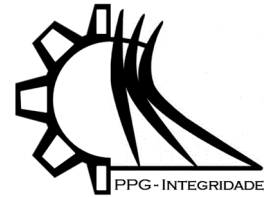


ISSN 2447-6102



Artigo

AVALIAÇÃO PARAMÉTRICA DA INFLUÊNCIA DO CONTROLADOR PID EM UM MODELO AEROSERVOELÁSTICO DE ASA RETANGULAR SIMPLIFICADA

PARAMETRIC EVALUATION OF THE INFLUENCE OF THE PID CONTROLLER ON A SIMPLIFIED RECTANGULAR WING AEROSERVOELASTIC MODEL

Da Macena, S.W.¹, Martins, C.P.²

¹ Universidade de Brasília; washingtondamacena@gmail.com

² Universidade de Brasília; polliana.martins@unb.br

Received: 30/05/2025; Accepted: 03/06/2025; Published: 10/06/2025

Resumo: Na Indústria Aeroespacial, os órgãos reguladores estabelecem procedimentos de validação e certificação para garantir a segurança contra fenômenos indesejáveis em aviões e proteger a integridade física dos ocupantes. Uma tendência importante nesse setor é o uso de estruturas flexíveis, o que aumenta a manobrabilidade das aeronaves. No entanto, essa flexibilidade também torna os fenômenos aeroelásticos, como o *flutter*, mais evidentes. Este estudo utiliza um modelo aeroservoelástico para o controle dinâmico do *flutter*, usando a plataforma Matlab-Simulink®. O modelo se baseia na lei de controle PID, e a modelagem matemática considera uma asa linear e homogênea com uma superfície de controle no bordo de fuga. O objetivo da pesquisa é explorar a interação entre o sistema de controle e o sistema aeroelástico, focando em metas específicas como variação dos ganhos. A análise dos resultados é feita por meio de representações gráficas no espaço V-g-f. Este enfoque permite entender o impacto do sistema de controle no desempenho da aeronave, visando um voo controlado e seguro.

Palavras-chave: flutter; resposta a rajada; sistemas dinâmicos de controle aeronáutico.

Abstract: In the aerospace industry, regulatory agencies establish validation and certification procedures to ensure safety against undesirable phenomena in aircraft and protect the physical integrity of occupants. An important trend in this sector is the use of flexible structures, which enhances aircraft maneuverability. However, this flexibility also makes aeroelastic phenomena, such as flutter, more pronounced. This study employs an aeroservoelastic model for the dynamic control of flutter using the Matlab-Simulink® platform. The model is based on PID control law, and the mathematical modeling considers a linear and homogeneous wing with a trailing-edge control surface. The research aims to explore the interaction between the control system and the aeroelastic system, focusing on specific objectives such as gain variations. The results are analyzed through graphical representations in the V-g-f space. This approach allows for an understanding of the control system's impact on aircraft performance, aiming for controlled and safe flight.

Keywords: flutter; gust; aeronautical dynamic control systems.

1. Introdução

A disciplina da aeroelasticidade, constitui-se em uma área científica que investiga as complexas interações entre as forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais em estruturas mecânicas, e consiste em assunto amplamente discutido na literatura, desde os primórdios da aviação até dias mais atuais (BISPLINHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 1996; WRIGHT; COOPER, 2015; MARTINS et. al. 2022). No contexto atual, a aeroelasticidade desempenha um papel essencial no desenvolvimento de aeronaves mais leves e eficientes, impulsionado pela busca por menor consumo de combustível e emissões reduzidas. Por exemplo, projetos de asas flexíveis, como os utilizados em aeronaves comerciais de última geração, exigem um controle preciso das interações aeroelásticas para evitar instabilidades (GAO e LIU, 2020). Outro exemplo relevante é o desenvolvimento de aeronaves hipersônicas, nas quais os efeitos aeroelásticos se tornam ainda mais desafiadores devido às altas velocidades e temperaturas envolvidas (QUAN et al, 2021).

A interação entre a flexibilidade estrutural e forças inerentes às aeronaves podem precipitar deflexões estáticas e acoplamentos dinâmicos, gerando movimentos oscilatórios intrínsecos ao corpo da aeronave em análise. Tais interações, se não controladas de maneira adequada, podem resultar na redução prematura da vida útil de componentes estruturais, complicações relacionadas ao controle da aeronave e em casos extremos, falhas estruturais catastróficas (CHAMBERS, J. R., 2005).

O fenômeno de flutter, materializa-se quando a aeronave se aproxima da chamada velocidade crítica de flutter, instância em que, devido a uma instabilidade aeroelástica dinâmica, resultante da interação entre forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais, manifesta-se uma oscilação autossustentada em superfícies como asas. Esta oscilação pode desencadear problemas estruturais se não devidamente mitigada (DA MACENA, 2023).

Considerando o contexto previamente mencionado, este artigo tem como objetivo realizar uma análise aeroservoelástica utilizando um modelo de dois graus de liberdade (2GDL) com um flap simplificado em uma asa reta. O estudo envolve a aplicação de controle ativo, especificamente do tipo PID, para avaliar sua influência na instabilidade aeroelástica. A investigação abrange a estabilidade do sistema em malha aberta e fechada, com foco na análise dos fenômenos de flutter e resposta a rajada, incluindo a influência dos ganhos do controlador sobre a resposta aeroelástica.

