto de colocação e por um vórtice de ferradura cujos filamentos se estendem paralelos ao escoamento livre (Budziak, 2015), como ilustrado na Figura 8.

Figura 8 – Painel representado por vórtice de ferradura.



Fonte: Adaptado de Katz e Plotkin (2012, p. 334)

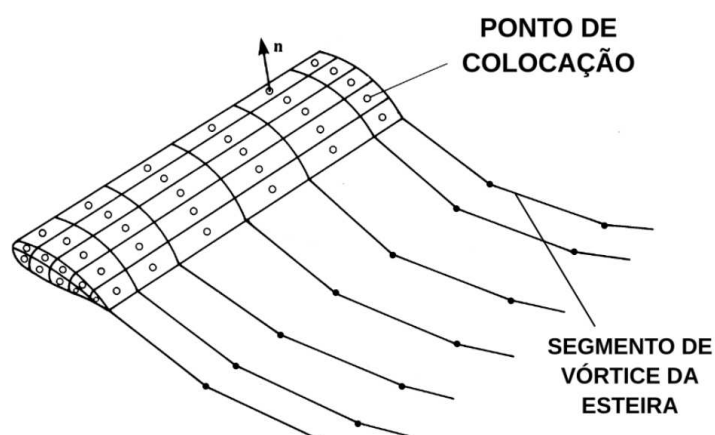
Aplica-se então a condição de não penetrabilidade ao ponto de colocação de cada painel, ou seja, a velocidade induzida por todos os vórtices de ferradura somada da velocidade do escoamento livre deve ser perpendicular ao vetor normal correspondente na posição de todos os pontos de colocação (Budziak, 2015). Isso é garantido resolvendo um sistema linear de vorticidades e influências. Nota-se que partindo da aproximação de escoamento invíscido negligencia-se a condição de não deslizamento.

Os efeitos da compressibilidade, previamente desconsiderados, são então estimados pelas correções de Glauert (1928), o que é válido para valores de número de Mach inferiores a 0,6 (Drela; Youngren, 2023). Por fim, segundo Katz e Plotkin (2012), a força gerada por uma superfície aerodinâmica é calculada a partir do teorema de Kutta-Joukowski como exemplificado na Equação 11, onde ρ corresponde à densidade do ar.

$$\mathbf{F} = \rho \int \Gamma (\mathbf{v}_i + \mathbf{v}_\infty) \times d\mathbf{L} \quad (11)$$

Em contrapartida, o MP utiliza uma malha de painéis representados por anéis de vórtice para discretizar todo o invólucro exterior de uma aeronave; cada painel também possuindo um ponto de colocação onde se aplica a condição de não penetrabilidade pela solução de um sistema linear de equações. Adicionalmente, a esteira é representada por uma série de segmentos de vórtice (Katz; Plotkin, 2012), como ilustrado na figura 9.

Figura 9 – Discretização da geometria externa de uma asa em painéis e segmentos de vórtice de esteira.



Fonte: Adaptado de Katz e Plotkin (2012, p. 214)

Os elementos da esteira são iterativamente conformados às linhas de fluxo do escoamento e lhes é atribuído a vorticidade necessária para garantir a condição de Kutta, isso é, circulação nula do escoamento no bordo de fuga (Katz; Plotkin, 2012).

Adicionalmente, os efeitos compressíveis são introduzidos por uma generalização da lei de Biot-Savart (Kinney, 2020).

Por fim, segundo Katz e Plotkin (2012), o coeficiente de força aerodinâmica resulta da soma da contribuição cada painel são calculados em função da velocidade tangencial à superfície nos pontos de colocação, como demonstrado pela Equação 12.

$$C_F = \sum C_{F_i} = \sum \left[-\frac{\left(1 - \frac{v_i^2}{v_\infty^2}\right) S_i}{S_{ref}} \mathbf{n}_i \right] \quad (12)$$

É importante reconhecer, que historicamente a distinção entre o VLM e o MP não foi sempre tão clara. Como se afirmou anteriormente, as metodologias apresentadas nesse capítulo representam as implementações desses modelos empregadas no presente trabalho, mas dentre as inúmeras implementações desses modelos existe grande variância entre as hipóteses e componentes adotados. A modelagem da esteira, exemplarmente, pode ser iterativa para uma implementação em VLM e fixa para uma implementação pelo MP, mesmo que esse não seja o caso presente.

A rigor, a diferenciação entre métodos de VLM e MP se dá pela adoção da hipótese de superfícies finas pelo VLM. A consequência direta disso é que o MP caracteriza um modelo mais representativo, e portanto de maior fidelidade, pois incorpora a toda a geometria da aeronave.

Em suma, os métodos de escoamento potencial representam ferramentas eficientes e robustas para a modelagem de aeronaves. Embora se apliquem certas hipóteses simplificadoras, a implementação desses modelos produz análises consideravelmente acuradas, tal como é validado por dados experimentais e analíticos (Kinney, 2020).

3 METODOLOGIA

Este trabalho tem como objetivo, analisar em baixa fidelidade a estabilidade estática de aeronaves AC, e para isso serão estimadas as derivadas de estabilidade estática; isso é, C_{m_α} , C_{l_β} e C_{n_β} , de dois projetos, nominalmente PARSIFAL e INTI. Com esse intuito, serão utilizados três modelos aerodinâmicos, esses sendo FSE, VLM e MP. Neste capítulo delinea-se os métodos de implementação dessas ferramentas.

Opta-se por aplicar a análise fora da condição de cruzeiro das aeronaves, adotando-se número de Mach de 0,6, que caracteriza o limiar inferior do regime transônico. Essa escolha se adéqua melhor aos métodos utilizados e caracteriza uma condição de manobra que se revela mais relevante à estabilidade estática que a de cruzeiro.

Por fim, é importante denotar, que para a aplicação dos modelos aerodinâmicos são necessárias as geometrias externas das aeronaves, além das condições de voo em cruzeiro. Essas informações foram disponibilizadas pelos respectivos autores de cada projeto ou provém diretamente da literatura.

3.1 DETERMINAÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE

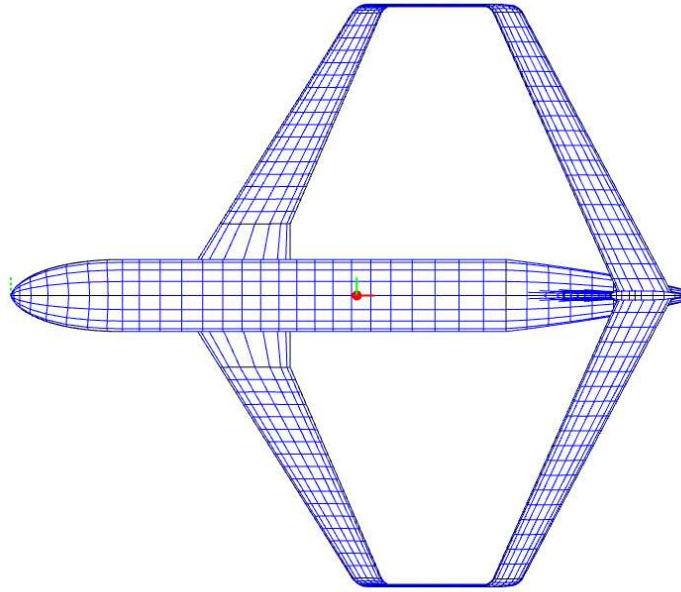
Como demonstrado na Subseção 2.2.1, o CG é uma das características mais importantes para a mecânica de voo, tendo influência direta nas derivadas de estabilidade. Naturalmente, a determinação de seu posicionamento, em especial horizontalmente, é supremamente relevante para as análises a serem realizadas.

