

FACULDADE DE TECNOLOGIA DE SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
FATEC PROFESSOR JESSEN VIDAL

ANA LÚCIA HOLANDA FLORES

ANÁLISE DA ESTABILIDADE LONGITUDINAL
ESTÁTICA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA
PARA A COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN

São José dos Campos

2026

ANA LÚCIA HOLANDA FLORES

**ANÁLISE DA ESTABILIDADE LONGITUDINAL
ESTÁTICA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA
PARA A COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN**

Trabalho de Graduação apresentado à Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Tecnólogo em Projetos de Estruturas Aeronáuticas.

Orientador Interno ou Orientador: Dr. Bruno Peruchi Trevisan

São José dos Campos

2026

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)**Divisão de Informação e Documentação**

FLORES, Ana Lúcia Holanda

Análise da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave rádio controlada para a competição SAE Aerodesign.

São José dos Campos, 2026.

55f

Trabalho de Graduação – Curso de Tecnologia em Projeto de Estruturas Aeronáuticas.

FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal, 2026.

Dr. Bruno Peruchi Trevisan

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

FLORES, Ana Lúcia Holanda Análise da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave rádio controlada para a competição SAE Aerodesign 2026. 55f. Trabalho de Graduação - FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME(S) DO(S) AUTOR(ES): Ana Lúcia Holanda Flores

TÍTULO DO TRABALHO: Análise Da Estabilidade Longitudinal De Uma Aeronave Rádio Controlada Para A Competição SAE Aerodesign

TIPO DO TRABALHO/ANO: Trabalho de Graduação/2026.

É concedida à FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal permissão para reproduzir cópias deste Trabalho e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte deste Trabalho pode ser reproduzida sem a autorização do autor.

DocuSigned by:

30337BD3141646B...

Ana Lúcia Holanda Flores
Rua Corinto, 358, São José
dos Campos - São Paulo

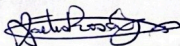
ANA LÚCIA HOLANDA FLORES

**ANÁLISE DA ESTABILIDADE LONGITUDINAL
ESTÁTICA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA
PARA A COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN**

Trabalho de Graduação apresentado à
Faculdade de Tecnologia de São José dos
Campos, como parte dos requisitos
necessários para a obtenção do título de
Tecnólogo em Projetos de Estruturas
Aeronáuticas.

Assinado por:
Bruno Peruchi Trevisan
BA41E6EE089478

Dr. Bruno Peruchi Trevisan - FATEC



Prof. José Jaetis Rosário - FATEC

Assinado por:
Rodrigo Elias Pereira
CD7FF5B2E2A5419

Prof. Rodrigo Elias Pereira - FATEC

10/06/2026

____/____/____

DATA DA APROVAÇÃO

AGRADECIMENTOS

Agradeço, antes de tudo, à minha mãe, Guiomar Schmitt Flores Desplobins, meu maior exemplo de força, dedicação e amor. Por cada incentivo silencioso, por cada renúncia invisível e por me ensinar, desde cedo, que a educação é um dos caminhos mais seguros para transformar sonhos em realidade. Esta conquista também lhe pertence.

Ao meu padrinho e exímio educador, Antônio Carlos Pereira Santiago, por ser referência de caráter, sabedoria e comprometimento. Seus ensinamentos ultrapassam os limites da sala de aula e me acompanharão por toda a vida. Obrigada por demonstrar, por meio do exemplo, que o conhecimento se constrói com disciplina, humildade e persistência.

Às minhas amigas e irmãs de coração, Ana Clara Felizardo de Paula, Bruna Zaire Sant'Ana, Camili Oliveira Paiva e Larissa Codeço, por estarem presentes em cada etapa desta caminhada. Obrigada pelo apoio, pelas palavras de incentivo, pelos momentos de leveza e por transformarem os desafios em jornadas mais suportáveis. A amizade de vocês foi um dos pilares que me sustentou ao longo dessa trajetória.

Aos meus tios de consideração, Adriana Oliveira Paiva e Ademir Itubirdes Paiva, e a toda a família Gonçalves, pelo acolhimento, carinho e confiança. Obrigada por acreditarem em mim, incentivarem meus sonhos e estarem presentes nos momentos em que mais precisei.

Ao meu orientador, Bruno Peruchi, pela orientação, disponibilidade e dedicação ao longo deste trabalho. Agradeço pela confiança depositada, pelos ensinamentos compartilhados e pelos desafios propostos, que contribuíram significativamente para meu crescimento acadêmico e profissional.

Aos professores e colegas que fizeram parte da minha formação, pelos conhecimentos compartilhados, pelas experiências vividas e por contribuírem, direta ou indiretamente, para a construção desta trajetória.

Por fim, agradeço a todos que, de alguma forma, estiveram presentes nesta caminhada. Este trabalho representa mais do que cálculos, análises e resultados. Ele carrega consigo o apoio, os ensinamentos, os afetos e as histórias de todas as pessoas que contribuíram para que este momento se tornasse possível.

RESUMO

A análise da estabilidade longitudinal estática constitui um requisito fundamental no desenvolvimento preliminar de aeronaves, pois assegura características de voo seguras e previsíveis. Este trabalho investiga os critérios necessários para garantir a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave radiocontrolada destinada à competição SAE Aerodesign, com o objetivo de ampliar o acesso ao conhecimento sobre o tema, a partir da compreensão dos fundamentos estabelecidos pela literatura clássica da engenharia aeronáutica. O estudo parte de uma abordagem teórica e culmina em uma análise prática, utilizando dados preliminares da asa fornecidos pela equipe de aerodinâmica, responsável pela definição inicial de suas dimensões. A metodologia empregada caracteriza-se como uma pesquisa analítica e comparativa, desenvolvida por meio de revisão bibliográfica e análise dos relatórios técnicos elaborados pela equipe do projeto, permitindo a comparação entre os parâmetros teóricos de estabilidade longitudinal e as decisões dimensionais da asa, adotadas no desenvolvimento da aeronave. Os resultados demonstram coerência entre os fundamentos teóricos e a configuração preliminar analisada, indicando comportamento longitudinal estável e previsível, inclusive em condições críticas de carregamento. Conclui-se que o projeto apresenta consistência técnica e conformidade com os critérios da estabilidade, reforçando a viabilidade das soluções adotadas no contexto da competição SAE Aerodesign.

Palavras-chave: Estabilidade longitudinal estática. SAE Aerodesign. Projeto aeronáutico. Centro de gravidade. Empenagem horizontal.

ABSTRACT

The analysis of static longitudinal stability constitutes a fundamental requirement in the preliminary development of aircraft, as it ensures safe and predictable flight characteristics. This study investigates the criteria required to ensure the static longitudinal stability of a radio-controlled aircraft designed for the SAE Aerodesign competition, aiming to broaden access to knowledge on the subject through an understanding of the principles established in classical aeronautical engineering literature. The study begins with a theoretical approach and culminates in a practical analysis, using preliminary wing data provided by the aerodynamics team, which was responsible for defining its initial dimensions. The methodology employed is characterized as an analytical and comparative study, developed through a literature review and analysis of technical reports prepared by the project team, enabling a comparison between the theoretical parameters of longitudinal stability and the wing dimensional decisions adopted during the aircraft development process. The results demonstrate consistency between the theoretical foundations and the preliminary configuration analyzed, indicating stable and predictable longitudinal behavior, including under critical loading conditions. It is concluded that the analyzed project demonstrates technical consistency and compliance with static longitudinal stability criteria, reinforcing the feasibility of the solutions adopted within the context of the SAE Aerodesign competition.

Keywords: Static longitudinal stability. SAE Aerodesign. Aircraft design. Center of gravity. Horizontal tail.

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	10
1.1	Objetivo Geral	11
1.2	Objetivos Específicos	11
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	13
2.1	Conceitos de Estabilidade Longitudinal	15
2.1.1	<i>Conceitos de Estabilidade Longitudinal na Competição SAE Aerodesign</i> <i>16</i>	
2.2	Estabilidade Longitudinal Estática	18
2.3	Ponto Neutro, Margem Estática e Centro de Gravidade	22
2.4	Crítério de Estabilidade Longitudinal Estática.....	26
2.5	Coeficiente de Volume de Cauda	27
2.5.1	<i>Superdimensionamento versus Subdimensionamento da Empenagem</i>	<i>28</i>
2.6	Possíveis Configurações Aerodinâmicas Compatíveis com os Critérios de Estabilidade	29
2.7	Limitações do Modelo Linear e a Realidade do Voo	31
3	DESENVOLVIMENTO.....	34
3.1	Caracterização Preliminar da Aeronave Megazord 2026	34
3.2	Aplicação dos Critérios de Estabilidade Longitudinal Estática.....	36
3.3	Síntese da Etapa Analítica	36
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	38
4.1	Análise Aerodinâmica Preliminar do Aerofólio Selecionado	38
4.2	Análises dos resultados preliminares.....	42
4.2.1	<i>Determinação do Ponto Neutro.....</i>	<i>44</i>
4.2.2	<i>Estimativa da Posição do Centro de Gravidade</i>	<i>45</i>
4.2.3	<i>Verificação da Condição de Estabilidade Longitudinal</i>	<i>46</i>
4.3	Influência das Condições de Carregamento na Estabilidade Longitudinal ..	47
4.4	LIMITAÇÕES DO ESTUDO	49
5	CONCLUSÃO.....	51

6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS52

1 INTRODUÇÃO

O projeto de uma aeronave constitui um processo iterativo e multidisciplinar, no qual diferentes áreas da engenharia convergem para atender simultaneamente aos requisitos de desempenho, segurança, estabilidade e viabilidade operacional. Nesse contexto, a estabilidade e o controle de voo assumem papel central no desenvolvimento aeronáutico, pois determinam a capacidade da aeronave de manter condições de equilíbrio e responder de forma previsível a perturbações externas ou comandos de pilotagem. A definição inadequada desses aspectos, ainda nas fases iniciais do projeto, pode resultar em configurações aerodinâmicas ineficientes ou inviáveis, demandando alterações complexas em etapas mais avançadas do desenvolvimento e impactando diretamente o desempenho e a segurança operacional da aeronave (RAYMER, 2012; ANDERSON, 2015).

Dentre os diferentes tipos de estabilidade, destaca-se a longitudinal estática, responsável pela tendência da aeronave de retornar à condição de equilíbrio após perturbações no ângulo de ataque. Essa característica está diretamente relacionada à posição do centro de gravidade em relação ao ponto neutro da aeronave, parâmetro que define a margem estática e influencia diretamente o comportamento longitudinal em voo. Além disso, o equilíbrio longitudinal depende do comportamento do coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque, cuja derivada deve apresentar valores negativos para assegurar uma resposta restauradora da aeronave (NELSON, 1998; ROSKAM, 1995). A adequada definição desses parâmetros ainda na etapa preliminar de projeto exerce influência direta sobre a segurança, a controlabilidade e a manobrabilidade da aeronave (RODRIGUES, 2013; RAYMER, 2012).

A relevância dessa análise torna-se ainda mais evidente no contexto da competição SAE Aerodesign, na qual aeronaves radiocontroladas são desenvolvidas sob restrições rigorosas de regulamento, limitações geométricas e requisitos específicos de desempenho, feitas para desafiar as equipes a cada ano. No ano de 2026, por exemplo, quanto maior a área das superfícies de controle, menos pontos conceituais a equipe recebe.