2. Modelagem Matemática do Sistema Aeroservoelástico

2.1 Modelo de Malha Fechada

A plataforma Matlab® e Simulink® foi empregada para incorporar um modelo de asa conforme ilustrado na Fig. 02 com 2 graus de liberdade (torção (qt) e flexão(qb)) e uma superfície de controle (beta) para a análise aeroservoelástica. Utilizando o Método de energia de Lagrange é possível obter as equações do movimento (WRIGHT; COOPER, 2015) incluindo a contribuição aerodinâmica não estacionária conforme apresentado na Eq. (1),

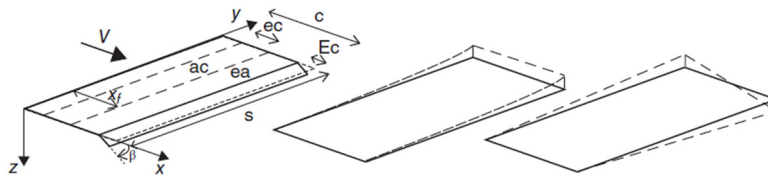


Figura 02 - Representação do modelo utilizado da esquerda para a direita: Modelo de flexão, torção. Fonte: Wright and Cooper (2015).

$$\begin{pmatrix} m \frac{sc}{5} & m \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - x_f c \right) \\ m \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - x_f c \right) & m \frac{s}{3} \left(\frac{c^3}{3} - x_f c^2 + x_f^2 c \right) \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{q}_b \\ \ddot{q}_t \end{Bmatrix} + \rho v \begin{pmatrix} \frac{cs}{10} a_w & 0 \\ -\frac{c^2 s}{8} b_w & -\frac{c^3 s}{24} M_\theta \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{q}_b \\ \ddot{q}_t \end{Bmatrix} \quad (1.1),$$

$$+ \begin{pmatrix} 0 & \frac{cs}{8} a_w \\ 0 & -\frac{c^2 s}{6} b_w \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{4EI}{s^3} & 0 \\ 0 & \frac{GJ}{s} \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} q_b \\ q_t \end{Bmatrix} = \rho v^2 \begin{Bmatrix} -\frac{ca_c s}{6} \\ \frac{c^2 b_c s}{4} \end{Bmatrix} \beta$$

q_b : Coordenada generalizada para flexão – Deslocamento.

q_t : Coordenada generalizada para torção – Deslocamento.

a_w : Variação do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque.

b_w : Variação do coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque da asa.
 a_c : Variação do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de rotação da superfície de controle.
 b_c : Variação do coeficiente de momento em relação ao ângulo de rotação da superfície de controle.
 β : Ângulo da superfície de controle.

El: Rigidez a flexão.
 GJ: Rigidez a torção.
 m: Massa.
 ρ : Densidade do ar.
 s: Transdutor no bordo de ataque.
 v : Velocidade do vento relativo.

Em sua forma resumida Eq. 1.2,

$$\mathbf{A}\ddot{\mathbf{q}} + \rho v \mathbf{B}\dot{\mathbf{q}} + (\rho v^2 \mathbf{C} + \mathbf{E})\mathbf{q} = \mathbf{g}\beta \quad (1.1),$$

O controle ativo utilizado neste trabalho é do tipo Proporcional-Integrativo-Derivativo (PID) Eq. 1.2, o controlador PID consiste em calcular o erro proporcional, integrativo e derivativo e multiplicar pelo ganho (DORF, 2018).

$$u(t) = k_p E + k_i \int E dt + k_d \frac{dE}{dt} \quad (1.2),$$

$u(t)$: Variável do controlador PID.

E : Valor de erro.

k_p : Ganho proporcional.

k_i : Ganho integral.

k_d : Ganho derivativo.

Como o sistema utiliza controle ativo faz necessário inclusão das matrizes \mathbf{F} e \mathbf{G} , as quais são matrizes de feedback compostas por coeficientes que são função do controle de ganhos (k_v - ganho derivativo e k_p – ganho proporcional), densidade e velocidade do ar.

O termo ρV^2 está incorporado no vetor de excitação \mathbf{g} . Então, usando a abordagem de (WRIGHT; COOPER, 2015), uma excitação harmônica $\beta = \beta_0 e^{i\omega t}$ e resposta harmônica $\mathbf{q} = \mathbf{q}_0 e^{i\omega t}$ levam à função de resposta em frequência (FRF) entre os graus de liberdade de resposta e a rotação da superfície de controle.

