

DESENVOLVIMENTO DE CONTROLADOR DE ARREMETIDA BASEADO EM CONTROLE ROBUSTO H_∞

Bruno Santos Picinatti, bpicinatti@gmail.com

Pedro Paglione, paglione@ita.br

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias – CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil

***Resumo.** Este trabalho possui como objetivo primário a obtenção de um controlador robusto para uma arremetida diante de perturbação por vento, sendo este controlador baseado em controle robusto H_∞ . Utilizou-se um modelo matemático de corpo rígido para a descrição do movimento longitudinal, expresso no sistema de referência da aeronave. Para o projeto do controlador modelou-se incertezas da planta, funções de desempenho, funções de perturbação, dinâmicas de profundor e motor, além de penalidades para atuação dos controles, buscando a obtenção de um controlador mais eficiente. No projeto e simulação é utilizado uma perturbação de vento com intensidade severa através do modelo de Dryden, este incorporado ao modelo da aeronave. Para definição das variáveis de controle pontuam-se outros trabalhos e principalmente a experiência acumulada durante décadas na aviação, optando-se, por fim, por controlar a atitude da aeronave para obtenção da trajetória de fuga desejada, além da velocidade de arfagem, por não se desejar uma grande oscilação por questões de conforto. Adicionalmente, verificou-se como ponto crítico para o movimento de arremetida o transiente inicial no qual o ângulo de ataque assume valores altos, o que pode levar ao estol. Para mitigação dessa possibilidade, foi proposto a utilização de estrutura com dois graus de liberdade para o controlador, o que se mostrou através de simulações, ser mais apto quando comparado à projetos com um grau de liberdade. Por fim, através da análise do valor singular verificou-se a robustez do controlador projetado e, adicionalmente, obteve-se simulação do movimento através do modelo não linear com utilização de vento de cauda, direção crítica, além da inserção da perturbação em concomitância com o início do movimento. Os resultados obtidos foram satisfatórios validando o projeto proposto para controle de arremetida.*

Keywords: Arremetida, Controle, Robusto.

1. INTRODUÇÃO

Apesar da arremetida durante manobra de pouso ser potencialmente perigosa, existem poucos trabalhos na literatura sobre o assunto. Dados compilados pela Boeing mostram que de 233 eventos de perda e/ou acidentes fatais que ocorreram de 1992 a 2001 com aviões comerciais de grande porte fabricados pelo ocidente, 54% ocorreram em fases de descida final e pouso. Este é um percentual alto considerando-se que estas fases correspondem apenas a 4% do tempo.

Um evento registrado em 2 de agosto de 1985 ilustra bem o perigo de se encontrar uma rajada de vento durante uma aproximação. Um Lockheed L-1011 Tristar (Voo Delta 191) colidiu com o solo a 2000 metros da cabeceira da pista ao tentar atravessar uma rajada de vento durante aproximação por uma rampa comumente chamada de *ILS*. Dos 163 ocupantes, apenas 29 escaparam com vida. A aeronave colidiu em configuração de pouso, com manche puxado, atitude de 3° positivos e potência máxima nos motores. Esta aeronave possuía radar embarcado que indicava no momento do acidente regiões de tempestade, o que já era um avanço em relação ao início da aviação.

Sendo assim, o tempo de resposta e um controle apurado podem ser fundamentais para fuga de rajadas de vento próximas ao solo. Adicionalmente, considerando as dificuldades para uma modelagem precisa de uma aeronave, e a fim de se evitar que estas incertezas prejudiquem o desempenho do controlador, buscou-se na literatura uma técnica de controle que se encaixe nas necessidades de projeto e absorva erros de modelagem. Por conseguinte, o controlador escolhido deverá conferir robustez, o que se define pela habilidade de prover estabilidade apesar dos erros em alta frequência devido aos modos flexíveis não modelados e também as variações da planta durante a operação (Stevens; Lewis, 2003).

2. DESENVOLVIMENTO DO MODELO E PROJETO DO CONTROLADOR

Para modelagem é necessário o desenvolvimento das equações da aeronave e do equacionamento classicamente utilizado para projeto de um controlador robusto H_∞ . Outro ponto importante, é necessidade de conhecimento acerca do movimento a ser controlado, pois este irá influir nas variáveis a serem controladas assim como definirá os controles disponíveis e as condições onde se pretende projetar o controlador, o que será descrito a seguir.