Em aeronaves destinadas ao transporte de carga, a variação da posição do centro de gravidade entre as condições sem carga e com carga máxima representa um importante desafio de projeto, uma vez que afeta diretamente a margem estática e, consequentemente, as características de estabilidade longitudinal. Dessa forma, a configuração aerodinâmica

deve garantir estabilidade suficiente em todas as condições operacionais previstas, sem comprometer a autoridade de controle da aeronave nas situações mais críticas (RAYMER, 2012; ROSKAM, 1995). Vale ressaltar também que aspectos relacionados à trimagem tornam-se relevantes para assegurar que a aeronave seja capaz de manter condições adequadas de equilíbrio longitudinal ao longo do envelope operacional (NELSON, 1998).

Diante desse cenário, o presente trabalho tem como objeto de estudo a análise da estabilidade longitudinal da aeronave desenvolvida pela equipe Megazord 2026 para a competição SAE Aerodesign, buscando conduzir um estudo teórico e aplicado, fundamentado nos parâmetros preliminares da aeronave. Para isso, realiza-se uma análise comparativa entre os dados técnicos produzidos pela equipe e os critérios estabelecidos pela literatura clássica da engenharia aeronáutica, com foco especial nos parâmetros associados ao equilíbrio longitudinal da aeronave, tais como posição do centro de gravidade, margem estática, ponto neutro, condições de equilíbrio em voo e critérios para o dimensionamento da empenagem horizontal.

De forma complementar, realiza-se uma análise preliminar do comportamento aerodinâmico do aerofólio adotado pela equipe, buscando compreender possíveis influências sobre parâmetros associados ao comportamento longitudinal da aeronave.

1.1 Objetivo Geral

Analisar a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave rádio controlada desenvolvida para a competição SAE Aerodesign, por meio da aplicação dos fundamentos teóricos da engenharia aeronáutica e da avaliação dos parâmetros que influenciam seu comportamento em voo.

1.2 Objetivos Específicos

Para a consecução deste objetivo geral foram estabelecidos os objetivos específicos:

- Realizar uma revisão bibliográfica sobre os fundamentos da estabilidade longitudinal estática, com ênfase na influência do centro de gravidade, ponto neutro, margem estática e dimensionamento da empenagem horizontal;

- Identificar os critérios de estabilidade longitudinal estática adotados pela literatura clássica da engenharia aeronáutica aplicáveis ao contexto da competição SAE Aerodesign;
- Analisar os relatórios técnicos desenvolvidos pela equipe Megazord 2026, com foco nos parâmetros relacionados à estabilidade longitudinal estática da aeronave;
- Comparar as definições de projeto adotadas pela equipe Megazord 2026 com os critérios teóricos estabelecidos pela literatura especializada;
- Verificar a conferência das decisões de projeto da aeronave aos fundamentos teóricos da estabilidade longitudinal estática, considerando diferentes condições operacionais de carregamento.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo, são apresentados e analisados criticamente os conceitos da mecânica do voo que fundamentam a análise do comportamento longitudinal da aeronave. O objetivo consiste em ultrapassar a simples descrição de conceitos e equações, promovendo uma comparação entre as abordagens propostas por autores clássicos da engenharia aeronáutica, de modo a construir uma base teórica robusta e coerente para a análise dos parâmetros de estabilidade longitudinal aplicados ao projeto de uma aeronave de competição. Considerando a natureza multidisciplinar do projeto aeronáutico, diferentes autores enfatizam aspectos específicos relacionados à estabilidade e ao controle de voo, abrangendo desde formulações analíticas e derivadas de estabilidade até critérios de dimensionamento preliminar e aplicações práticas em aeronaves radiocontroladas. A Tabela 1 apresenta uma visão geral das abordagens adotadas pelos principais autores referenciados neste trabalho, destacando suas contribuições para a fundamentação teórica e para a análise comparativa realizada sobre a aeronave da equipe Megazord 2026.

Tabela 1: Comparação das abordagens de autores clássicos sobre estabilidade longitudinal.

Autor / Obra	Ênfase Principal	Contribuição para este Trabalho
Anderson (2015) / <i>Introdução ao Voo</i>	- Fundamentos físicos da estabilidade longitudinal - Equações de momento de arfagem - Formulação analítica do equilíbrio longitudinal	Base conceitual para a compreensão da condição de estabilidade longitudinal estática ($C_{m\alpha} < 0$) e para a análise das contribuições aerodinâmicas da asa e da empenagem horizontal no equilíbrio longitudinal da aeronave

Autor / Obra	Ênfase Principal	Contribuição para este Trabalho
Nelson (1998) / <i>Flight Stability and Automatic Control</i>	• Derivadas de estabilidade • Estabilidade longitudinal estática e dinâmica • Ponto neutro e trimagem • Efeito do downwash	Fundamentação para análise do ponto neutro, da margem estática (%), do gradiente de downwash ($d\epsilon/d\alpha$) e dos critérios de estabilidade longitudinal aplicáveis à aeronave
Raymer (2012) / <i>Aircraft Design: A Conceptual Approach</i>	• Projeto preliminar de aeronaves • Dimensionamento da empenagem • Parâmetros empíricos de projeto	Referência para valores típicos do volume de cauda horizontal (V_h), da margem estática (%), da posição do centro de gravidade (% da corda média aerodinâmica) e dos critérios de dimensionamento preliminar da empenagem horizontal
Roskam (1995) / <i>Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls</i>	• Métodos analíticos de estabilidade • Características aerodinâmicas longitudinais • Influência da fuselagem na estabilidade	Fundamentação para análise do coeficiente de sustentação ($CL\alpha$), do coeficiente de momento de arfagem ($Cm\alpha$), do gradiente de downwash ($d\epsilon/d\alpha$) e da influência da fuselagem sobre a estabilidade longitudinal
Rodrigues (2013) / <i>Fundamentos da</i>	• Mecânica do voo aplicada	Referência para parâmetros aplicados ao contexto de

Autor / Obra	Ênfase Principal	Contribuição para este Trabalho
<i>Engenharia Aeronáutica</i>	• Estabilidade em aeronaves radiocontroladas • Aplicações ao contexto SAE Aerodesign	aeronaves radiocontroladas, incluindo posição do centro de gravidade (% da CMA), excursão do centro de gravidade e critérios de estabilidade aplicáveis à competição SAE Aerodesign

Fonte: Autoria própria (2026)

2.1 Conceitos de Estabilidade Longitudinal

Antes de abordar os critérios de estabilidade longitudinal, torna-se necessário compreender os diferentes comportamentos que uma aeronave pode apresentar após sofrer uma perturbação em torno do eixo lateral. Segundo Anderson (2015), a estabilidade está associada à capacidade da aeronave de manter ou recuperar uma condição de equilíbrio em arfagem após alterações no ângulo de ataque ou na atitude de voo. Uma aeronave é considerada longitudinalmente estável quando, após sofrer uma perturbação, apresenta tendência natural de retornar à condição de equilíbrio inicial. De acordo com Nelson (1998), esse comportamento ocorre devido à geração de momentos aerodinâmicos restauradores, que atuam em oposição à perturbação e favorecem a recuperação da condição de equilíbrio da aeronave.

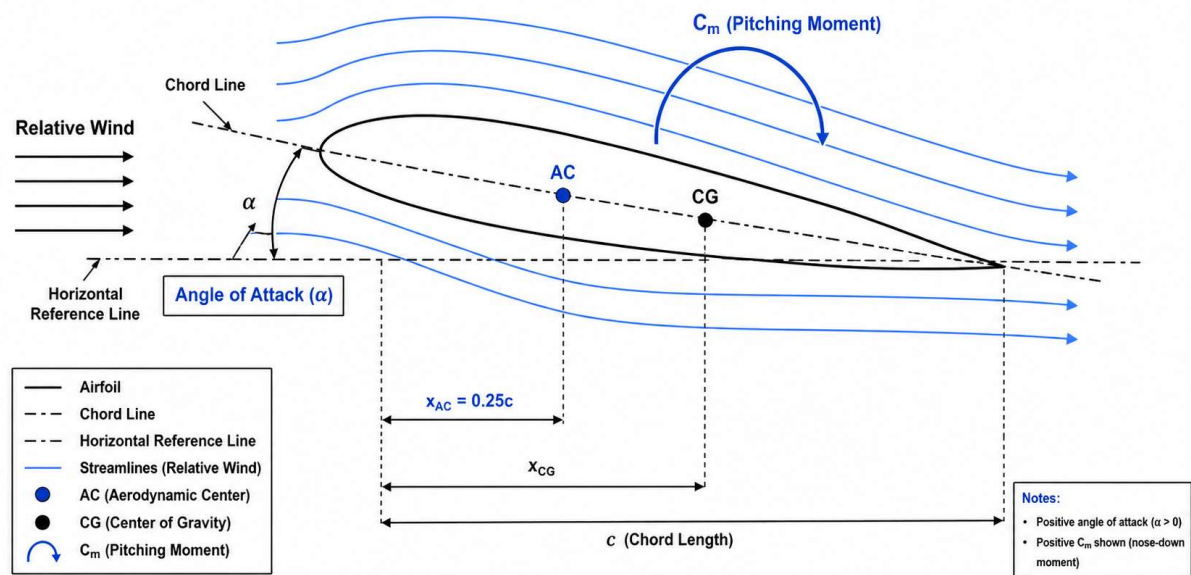
Por outro lado, uma aeronave apresenta instabilidade longitudinal quando uma pequena perturbação provoca uma tendência de afastamento progressivo da condição inicial de equilíbrio. Conforme descrito por Roskam (1995), nessa condição os momentos aerodinâmicos atuam de forma a ampliar a perturbação, exigindo maior atuação dos sistemas de controle ou do piloto para manutenção da trajetória desejada.

Por sua vez, uma aeronave possui estabilidade longitudinal neutra quando, após uma perturbação, assume uma nova condição de equilíbrio sem tendência significativa de retorno ao estado original ou de divergência progressiva. Segundo Rodrigues (2013), essa condição

representa um equilíbrio intermediário, no qual os momentos longitudinais não produzem efeitos restauradores ou desestabilizadores relevantes.

Além disso, Raymer (2012) destaca que a compreensão das condições de estabilidade, instabilidade e neutralidade longitudinal é fundamental no projeto aeronáutico, uma vez que influencia diretamente características como controlabilidade, segurança operacional e desempenho da aeronave. Dessa forma, a análise desses comportamentos constitui uma base essencial para a compreensão do equilíbrio longitudinal da aeronave. A partir desses conceitos, a Figura 1 apresenta uma representação esquemática do comportamento longitudinal de uma aeronave, destacando o perfil aerodinâmico, o escoamento do ar, o ângulo de ataque e a tendência de geração de momentos de arfagem associados às condições de estabilidade longitudinal estática.

Figura 1: Representação esquemática da estabilidade longitudinal estática em função do ângulo de ataque e do momento de arfagem



Fonte: Elaborado pela autora com auxílio de inteligência artificial (2026).