A partir de \mathbf{g} obtém-se as matrizes de feedback as quais são calculadas em função dos ganhos de controle, densidade e velocidade do ar, para cada modo. Sendo o modo um de flexão e o modo dois de torção. Separando cada modo nas variáveis g_1 é obtida a Eq. (1.3)

$$\begin{aligned} &= k_v \begin{bmatrix} g_1 \\ g_2 \end{bmatrix} (1 - x_f) \begin{bmatrix} \dot{q}_b \\ \dot{q}_t \end{bmatrix} + k_d \begin{bmatrix} g_1 \\ g_2 \end{bmatrix} (1 - x_f) \begin{bmatrix} q_b \\ q_t \end{bmatrix} \\ &= k_v \begin{bmatrix} g_1 - g_1 x_f \\ g_2 - g_2 x_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_b \\ \dot{q}_t \end{bmatrix} + k_d \begin{bmatrix} g_1 - g_1 x_f \\ g_2 - g_2 x_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_b \\ q_t \end{bmatrix} = \mathbf{F}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{G}\mathbf{q} \end{aligned} \quad (1.3),$$

2.2 Modelo Malha Aberta

Para análise em malha aberta, pode-se descrever o problema em três graus de liberdade (WRIGHT; COOPER, 2015), conforme Eq. 2.1. De suma importância notar-se que β atua como modo e não como saída quando se analisa em malha aberta para três graus de liberdade:

$$\begin{aligned}
& \begin{pmatrix} m \frac{sc}{5} & m \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - x_f c \right) & m \frac{s}{3} \left(\frac{c^2 - x_h^3}{2} - x_h (c - x_h) \right) \\ A_{tb} & m \frac{s}{3} \left(\frac{c^3}{3} - x_f c^2 + s_f^2 c \right) & m \frac{s}{2} \left(\frac{c^3 - x_h^3}{3} - (x_f + x_h) \frac{c^2 - x_h^2}{2} + x_f x_h (c - x_h) \right) \\ A_{\beta b} & A_{\beta t} & ms \left(\frac{c^3 - x_h^3}{3} + x_h^2 c - x_h c^2 \right) \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{q}_b \\ \ddot{q}_t \\ \ddot{\beta} \end{Bmatrix} \\
& + \begin{pmatrix} \left(\begin{array}{ccc} \frac{cs}{10} a_w & 0 & 0 \\ -\frac{c^2 s}{8} b_w & -\frac{c^3 s}{24} M_\theta & 0 \\ -\frac{c^2 s}{6} c_w & 0 & -\frac{c^3 s}{8} M_\beta \end{array} \right) \begin{Bmatrix} \dot{q}_b \\ \dot{q}_t \\ \dot{\beta} \end{Bmatrix} \\
& + \begin{pmatrix} \left(\begin{array}{ccc} 0 & \frac{cs}{8} a_w & \frac{cs}{6} a_c \\ 0 & -\frac{c^2 s}{6} b_w & -\frac{c^2 s}{4} b_c \\ 0 & -\frac{c^2 s}{4} c_w & -\frac{c^2 s}{2} c_c \end{array} \right) + \begin{pmatrix} \frac{4EI}{s^3} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{GJ}{s} & 0 \\ 0 & 0 & k_\beta s \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} q_b \\ q_t \\ \beta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}
\end{aligned} \tag{2.1}$$

2.3 Modelagem aerosservoelastica incluindo resposta a rajada

Para simular a resposta à rajada, implementa-se na Eq. 1.1 o efeito de uma rajada vertical uniforme de velocidade w_g ao longo de toda a envergadura da asa, a fim de induzir uma perturbação externa. O conceito consiste em utilizar mudanças no ângulo de incidência $\Delta\theta$, devido a perturbação externa. Adicionando a sustentação e o momento de arfagem agindo em uma faixa elementar na asa devido à rajada e adicionando o termo de excitação do lado direito devido à entrada de rajada, é obtido a igualdade conforme Eq. 2.2.

$$\rho v \begin{Bmatrix} -\frac{ca_w s}{6} \\ \frac{c^2 ea_w s}{4} \end{Bmatrix} w_g = \begin{Bmatrix} h_1 \\ h_2 \end{Bmatrix} w_g = \mathbf{h} w_g \tag{2.2}$$

Assim, a equação em seu formato completo com o sistema de controle e excitação a rajada Eq. 2.3, é apresentada:

$$\mathbf{A}\ddot{\mathbf{q}} + \rho v \mathbf{B}\dot{\mathbf{q}} + (\rho v^2 \mathbf{C} + \mathbf{E})\mathbf{q} = \mathbf{g}\beta + \mathbf{h}w_g \tag{2.3}$$

2. Materiais e Métodos

A simulações numéricas apresentadas neste trabalho são realizadas com base em uma estrutura, que consiste em placas de alumínio retangulares com espessura de $t = 0,5$ mm, liga 1100-H14. Os dados geométricos e físicos do modelo podem ser conferidos na Fig. 02 e Tab. 01.

Para escolha das propriedades do alumínio foram utilizados dados da fornecedora do material. Para realizar a validação dos valores de EI e GJ utilizados na análise numérica foi realizado um experimento prático com as placas planas de alumínio simulando um engaste e adicionando cargas em intervalos regulares, com os valores obtidos com as equações analíticas que definem esses valores.