2.1. Modelo da Aeronave

Adotou-se o movimento longitudinal de corpo rígido da aeronave, movimento suficiente para os propósitos de projeto e desenvolvimento deste trabalho. O modelo utilizado desconsidera o efeito de Coriolis e ainda a variação da

gravidade com a posição no planeta. Utilizou-se do referencial preso ao corpo da aeronave, este não tendo as derivadas de estabilidade descritas diretamente em seu eixo, porém, sendo mais natural para entrada de modelos de rajada de vento comumente descritos nos eixos do corpo.

As equações de movimento longitudinal de corpo rígido no referencial do corpo são definidos pelos eixos X, Y e Z, presentes na Fig.(1).

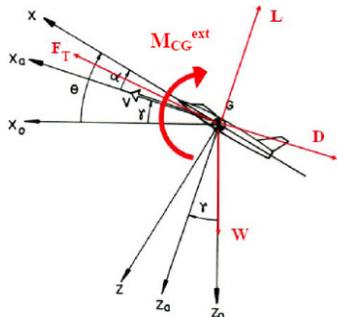


Figura 1. Decomposição das forças na aeronave

A flexibilidade da aeronave não foi representada no equacionamento proposto, porém, mesmo em trabalhos como (Pedro; Bigg, 2005), onde propõe-se uma modelagem mais completa, algumas considerações foram feitas para simplificação destas, dentre as quais destacam-se deformações estruturais foram consideradas suficientemente pequenas para permitir o uso da teoria de deformações lineares, deformação e taxa de deformação são co-lineares, o tensor de inércia é assumido como constante apesar deste variar suavemente quando há deformação da aeronave entre outros. Sendo assim, para simplificação das equações de movimento optou-se por negligenciar sua dinâmica na modelagem, contemplando sua influência para a região de alta frequência através de uma função de incerteza.

Forças e momentos definidos pelas variáveis **L**, **D**, **W**, **F_T**, **M_{CG}** são respectivamente força de sustentação, força de arrasto, peso, força propulsiva e momento aerodinâmico.

Outro fator desconsiderado no equacionamento foi o efeito solo, o que simplifica a modelagem matemática, todavia não influi de forma negativa nos resultados obtidos, uma vez que, desconsiderá-lo torna o projeto conservador devido a seu efeito ser benéfico para a sustentabilidade. Adicionalmente, este efeito passa a ser significativo apenas em altitudes inferiores à cerca de 30 metros de altitude, conforme descrito em (Pinsker, 1967), sendo esta altitude abaixo do ponto de projeto definido em 50 metros para o início da arremetida.

Por fim, as equações de movimento da aeronave devem ser linearizadas em torno de um ponto arbitrário de projeto, obtendo-se uma representação do espaço de estados na forma definida por Eq.(1), sendo este dado pelos vetores $X = [u \ w \ \theta \ q \ H]^T$ e $U = [\delta_t \ \delta_\pi]^T$ para composição do movimento da aeronave.

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU \\ Y &= CX + DU \end{aligned} \quad (1)$$

Tem-se que, **u** e **w** representam a velocidade da aeronave, respectivamente nos eixo X e Z, **q** representa a velocidade de arfagem, **θ** a atitude da aeronave e **H** a altitude da mesma. As entradas de comando do sistema, **δ_π** e **δ_t**, definem respectivamente o comando de manete e profundor da aeronave.

Para linearização do modelo e posterior obtenção do controlador é necessário a definição de um ponto em torno do qual será realizado o projeto. Como a fase de voo anterior à arremetida é a descida, esta definirá o ponto de equilíbrio da aeronave. Como em uma aproximação o piloto deve manter uma velocidade de aproximação V_{ref} próximo à 80 m/s segundo publicações operacionais e um ângulo de aproximação γ entre $-2,5^\circ$ e -3° , utilizou-se estes valores para linearização do modelo da aeronave. Adicionalmente, a aeronave irá começar o movimento de arremetida quando encontrar-se à 50 metros de altitude, ou seja, já próximo à fase de arredondamento.

A representação em espaço de estados do modelo linear em torno deste ponto de equilíbrio é apresentado na Eq.(2).