A posição do CG varia ligeiramente durante e entre voos, em função da carga e da utilização do combustível. De fato, estratégias de consumo ponderado entre os tanques de combustíveis das asas podem controlar o balanço longitudinal da aeronave durante as diferentes fases do voo maximizando seu desempenho (Salem *et al.*, 2023).

Sob esse viés, qualquer estimativa do CG não será exata. Entretanto, Bravo-Mosquera *et al.* (2022b) e Salem *et al.* (2021) explicitam métodos para determinação dos posicionamentos utilizados no projeto das aeronaves PARSIFAL e INTI.

A otimização da configuração INTI incluiu um módulo de CG que calculava seu posicionamento pela média da posição dos componentes do veículo ponderada pelas suas respectivas massas (Bravo-Mosquera *et al.*, 2022b). No presente trabalho essa estimativa é recalculada utilizando as massas constituintes disponibilizadas. Dessa forma, obtém-se uma estimativa da localização horizontal do CG que é utilizada em todas as análises, posicionada 19,21 m do nariz da aeronave como indica a Figura 10.

Figura 10 – Posição do CG na aeronave INTI.



Fonte: Autor (2026).

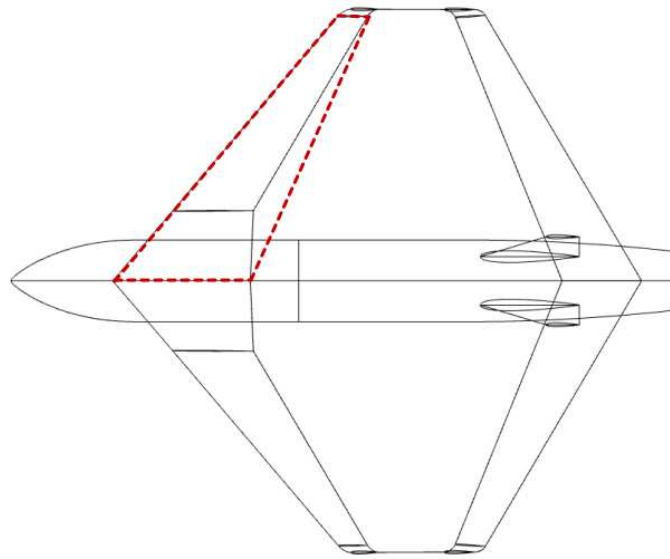
Em contrapartida, o projeto PARSIFAL foi otimizado com uma ME de 10% (Salem *et al.*, 2021). Isso permite o posicionamento do CG em função do Ponto Neutro (PN) e da C_a , pela equação 13. Como cada modelo aerodinâmico proporciona sua própria estimativa de PN, estima-se para cada um seu respectivo CG, por consequência acoplando as estabilidades longitudinal e látero-direcional.

$$CG_x = PN - ME \cdot C_a \quad (13)$$

3.2 FORMULAÇÕES SEMIEMPÍRICAS

A principal consideração para a aplicação de FSE como ferramenta de análise é a simplificação geométrica empregada, de acordo com as recomendações de Roskam (1977). Isso é necessário pois o modelo assume uma aproximação por asas trapezoidais simples, enquanto ambas as aeronaves analisadas, tal como o A320 no qual se baseiam, possuem geometria trapezoidal em partes com uma seção do bordo de fuga reta e uma seção enflechada. Assim, essa simplificação não captura o real projeto planiforme das asas dianteiras, como exemplifica a Figura 11. Em ambos os casos as asas traseiras são trapezoidais simples e não precisam ser simplificadas.

Figura 11 – Representação da geometria da aeronave PARSIFAL e da simplificação por asa trapezoidal simples (em vermelho).



Fonte: Autor (2026).

As maiores consequências disso são as diferenças de AR , S_{ref} e C_a . Entretanto, como a metodologia é calibrada a partir de dados históricos, essa simplificação não denegri grandemente a acuracidade dos resultados, de acordo com Roskam (1977).

De qualquer forma, essa simplificação impossibilita a sensibilidade do modelo aos detalhes da geometria das asas, o que precariza a utilização exclusiva dessa ferramenta em processos de projeto por otimização. Adicionalmente, a dependência de métodos gráficos também dificulta a automatização do processo e a análise de uma gama vasta de configurações. Mantendo essas questões em mente, as geometrias das aeronaves foram simplificadas e a metodologia foi implementada através de um script em Python elaborado pelo autor.

Para garantir que o modelo aplique a condição de voo estudada, o α é determinado de forma que a aeronave apresente a mesma sustentação sob o M analisado comparado ao que apresentaria em cruzeiro, assumindo as mesmas características atmosféricas. De acordo com a Equação 14.

$$C_L = \left(\frac{M_{cruise}}{M} \right)^2 C_{L_{cruise}} \quad (14)$$

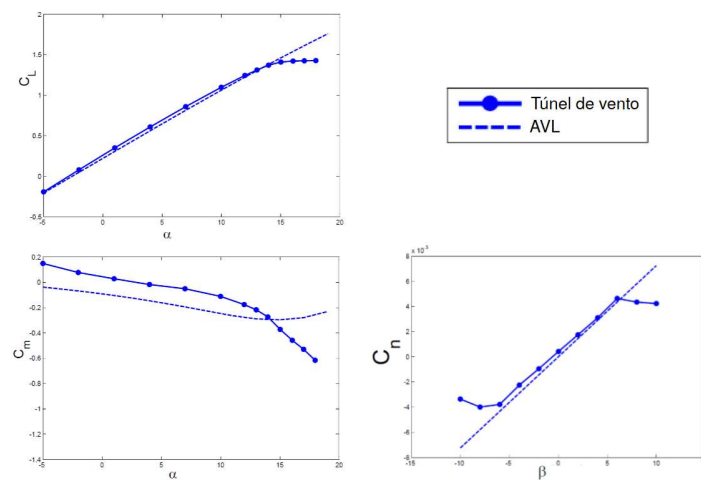
3.3 VORTEX LATTICE METHOD

Foi utilizado, como implementação do método VLM, o software *Athena Vortex Lattice* (AVL) desenvolvido por Mark Drella e Harold Yungreen, mais especificamente

a versão 3.40. Esse software é vastamente apresentado na literatura, inclusive no projeto de aeronaves AC (Salem *et al.*, 2021; Frediani *et al.*, 2015).