2.1.1 Conceitos de Estabilidade Longitudinal na Competição SAE Aerodesign

Garantir comportamento previsível e controlável em voo constitui uma das principais preocupações do projeto aeronáutico, especialmente em aeronaves submetidas a diferentes

configurações de carregamento. No âmbito da competição SAE Aerodesign, essa necessidade torna a análise da estabilidade longitudinal um elemento importante durante as etapas preliminares de concepção da aeronave. Diferentemente de aeronaves convencionais certificadas, as aeronaves utilizadas na competição são projetados sob restrições geométricas, operacionais e estruturais específicas, o que torna indispensável a análise criteriosa da estabilidade desde as etapas preliminares de desenvolvimento. Entre essas restrições, destacam-se as limitações dimensionais impostas pelo regulamento da categoria, que influenciam diretamente a configuração aerodinâmica da aeronave, restringindo decisões relacionadas à geometria da asa, ao posicionamento dos componentes e ao dimensionamento da empenagem horizontal.

No contexto da competição, as aeronaves são concebidas com o objetivo de maximizar a capacidade de carga útil, mantendo simultaneamente desempenho adequado, segurança operacional e eficiência aerodinâmica. Entretanto, a necessidade de atender aos requisitos geométricos e operacionais estabelecidos pelo regulamento impõe desafios adicionais ao projeto, exigindo um equilíbrio entre desempenho e estabilidade. A presença de diferentes condições de carregamento pode alterar significativamente a distribuição de massas da aeronave e, conseqüentemente, a posição do centro de gravidade (CG). Como resultado, o comportamento longitudinal da aeronave pode sofrer alterações relevantes, exigindo que o projeto mantenha estabilidade satisfatória em todas as condições operacionais previstas.

Nesse contexto, decisões relacionadas à área alar, alongamento da asa, posicionamento dos componentes e dimensionamento da empenagem horizontal devem ser cuidadosamente avaliadas, uma vez que influenciam simultaneamente o desempenho aerodinâmico e o equilíbrio longitudinal da aeronave. Dessa forma, a análise do comportamento longitudinal torna-se essencial para assegurar que a aeronave apresente resposta previsível, controlável e segura, mesmo sob condições críticas de carregamento.

2.2 Estabilidade Longitudinal Estática

Para que uma aeronave apresente estabilidade estática, duas condições fundamentais devem ser satisfeitas simultaneamente. A primeira exige que o coeficiente de momento de arfagem com ângulo de ataque nulo ($C_m = 0$) seja positivo, o que gera uma tendência natural de "cabrar" (nose-up) e permite que a aeronave seja trimada em ângulos de ataque positivos para a geração de sustentação em voo nivelado. A segunda condição, considerada a mais crítica, estabelece que a variação do coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque ($C_{m\alpha}$) deve ser negativa, garantindo a existência de um momento restaurador em resposta a perturbações.

Com base na consideração dessas duas condições, define-se o requisito principal da estabilidade estática: A derivada do coeficiente de momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque, $C_{m\alpha} = dC_m/d\alpha$, deve ser negativa. Isso garante que, para um aumento no ângulo de ataque ($\Delta\alpha > 0$), um momento de arfagem restaurador negativo ($\Delta C_m < 0$) seja gerado, forçando o nariz da aeronave para baixo e restaurando o equilíbrio.

Roskam (1995) descreve o $C_{m\alpha}$ como o "momento restaurador" da aeronave, enfatizando que uma derivada positiva levaria a uma divergência incontrolável após qualquer perturbação. A derivada do coeficiente do momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque de uma configuração asa-empenagem (Equação 1) é dada por (Anderson, 2015; Nelson, 1998):

$$C_{m\alpha} = C_{L_{\alpha,w}}(\overline{x_{cg}} - \overline{x_{ac,w}}) - C_{L_{\alpha,t}}\eta_t V_H \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (1)$$

A equação é composta por dois termos principais:

- 1) O primeiro termo $C_{L_{\alpha,w}}(\overline{x_{cg}} - \overline{x_{ac,w}})$ representa a contribuição da asa para a estabilidade longitudinal. Esse termo depende da inclinação da curva de sustentação da asa $C_{L_{\alpha,w}}$ e da posição relativa entre o centro de gravidade da aeronave $\overline{x_{cg}}$ e o centro

aerodinâmico da asa $\overline{x_{\alpha c,w}}$. Quando o centro de gravidade está adequadamente posicionado à frente do centro aerodinâmico, a asa tende a contribuir para a estabilidade da aeronave.

2) O segundo termo $-CL_{\alpha,t}\eta_t V_H \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$, corresponde à contribuição da empenagem horizontal, normalmente responsável pela maior parcela do momento restaurador longitudinal. O termo $CL_{\alpha,t}$, representa a inclinação da curva de sustentação da empenagem, η_t sua eficiência aerodinâmica, e $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ o gradiente do ângulo de downwash em relação ao ângulo de ataque, responsável por reduzir a efetividade da empenagem devido ao escoamento perturbado proveniente da asa.

O volume de cauda horizontal V_H , (Equação 2) representa a influência geométrica da empenagem horizontal sobre a estabilidade longitudinal da aeronave e é expresso por:

$$V_H = \frac{S_h l_h}{S_w \bar{C}}$$

(2)

Em que S_h representa a área da empenagem horizontal, l_h o braço de alavanca da empenagem em relação ao centro de gravidade, S_w a área da asa e $\bar{C}$ a corda média aerodinâmica da asa. Por se tratar da razão entre grandezas de mesma dimensão, o volume de cauda horizontal é um parâmetro adimensional. Segundo Anderson (2015), valores mais elevados de V_H tendem a aumentar a autoridade da empenagem horizontal, favorecendo a estabilidade longitudinal da aeronave.

A Tabela 2 compara como os principais autores abordam a contribuição de cada componente da aeronave para a estabilidade geral.

Tabela 2: Análise comparativa da contribuição dos componentes para a estabilidade longitudinal.

Componente	Contribuição para $Cm\alpha$	Análise Crítica	Comparativa dos Autores
Asa	Desestabilizadora ($Cm\alpha > 0$)	Perfis convencionais, têm o centro aerodinâmico da asa à frente do	Anderson (2015) demonstra que a contribuição da asa para o $Cm\alpha$ é proporcional à

Componente	Contribuição para $C_{m\alpha}$	Análise Crítica	Comparativa dos Autores
		CG, gerando um momento de cabrar que é desestabilizador.	distância ($\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac,w}$), o que reforça a importância do posicionamento correto do CG.
Fuselagem e Naceles	Desestabilizadora ($C_{m\alpha} > 0$)	A fuselagem, especialmente em ângulos de ataque elevados, gera uma força normal à frente do CG, contribuindo para a instabilidade.	Roskam (1995) oferece métodos detalhados para quantificar essa contribuição, que muitas vezes é simplificada ou ignorada em análises preliminares, mas pode ser significativa em aeronaves com fuselagens volumosas, como as de carga. Nelson (1998) alerta que ignorar a fuselagem pode levar a uma superestimação da estabilidade.
Empenagem Horizontal	Estabilizadora ($C_{m\alpha} < 0$)	É o principal componente estabilizador. Posicionada atrás do CG com um braço de alavanca significativo, ela gera uma força que cria um	Nelson (1998) analisa detalhadamente o efeito do downwash (fluxo de ar descendente da asa que atinge a cauda), que reduz o ângulo de ataque efetivo na empenagem e,

Componente	Contribuição para $C_{m\alpha}$	Análise Crítica	Comparativa dos Autores
		momento restaurador.	consequentemente, sua eficiência estabilizadora. Roskam (1995) fornece métodos para estimar o gradiente $d\epsilon/d\alpha$, que é crucial para uma análise precisa.
Empenagem Vertical	Neutro (no plano longitudinal)	Não contribui diretamente para a estabilidade longitudinal, mas afeta a estabilidade direcional e lateral.	Sua influência indireta via acoplamento lateral-direcional é discutida por Nelson (1998), mas está fora do escopo deste trabalho.

Fonte: Autoria própria (2026).

A margem estática é um parâmetro adimensional utilizado para quantificar o grau de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave. Ela representa a distância entre o centro de gravidade e o ponto neutro da aeronave, normalmente expressa como percentual da corda média aerodinâmica. Quando o centro de gravidade está localizado à frente do ponto neutro, a margem estática é positiva e a aeronave apresenta estabilidade longitudinal estática. Quanto maior for essa distância, maior tende a ser a capacidade da aeronave de retornar à condição de equilíbrio após uma perturbação em arfagem.

O dilema do projetista reside no fato de que uma margem estática muito alta, embora garanta uma estabilidade robusta, torna a aeronave menos responsiva e exige maior esforço de controle. Por outro lado, uma margem estática muito baixa aproxima a aeronave da

instabilidade, tornando-a ágil e manobrável, mas também muito sensível e perigosa de pilotar, especialmente sob as variações de carga da competição.

2.3 Ponto Neutro, Margem Estática e Centro de Gravidade

O ponto neutro (PN) constitui um dos principais parâmetros associados ao equilíbrio longitudinal da aeronave, sendo amplamente utilizado para determinar a posição limite do centro de gravidade (CG) necessária à manutenção de comportamento longitudinal estável. De forma geral, Anderson (2015), Nelson (1998) e Roskam (1995) convergem ao definir o ponto neutro como a posição mais recuada do centro de gravidade para a qual a aeronave ainda preserva condições de estabilidade, situação associada a $C_{ma} = 0$. Dessa forma, quando o centro de gravidade se encontra à frente do ponto neutro, a aeronave apresenta tendência restauradora após perturbações no ângulo de ataque; em contrapartida, quando posicionado posteriormente, podem surgir características de instabilidade longitudinal.

A definição mais usual do ponto neutro refere-se à condição de manche fixo (stick-fixed neutral point), na qual se considera o profundor mantido em posição fixa, desconsiderando deslocamentos induzidos pelas forças aerodinâmicas atuantes sobre a superfície de controle. Conforme Anderson (2015), essa formulação é amplamente adotada em análises preliminares do equilíbrio longitudinal, por representar uma simplificação adequada para a estimativa da posição limite do centro de gravidade. Nelson (1998) e Roskam (1995), por outro lado, discutem o conceito de ponto neutro com manche livre (stick-free neutral point), situação em que o profundor pode sofrer deslocamentos em resposta ao escoamento, alterando o comportamento longitudinal da aeronave.

No caso de aeronaves radiocontroladas destinadas à competição SAE Aerodesign, onde o comando do profundor é realizado por servomotores, a análise com manche fixo apresenta maior relevância prática, sendo a abordagem adotada neste trabalho, conforme recomendado por Rodrigues (2013).