Sobre os dados geométricos da asa (corda e envergadura) foram feitas simulações paramétricas em malha aberta, com intuito de obter combinações de dados que levassem a uma velocidade crítica adequada a simulações experimentais em túnel de vento didático em trabalhos futuros. Os resultados das simulações em Matlab® foram salvas

em um arquivo Excel® sendo realizada uma filtragem de dados em Python para escolha da geometria. A Fig. 01 exemplifica o fluxograma realizado para escolhas das configurações candidatas a geometria final da asa.

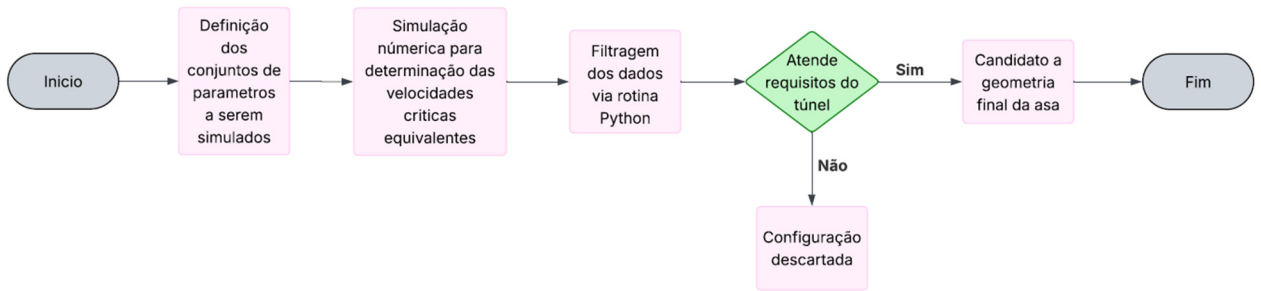


Figura 01 – Fluxograma seleção do modelo asa

2.1 Cálculo das velocidades críticas

Para o cálculo das velocidades críticas aerosservoelásticas, tanto os sistemas de malha aberta quanto de malha fechada desempenham funções essenciais. A análise de malha aberta consiste na investigação do comportamento estrutural de uma aeronave sem a influência de entradas de controle, possibilitando a identificação de velocidades e modos críticos de *flutter*. Por outro lado, a análise de malha fechada com os ganhos k_v, k_d considera os efeitos das leis de controle e dos mecanismos de feedback no controle do *flutter*. Ela examina como os sistemas de controle atenuam ou retardam ativamente as oscilações desse fenômeno, contribuindo assim para o aumento da estabilidade e segurança da aeronave durante o voo. A metodologia utilizada segue ilustrada na Fig. 03:

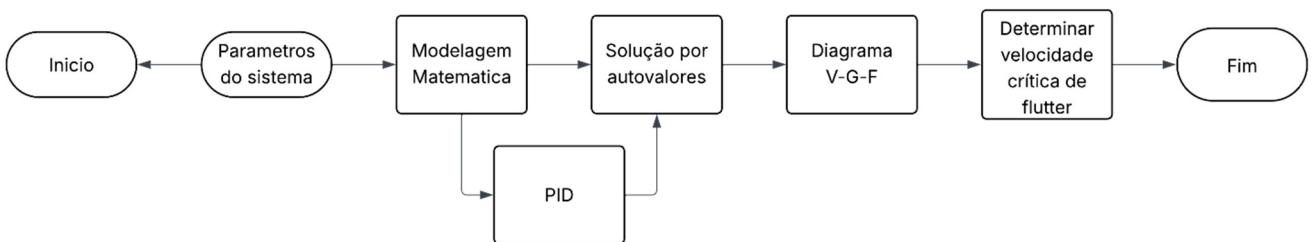


Figura 01 - Ilustração da metodologia para encontrar a velocidade crítica de flutter.

2.1 Cálculo da resposta a rajada

Para o cálculo do sistema de resposta a rajada para o presente trabalho, utilizou-se somente a malha fechada, após a calibração do sistema para a velocidade crítica desejada realizando um ajuste fino para o melhor desempenho do sistema. As rajadas são calibradas e adicionadas no modelo matemático como perturbações externas discretas 1-cosseno, modelo utilizado para aeronaves menores, realizando o calculo dos autovalores já com o sistema PID encontra se os valores de deslocamento da superfície de controle e do bordo de ataque, por fim plota-se os gráficos para uma melhor visualização da amplitude e estabilização do sistema.

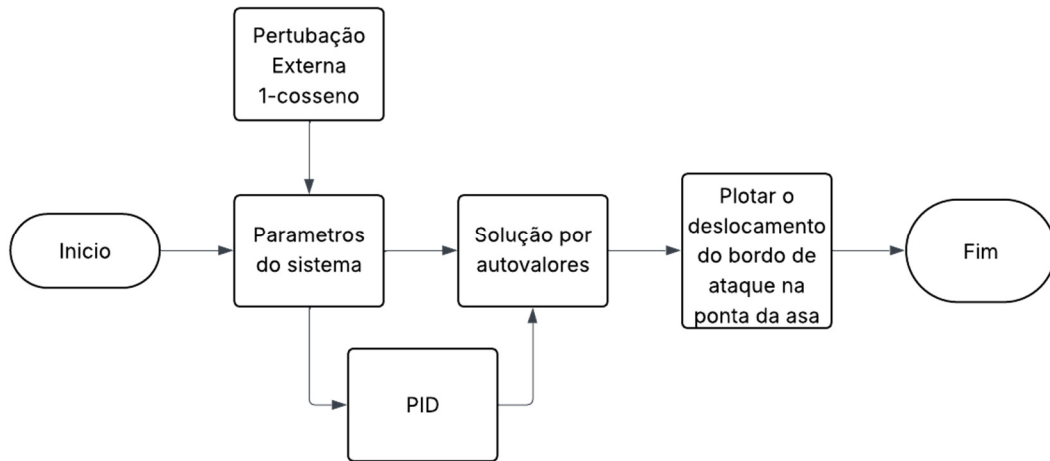


Figura 02 - Ilustração da metodologia para verificar a resposta rajada do sistema.