De fato, Oliviero *et al.* (2016) apresenta uma comparação direta entre os resultados desse modelo e de uma campanha de ensaios em túnel de vento, associado ao projeto do ultraleve AC IDINTOS. Como observa-se na Figura 12, foi obtida ótima concordância entre os resultados numéricos e experimentais para as derivadas de estabilidade estática, dentro do regime de pequenas desviações.

Figura 12 – Comparação entre testes em túnel de vento e pelo software AVL para a aeronave IDINTOS.



Fonte: Adaptado de Oliviero *et al.* (2016, p. 7)

Entretanto, é importante denotar que essas análises foram realizadas sob a geometria da aeronave IDINTOS. Sendo essa um ultraleve de porte muito menor do que as analisadas no presente trabalho, remanesce certa incerteza quanto a generalização desses resultados à aeronaves que, por exemplo, possuem fuselagens muito mais proeminentes.

Enquanto a modelagem das asas e outras superfícies aerodinâmicas é trivial, existem diferentes métodos para a discretização da fuselagem pelo AVL (Cipolla *et al.*, 2018). Dentre esses, optou-se por analisar três discretizações de cada aeronave.

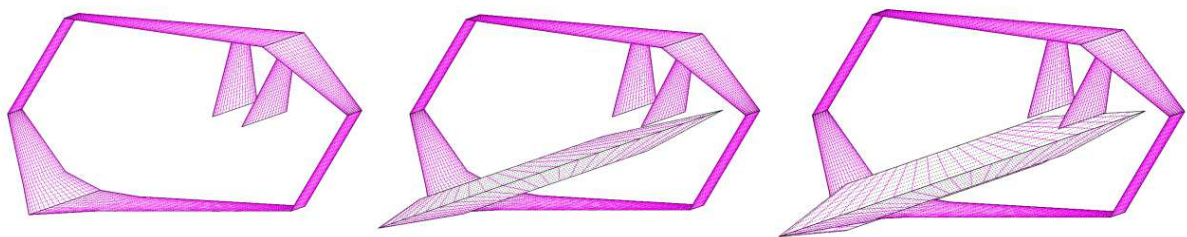
Primeiramente, as aeronaves são modeladas apenas por suas superfícies aerodinâmicas, isto é, sem a fuselagem. Esse caso tem propósito comparativo no sentido de explicitar a influência e a sensibilidade do modelo à presença da fuselagem na análise das outras configurações. Naturalmente isso foge consideravelmente do caso real de estabilidade estática dos conceitos de aeronaves e não deve ser considerado um modelo acurado.

Adicionalmente, as aeronaves foram representadas com uma planificação horizontal da fuselagem, sendo que essa superfície é modelada pela condição de não penetração mas não emana esteira. Segundo Cipolla *et al.* (2018), essa configuração

é a que melhor representa a mecânica de voo da aeronave, em especial quanto à dinâmica longitudinal.

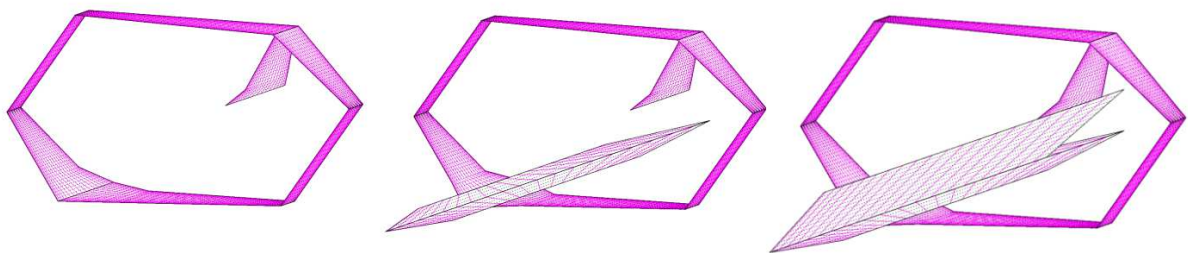
Por fim, é proposto um modelo onde a fuselagem é representada por duas superfícies ortogonais, onde nenhuma delas emana esteira. Hipotetiza-se que a projeção da fuselagem no plano vertical melhor represente seus efeitos látero-direcionais sem ter nenhum efeito na modelagem longitudinal. Assim, obtém-se as três configurações expostas pelas Figuras 13 e 14

Figura 13 – Diferentes discretizações da aeronave PARSIFAL sem fuselagem (à esquerda), com fuselagem planificada (ao centro) e com fuselagem cruciforme (à direita) no *software* AVL.



Fonte: Autor (2026).

Figura 14 – Diferentes discretizações da aeronave INTI sem fuselagem (à esquerda), com fuselagem planificada (ao centro) e com fuselagem cruciforme (à direita) no *software* AVL.

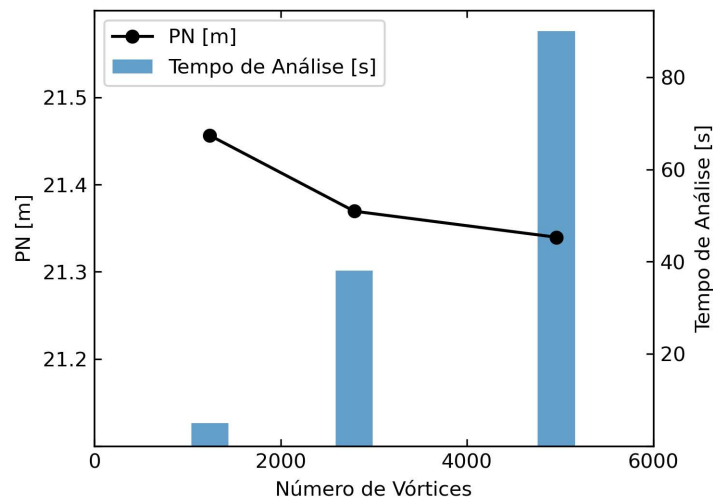


Fonte: Autor (2026).

As discretizações foram elaboradas de acordo com Drela e Youngren (2023), acumulando os elementos de vórtice nas regiões de maior gradiente; ou seja, nas pontas das asas e nos bordos de ataque e fuga. Foi realizado também uma análise do refino da discretização, para isso utilizou-se a malha da configuração PARSIFAL com fuselagem planificada e duas malhas de refino progressivamente mais grosseiro.

Pela Figura 15, torna-se evidente que para o nível de refino aplicado, esse sendo o maior presente na Figura 15, o modelo apresenta baixíssima sensibilidade à discretização. De fato, mesmo no caso de refino mais grosseiro, a posição do PN é cerca de 0,5% ou 11,7 cm mais traseiro comparado ao caso utilizado. Em contrapartida, o custo computacional é quase vinte vezes menor.

Figura 15 – Convergência do refino de discretização da aeronave PARSIFAL no *software* AVL.



Fonte: Autor (2026).