Segundo Nelson (1998) e Anderson (2015), a posição do ponto neutro X_{NP} pode ser estimada considerando a contribuição da asa principal e da empenagem horizontal, levando em conta fatores como eficiência aerodinâmica da cauda, derivadas aerodinâmicas e o efeito de downwash, conforme apresentado pela Equação 3.

$$X_{NP} = X_{AC,w} + [V_{eh} * \eta_h * \frac{C_{L\alpha,h}}{C_{L\alpha,w}} * (1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha})] \quad (3)$$

Onde $X_{AC,w}$ corresponde à posição do centro aerodinâmico da asa principal, usualmente assumido em aproximadamente 25% da corda média aerodinâmica para perfis subsônicos convencionais. O termo V_{eh} refere-se ao coeficiente de volume de cauda horizontal, parâmetro adimensional associado à influência geométrica da empenagem horizontal sobre a estabilidade longitudinal da aeronave. Esse coeficiente relaciona a área da empenagem horizontal e seu braço de alavanca com as dimensões características da asa, conforme definido pela Equação 2. Valores mais elevados de (V_{eh}) indicam maior capacidade da empenagem horizontal em gerar momentos restauradores de arfagem, contribuindo para o aumento da estabilidade longitudinal estática. A variável η_h representa a eficiência aerodinâmica da empenagem horizontal, relacionada às perdas de desempenho decorrentes da interferência aerodinâmica do escoamento. Adicionalmente, os termos da fração $\frac{C_{L\alpha,h}}{C_{L\alpha,w}}$, que correspondem, respectivamente, às derivadas do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal e da asa principal em relação ao ângulo de ataque, indicando a sensibilidade da geração de sustentação dessas superfícies às variações de incidência do escoamento. Por fim, o termo $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ representa o gradiente de downwash, fenômeno associado à deflexão do escoamento provocada pela asa principal, que reduz a incidência efetiva observada pela empenagem horizontal e influencia diretamente sua contribuição para a estabilidade longitudinal (NELSON, 1998; ROSKAM, 1995).

A diferença entre a posição do ponto neutro e a posição do centro de gravidade define a margem estática (ME), parâmetro adimensional amplamente utilizado para quantificar o nível de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave. A margem estática é normalmente expressa como percentual da corda média aerodinâmica (CMA), representando a distância entre o ponto neutro e o centro de gravidade normalizada pela CMA. De acordo com Raymer (2012), margens estáticas positivas tendem a proporcionar maior estabilidade longitudinal, uma vez que favorecem o surgimento de momentos restauradores após perturbações em arfagem. Entretanto, valores excessivamente elevados podem reduzir a manobrabilidade da aeronave e aumentar os esforços de controle. Dessa forma, o posicionamento adequado do centro de gravidade constitui um compromisso entre

estabilidade e controlabilidade, especialmente em aeronaves de competição sujeitas a diferentes condições de carregamento. Na Equação (5), XCG representa a posição do centro de gravidade, Segundo Raymer (2012) e Nelson (1998), esse parâmetro permite estimar o grau de estabilidade da aeronave de forma independente de suas dimensões físicas, razão pela qual é amplamente utilizado em análises preliminares de projeto.

$$ME = \frac{x\bar{n}p - x\bar{c}g}{CMA_w} \tag{4}$$

Onde $x\bar{n}p$ representa a posição adimensional do ponto neutro e $x\bar{c}g$ a posição do centro de gravidade e CMA_w refere-se à corda média aerodinâmica da asa principal. Uma ME positiva indica estabilidade, uma ME nula indica estabilidade neutra, e uma ME negativa indica instabilidade. A escolha da margem estática é uma das decisões de projeto mais críticas, representando um compromisso fundamental entre estabilidade e manobrabilidade. A Tabela 3 apresenta as faixas de margem estática recomendadas pelos principais autores.

Tabela 3: Faixas de margem estática recomendadas na literatura.

Autor/Fonte	Faixa de ME Recomendada	Contexto de Aplicação
Raymer (2012)	5% a 15% da CMA	Aviação geral e aeronaves de transporte. Raymer adverte que valores acima de 15% podem levar a uma excessiva estabilidade, prejudicando a autoridade do profundor, especialmente em baixas velocidades.
Roskam (1995)	5% a 10% da CMA	Foco em dinâmica de voo e controle. Roskam tende a valores ligeiramente mais conservadores, priorizando a resposta da aeronave e a qualidade de voo (handling qualities).
Nelson (1998)	5% a 15% da CMA	Aeronaves convencionais de aviação geral e transporte (Classes I, II e III). Enfatiza que a estabilidade deve ser inerente para garantir a segurança operacional.
Rodrigues (2013)	5% a 15% da CMA (RC e Aerodesign)	Especificamente para aeromodelos de competição, Rodrigues corrobora os valores clássicos, mas alerta para o desafio da grande variação de CG. Ele sugere que a

Autor/Fonte	Faixa de ME Recomendada	Contexto de Aplicação
		análise deve ser feita para as duas condições extremas: CG mais à frente (aeronave vazia) e CG recuado (aeronave com carga máxima).

Fonte: Autoria própria (2026).

A posição do centro de gravidade (CG) constitui um dos parâmetros mais relevantes no projeto aeronáutico, uma vez que sua localização em relação ao ponto neutro influencia diretamente o comportamento longitudinal da aeronave. Conforme discutido anteriormente, a margem estática estabelece quantitativamente essa relação, permitindo avaliar o nível de estabilidade longitudinal da configuração analisada.

Em termos práticos, a posição do centro de gravidade pode ser estimada a partir da posição do ponto neutro e da margem estática adotada no projeto, conforme apresentado pela Equação (5).

$$X_{CG} = X_{NP} - ME * CMA_w \quad (5)$$

Na Equação (5) a cima, X_{NP} corresponde à posição do ponto neutro, ME refere-se à margem estática adotada no projeto e CMA_w corresponde à corda média aerodinâmica da asa principal.

Segundo Raymer (2012), o posicionamento longitudinal do centro de gravidade representa um compromisso entre estabilidade e controlabilidade da aeronave. Centros de gravidade excessivamente avançados tendem a aumentar a estabilidade longitudinal, porém reduzem a manobrabilidade e elevam os esforços necessários para controle. Em contrapartida, posições demasiadamente recuadas podem comprometer a tendência restauradora da aeronave após perturbações no ângulo de ataque, favorecendo condições de instabilidade longitudinal (NELSON, 1998; ROSKAM, 1995).

No contexto de aeronaves radiocontroladas destinadas à competição SAE Aerodesign, a definição adequada da posição do centro de gravidade assume importância adicional devido às variações de carregamento entre as condições de aeronave vazia e

carregada. Assim, torna-se necessário posicionar o CG de modo a preservar margem estática positiva ao longo das diferentes condições operacionais previstas, assegurando comportamento previsível e seguro durante o voo (RODRIGUES, 2013).

2.4 Critério de Estabilidade Longitudinal Estática

Segundo Anderson (2015), a estabilidade longitudinal estática pode ser avaliada por meio da variação do coeficiente de momento de arfagem (C_m) em função do ângulo de ataque (α). Para que uma aeronave seja estaticamente estável, um aumento do ângulo de ataque deve produzir um momento aerodinâmico restaurador capaz de reduzir essa perturbação e conduzir a aeronave de volta à condição de equilíbrio.

Matematicamente, essa condição é expressa pela derivada do coeficiente de momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = C_{m\alpha}$$

Para que exista estabilidade longitudinal estática, é necessário que $C_{m\alpha} < 0$, que significa que o coeficiente de momento de arfagem diminui à medida que o ângulo de ataque aumenta. Nessas condições, uma perturbação positiva em arfagem gera um momento aerodinâmico de sentido oposto, favorecendo o retorno da aeronave à condição de equilíbrio (ANDERSON, 2015; NELSON, 1998).

Para pequenas perturbações em torno da condição de equilíbrio, a derivada $C_{m\alpha}$ pode ser relacionada à margem estática da aeronave por meio da Equação 7:

$$C_{m\alpha} = -C_{L\alpha} * ME \quad (7)$$

Onde, $C_{L\alpha}$ representa a derivada do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque e ME corresponde à margem estática expressa como fração da corda média aerodinâmica. Essa relação evidencia que margens estáticas positivas conduzem a valores negativos de $C_{m\alpha}$, característica associada à estabilidade longitudinal estática.

2.5 Coeficiente de Volume de Cauda

O Coeficiente de Volume de Cauda Horizontal (V_h) é um parâmetro adimensional que quantifica a capacidade de controle ou a autoridade da empenagem. Ele relaciona a área da empenagem (S_h) e seu braço de alavanca (l_h) com a área da asa (S_w) e sua corda média aerodinâmica ($\bar{c}$):

$$V_h = \frac{(S_h \times l_h)}{(S_w \times \bar{c})} \quad (8)$$

Este coeficiente é fundamental ao projeto preliminar, pois permite um dimensionamento inicial rápido e eficaz da empenagem. Raymer (2012) o utiliza como ponto de partida para o layout da aeronave, fornecendo tabelas com valores típicos para diferentes categorias. Roskam (1995) aprofunda a análise, mostrando como o V_h se relaciona diretamente com a contribuição da empenagem para o $C_{m\alpha}$ e, portanto, com a margem estática. A Tabela 4 apresenta os valores típicos de V_h para diferentes categorias de aeronaves.

Tabela 4: Coeficientes de volume de cauda (V_h) típicos por categoria de aeronave.

Tipo de Aeronave	Faixa Típica de V_h	Fonte
Jato de Transporte Comercial	0,50 – 1,20	Raymer (2012)
Aviação Geral (Monomotor)	0,60 – 0,90	Raymer (2012)
Caça Militar	0,30 – 0,40	Raymer (2012)
Aeromodelos RC / SAE Aerodesign	0,35 – 0,60	Rodrigues (2013)

Fonte: Autoria própria (2026).

A comparação entre os valores de V_h para aeronaves convencionais e aeronaves RC revela uma tendência de aeromodelos operarem com volumes de cauda reduzidos, visando a minimização do peso estrutural e do arrasto parasita (Rodrigues, 2013). No entanto, Raymer (2012) e Rodrigues (2013) alertam que essa redução deve ser cautelosa, pois um V_h excessivamente baixo compromete a autoridade de controle e a estabilidade, especialmente sob as severas variações de carga típicas da competição SAE Aerodesign.

2.5.1 Superdimensionamento versus Subdimensionamento da Empenagem

A análise crítica do coeficiente de volume de cauda revela um dilema fundamental no projeto de aeronaves de competição: o equilíbrio entre superdimensionamento e subdimensionamento da empenagem. Esse dilema é discutido por Raymer (2012) e Roskam (1995) sob diferentes perspectivas, e sua resolução exige uma análise integrada dos requisitos de estabilidade, controle e performance.

O superdimensionamento da empenagem (V_h elevado) resulta em uma maior margem estática e, portanto, em uma estabilidade mais robusta. Contudo, essa abordagem acarreta penalidades significativas em termos de peso estrutural e arrasto parasita, que são fatores críticos em competições de carga como a SAE Aerodesign, onde a eficiência estrutural é diretamente avaliada. Roskam (1995) demonstra que o aumento do peso da empenagem pode deslocar o CG para trás, reduzindo paradoxalmente a margem estática e comprometendo o objetivo inicial do superdimensionamento. Além disso, uma empenagem muito grande exige deflexões menores do profundor para o mesmo efeito de controle, o que pode tornar o sistema de controle menos preciso e mais sensível a erros de ajuste.

O subdimensionamento da empenagem (V_h reduzido), por outro lado, resulta em uma menor margem estática e em uma aeronave mais ágil, mas também mais suscetível a instabilidades, especialmente nas condições de voo mais críticas, como a decolagem com carga máxima e o voo em baixa velocidade. Nelson (1998) alerta que uma margem estática insuficiente pode levar a uma resposta oscilatória indesejada da aeronave, tornando o controle difícil mesmo para pilotos experientes. Em aeromodelos RC, onde o "piloto" é um operador humano com tempo de reação limitado, essa característica é particularmente perigosa.