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,0108 & 0,0877 & -9,8044 & -5,8155 & 0 \\ -0,2061 & -0,5505 & -0,2043 & 80,4905 & 0,0009 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0,0014 & -0,0066 & -0,0018 & -1,1424 & 0 \\ 0,0210 & -0,9998 & 79,8904 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u \\ w \\ \theta \\ q \\ H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0,2400 & 1,9901 \\ -3,7141 & 0,0344 \\ 0 & 0 \\ -0,9939 & 0,0004 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_t \\ \delta_\pi \end{bmatrix} \quad (2)$$

2.2. Incertezas do modelo

Tendo em vista a simplicidade do modelo apresentado e considerando o custo para obtenção de modelos extremamente precisos, faz-se necessário alguma forma de mensurar possíveis variações e/ou incertezas da planta a ser controlada. Variações estas que podem causar alguma instabilidade e consequentemente inviabilizar o resultado final.

Em uma modelagem de aeronave comercial espera-se imprecisões advindas de alguns pontos, dentre os quais destacam-se: modelos de atuadores eletro-hidráulicos que convertem sinal elétrico de comando em deflexão real da superfície de comando, o que não é feito tão perfeitamente nos modelos atuais; incertezas nos coeficientes das forças e momentos aerodinâmicos para deflexões de profundor e para todas as condições de voo na qual a aeronave estará inserida; incertezas na geometria da aeronave, especialmente para as diferentes configurações de superfícies hipersustentadoras; incertezas que os modos flexíveis, não modelados para o propósito deste trabalho, conferem ao modelo em regime de altas frequências e variações do centro de gravidade da aeronave, este não influenciando tanto para este trabalho, uma vez que para o curto período de tempo de uma arremetida não ocorrerá uma grande variação de sua posição.

Em (Skogestad, 2005) e (Balas *et al*, 1998) algumas formas são apresentadas para modelagem de incertezas, sendo escolhido representá-las através de uma dinâmica não modelada multiplicativa. A razão de sua escolha deve-se principalmente a facilidade de quantificar erros para diferentes intervalos de frequência, o que vai de encontro às necessidades deste trabalho. Vale lembrar que dinâmicas flexíveis não estão contempladas no modelo da aeronave utilizada.

A definição matemática deste tipo de incerteza é dada pela Fig.(2).

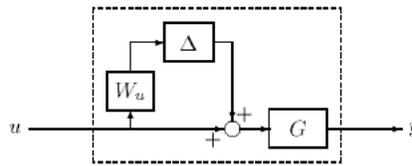


Figura 2. Diagrama de blocos da incerteza multiplicativa

Para descrição matemática de W_u utilizou-se uma incerteza na forma da Eq.(3), onde $1/\tau$ é aproximadamente a frequência onde o erro é 100%, r_0 é o valor de erro em estado estacionário e r_∞ é o valor arbitrado para o erro em alta frequência.

$$W_u = \frac{\tau s + r_0}{(\tau / r_\infty) s + 1} \quad (3)$$

Considerando a modelagem adequada para baixa frequência, julgou-se pertinente considerar um erro de cerca de 30% nesta faixa de frequência. Definiu-se ainda um erro de cerca de 200% para a faixa de alta frequência, esta por não estar se considerando as dinâmicas flexíveis. Para a definição do valor de τ foi considerado um erro crescente próximo ao valor do primeiro e do segundo modo flexível da aeronave, estes situados próximos a 22 rad/s. O resultado está mostrado na Fig.(3).

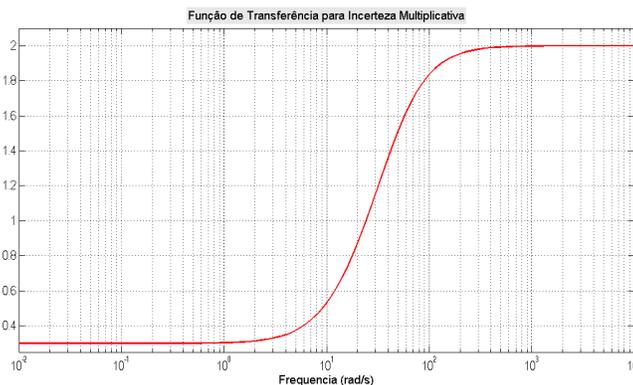


Figura 3. Peso de incerteza considerado no projeto

2.3. Dinâmicas do propulsor e do profundor

A modelagem utilizada nas equações de movimento da aeronave define apenas uma força propulsiva diretamente proporcional à posição da manete de potência. Tal abordagem é falha quando se leva em consideração as inércias do sistema e principalmente quando se lembra que em uma arremetida cada segundo de atraso na resposta é um segundo a mais em direção ao solo.