Similarmente às FSE, para estabelecer a condição de voo analisada, é imposta a sustentação obtida pela Equação 14. No caso do VLM isso é proporcionado determinando α iterativamente. Naturalmente, isso produz α ligeiramente dissimilar do que o estudado pelas FSE, refletindo as diferenças em estimativa aerodinâmica dos diferentes métodos.

3.4 MÉTODO DOS PAINÉIS

Como última ferramenta de análise optou-se pelo software OpenVSP, desenvolvido pela NASA, como implementação do MP, especificamente a versão 3.50.0. Embora essa solução não seja tão comumente aplicada na literatura para a análise de aeronaves AC como o AVL, ela é utilizada para a análise de aeronaves AT (Sousa; Silva, 2021), e sua aplicação a geometrias AC representa uma nova perspectiva, representando a possibilidade de utilização de um modelo de comparativamente maior fidelidade.

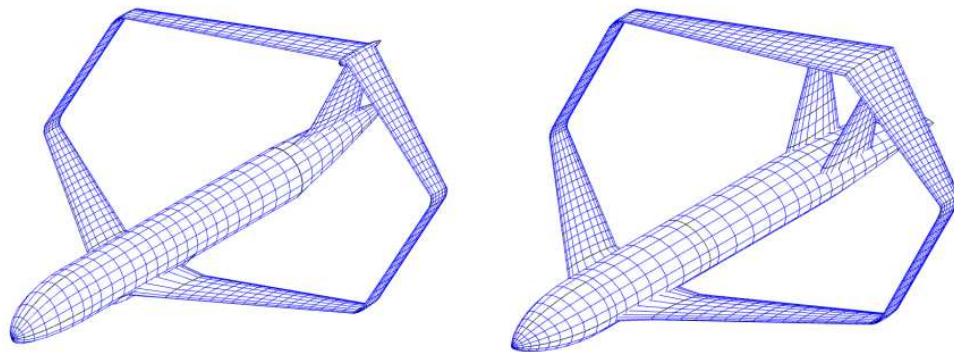
Nota-se que a região da raiz da asa frontal, próximo a fuselagem teve de ser grosseiramente discretizada. Isso se faz necessário considerando que a presença da fuselagem próxima à esteira torna essa região da esteira instável, prejudicando a convergência do método.

Nesse contexto, como a advecção dos segmentos que representam a esteira é um processo iterativo, é de suma importância garantir a convergência numérica dos resultados obtidos. Isso proporcionou grande dificuldade à implementação do modelo, impossibilitando também a realização de um estudo de refino de discretização como realizado para o VLM. Sob esse viés, foram necessárias seis iterações, sob um

fator de sub-relaxamento agressivo de 0,1, para garantir a resolução adequada dos escoamentos analisados, alcançando resíduos na ordem de 10^{-3} para o momento de arfagem, que serviu nesse caso como variável de referência.

Por fim, observa-se na Figura 16 as modelagens utilizadas no presente trabalho, as quais foram criadas no próprio OpenVSP.

Figura 16 – Modelagem das aeronaves INTI (à esquerda) e PARSIFAL (à direita), no OpenVSP.



Fonte: Autor (2026).

Para determinar o α correspondente à condição analisada de voo são simulados dois casos com α próximos as estimativas dos outro métodos e através desses pontos interpola-se linearmente α para atingir a sustentação calculada pela Equação 14. Naturalmente, sendo a sustentação essencialmente linear em relação ao α na condição estudada, essa técnica se torna válida.

Finalmente, é importante denotar que a modelagem tridimensional da aeronave exige certo esforço manual, tornando proibitivo a automatização da metodologia e consequentemente seu emprego em processos de otimização computacional. De fato, a necessidade de uma geometria mais acurada da aeronave caracteriza o modelo MP como de maior fidelidade em relação às outras metodologias apresentadas nesse trabalho, mas ainda de baixa fidelidade considerando outros métodos como CFD.

4 APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DE RESULTADOS

Este capítulo apresenta os resultados dos processos descritos anteriormente e uma discussão quanto a seus significados e relevância, buscando contribuir às discussões a cerca do tópico.

Inicialmente os dados principais abordados pelo presente trabalho; isto é, as derivadas de estabilidade estática dos projetos de aeronave PARSIFAL e INTI, tomarão enfoque e seguidamente serão explorados certos resultados complementares obtidos pelo emprego das metodologias aplicadas. É importante ressaltar que os resultados relativos aos dois aviões serão apresentados paralelamente quando isso se fizer relevante, e que no caso contrário pode-se assumir que o que está sendo discutido para uma geometria se estende à outra.

4.1 ESTABILIDADE LONGITUDINAL

No contexto da estabilidade longitudinal das aeronaves analisadas, são apresentados os resultados obtidos na Tabela 3.

Tabela 3 – Resultados da estabilidade longitudinal.

INTI		PARSIFAL	
$C_{L\alpha}$		$C_{L\alpha}$	
FSE	7,262	FSE	6,735
VLM Sem Fus.	8,354	VLM Sem Fus.	8,144
VLM Fus. Plana	7,682	VLM Fus. Plana	7,319
VLM Fus. em Cruz	7,682	VLM Fus. em Cruz	7,319
MP	7,873	MP	7,423
PN [m]		PN [m]	
FSE	19,585	FSE	21,229
VLM Sem Fus.	20,825	VLM Sem Fus.	22,908
VLM Fus. Plana	19,461	VLM Fus. Plana	21,340
VLM Fus. em Cruz	19,461	VLM Fus. em Cruz	21,340
MP	25,760	MP	23,775
$C_{m\alpha}$		$C_{m\alpha}$	
FSE	-0,600	FSE	-0,674
VLM Sem Fus.	-3,526	VLM Sem Fus.	-0,814
VLM Fus. Plana	-0,493	VLM Fus. Plana	-0,732
VLM Fus. em Cruz	-0,493	VLM Fus. em Cruz	-0,732
MP	-13,512	MP	-0,984

Fonte: Autor (2026).

Primeiramente, nota-se que embora apresente boa concordância com os outros modelos em relação a $C_{L\alpha}$, o MP superestima a distância entre o PN e o nariz das aeronaves, e consequentemente a magnitude de $C_{m\alpha}$, em especial no caso INTI. Para essa geometria, o PN estimado se aproxima mais da asa traseira, o que insinuaria maior influência dessa em relação à asa frontal. Hipotetiza-se, que devido ao menor refino desse modelo na região da raiz da asa dianteira, como foi necessário para garantir a convergência numérica dos resultados, o modelo MP subestima a influência dessa asa e sua interação com a fuselagem. Esse desvio atribui à aeronave INTI ME de 1,716 proporcionando a grande magnitude de $C_{m\alpha}$ observada, enquanto a estimativa de $C_{m\alpha}$ da aeronave PARSIFAL depende apenas de $C_{L\alpha}$ e portanto apresenta um desvio consideravelmente menor.

Observa-se que as FSE apresentam boa concordância com os modelos VLM que representam a fuselagem, o que vai de acordo com os resultados obtidos na literatura (Cipolla *et al.*, 2018). De fato, considerando a validação experimental de estimativas por VLM exposta por Oliviero *et al.* (2016), e a implausibilidade de uma ME de 1,716 para a aeronave INTI, é seguro afirmar que, embora represente o modelo de maior fidelidade dentre os analisados, o MP, como foi implementado no presente trabalho, apresenta um desvio considerável do caso modelado.