A solução ótima, como apontam Raymer (2012) e Rodrigues (2013), é dimensionar a empenagem para que a margem estática se situe dentro da faixa recomendada (5% a 15% da CMA) para as condições de voo mais críticas, utilizando o menor V_h possível que satisfaça esse requisito. Essa abordagem minimiza as penalidades de peso e arrasto, ao

mesmo tempo em que garante a estabilidade e a controlabilidade da aeronave em todo o envelope de voo.

2.6 Possíveis Configurações Aerodinâmicas Compatíveis com os Critérios de Estabilidade

A partir dos critérios teóricos discutidos nos capítulos anteriores, observa-se que diferentes combinações entre margem estática, coeficiente de volume de cauda e posicionamento do centro de gravidade podem satisfazer simultaneamente os requisitos de estabilidade longitudinal estática da aeronave. Entretanto, a escolha da configuração mais adequada depende diretamente do equilíbrio entre estabilidade, manobrabilidade e eficiência aerodinâmica, aspectos particularmente relevantes no contexto da competição SAE Aerodesign.

A partir dos critérios teóricos discutidos nos capítulos anteriores, observa-se que diferentes combinações entre margem estática, coeficiente de volume de cauda e posicionamento do centro de gravidade podem satisfazer simultaneamente os requisitos de equilíbrio longitudinal da aeronave. Entretanto, a escolha da configuração mais adequada depende do compromisso entre estabilidade, manobrabilidade e eficiência aerodinâmica.

Com base nos critérios de estabilidade discutidos pela literatura aeronáutica, a Tabela 6 apresenta uma comparação entre possíveis configurações longitudinais da aeronave, considerando diferentes combinações de margem estática e coeficiente de volume de cauda.

Tabela 6: Possíveis configurações aerodinâmicas compatíveis com os critérios de estabilidade longitudinal

Configuração	Margem Estática	Vh	Tendência Esperada	Aplicação
Conservadora	15%	0,50–0,60	Alta estabilidade	Transporte seguro
Balanceada	10–12%	0,40–0,50	Equilíbrio entre estabilidade e manobrabilidade	SAE Aerodesign
Agressiva	5–8%	0,35–0,40	Maior resposta, menor estabilidade	Performance

Fonte: Elaborado pela autora com base em Raymer (2012), Roskam (1995) e Rodrigues (2013).

Conforme observado na Tabela 6, configurações excessivamente agressivas, caracterizadas por margens estáticas reduzidas e menores coeficientes de volume de cauda, tendem a aumentar a sensibilidade longitudinal da aeronave. Embora essa condição favoreça maior capacidade de resposta aos comandos, Nelson (1998) destaca que valores reduzidos de margem estática podem comprometer a previsibilidade do voo e aumentar a suscetibilidade da aeronave a oscilações longitudinais, especialmente sob perturbações aerodinâmicas.

Por outro lado, configurações excessivamente conservadoras, associadas a margens estáticas mais elevadas e maiores volumes de cauda, favorecem a estabilidade longitudinal e a tendência restauradora após perturbações no ângulo de ataque. Entretanto, segundo Roskam (1995), o aumento excessivo da estabilidade pode reduzir a manobrabilidade e exigir maior autoridade do profundor para manutenção do equilíbrio longitudinal, além de potencialmente introduzir penalizações aerodinâmicas e estruturais decorrentes do aumento da empenagem horizontal.

Nesse contexto, observa-se que configurações intermediárias, caracterizadas por margens estáticas entre aproximadamente 10% e 15% da corda média aerodinâmica (CMA) e coeficientes de volume de cauda compatíveis com aeronaves radiocontroladas de competição, apresentam maior coerência com os objetivos operacionais do SAE Aerodesign.

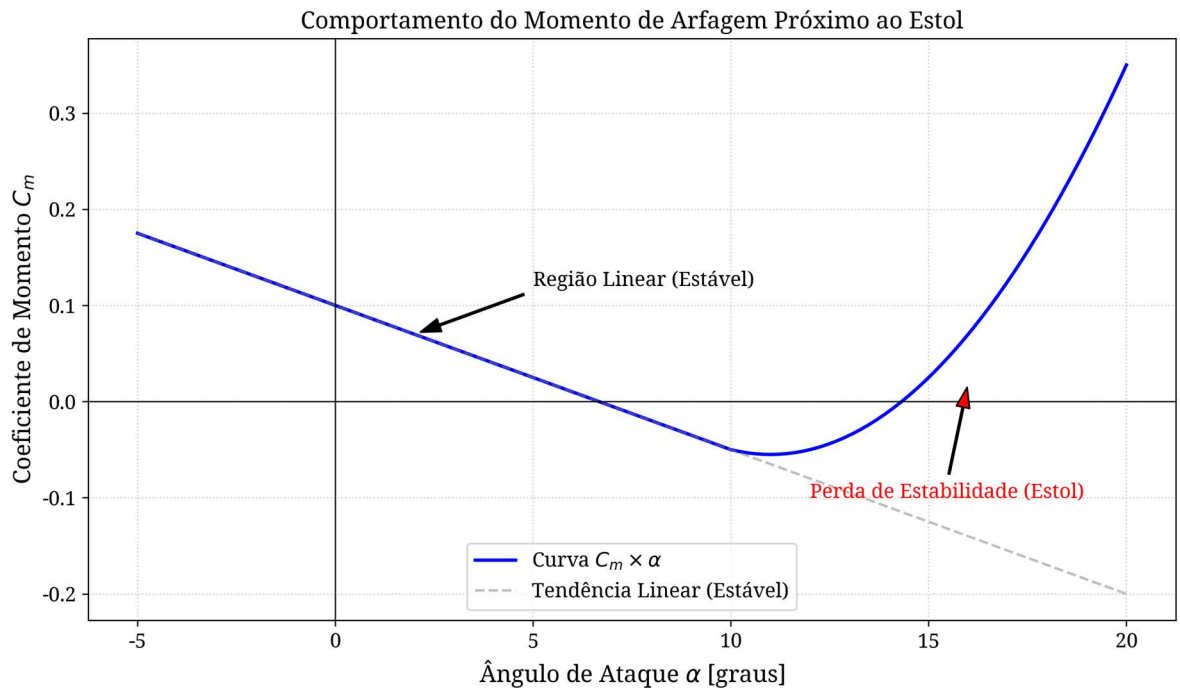
Essa faixa tende a proporcionar equilíbrio entre estabilidade, previsibilidade de voo e eficiência aerodinâmica, fatores relevantes para aeronaves submetidas a diferentes condições de carregamento.

Considerando os resultados obtidos para a aeronave Megazord 2026, cuja margem estática preliminar foi estimada em 15% da CMA, observa-se proximidade com uma configuração de caráter conservador-intermediário. Tal escolha sugere priorização da estabilidade longitudinal e da segurança operacional, característica potencialmente vantajosa no contexto da competição, em que aeronaves frequentemente operam próximas aos limites de carga transportada e devem apresentar comportamento previsível mesmo sob condições críticas de carregamento.

2.7 Limitações do Modelo Linear e a Realidade do Voo

É imperativo reconhecer que a análise de estabilidade baseada na derivada $C_{m\alpha}$ assume um modelo linear, ou seja, que a relação entre o coeficiente de momento e o ângulo de ataque é uma reta. Essa aproximação é válida e extremamente útil para a maior parte do envelope de voo em regime de cruzeiro (Anderson, 2015). Contudo, essa linearidade se desfaz em regimes de voo com altos ângulos de ataque, próximos ao estol. Uma aeronave que é estaticamente estável em voo de cruzeiro pode se tornar neutra ou instável em altos ângulos de ataque, tornando a recuperação do estol mais difícil, conforme ilustrado na Figura 2.

Figura 2: Comportamento da curva de coeficiente de momento (C_m) em função do ângulo de ataque (α) próximo ao estol.



Fonte: Autoria própria (2026), baseado em Nelson (1998).

À medida que o ângulo de ataque aumenta, o escoamento sobre a asa começa a se descolar, causando uma perda de sustentação e uma mudança abrupta no comportamento do momento de arfagem. A curva $C_m \times \alpha$, que era linear, pode se tornar não-linear ou até mesmo inverter sua inclinação. Nelson (1998) explora esse fenômeno em detalhes, mostrando que a estabilidade pode se degradar significativamente perto do estol. Uma aeronave que é estaticamente estável em voo de cruzeiro pode se tornar neutra ou instável em altos ângulos de ataque, tornando a recuperação do estol mais difícil.

Esta inversão da inclinação da curva (de negativa para positiva) indica que a aeronave perde sua tendência restauradora intrínseca, passando de uma condição estável para uma condição instável ou de "pitch-up", o que representa um elevado risco operacional durante manobras em baixas velocidades.

Portanto, embora a análise linear seja a base do projeto, o projetista deve estar ciente de suas limitações e considerar o comportamento da aeronave em todo o seu envelope operacional, especialmente nas condições de baixa velocidade e alto ângulo de ataque, típicas das fases de decolagem e pouso da competição SAE Aerodesign. Roskam (1995)

recomenda que a análise não-linear seja realizada para verificar o comportamento da aeronave nessas condições críticas, utilizando métodos mais avançados ou dados experimentais.

3 DESENVOLVIMENTO

Este capítulo apresenta o desenvolvimento da análise preliminar da estabilidade longitudinal estática aplicada à aeronave em desenvolvimento pela equipe Megazord 2026 para a competição SAE Aerodesign. Com base nos fundamentos teóricos apresentados anteriormente e nos dados preliminares de projeto disponibilizados pela equipe, busca-se investigar a adequação de diferentes parâmetros e condições aerodinâmicas relacionados à estabilidade longitudinal da aeronave.

A análise concentra-se nos principais fatores que influenciam o comportamento longitudinal em voo, já citados no presente trabalho. Para isso, realiza-se um confronto entre os critérios estabelecidos pela literatura clássica da engenharia aeronáutica e as soluções preliminares adotadas pela equipe, visando compreender a coerência técnica das escolhas de projeto e suas implicações para o desempenho esperado da aeronave.

Considerando o caráter preliminar do desenvolvimento aeronáutico no contexto da competição SAE Aerodesign, este capítulo não tem como objetivo validar uma configuração definitiva, mas analisar possíveis arranjos e parâmetros de estabilidade capazes de contribuir para uma configuração tecnicamente consistente, segura e compatível com os requisitos operacionais da competição.

3.1 Caracterização Preliminar da Aeronave Megazord 2026

A aeronave analisada neste trabalho corresponde à configuração preliminar desenvolvida pela equipe Megazord 2026 para participação na competição SAE Aerodesign, Classe Regular. Por se tratar de uma aeronave radiocontrolada destinada ao transporte de carga, o projeto apresenta restrições específicas relacionadas ao regulamento da competição, às limitações geométricas e à necessidade de conciliar desempenho, estabilidade e controlabilidade durante as diferentes condições operacionais previstas. Entre essas restrições destacam-se a envergadura máxima permitida de 4,0 m e a limitação da potência do sistema de propulsão a 600 W, conforme estabelecido pelo regulamento da competição. Tais condicionantes influenciam diretamente a definição dos parâmetros geométricos da aeronave, incluindo área alar, razão de aspecto, dimensões da empenagem horizontal e braço de cauda, parâmetros que exercem influência direta sobre a estabilidade longitudinal estática da configuração analisada. Além disso, a necessidade de transportar cargas elevadas sem

comprometer a segurança e a controlabilidade da aeronave impõe cuidados adicionais quanto ao posicionamento do centro de gravidade e à determinação da margem estática ao longo das diferentes condições de carregamento previstas durante a competição.