De acordo com U.S. Federal Aviation Regulations (FAR) Part 33, Normas de Aeronavegabilidade para motores de aeronaves, define-se um tempo máximo de 5 segundos para aceleração do motor de 15% para 95% de potência de arremetida, onde 15% corresponde a aproximadamente a tração para manter a aeronave em uma rampa de descida típica de -3° .

De acordo com U.S. Federal Aviation Regulations (FAR) Part 25, Normas de Aeronavegabilidade para a categoria de aeronaves de transporte, define que a aeronave deverá atingir uma taxa de subida de 3,2% com a potência disponível 8 segundos após o piloto levar a manete da posição *IDLE* para posição de arremetida.

Por conseguinte, adotou-se um filtro de atraso no valor comandado, sendo este um filtro de primeira ordem com constante de tempo 1/0,6, o qual proporciona uma resposta próxima ao requisito de certificação, conforme mostrado na Fig.(4).

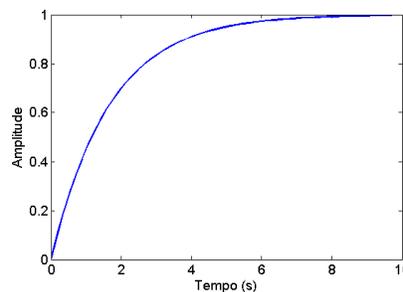


Figura 4. Dinâmica do sistema propulsivo considerada

Outra precaução adotada diz respeito às limitações de atuação do profundor. Foram inseridos batentes de 30° positivo e negativo para suas deflexões e uma taxa de mudança máxima de 45° por segundo. Além disso, foi inserida uma dinâmica para este componente onde adotou-se um atraso através de um filtro de primeira ordem com constante de tempo igual a 1/10.

2.4. Modelagem da perturbação por vento

Atualmente existem no mercado sistemas de detecção de situações de perigo que conseguem antecipar a reação do piloto permitindo a antecipação das manobras de arremetida. A proteção contra rajadas de vento fica ativa entre 10 pés e 1500 pés (3,048 m à 457,2 m) de rádio altitude alertando o piloto para qualquer situação de perigo.

Adicionalmente, segue como orientação para pilotos evitar áreas com rajadas existentes ou potencial para tê-las, como por exemplo tempestades. Define-se que rajadas severas de vento possuem rápida mudança na direção do vento e/ou mudanças de velocidades maiores que 15 kts (7,71 m/s) ou ainda velocidades verticais superiores a 500 pés (152,4 m) por minuto dentre outras características. O modelo de perturbação adotado para este trabalho é o modelo de vento de Dryden definido pela MIL-F-8785C.

Para geração do sinal de perturbação com as corretas características, um sinal de ruído branco deve ser passado por um filtro de conformação. Os filtros de formação são derivados da raiz quadrada espectral do espectro de frequência da turbulência e está representado na Fig.(5), onde $n(t)$ representa uma entrada de ruído branco e $w_{g1}(t)$ representa o sinal de saída com as características do vento definidas pelo filtro.

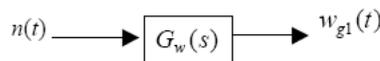


Figura 5. Filtro formador da perturbação por vento – Modelo Dryden

A forma matemática do filtro é apresentada pela Eq.(4) para a influência no eixo X e pela Eq.(5) para a influência no eixo Z, onde V representa a velocidade da aeronave, σ_u e σ_w definem a intensidade da rajada e L_w e L_u representam a escala de comprimento da mesma. Ambas as equações estão no domínio da frequência, representadas pela variável s .

$$G_u(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V}} \cdot \frac{1}{1 + \frac{L_u}{V} s} \quad (4)$$

$$G_w(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{2L_w}{\pi V}} \cdot \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_w}{V} s}{\left(1 + \frac{L_w}{V} s\right)^2} \quad (5)$$

Ainda de acordo com MIL-F-8785C, a intensidade do distúrbio, σ_u e σ_w , varia com a altitude, sendo para este trabalho necessário quantificar a região abaixo de 1000 pés (304,8 m) de altitude. Sendo assim, tem-se o conjunto de equações dado por Eq.(6) definindo a intensidade da turbulência, onde w_{20} adotado foi de 45 kts (23,15 m/s) indicando turbulência severa, sendo esta a velocidade do vento à 20 pés (6 m) de altitude.

$$\begin{aligned} \sigma_w &= 0,1w_{20} \\ \sigma_u &= \frac{\sigma_w}{(0,177 + 0,000823h)^{1,2}} \\ L_w &= h \\ L_u &= \frac{h}{(0,177 + 0,000823h)^{1,2}} \end{aligned} \quad (6)$$

L_w e L_u representam a escala de comprimento da rajada para regiões abaixo de 1000 pés (304,8 m) e h representa a altitude da aeronave. Na Fig.(6) mostra-se o comportamento da perturbação ao longo do espectro de frequência, onde se pode notar uma grande influência em regimes de baixa frequência.