Outra consideração que se possibilita fazer, pelos resultados de outros modelos comparados ao modelo VLM sem fuselagem, é a de que o efeito desestabilizante dessa atua tanto em $C_{L\alpha}$, quanto no posicionamento do PN.

Por fim, revela-se interessante uma breve análise do valor de η_R , que serve como constante de calibração ao modelo FSE. Modificando esse termo para que o modelo estime os mesmos valores de $C_{m\alpha}$ que os modelos VLM com fuselagem, obtém-se os valores apresentados na Tabela 4

Tabela 4 – Valores de η_R calibrados pelos resultados em VLM.

INTI	PARSIFAL	Cipolla <i>et al.</i> (2018)
0,963	1,225	0,98

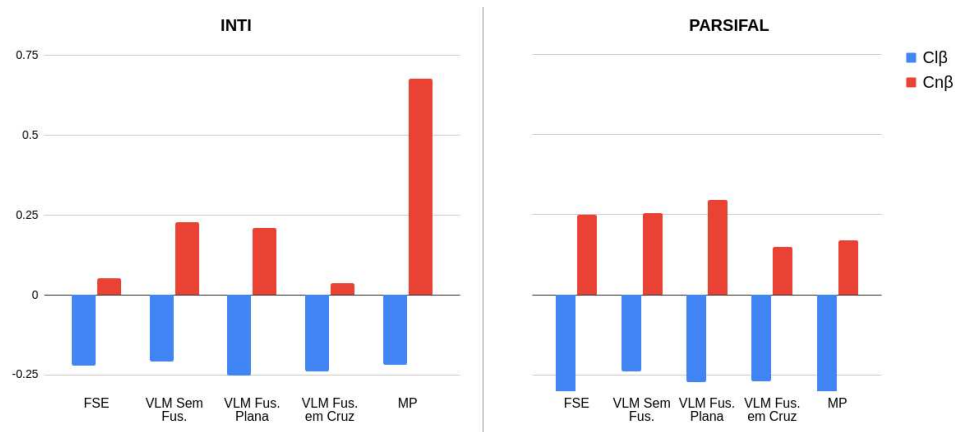
Fonte: Autor (2026).

Percebe-se que o valor calibrado para a aeronave INTI não é dispare do proposto na literatura, diferentemente do calibrado para o projeto PARSIFAL. Isso se deve à ME da aeronave PARSIFAL, que é considerada fixa. Assim o fator η_R afeta somente $C_{L\alpha}$, que apresenta menor sensibilidade, proporcionando uma calibração implausível.

4.2 ESTABILIDADE LÁTERO-DIRECIONAL

No contexto da estabilidade látero-direcional das aeronaves analisadas, são apresentados os resultados obtidos na Figura 17.

Figura 17 – Resultados da estabilidade Látero-Direcional.



Fonte: Autor (2026).

Inicialmente nota-se que todos os métodos propõem estimativas similares para $C_{l\beta}$, em concordância com os resultados de Cipolla *et al.* (2018). Isso representa um forte indício que a estabilidade lateral é fielmente modelada, mesmo considerando a aproximação de nenhum efeito da fuselagem aplicadas às FSE e ao modelo VLM sem fuselagem.

Percebe-se ainda, que o modelo VLM com fuselagem cruciforme estima estabilidade direcionais consideravelmente menores que as outras modelagens do mesmo método. Considerando que os outros resultados do VLM se assemelham independentemente da presença de fuselagem, conclui-se que o efeito direcionalmente desestabilizante da fuselagem só é fielmente capturado pela modelagem cruciforme, consagrando-a a escolha mais adequada para estimativas de estabilidade estática.

Adicionalmente observa-se que o MP superestima significativamente a magnitude de $C_{n\beta}$ da aeronave INTI, em situação análoga à estimativa de $C_{m\alpha}$. Hipotetiza-se que isso não ocorre no caso PARSIFAL pois o CG é estimado mais próximo a traseira do avião, para obter ME de 0,1 considerando a estimativa do PN, o que gera um efeito desestabilizante compensando a super estimativa da estabilidade direcional.

Denota-se, em vista da concordância observada para estimativas de $C_{l\beta}$, que o desvio observado para a estabilidade direcional não provém de uma má estimativa das forças geradas pelas superfícies aerodinâmicas verticais. Em contrapartida, o efeito das diferentes modelagens da fuselagem remanesce como hipótese plausível, mantendo em mente que o MP é a única metodologia que verdadeiramente captura sua geometria tridimensional. De fato, segundo Cipolla *et al.* (2018) o VLM e as FSE apresentam erro considerável quanto à estimativas da estabilidade direcional, porém os resultados longitudinais indicariam que a implementação do MP analisada também não representa fielmente o efeito da fuselagem. É seguro assumir que esse desvio se estenda à estabilidade direcional sem afetar a lateral, na qual, como demonstrado, a fuselagem possui pouquíssima influência.

Interessantemente, não se observa a super estimativa de $C_{n\beta}$ pelas FSE em relação ao VLM apresentada por Cipolla *et al.* (2018). Na verdade, essas estimativas apresentam comportamento distinto para as aeronaves analisada.

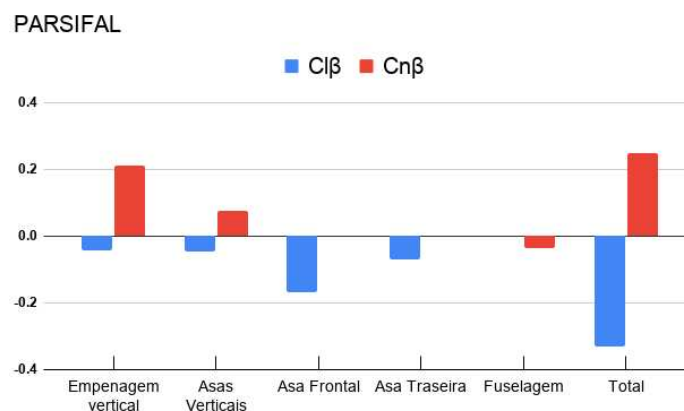
No caso INTI as FSE apresentam ótima concordância com o modelo VLM de fuselagem cruciforme. Em contraponto, as FSE estimam para a aeronave PARSIFAL estabilidade direcional muito próxima ao caso VLM que não representa a fuselagem, o que indica que o efeito da fuselagem é mal considerado para essa geometria pelas FSE.

Descarta-se a hipótese da estimativa de CG como fator que diferencia as aeronave, pois a estimativa de PN, que rege o posicionamento do CG no caso PARSIFAL, é concordante entre as FSE e o VLM, enquanto para a geometria INTI, todas as metodologias utilizam da mesma estimativa de CG. Além disso, em ambos os casos as FSE subestimam a estabilidade direcional em relação ao modelo VLM com fuselagem planificada, o que vai em desacordo com Cipolla *et al.* (2018).