No contexto da presente análise, foram considerados os principais parâmetros geométricos e aerodinâmicos associados à estabilidade longitudinal estática da aeronave. Entre eles destacam-se a envergadura da asa, a área alar, a corda média aerodinâmica, o coeficiente de volume de cauda horizontal, as derivadas aerodinâmicas da empenagem e a margem estática de projeto. Essas grandezas são empregadas na determinação da posição do ponto neutro, da localização do centro de gravidade e da capacidade da aeronave de desenvolver momentos restauradores após perturbações longitudinais (NELSON, 1998; RAYMER, 2012).

Os dados empregados nesta análise foram obtidos a partir dos relatórios técnicos preliminares elaborados pela equipe Megazord 2026, representando a configuração atualmente proposta para a aeronave. Ressalta-se que, devido ao caráter preliminar do projeto, os parâmetros apresentados podem sofrer refinamentos ao longo do desenvolvimento da aeronave, não configurando valores definitivos de projeto. A Tabela 5 apresenta os principais parâmetros geométricos e aerodinâmicos utilizados na análise da estabilidade longitudinal estática.

Tabela 5: Parâmetros geométricos pré definidos pela Megazord Aerodesign

Parâmetro	Descrição	Valor	Unidade
b_w	Envergadura da asa principal	2,577	m
S_w	Área da asa principal	0,820	m ²
CMA_w	Corda Média Aerodinâmica	0,318	m
V_{eh}	Coeficiente de volume de cauda horizontal	0,400	—
S_{eh}	Área da empenagem horizontal	0,216	m ²
$C_{L\alpha,h}$	Derivada de sustentação da empenagem horizontal	0,1228	grau ⁻¹
Perfil da asa	Perfil aerodinâmico da asa principal	S1223	-
ME	Margem estática de projeto	15	%

Fonte: Dados preliminares da equipe Megazord 2026.]

Os valores de coeficiente de volume de cauda horizontal (V_{eh}) e margem estática (ME) apresentados na Tabela 5 correspondem aos parâmetros adotados pela equipe Megazord 2026 durante a fase preliminar de projeto. A escolha desses valores está associada à busca por uma configuração capaz de atender simultaneamente aos requisitos de

estabilidade longitudinal e controlabilidade discutidos na fundamentação teórica deste trabalho. O coeficiente de volume de cauda horizontal foi estabelecido de forma a garantir autoridade suficiente da empenagem horizontal na geração de momentos restauradores de arfagem, contribuindo para a estabilidade longitudinal da aeronave. Já a margem estática de projeto foi fixada em 15% da corda média aerodinâmica, valor que busca proporcionar uma condição de estabilidade longitudinal positiva sem comprometer excessivamente a controlabilidade e a manobrabilidade da aeronave. Dessa forma, os parâmetros adotados refletem um compromisso entre estabilidade e desempenho operacional, especialmente considerando as diferentes condições de carregamento previstas para a competição SAE Aerodesign.

3.2 Aplicação dos Critérios de Estabilidade Longitudinal Estática

A análise da estabilidade longitudinal estática da aeronave Megazord 2026 fundamenta-se na aplicação dos critérios clássicos da mecânica do voo apresentados na literatura especializada.

Considerando os dados geométricos e aerodinâmicos preliminares disponibilizados pela equipe Megazord 2026, procede-se à aplicação das formulações teóricas empregadas na estimativa dos principais parâmetros associados à estabilidade. A análise contempla a determinação do ponto neutro, a estimativa da posição do centro de gravidade com base na margem estática de projeto e a verificação da condição de estabilidade longitudinal por meio da derivada do coeficiente de momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque.

Por se tratar de uma aeronave ainda em fase preliminar de desenvolvimento, os resultados obtidos devem ser interpretados como indicativos técnicos da coerência da configuração proposta, servindo como ferramenta de apoio às decisões de projeto relacionadas ao equilíbrio e à estabilidade longitudinal da aeronave.

3.3 Síntese da Etapa Analítica

Com base nos parâmetros preliminares disponibilizados pela equipe Megazord 2026, procedeu-se à aplicação das formulações clássicas de estabilidade apresentadas na fundamentação teórica. A análise contemplou a determinação do ponto neutro da aeronave,

a estimativa da posição do centro de gravidade a partir da margem estática adotada como critério de projeto e a verificação da condição fundamental de estabilidade associada à derivada do coeficiente de momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque.

Os resultados obtidos nesta etapa constituem a base para a análise crítica da configuração preliminar da aeronave, permitindo posteriormente confrontar os valores estimados com os critérios de estabilidade estática descritos pela literatura especializada. Dessa forma, o capítulo seguinte apresenta a discussão dos resultados obtidos, considerando suas implicações para o comportamento longitudinal da aeronave Megazord 2026 no contexto da competição SAE Aerodesign.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 Análise Aerodinâmica Preliminar do Aerofólio Selecionado

Além dos parâmetros geométricos e dos critérios clássicos de estabilidade longitudinal discutidos anteriormente, torna-se relevante avaliar preliminarmente o comportamento aerodinâmico do aerofólio adotado pela equipe Megazord 2026. Segundo Anderson (2015), as características aerodinâmicas do perfil influenciam diretamente a geração de sustentação, arrasto e momento de arfagem da aeronave, afetando seu comportamento longitudinal, especialmente durante fases críticas de voo, como decolagem e operação sob elevadas condições de carregamento.

No contexto da competição SAE Aerodesign, essa análise assume importância adicional, uma vez que aeronaves destinadas ao transporte de carga necessitam produzir elevados níveis de sustentação sem comprometer excessivamente a estabilidade e a eficiência aerodinâmica. Conforme destacado por Raymer (2012), características aerodinâmicas inadequadas do perfil podem resultar em penalizações simultâneas de desempenho, estabilidade e controlabilidade, tornando relevante a avaliação preliminar de seus efeitos antes da consolidação da configuração da aeronave.

Nesse contexto, a análise aerodinâmica foi realizada com base em dados obtidos por meio da plataforma Airfoil Tools, amplamente utilizada para consulta de características aerodinâmicas de perfis aeronáuticos. O aerofólio analisado corresponde ao perfil S1223, adotado preliminarmente pela equipe de aerodinâmica da aeronave Megazord 2026. Considerando que a definição do perfil não constitui objeto central do presente trabalho, a presente análise não busca justificar sua seleção, mas compreender de que maneira suas características aerodinâmicas podem influenciar parâmetros associados ao comportamento longitudinal da aeronave.

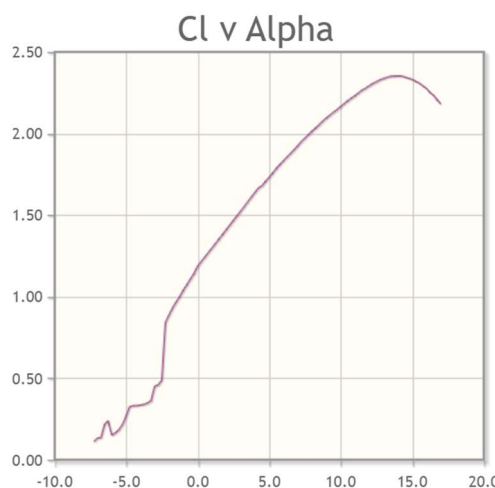
Para a obtenção dos dados aerodinâmicos, utilizou-se a polar do perfil S1223 (s1223-il), considerando número de Reynolds de 500.000, fator de transição $N_{critic}=9$ e condição de Mach igual a zero, assumindo escoamento incompressível. A adoção dessa configuração buscou representar condições compatíveis com o regime operacional típico de aeronaves radiocontroladas empregadas na competição SAE Aerodesign, caracterizadas por baixas

velocidades e dimensões reduzidas. Segundo Anderson (2015), o número de Reynolds exerce influência direta sobre as características de sustentação, arrasto e comportamento de estol do perfil, tornando sua seleção relevante em análises preliminares de desempenho aerodinâmico.

A partir dos gráficos de desempenho aerodinâmico do aerofólio selecionado, buscou-se investigar seu comportamento em relação ao coeficiente de sustentação (C_L), coeficiente de arrasto (C_D), coeficiente de momento (C_m) e eficiência aerodinâmica (C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α) buscando verificar a coerência do perfil com os requisitos teóricos de estabilidade longitudinal discutidos nos capítulos anteriores.

A Figura 3 apresenta a variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque do aerofólio analisado. Observa-se comportamento aproximadamente linear do C_L em baixos e moderados ângulos de ataque, indicando crescimento progressivo da sustentação conforme o aumento da incidência do escoamento sobre o perfil.

Figura 3: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque do aerofólio selecionado.



Fonte: Airfoil Tools (2026).

Segundo Anderson (2015), essa região linear é particularmente importante para a estabilidade, pois favorece respostas aerodinâmicas previsíveis da aeronave diante de pequenas perturbações em arfagem. Em outras palavras, pequenas alterações no ângulo de

ataque tendem a gerar variações proporcionais na sustentação, reduzindo comportamentos abruptos e contribuindo para maior previsibilidade em voo.

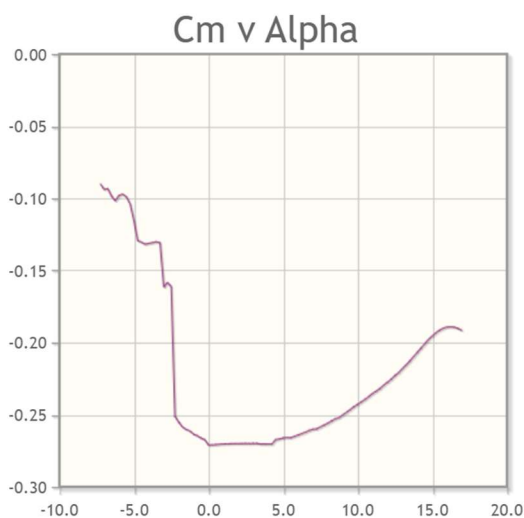
Adicionalmente, observa-se uma tendência de redução do crescimento do coeficiente de sustentação em ângulos de ataque mais elevados, sugerindo aproximação do regime de estol. Nelson (1998) destaca que, nessa região, o comportamento aerodinâmico torna-se progressivamente não linear, podendo comprometer características de estabilidade e controle, especialmente em aeronaves operando sob elevadas condições de carga, como ocorre na competição SAE Aerodesign.

Essa análise possui relevância no contexto do presente trabalho, uma vez que permite compreender se o perfil adotado apresenta comportamento compatível com os requisitos teóricos previamente discutidos para estabilidade, especialmente quanto à previsibilidade aerodinâmica, tendência restauradora e operação em condições típicas da competição SAE Aerodesign.