As simulações aeroelásticas com base nas equações diferenciais (Eq.1.1, 1. 2 e 1.3) devem ser resolvidas com os dados de geometria e ambiente operacional, resultando nos autovalores e autovetores correspondentes. Dessa forma é possível a geração dos gráficos chamados V-g-f (velocidade, amortecimento e frequência), uma vez que:

$$\lambda_j = -\zeta_j \omega_j \pm i \omega_j \sqrt{1 - \zeta_j^2}, j = 1, 2, \dots, N \quad (2.4),$$

Conforme destacado por WRIGHT and COOPER (2015), as frequências naturais são denotadas por ω_j , enquanto as taxas de amortecimento são representadas por ζ_j Eq. 2.4. Os modos de vibração expressos em coordenadas generalizadas emergem a partir das porções superior ou inferior dos autovalores, ao decompor o autovetor em suas metades superior e inferior, estamos simplesmente separando a parte que descreve o deslocamento da parte que descreve a velocidade (ou momento).

3. Resultados

3.1 Parâmetros do Sistema

Os parâmetros do sistema sendo apresentados na Tab. 01. Esses parâmetros são incorporados como entradas no método numérico empregado neste estudo. Vale ressaltar que o método desenvolvido pode ser aplicado a diversas aeronaves, considerando configurações distintas.

Tabela 01. Dados do sistema numérico utilizado na simulação. WRIGHT and COOPER (2015)

Parâmetro	Valor
Semi-envergadura (s)	0,57 m
Corda (c)	0,05 m
Tamanho da superfície de controle por porcentagem da corda (E)	20 %
Eixo Elástico (x_f)	0,40*c
Eixo de Massa (x_{cm})	0,5c
Massa por unidade de área	1.355 kg/m^2

Rigidez a Flexão (EI)	0,0365 Nm ²
Rigidez a Torção (GJ)	0,0542 Nm ²
Varição do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque (a_w)	2π
Derivada adimensional por passo de amortecimento (M_θ)	0
Densidade do Ar (ρ)	1,255 kg/m ³
Espessura(t)	0,0005 m

3.2 Análise Aerosservoelástica

3.2.1 Análise aeroelástica

O *flutter* é identificado quando a parte imaginária de um dos autovalores cruza o eixo horizontal. Em outras palavras, o fenômeno de *flutter* pode ser identificado quando o amortecimento se torna negativo, esta sentença vale para todos os modos sendo identificada no modo que primeiro apresentar um valor negativo para o amortecimento. Para vias de exemplificação é notável que o amortecimento se torna negativa em 7 m/s na Fig. 05, indicando a identificação da velocidade de *flutter* para um sistema sem controle, em malha aberta. Com a utilização do controlador PID no decorrer dos resultados a velocidade crítica é atrasada e o envelope de voo com a asa analisada é estendido.

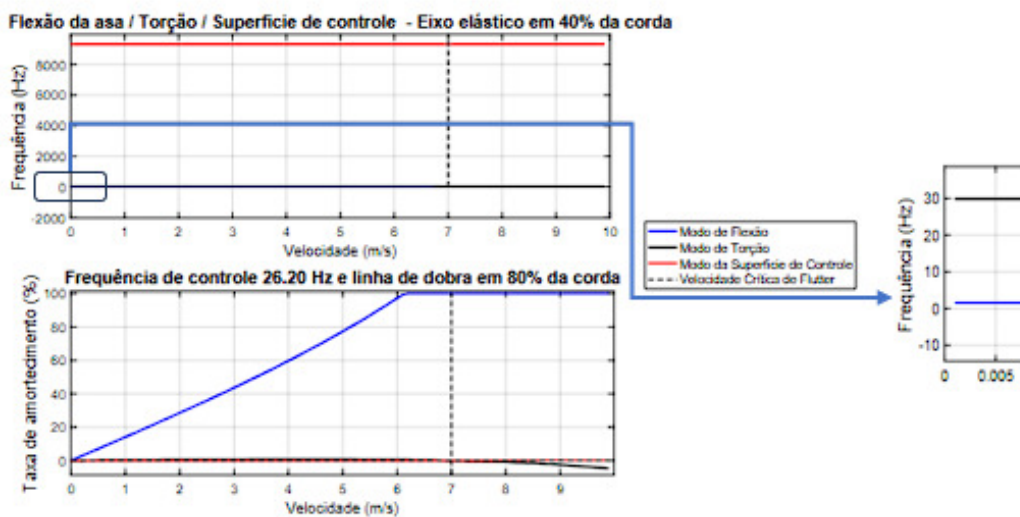


Figura 05 -A partir da esquerda: Comportamento do sistema aeroelástico em malha aberta com 3 GDL. Zoom nas frequências de flexão e torção.