Hipotetiza-se que os desvios observados na literatura se tratem de uma falta de acuracidade generalizada das FSE em modelar a estabilidade direcional de aeronaves AC. Dessa forma, não necessariamente essa metodologia proponha resultados superestimados, podendo também apresentar subestimações, em função da geometria analisada.

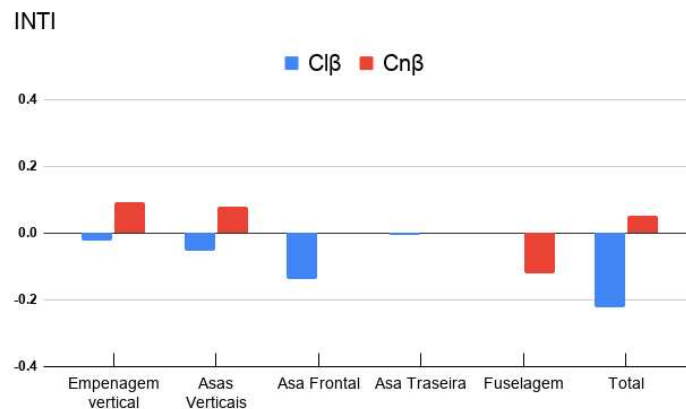
Como citado anteriormente, um dos benefícios das FSE é a explicitação dos fatores geométricos relevantes à mecânica de voo e da medida com a qual esses à afetam. Apresenta-se nas Figuras 18 e 19, por exemplo, as contribuições de cada componente às derivadas de estabilidade estática látero-direcionais.

Figura 18 – Contribuição de diferentes componentes às derivadas látero-direcionais da aeronave PARSIFAL segundo FSE.



Fonte: Autor (2026).

Figura 19 – Contribuição de diferentes componentes às derivadas látero-direcionais da aeronave INTI segundo FSE.



Fonte: Autor (2026).

Nota-se inicialmente que a empenagem vertical possui maior influência na aeronave PARSIFAL, o que se deve ao fato desse conceito utilizar empenagens duplas, por necessidades estruturais (Salem *et al.*, 2025). De acordo com Salem *et al.* (2023), esse é o componente que predominantemente rege a estabilidade direcional de aeronaves AC, entretanto isso não se observa no caso da geometria INTI, onde todas as contribuições individuais possuem aproximadamente a mesma magnitude.

Outra diferença entre as aeronaves analisadas é a influência da asa traseira na estabilidade lateral, visto que, para a aeronave INTI, o aniedro considerável de dois graus inibe qualquer efeito estabilizante de asa alta, enquanto a asa traseira do conceito PARSIFAL, que apresenta quase nenhum aniedro, proporciona um efeito estabilizante significativo.

Por fim, o efeito desestabilizante da fuselagem é mais pronunciado na aeronave INTI, o que vai de acordo com as constatações realizadas anteriormente sobre as discrepâncias de estimativas de $C_{n\beta}$ pelas FSE e pelo VLM. De fato, como ambos os projetos apresentam fuselagem de área lateral similar, esperaria-se observar, caso as FSE modelassem corretamente o fenômeno, influências semelhantes das fuselagens das duas aeronaves.

Essas questões acarretam na menor estabilidade látero-direcional do conceito INTI, o que vai de acordo com o enfoque maior em performance no projeto dessa aeronave. Entretanto, o MP apresenta para esse conceito $C_{n\beta}$ consideravelmente maior do que para o projeto PARSIFAL.

4.3 RESULTADOS COMPLEMENTARES

É importante levantar uma breve discussão quanto ao custo computacional associado à utilização de cada modelo. Visto que, embora o período tomado por esses

métodos de baixa fidelidade possa parecer trivial, ele afeta diretamente a aplicabilidade dos mesmos a métodos de otimização computacional, nos quais corriqueiramente milhares de geometrias são analisadas. Dessa forma os tempos médios tomados por cada metodologia para a estimativa de estabilidade estática são apresentados na Tabela 5.

Tabela 5 – Tempo médio tomado pela análise através de cada ferramenta utilizada.

Modelo	Custo Computacional*
FSE	—
VLM	96 s
MP	595 s

**Análises realizadas em um computador pessoal com oito núcleos processadores e 7.9 GB de memória RAM*

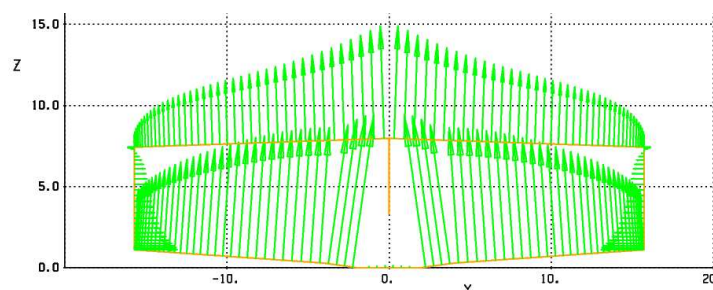
Fonte: Autor (2026).

O custo computacional das FSE é praticamente nulo, em contraste ao custo do MP que se aproxima de dez minutos. Adicionalmente, o custo relativamente moderado do VLM resultaria em um pouco mais do que um dia para analisar mil configurações.

Dessa forma, as FSE se demonstram mais aplicáveis, o que justifica seu uso por Bravo-Mosquera *et al.* (2019), mas é importante ressaltar a dificuldade de implementação dos métodos gráficos do modelo em um contexto automatizado. Também remanesce a possibilidade de se utilizar o VLM com uma discretização menos refinada, o que, como explorado na seção 4.1, resulta em resultados menos fiéis, porém significativamente mais rápidos.

Denota-se que além de resultados integrais, o VLM permite a determinação dos coeficientes locais de sustentação, possibilitando a análise da distribuição de sustentação ao longo da envergadura das diferentes superfícies aerodinâmicas modeladas, como demonstra a Figura 20.

Figura 20 – Distribuição de sustentação da aeronave INTI.



Fonte: Autor (2026).

Observa-se, exceto pela região central onde o modelo apresentado representa a fuselagem como uma superfície aerodinâmica sem esteira, e portanto sem sustentação, que a asa frontal apresenta uma distribuição essencialmente elíptica somada a

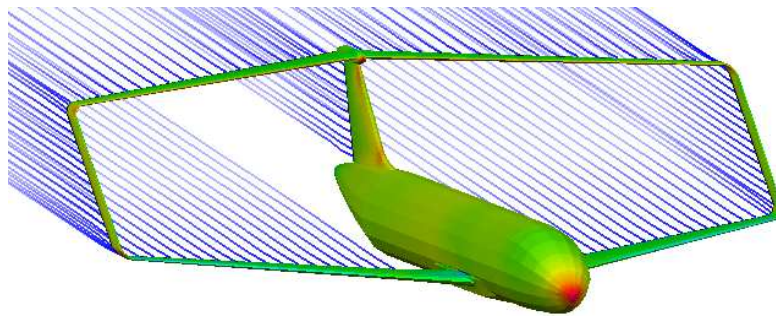
um fator constante, tal como sugere a literatura para o caso ótimo (Frediani; Montanari, 2009).