A Figura 4 apresenta o comportamento do coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque. Verifica-se predominância de valores negativos do coeficiente de momento ao longo da faixa operacional do perfil, característica associada à tendência restauradora do movimento longitudinal.

Fonte: Airfoil Tools (2026).

Figura 4: Variação do coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque do aerofólio selecionado.



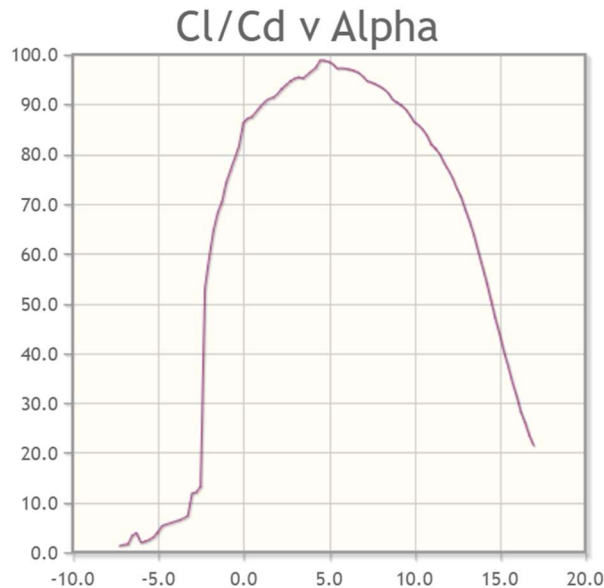
Fonte: Airfoil Tools (2026).

Conforme discutido por Anderson (2015) e Nelson (1998), a estabilidade depende da redução do momento de arfagem com o aumento do ângulo de ataque, condição associada a uma derivada negativa de $C_{ma} > 0$.

De forma simplificada, isso significa que, ao sofrer uma perturbação que eleve o nariz da aeronave, a tendência aerodinâmica do conjunto é gerar um momento contrário, favorecendo o retorno à condição de equilíbrio. Entretanto, observa-se comportamento menos linear em ângulos de ataque elevados, indicando possível redução da previsibilidade aerodinâmica próxima ao estol, aspecto já discutido por Roskam (1995) ao abordar as limitações dos modelos lineares de estabilidade.

A Figura 5 apresenta a razão entre sustentação e arrasto (C_L/C_D), frequentemente utilizada como indicador de eficiência aerodinâmica do perfil. Observa-se uma faixa de operação em que a relação entre sustentação produzida e arrasto gerado atinge valores mais elevados, indicando condições mais favoráveis para operação eficiente da aeronave.

Figura 5: Eficiência aerodinâmica do aerofólio em função do ângulo de ataque.



Fonte: Airfoil Tools (2026).

De forma geral, os resultados da análise aerodinâmica preliminar indicam que o aerofólio selecionado apresenta características compatíveis com os requisitos teóricos previamente estabelecidos para estabilidade e operação em aeronaves radiocontroladas de

carga. O comportamento aproximadamente linear do coeficiente de sustentação em baixos ângulos de ataque, aliado à tendência restauradora observada no coeficiente de momento e à existência de uma faixa operacional aerodinamicamente eficiente, sugere coerência técnica entre a escolha do perfil e os objetivos preliminares de estabilidade e desempenho da aeronave Megazord 2026.

4.2 Análises dos resultados preliminares



A margem estática adotada pela equipe Megazord 2026 encontra-se dentro da faixa recomendada pelos autores clássicos da engenharia aeronáutica. Raymer (2012) sugere valores entre 5% e 15% da CMA para aeronaves convencionais, destacando que margens mais elevadas tendem a aumentar a estabilidade longitudinal, embora possam comprometer parcialmente a manobrabilidade e exigir maiores deflexões das superfícies de controle. Da mesma forma, Rodrigues (2013), ao discutir aeronaves radiocontroladas e aplicações em competições do tipo SAE Aerodesign, recomenda atenção especial à excursão do centro de gravidade em função das diferentes condições de carregamento.

A partir da posição estimada do centro de gravidade, correspondente a 36,12% da CMA, verificou-se a manutenção de uma margem estática positiva de 15%, indicando que o centro de gravidade permanece anteriormente ao ponto neutro. Segundo Anderson (2015), essa condição favorece a geração de momentos restauradores após perturbações no ângulo de ataque, contribuindo para a estabilidade longitudinal da aeronave.

Entretanto, observa-se que o valor adotado pela equipe posiciona-se no limite superior das faixas recomendadas por Raymer (2012) e acima dos valores tipicamente associados a configurações com maior agilidade e sensibilidade longitudinal discutidas por Roskam (1995). Tal característica sugere uma abordagem de projeto mais conservadora, priorizando estabilidade e previsibilidade de voo em detrimento de elevada manobrabilidade.

No contexto da competição SAE Aerodesign, essa escolha pode ser considerada coerente, uma vez que aeronaves destinadas ao transporte de carga frequentemente operam

sob condições críticas de peso e baixa velocidade, nas quais características excessivamente agressivas de controle podem dificultar a pilotagem e comprometer a segurança operacional.

Por outro lado, configurações associadas a menores margens estáticas, próximas de 5% a 10% da corda média aerodinâmica, tenderiam a proporcionar respostas mais rápidas aos comandos de arfagem e menor esforço de controle, porém com maior sensibilidade às perturbações aerodinâmicas e menor tendência restauradora após variações do ângulo de ataque.

A partir do ponto neutro estimado em 51,12% da corda média aerodinâmica, determinou-se a posição do centro de gravidade correspondente à margem estática de projeto adotada pela equipe, igual a 15% da CMA. O resultado indicou uma posição do centro de gravidade em 36,12% da CMA, mantendo-o à frente do ponto neutro e atendendo à condição necessária para a estabilidade longitudinal estática da aeronave.

Complementarmente à análise da margem estática, avaliou-se o coeficiente de volume de cauda horizontal da aeronave Megazord 2026, parâmetro amplamente utilizado no projeto preliminar para verificar a adequação do dimensionamento da empenagem horizontal em relação às características geométricas da aeronave. O coeficiente de volume de cauda horizontal obtido para a configuração preliminar foi de $V_h=0,50$, calculado a partir da relação entre a área da empenagem horizontal, o braço de cauda, a área alar e a corda média aerodinâmica. Segundo Raymer (2012) e Roskam (1995), valores nessa ordem de grandeza são frequentemente associados a aeronaves convencionais que buscam equilíbrio entre estabilidade longitudinal e capacidade de manobra.

No contexto da competição SAE Aerodesign, esse resultado sugere que o dimensionamento preliminar da empenagem horizontal apresenta coerência com os objetivos operacionais da aeronave Megazord 2026, especialmente considerando a necessidade de manter comportamento previsível sob diferentes condições de carregamento. Além disso, a proximidade entre o valor estimado de V_h e a faixa proposta para configurações intermediárias-conservadoras reforça a consistência entre os critérios adotados pela equipe e os fundamentos discutidos na literatura clássica da engenharia aeronáutica.

Além disso, a posição relativamente avançada do centro de gravidade em relação ao ponto neutro reduz a suscetibilidade da aeronave a respostas excessivamente sensíveis em

arfagem, favorecendo características de voo mais previsíveis. Entretanto, conforme apontado por Roskam (1995), margens estáticas excessivamente elevadas podem resultar em redução da manobrabilidade e aumento da deflexão necessária do profundor para manutenção do equilíbrio longitudinal, aspecto que deve ser considerado em futuras etapas de refinamento do projeto.

4.2.1 Determinação do Ponto Neutro

Com base na formulação teórica apresentada na Seção 2.3, procedeu-se à estimativa da posição do ponto neutro da aeronave Megazord 2026 utilizando os parâmetros geométricos e aerodinâmicos apresentados na Tabela 5. Os valores adotados para o coeficiente de volume de cauda horizontal ($V_{eh}=0,40$) e para a margem estática de projeto $ME=15\%$ da CMA foram definidos pela equipe durante a etapa preliminar de dimensionamento da aeronave e encontram-se dentro das faixas tipicamente empregadas em aeronaves convencionais de pequeno porte, conforme discutido na fundamentação teórica. Para a aplicação da Equação 3, adotou-se um gradiente de downwash igual a 0,35 e eficiência aerodinâmica da empenagem horizontal (η_h) igual a 0,9, valores compatíveis com aeronaves radiocontroladas de configuração convencional e frequentemente utilizados em análises preliminares de estabilidade longitudinal (RAYMER, 2012; ROSKAM, 1995).

Inicialmente, determinou-se a posição do centro aerodinâmico da asa principal, assumindo-se sua localização em 25% da corda média aerodinâmica, conforme recomendado pela literatura para configurações subsônicas convencionais (ANDERSON, 2015), conforme apresentado na $X_{AC,w} = 0,25 * CMA_w$

Substituindo-se os valores da aeronave Megazord 2026:

$$X_{AC,w} = 0,25 \cdot 0,318$$

$$X_{AC,w} = 0,0795m$$

Em seguida, procedeu-se ao cálculo da contribuição da empenagem horizontal para a posição do ponto neutro, a partir dos parâmetros preliminares definidos pela equipe:

$$X_{NP} = X_{AC,w} + \left[V_{eh} * \eta_h * \frac{C_{L\alpha,h}}{C_{L\alpha,w}} * \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \quad (1)$$

$$0,40 \cdot 0,9 \cdot \frac{0,1228}{0,11} \cdot (1 - 0,35) = 0,2612$$

Assim, aplicando-se os valores obtidos na Equação 3 apresentada na Seção 2.3, estimou-se a posição do ponto neutro da aeronave:

$$X_{NP} = 25\% + 26,12\%$$

$$X_{NP} = 51,12\% \text{ da CMA}$$

O resultado indica que o ponto neutro da configuração analisada encontra-se localizado a aproximadamente 51,12% da corda média aerodinâmica medidos a partir do bordo de ataque. Como o ponto neutro representa a posição longitudinal na qual a aeronave apresenta estabilidade estática neutra, seu valor constitui uma referência fundamental para a definição da faixa admissível de posicionamento do centro de gravidade. Dessa forma, a comparação entre o ponto neutro e o centro de gravidade permite avaliar a margem estática da aeronave e, conseqüentemente, sua capacidade de desenvolver momentos restauradores após perturbações longitudinais (NELSON, 1998; ROSKAM, 1995).

4.2.2 Estimativa da Posição do Centro de Gravidade

Após a determinação da posição do ponto neutro da aeronave, procedeu-se à estimativa da posição do centro de gravidade (X_{CG}) a partir da margem estática adotada como critério preliminar de projeto pela equipe Megazord 2026. Conforme discutido na Seção 2.3, a margem estática representa a distância longitudinal entre o centro de gravidade e o ponto neutro, sendo utilizada como parâmetro para assegurar comportamento longitudinal estável da aeronave (RAYMER, 2012).