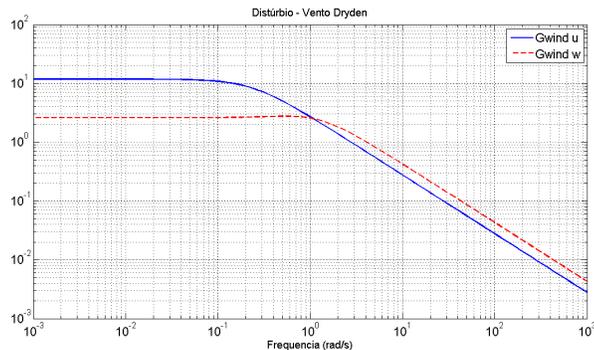


Figura 6. Resposta em frequência da perturbação com intensidade severa

Por fim, cabe ressaltar que apesar da definição de turbulência severa com ventos em torno de 45 kts (23,15 m/s), valores acima deste já foram detectados e levaram a acidentes com aeronaves comerciais, todavia, em situações tão adversas a catástrofe poderá ser evitada antecipando-se o momento da arremetida.

2.5. A arremetida

A arremetida consiste em uma retomada de trajetória de subida durante uma manobra de pouso devido a uma decisão do piloto. Para o caso específico deste trabalho, este movimento será executado para evitar um pouso durante uma rajada de vento que poderá ser potencialmente catastrófica para a tripulação. Adicionalmente, a aeronave encontra-se com trens de pouso estendidos e superfícies hipersustentadoras distendidas.

Nesta configuração, modelo utilizado neste trabalho fornece um ângulo de ataque de equilíbrio de cerca de 4,2° a 50 metros de altitude, o que é coerente para esta fase de voo com uma rampa de descida de -3°.

Para uma arremetida manual existem três regras chamadas de “*regras de ouro*”, que devem ser seguidas pelo piloto segundo (Foundation, 2000).

- 1 - Colocar o nariz da aeronave para cima, mantendo um valor de referência;
- 2 - Colocar potência de arremetida e mantê-la;
- 3 - Controlar a taxa de subida positiva, velocidade acima da velocidade de referência de pouso, redutores de velocidade retraídos, rádio altímetro e altitude barométrica aumentando, trem de pouso retraído e por fim, superfícies de hipersustentação conforme requerido.

Estas três regras enumeradas constituem o conhecimento empírico sobre como evitar acidentes nessas situações. Cabe ressaltar que qualquer controlador de vôo desenvolvido pela indústria deverá seguir critérios de qualidade de vôo e refletir procedimentos operacionais comumente adotados para ser aceito por pilotos.

Adicionalmente, um interessante trabalho realizado em 1998 (Rouworst *et al.*, 1998) , menciona que, uma forma sub-ótima de realizar uma arremetida em tal situação é aplicar potência de arremetida e buscar uma atitude constante de subida, deixando as configurações de superfícies hipersustentadoras e trem de pouso sem alteração até a saída da zona de vento, acima de 1000 pés (304,8 m) de altitude e sempre acima da velocidade de referência.

Portanto, baseado em trabalhos publicados e recomendações advindas do conhecimento empírico, optou-se por um controle através da atitude θ da aeronave. Outro ponto importante é a constatação que apenas o controle através do profundor está apto a ser utilizado, uma vez que, a manete de potência está comprometida com potência máxima. Por fim, optou-se por utilizar a velocidade de arfagem q para controle a fim de se evitar uma demasiada oscilação da aeronave durante o procedimento.

2.6. Metodologia H_∞

Esta técnica consiste em achar um $K(s)$, que baseado na informação v gerará um sinal de controle u , contabilizando o distúrbio de w em z e minimizando a norma H_∞ de w para z , o que está representado na Fig.(7).