3.2.2 Variação Paramétrica nos Ganhos PID

3.2.2.1 Variação do ganho derivativo k_v

Neste contexto específico, adotou-se $k_d = 0$, variando o k_v .

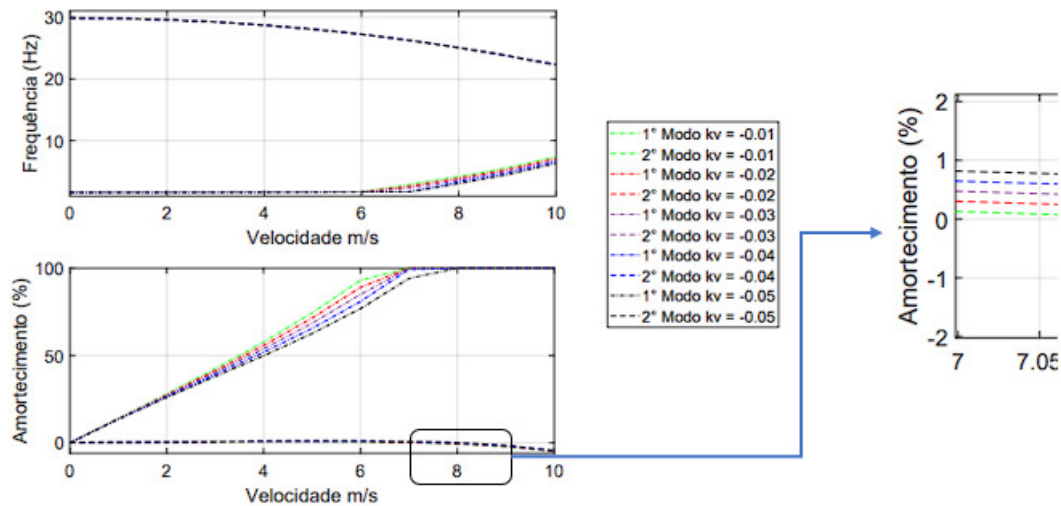


Figura 06 - A partir da esquerda: Comportamento do sistema aeroelástico com variação do ganho derivativo pelo controlador. Zoom no amortecimento demonstrando a influência dos ganhos.

Tabela 02 - Relação k_v - Velocidade Crítica de flutter

k_v	Velocidade Crítica (m/s)
- 0,01	7,16
- 0,02	7,38
- 0,03	7,60
- 0,04	7,86
- 0,05	8,06

Ao manipular o ganho de velocidade em um intervalo de $-0,01$ a $-0,05$, Fig. 06 e Tab. 02, observa-se uma correlação direta entre o aumento deste parâmetro e a melhoria da precisão do sistema, concomitantemente ao retardamento da ocorrência do fenômeno conhecido como *flutter*. É relevante destacar que mesmo incrementos mínimos no valor do ganho exercem influência substancial sobre o desempenho global da asa. Durante a investigação dos valores específicos de ganho abordados, o sistema em análise manteve-se estável para quase todos os ganhos, o que, por sua vez, contribuiu significativamente para a mitigação da velocidade crítica de *flutter*, com um envelope que se estende até 8.06 m/s um aumento de 10,6 %.

3.2.2.2 Variação do ganho derivativo k_d

Neste contexto específico, adotou-se $k_v = 0$, variando o k_d .