Para a configuração preliminar analisada, adotou-se uma margem estática de projeto correspondente a 15% da corda média aerodinâmica (CMA), valor compatível com faixas tipicamente empregadas em aeronaves convencionais e aplicações radiocontroladas voltadas à estabilidade estática (RAYMER, 2012; RODRIGUES, 2013). A partir desse critério, a

posição estimada do centro de gravidade foi obtida utilizando a Equação 5, apresentada anteriormente na Seção 2.3.

$$X_{CG} = X_{NP} - ME * CMA_w \quad (5)$$

Substituindo-se os valores preliminares da aeronave Megazord 2026:

Convertendo-se o valor percentual para dimensão longitudinal:

$$X_{CG} = 51,12\% - 15\%$$

$$X_{CG} = 36,12\% \text{ da CMA}$$

Convertendo-se o valor percentual para posição longitudinal em metros:

$$X_{CG} = 0,3612 \cdot 0,318$$

$$X_{CG} = 0,1148 \text{ m}$$

Dessa forma, estima-se que o centro de gravidade da configuração preliminar da aeronave Megazord 2026 deva localizar-se a aproximadamente 36,12% da corda média aerodinâmica, equivalente a 0,1148 m medidos a partir do bordo de ataque da corda média aerodinâmica (CMA). Como o valor estimado permanece à frente do ponto neutro calculado, observa-se a manutenção de margem estática positiva, condição associada à tendência restauradora do movimento longitudinal e compatível com os critérios clássicos de estabilidade descritos pela literatura especializada (NELSON, 1998; ANDERSON, 2015).

4.2.3 Verificação da Condição de Estabilidade Longitudinal

Após a determinação do ponto neutro e da estimativa da posição do centro de gravidade da aeronave Megazord 2026, procedeu-se à verificação da condição fundamental de estabilidade, associada à derivada do coeficiente de momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque (C_{ma}).

Conforme apresentado na fundamentação teórica no parágrafo 2.4, Anderson (2015) estabelece que uma aeronave apresenta estabilidade quando o coeficiente de momento de arfagem diminui com o aumento do ângulo de ataque, implicando uma derivada negativa, conforme expresso pela condição:

$$C_{ma} = -C_{L\alpha, total} * ME$$

Substituindo-se os valores adotados no projeto preliminar:

$$C_{ma} = -0,10 * 0,15$$

$$C_{ma} = -0,0150 grau^{-1}$$

O resultado obtido apresenta valor negativo para a derivada do coeficiente de momento de arfagem, sugerindo tendência restauradora após perturbações longitudinais e comportamento coerente com os critérios clássicos de estabilidade apresentados pela literatura especializada. Dessa forma, os parâmetros preliminares adotados pela equipe Megazord 2026 indicam aderência às condições fundamentais de estabilidade longitudinal esperadas para aeronaves convencionais destinadas à competição SAE Aerodesign (ANDERSON, 2015; ROSKAM, 1995).

4.3 Influência das Condições de Carregamento na Estabilidade Longitudinal

A estabilidade longitudinal de aeronaves destinadas ao transporte de carga encontra-se diretamente associada à variação da posição do centro de gravidade em função das diferentes condições operacionais. No contexto da competição SAE Aerodesign, essa característica assume importância adicional, uma vez que a aeronave opera sob condições significativamente distintas entre a configuração vazia e a condição de carga máxima transportada.

Segundo Rodrigues (2013), aeronaves radiocontroladas aplicadas ao SAE Aerodesign frequentemente apresentam elevada excursão longitudinal do centro de gravidade devido à distribuição variável da carga útil no interior da fuselagem. Tal característica pode alterar significativamente a margem estática da aeronave, influenciando diretamente sua estabilidade longitudinal e sensibilidade aos comandos de arfagem.

Com o objetivo de avaliar preliminarmente o comportamento longitudinal da aeronave Megazord 2026 sob diferentes condições operacionais, foram considerados três cenários distintos de posicionamento do centro de gravidade: condição de aeronave vazia, configuração nominal de projeto e condição de carga máxima. Ressalta-se que os valores adotados possuem caráter estimativo e analítico, sendo utilizados exclusivamente para investigação preliminar da influência do carregamento sobre a estabilidade longitudinal da aeronave.

A Tabela 7 apresenta os cenários analisados e suas respectivas estimativas de posição do centro de gravidade e margem estática.

Condição Operacional	Posição do CG (% CMA)	Margem Estática (%)	Tendência Esperada
Aeronave vazia	32%	19%	Elevada estabilidade
Configuração nominal	36,12%	15%	Estabilidade balanceada
Carga máxima	42%	9%	Estabilidade reduzida, porém positiva

Fonte: Elaborado pela autora (2026).

As posições do centro de gravidade associadas às condições de aeronave vazia e carga máxima foram adotadas como cenários representativos para a análise de sensibilidade da estabilidade longitudinal. Considerou-se que a redução da carga útil tende a deslocar o centro de gravidade para posições mais avançadas, aumentando a margem estática, enquanto o aumento da carga transportada promove deslocamento em direção ao ponto neutro, reduzindo a margem estática. Os valores selecionados buscam representar tendências típicas observadas em aeronaves radiocontroladas de transporte de carga, permitindo avaliar a influência das variações de carregamento sobre os critérios de estabilidade longitudinal.

Observa-se que a condição de aeronave vazia apresenta o centro de gravidade mais avançado em relação ao ponto neutro, resultando em maior margem estática e, consequentemente, maior tendência restauradora após perturbações longitudinais. Segundo Anderson (2015), configurações com centro de gravidade mais avançado tendem a apresentar comportamento mais estável e previsível, embora possam exigir maiores deflexões do profundor para realização de manobras.

Na configuração nominal de projeto, correspondente à condição preliminar adotada pela equipe Megazord 2026, verifica-se margem estática de aproximadamente 15% da corda média aerodinâmica, valor compatível com as faixas recomendadas pela literatura clássica para aeronaves convencionais e aplicações radiocontroladas (RAYMER, 2012; RODRIGUES, 2013). Essa condição representa um equilíbrio entre estabilidade longitudinal e capacidade de controle, favorecendo comportamento previsível sem comprometer excessivamente a manobrabilidade da aeronave.

Por outro lado, a condição de carga máxima provoca deslocamento do centro de gravidade em direção ao ponto neutro, reduzindo a margem estática para aproximadamente 9% da corda média aerodinâmica. Embora essa redução implique aumento da sensibilidade longitudinal e menor tendência restauradora, observa-se que a margem estática permanece positiva, indicando manutenção da estabilidade longitudinal estática da aeronave.

Conforme discutido por Nelson (1998), reduções excessivas da margem estática podem tornar a aeronave excessivamente sensível às perturbações aerodinâmicas e aos comandos de arfagem, dificultando o controle especialmente em condições de baixa velocidade e elevado carregamento. Entretanto, os resultados preliminares obtidos sugerem que a configuração analisada permanece dentro das faixas de estabilidade recomendadas pela literatura especializada mesmo sob condições críticas de operação.

Dessa forma, a análise das diferentes condições de carregamento reforça a coerência preliminar da configuração adotada pela equipe Megazord 2026, indicando que a aeronave tende a preservar comportamento longitudinal estável ao longo das principais condições operacionais previstas para a competição SAE Aerodesign.

4.4 LIMITAÇÕES DO ESTUDO

Embora os resultados obtidos indiquem coerência entre os critérios clássicos de estabilidade longitudinal e a configuração preliminar da aeronave Megazord 2026, o presente estudo apresenta limitações inerentes à etapa preliminar de desenvolvimento da aeronave.

Primeiramente, a análise foi conduzida com base em parâmetros geométricos preliminares disponibilizados pela equipe de projeto, estando sujeita a alterações decorrentes do refinamento da configuração da aeronave. Modificações no posicionamento de componentes, nas dimensões da empenagem ou na distribuição de massa podem influenciar significativamente os parâmetros de comportamento longitudinal estimados.

Além disso, a avaliação aerodinâmica do aerofólio foi realizada a partir de dados obtidos na plataforma Airfoil Tools, fundamentados em previsões numéricas derivadas do software XFOIL. Conforme discutido por Anderson (2015), tais resultados não representam integralmente o comportamento tridimensional da asa completa, especialmente devido à

influência de efeitos de ponta de asa, downwash e interferências aerodinâmicas entre os componentes da aeronave.

Adicionalmente, a análise desenvolvida concentrou-se nos critérios de estabilidade longitudinal estática, não contemplando aspectos relacionados à estabilidade dinâmica, tampouco validações experimentais em túnel de vento, simulações computacionais avançadas ou ensaios de voo. Dessa forma, os resultados apresentados devem ser interpretados como uma estimativa preliminar do comportamento longitudinal esperado para a configuração analisada.

Ainda assim, entende-se que os métodos empregados apresentam consistência técnica suficiente para subsidiar decisões preliminares de projeto e contribuir para a compreensão dos fatores que influenciam o comportamento longitudinal de aeronaves radiocontroladas aplicadas à competição SAE Aerodesign, especialmente em fases iniciais de desenvolvimento.

5 CONCLUSÃO

O presente trabalho teve como objetivo analisar os critérios associados à estabilidade longitudinal estática de uma aeronave radiocontrolada destinada à competição SAE Aerodesign, utilizando como estudo de caso a configuração preliminar da aeronave Megazord 2026. A partir da revisão da literatura clássica da engenharia aeronáutica e da análise dos parâmetros geométricos disponibilizados pela equipe de projeto, buscou-se compreender de que maneira fatores como posição do centro de gravidade, ponto neutro, margem estática, condições de equilíbrio em voo e dimensionamento da empenagem horizontal influenciam o comportamento longitudinal da aeronave.

A análise desenvolvida permitiu verificar coerência entre os fundamentos teóricos discutidos e a configuração preliminar adotada pela equipe. A estimativa da posição do centro de gravidade, associada à margem estática adotada e ao coeficiente de volume de cauda horizontal obtido, indicou uma configuração compatível com condições de equilíbrio longitudinal e comportamento previsível em voo, especialmente considerando o contexto operacional da competição SAE Aerodesign, caracterizado pelo transporte de carga sob diferentes condições de carregamento.

Complementarmente, a análise preliminar do aerofólio adotado permitiu observar características aerodinâmicas coerentes com os requisitos discutidos para o desempenho longitudinal da aeronave, especialmente quanto à geração de sustentação, previsibilidade aerodinâmica e operação em baixos números de Reynolds, típicos de aeronaves radiocontroladas.

Conclui-se, portanto, que a configuração preliminar analisada apresenta consistência técnica e comportamento longitudinal compatível com os critérios clássicos da engenharia aeronáutica, reforçando a viabilidade das soluções adotadas para a aeronave Megazord 2026 no contexto da competição SAE Aerodesign. Além disso, o trabalho contribui para a sistematização e compreensão dos principais parâmetros envolvidos na análise preliminar da estabilidade longitudinal de aeronaves radiocontroladas, ampliando a acessibilidade ao tema em contexto acadêmico e de projeto.

6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON, J. D. Introdução ao Voo. 8. ed. Porto Alegre: AMGH, 2015.

NELSON, R. C. Flight Stability and Automatic Control. 2. ed. Nova York: McGraw-Hill, 1998.

RAYMER, D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 5. ed. Reston: AIAA, 2012.

RODRIGUES, L. E. M. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica. São Paulo: Cengage Learning, 2013.

ROSKAM, J. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. Lawrence: DARcorporation, 1995.

SELIG, M. S.; GUGLIELMO, J. J. *High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design*. Illinois: University of Illinois, 1997.