Em contraste, a asa traseira apresenta uma distribuição quase triangular com influência maior da raiz. Esse comportamento se estende à aeronave PARSIFAL, e não se faz claro o motivo dos projetos apresentarem-no, mas teoriza-se que isso resulte do enflechamento negativo considerável que caracteriza as asas traseiras.

De qualquer maneira, é evidente o carregamento maior da asa frontal em relação a traseira. Isso valida a hipótese de Salem *et al.* (2023), de que essa característica representa a melhor maneira de garantir a estabilidade longitudinal da aeronave.

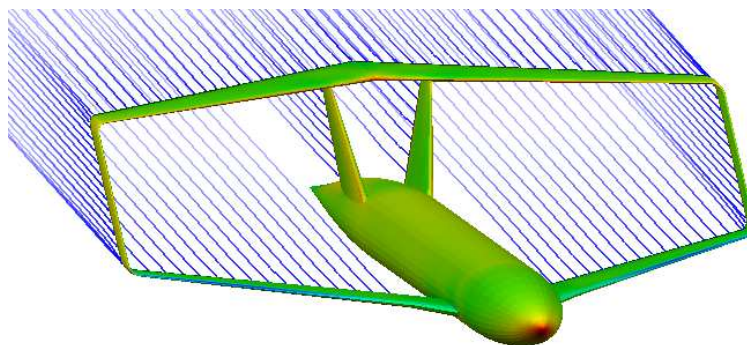
Por fim, o MP permite a visualização da esteira desenvolvida e da distribuição de pressão ao longo da superfície externa das aeronaves, como exposto nas Figuras 21 e 22, contextualizando qualitativamente os processos de análise realizados. Entretanto, é importante mencionar que, considerando a aproximação invíscida aplicada, o comportamento da esteira modelada pelo MP não reflete a verdadeira esteira viscosa e turbulenta.

Figura 21 – Distribuição de pressão e esteira da aeronave INTI.



Fonte: Autor (2026).

Figura 22 – Distribuição de pressão e esteira da aeronave PARSIFAL.



Fonte: Autor (2026).

5 CONCLUSÃO

Primeiramente, ressalta-se que os três modelos aplicados, em geral, apresentaram estimativas concordantes para a estabilidade estática dos projetos de aeronave analisados. Isso caracteriza um forte indício da acurácia das metodologias estudadas sob o contexto da baixa fidelidade. Entretanto, remanescem alguns casos onde a discordância das estimativas deve ser levantada como alvo de atenção.

O mais significativos desses casos é o das estimativas empregando o MP, que apresenta resultados consideravelmente singulares para as estabilidades longitudinal e direcional. Para o primeiro caso, considerando que para a aeronave INTI o MP proporciona ME incongruente, é razoável concluir que esse se trata de um desvio não físico do MP, talvez proporcionado pelas técnicas de modelagem empregadas para possibilitar a convergência do método, nominalmente, a má discretização da região da raiz da asa frontal.

Em contrapartida, para o caso da estabilidade direcional, como o MP é o modelo que deveria melhor representar a geometria das fuselagens, essa conclusão não é tão evidente, embora o MP não apresente resultados indubitavelmente fiéis. Na verdade, as validações apresentadas para o VLM por Oliviero *et al.* (2016), indicariam que esse seria o modelo mais exato, mesmo esse estudo sendo realizado sob uma geometria significativamente diferente.

Nota-se também que as FSE subestimam ligeiramente C_{L_α} de ambas as aeronaves, o que é coerente com as conclusões de Cipolla *et al.* (2018). Em contrapartida, elas não superestimaram C_{n_β} em relação ao VLM, como indica a literatura, na verdade observa-se uma falta de consistência imparcial para as estimativas da estabilidade lateral pelas FSE.

Os resultados aqui apresentados validam o valor de 0,98 para η_R proposto por Cipolla *et al.* (2018), pela calibração utilizando a aeronave INTI, que proporciona um fator similar. Também é validada a escolha de representar a fuselagem por uma superfície planificada no VLM para a determinação da estabilidade longitudinal, entretanto concluí-se que uma representação cruciforme representa melhor os mecanismos direcionalmente desestabilizantes.

Uma análise breve da influência dos componentes à estabilidade látero-direcional indica que a asa frontal representa o componente mais influente para C_{l_β} , e que, ao contrário do que afirma Salem *et al.* (2023), todos os componentes possuem influência de magnitude similar na estabilidade direcional no caso da aeronave INTI.

Quanto ao custo computacional, comprovou-se a hipótese inicial de que as FSE tomariam um período computacionalmente trivial e demonstrou-se que o tempo associado ao MP desencoraja sua aplicação em métodos de otimização computacio-

nal. Para a implementação dessas metodologias destacam-se as FSE e a utilização de modelos VLM de menor refino como fortes candidatos, o que vai de acordo com as metodologias descritas na literatura.

Por fim, conclui-se que a análise da estabilidade estática de aeronaves AC, embora difira consideravelmente do caso tradicional AT, é bem modelada pelos métodos de baixa fidelidade empregados, com exceção da estabilidade direcional, para a qual remanesce certa incerteza. Mesmo assim, se valida a aplicação desses modelos às etapas iniciais de projeto de aeronaves AC.

REFERÊNCIAS

BRAVO-MOSQUERA, P. D.; CATALANO, F. M.; ZINGG, D. W. Unconventional aircraft for civil aviation: A review of concepts and design methodologies. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 131, p. 100813, 2022a.

BRAVO-MOSQUERA, P. D.; CERÓN-MUÑOZ, H. D.; CATALANO, F. Design and computational analysis of a closed non-planar wing aircraft coupled to a boundary layer ingestion propulsion system. *In: proceedings of the AIAA PROPULSION AND ENERGY FORUM*. Indianapolis, IN, 2019. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2019-3850>. Acesso em: 29 Set. 2025.

BRAVO-MOSQUERA, P. D.; CERÓN-MUÑOZ, H. D.; CATALANO, F. Design, aerodynamic analysis and optimization of a next-generation commercial airliner. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, v. 44, p. 609, nov. 2022b.

BRAVO-MOSQUERA, P. D.; CERÓN-MUÑOZ, H. D.; CATALANO, F. M. Potential propulsive and aerodynamic benefits of a new aircraft concept: A low-speed experimental study. **Aerospace**, v. 10, n. 7, 2023.

BRAVO-MOSQUERA, P. D.; CHAU, T.; CATALANO, F.; ZINGG, D. Exploration of box-wing aircraft concept using high-fidelity aerodynamic shape optimization. Stockholm, Sweden, 2022c.

BUDZIAK, K. **Aerodynamic Analysis with Athena Vortex Lattice (AVL)**. HAW Hamburg, Department of Automotive and Aeronautical Engineering, Hamburg, Germany, 2015.