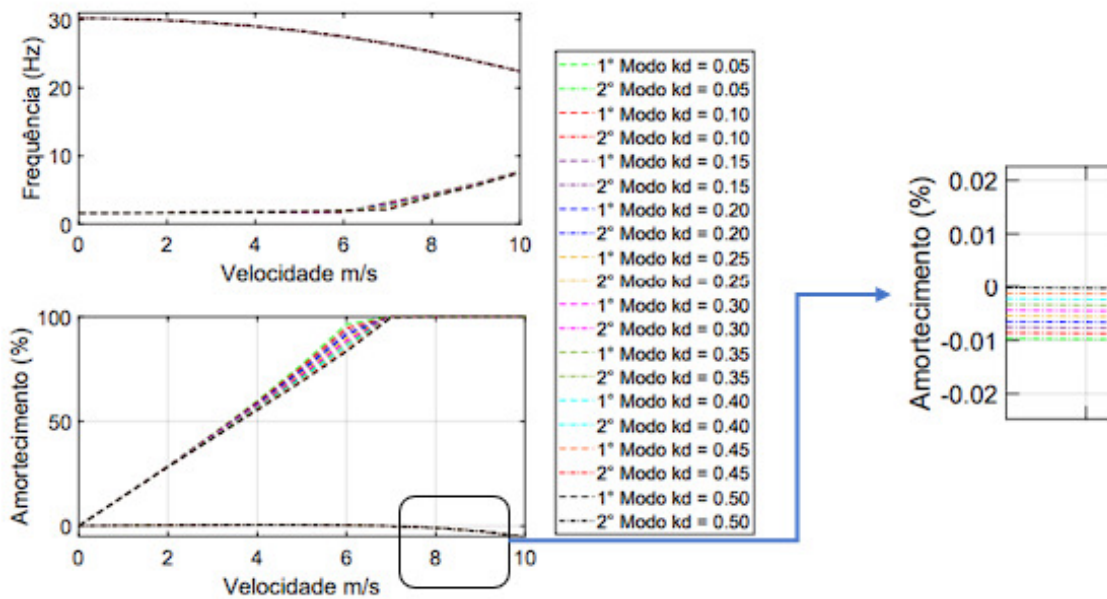


Figura 07 - A partir da esquerda: Comportamento do sistema aeroelástico com variação do ganho proporcional pelo controlador. Zoom nas velocidades críticas de flutter.

Tabela 03 - Relação k_d - Velocidade Crítica de flutter

k_d	Velocidade Crítica (m/s)
0,05	7,005
0,10	7,013
0,15	7,015
0,20	7,017
0,25	7,018
0,30	7,020
0,35	7,021
0,40	7,023
0,45	7,024
0,50	7,025

Ao manipular o ganho derivativo k_d , Fig. 07 e Tab. 03, observa-se a necessidade de empregar valores mais substanciais em comparação com o ganho de derivativo, resultando em um incremento menos significativo na velocidade crítica de flutter. Tal constatação é corroborada pela análise da curva de amortecimento, a qual demonstra um aumento na velocidade de flutter, porém mínima 0,25%. É saliente mencionar que, para os valores de ganho especificados, o sistema permaneceu estável, exercendo assim um efeito favorável na mitigação da velocidade crítica de flutter.

3.2.2.2 Variação dos ganhos k_d e k_v

No presente tópico, aplicasse valores aos ganhos $k_v = - 0.05$ e $k_d = 0.50$ simultaneamente com o intuito de obter um desempenho aprimorado quando se analisa o envelope de voo.

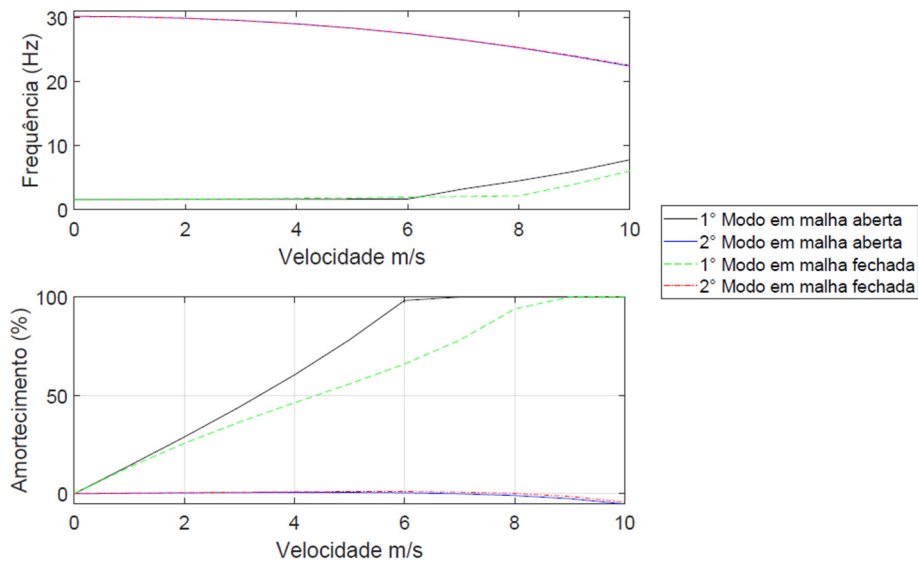


Figura 07 - A partir da esquerda: Comportamento do sistema aeroelástico com o ganho derivativo e proporcional pelo controlador, sistema estável. Zoom nos amortecimentos próximos as velocidades críticas.

Tabela 04 - Relação k_v e k_d - Velocidade Crítica de flutter

k_v	k_d	Velocidade Crítica (m/s)
- 0,05	0,05	8.08

Utilizando o ganho $k_v = - 0, 05$ e $k_d = 0,50$ apresentou ampliação do envelope de voo, Fig. 07 e Tab. 04, embora seja uma ampliação pequena, quando comparado com o k_v sozinho, apresentando uma ampliação de 10,8%.

3.2.3 Resposta a Rajada

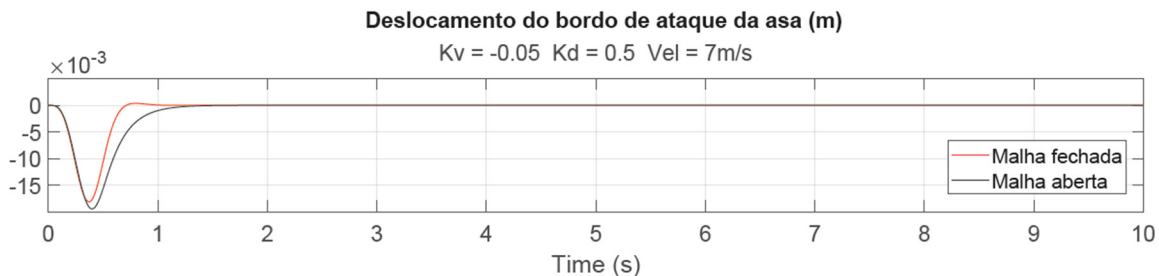


Figura 08 – Respostas do sistema à rajada comparando o tempo de estabilização e deslocamento do bordo de ataque.

Implementando-se os ganhos que apresentaram melhor desempenho, e calibrando as rajadas para Brasília por meio do estudo conduzido por MAGGIOTTO1 et al. (2013). É observado uma melhora na resposta do sistema a rajadas quando se analisa o deslocamento do bordo de ataque da asa, deslocou-se em milímetros, e o tempo para o sistema estabilizar é menor do que 1 segundo Fig. 08.

4 Discussão

A análise desenvolvida neste trabalho evidenciou uma notável versatilidade no apoio à tomada de decisões no desenvolvimento de projetos conceituais. A flexibilidade mostra-se de grande relevância para equipes de aerodesign e entusiastas de design de aeronaves. Apesar da simplificação do modelo, os resultados fornecem informações suficientes para realizar trade-offs preliminares em projetos conceituais de aeronaves.

Na análise do desempenho paramétrico, torna-se notável que o aumento no módulo de ganho para k_v (sinal negativo), ganho derivativo, atrasa a velocidade de crítica, ampliando as capacidades aeroelásticas do sistema e

atrasando efetivamente as condições de flutter. Contudo, o risco de desestabilização emerge com ganhos superiores a 0,05.

Na análise do ganho proporcional k_d , seu impacto no envelope de voo revelou-se modesto em comparação com o ganho derivativo. No entanto, sua vantagem reside na resposta à rajada demonstrando impacto substância na estabilização do sistema quando submetido a perturbações externas.

O controlador quando calibrado corretamente fornece o desempenho desejado do subsistema da aeronave e atendendo as limitações dos atuadores, o foco do modelo utilizado não é na instrumentação, mas deve-se lembrar que é um modelo SISO de introdução a aeroelasticidade tendo como faixa de operação somente as limitações da superfície de controle sendo uma angulação de $\pm 15^\circ$ e uma faixa de operação de 30° por segundo, além de não apresentar um overshoot baixo, sendo os menores valores apresentados acima de 50 % e 60 %, sem rajada e com rajada respectivamente, devido às limitações inerentes ao sistema.

Apesar das limitações inerentes ao modelo, o panorama introduzido neste contexto emerge como uma ferramenta relevante. Seu potencial pode ser aprimorado pela incorporação de diversos modelos de leis de controle, integração de elementos não lineares e adoção de modos estruturais e aerodinâmicos mais abrangentes.

Referências

1. WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. Introduction to aircraft aeroelasticity and load. 2ª Edição, Chichester: John Wiley & Sons, 2015. Citado nas páginas 1,4,5.
2. CHAMBERS, J. R. Innovation in Flight: Research of the NASA Langley Research Center on Revolutionary Advanced Concepts for Aeronautics. 1ª Edição, Washington: NASA Langley Research Center, 2005. Citado na página 1.
3. MARTINS, POLLIANA C.O.; DE PAULA, ALINE S. ; CARNEIRO, SERGIO H.S. ; RADE, DOMINGOS A. . Hybrid control technique applied to an aero-servo-viscoelastic simplified wing model. AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY, JCR. v. 122, p. 107387, 2022. Citado na página 1.
4. MARTINS, POLLIANA C.O.; GUIMARÃES, THIAGO A.M. ; PEREIRA, DANIEL DE A. ; MARQUES, FLÁVIO D. ; RADE, DOMINGOS A. . Numerical and experimental investigation of aeroviscoelastic systems. Mechanical Systems and Signal Processing, v. 85, p. 680-697, 2017. Citado na página 1.
5. GAO S, LIU J., Adaptive neural network vibration control of a flexible aircraft wing system with input signal quantization. Aerospace Science and Technology, Volume 96, 2020, 105593, ISSN 1270-9638, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105593>. Citado na página 1.
6. QUAN E., XU M., YAO W, CHENG X.. Analysis of the post-flutter aerothermoelastic characteristics of hypersonic skin panels using a CFD-based approach. Aerospace Science and Technology, Volume 118, 2021, 107076, ISSN 1270-9638, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107076>. Citado na página 1.
7. DORF, RICHARD C. Sistemas de Controle Moderno. Tradução de [Bernardo Severo da Silva Filho], 8ª Edição. São Paulo: Pearson, 2018. Citado na página 2.
8. DA MACENA, W.S. ; MARTINS, P. C. O. . Comprehensive aeroservoelastic evaluation of a simplified rectangular wing subjected to parametric control analysis. In: CILAMCE 2023 - The XLIV Ibero-Latin American Congress on Computational Methods in Engineering, 2023, Porto. Anais CILAMCE 2023, 2023. Citado na página 2.