CIPOLLA, V.; FREDIANI, A.; LONIGRO, E.; OLIVIERO, F. Aerodynamic design of a light amphibious prandtlplane: wind tunnel tests and cfd validation. **Aerotecnica Missili & Spazio**, v. 94, p. 113–123, apr. 2015.

CIPOLLA, V.; SALEM, K. A.; BACHI, F. Preliminary stability analysis methods for prandtlplane aircraft in subsonic conditions. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, v. 91, n. 3, p. 525–537, 2018.

DEMASI, L.; MONEGATO, G.; DIPACE, A.; CAVALLARO, R. Minimum induced drag theorems for joined wings, closed systems, and generic biwings: Theory. **Journal of Optimization Theory and Applications**, v. 169, p. 200–235, 2016.

DRELA, M.; YOUNGREN, H. **MIT AVL User Primer — AVL 3.36**. Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, 2023.

FREDIANI, A.; CIPOLLA, V.; OLIVIERO, F. Idintos: the first prototype of an amphibious prandtlplane-shaped aircraft. **Aerotecnica Missili & Spazio**, v. 94, p. 195–209, 2015.

FREDIANI, A.; MONTANARI, G. Best wing system: An exact solution of the prandtl's problem. *In: Proceedings of the VARIATIONAL ANALYSIS AND AEROSPACE ENGINEERING*. New York, NY, 2009. p. 183–211. Disponível em: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-0-387-95857-6_11. Acesso em: 29 Set. 2025.

GLAUERT, H. **The Effect of Compressibility on the Lift of an Aerofoil**. Aeronautical Research Committee, London, United Kingdom, 1928.

KATZ, J.; PLOTKIN, A. **Low-Speed Aerodynamics**. 2. ed. New York, NY: Cambridge University Press, 2012. (Cambridge Aerospace Series).

KINNEY, D. **2020 VSP WS: VSPAERO Theory, Validation, and Features**. 2020. Webinar, YouTube, 17 dec. 2020. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=-zQEmmr6ck>. Acesso em: 06 out. 2025.

MAGNACCA, F. Do box-wing aircraft configurations add financial value? results from an academic-based experience. **Research in Transportation Business & Management**, v. 60, p. 101323, 2025.

MIALON, B. *et al.* European benchmark on numerical prediction of stability and control derivatives. *In: proceedings of the AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE*. San Antonio, TX, 2009. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2009-4116>. Acesso em: 29 Set. 2025.

MUNK, M. M. **General Biplane Theory**. National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), 1923. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091216>. Acesso em: 29 Set. 2025.

OLIVIERO, F.; ZANETTI, D.; CIPOLLA, V. Flight dynamics model for preliminary design of prandtlplane wing configuration with sizing of the control surfaces. **Aerotecnica Missili & Spazio**, v. 95, p. 201–210, 2016.

OPREA, A.; HÄLLQVIST, R.; STAACK, I.; EEK, M.; GAVEL, H. Model fidelity and its influence on aircraft conceptual design. *Proceedings of the 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2022)*. Stockholm, Sweden, 2022. p. 1–14.

PALAIA, G. **Development of methodologies for the design and performance assessment of box-wing hybrid-electric aircraft for urban and regional transport applications**. 2022. Tese (Doctoral Thesis in Industrial Engineering) — University of Pisa, Department of Civil and Industrial Engineering, Pisa, Italy, 2022.

PARSIFAL PROJECT CONSORTIUM. **Report on operational and economic assessment**. Technical Report in Lund University, 2020. Disponível em: <https://cordis.europa.eu/project/id/723149/results>. Acesso em: 29 Set. 2025.

PLATZER, M. F. A perspective on the urgency for green aviation. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 141, p. 100932, 2023.

PRANDTL, L. **Induced Drag of Multiplanes**. National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), 1924. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930080964>. Acesso em: 29 Set. 2025.

ROSKAM, J. **Methods for Estimating Stability and Control Derivatives of Conventional Subsonic Airplanes**. Lawrence, KS: University of Kansas, 1977. v. 7. (Roskam's Aircraft Design Series, v. 7).

SALEM, K. A. **Development of Design Tools and Methods for Box-Wing Airplanes and Application of the PrandtlPlane Concept to a Short-Medium Range Aircraft**. 2021. Tese (Doutorado) — University of Pisa, Pisa, Italy, 2021.

SALEM, K. A.; CIPOLLA, V.; PALAIA, G.; VINCENZO, B.; ZANETTI, D. A physics-based multidisciplinary approach for the preliminary design and performance analysis of a medium range aircraft with box-wing architecture. **Aerospace**, v. 8, p. 292, oct. 2021.

SALEM, K. A.; PALAIA, G.; BIANCHI, M.; ZANETTI, D.; CIPOLLA, V. Preliminary take-off analysis and simulation of prandtlplane commercial aircraft. **Aerotecnica Missili & Spazio**, v. 99, p. 203–216, 2020.

SALEM, K. A.; PALAIA, G.; FREDIANI, A.; CARRERA, E. The box-wing configuration: a critical review of design approaches and applications. **Progress in Aerospace Sciences**, p. 101–108, 2025.

SALEM, K. A.; PALAIA, G.; QUARTA, A. A.; CHIARELLI, M. R. Preliminary analysis of the stability and controllability of a box-wing aircraft configuration. **Aerospace**, v. 10, n. 10, 2023.

SALEM, K. A.; VINCENZO, B.; CIPOLLA, V.; MAGANZI, M. Parsifal project: a breakthrough innovation in air transport. **Aerotecnica Missili & Spazio**, v. 97, p. 40–46, 01 2018.

SCARDAONI, M. P. A simple model for minimum induced drag of multiplanes: Could prandtl do the same? **Aerotecnica Missili & Spazio**, v. 99, p. 233–249, 2020.

SCARDAONI, M. P.; MAGNACCA, F.; MASSAI, A.; CIPOLLA, V. Aircraft turnaround time estimation in early design phases: Simulation tools development and application to the case of box-wing architecture. **Journal of Air Transport Management**, v. 96, p. 102122, 2021.

SCARDAONI, M. P.; MONTEMURRO, M.; PANETTIERI, E. Prandtlplane wing-box least-weight design: A multi-scale optimisation approach. **Aerospace Science and Technology**, v. 106, p. 106156, 2020.

SCHIKTANZ, D.; SCHOLZ, D. Aerodynamic efficiency and static longitudinal stability of box wing aircraft. In: **Proceedings** of the INTERNATIONAL CONFERENCE OF THE EUROPEAN AEROSPACE SOCIETIES (CEAS). Hamburg, Germany, 2011. p. 910–921.

SOUSA, R. S. C. de; SILVA, R. G. A. da. Nasa-crm lateral-directional stability derivatives comparison between semi-empirical, vortex lattice and panel method. 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2021). Shanghai, China, 2021. p. 1–26.

TASCA, A. L.; CIPOLLA, V.; SALEM, K. A.; PUCCINI, M. Innovative box-wing aircraft: Emissions and climate change. **Sustainability**, v. 13, n. 6, 2021.