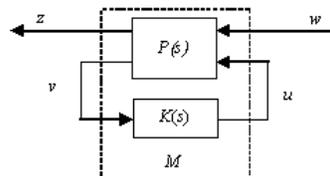


Figura 7. Diagrama de blocos geral de controlador H_∞

Neste equacionamento $P(s)$ corresponde a matriz do sistema em malha aberta e $M(s)$ corresponde a matriz de malha fechada. $P(s)$ além de conter o modelo da planta $G(s)$, poderá conter informações sobre distúrbios, ruídos e erros.

O objetivo de projeto padrão para o problema de controle ótimo por H_∞ é achar um $K(s)$ estabilizante que minimize a norma H_∞ para a equação Eq.(7).

$$\|F_l(P, K)\|_\infty = \max \bar{\sigma}(F_l(P, K)(j\omega)) \quad (7)$$

Onde F_l é chamada de transformação linear fracional de w em z , sendo dado por Eq.(8).

$$F_l(P, K) = P_{11} + P_{12}K(I - P_{22}K)^{-1}P_{21} \quad (8)$$

Para solução do problema proposto fez-se uso da solução padrão para 2 equações de Riccati, solução esta apresentada em trabalho de Glover e Doyle entre outros e publicado no ano de 1989 (Doyle *et al.*, 1989). O conhecimento desenvolvido está refletido na ferramenta de engenharia MATLAB, através da função *hinfsyn*.

2.7. Modelo não-linear para simulação

Para validação do controlador obtido utilizou-se um modelo não linear da aeronave em questão, apresentado na Fig.(8). Todavia, utilizou-se de um filtro de primeira ordem para o sinal de comando do profundor e manete, o que representa de fato uma aproximação linear para o fenômeno. Para contemplação das limitações físicas de atuação do profundor, utilizou-se batentes no valor de 30° positivos e negativos e um limitador para a taxa de mudança do

profundor definida em 45° por segundo, sendo estas incorporadas externamente ao modelo da planta da aeronave. Dois diagramas de blocos serão utilizados no fechamento da malha, um contemplando 1 grau de liberdade e outro com 2 graus de liberdade, conforme o projeto.

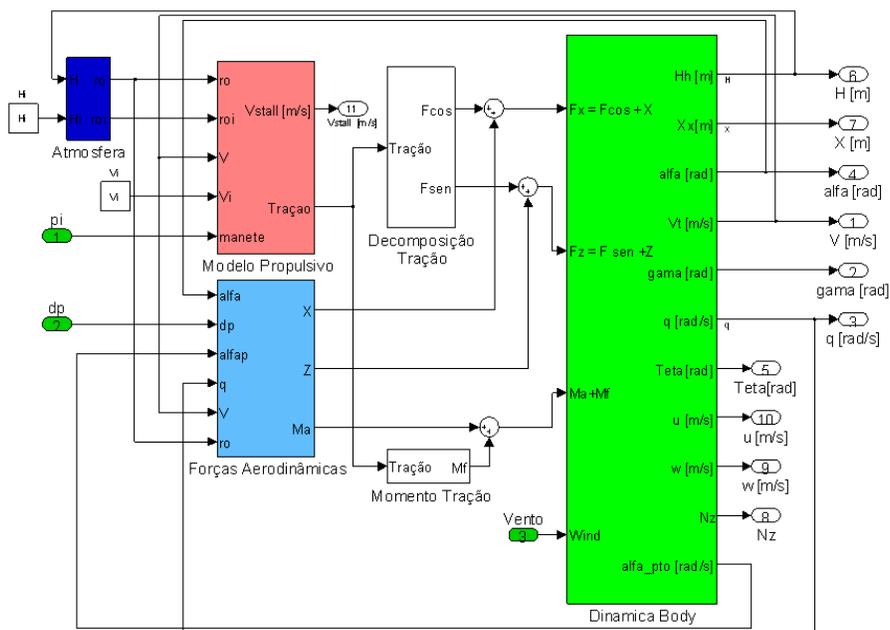


Figura 8. Diagrama de blocos simulink do modelo não-linear da aeronave – Planta do sistema

2.8. Projeto e resultados

Para projeto comparou-se uma estrutura com 1 grau de liberdade com uma estrutura com 2 graus de liberdade. A malha de projeto dada pela Fig.(9) define o projeto com dois graus de liberdade, onde K_r e K_y representam respectivamente um controlador robusto H_∞ e um pré compensador do sinal de referência que visa melhorar a rastreamento do comando. Retirando K_r , obtem-se a estrutura com 1 grau de liberdade.

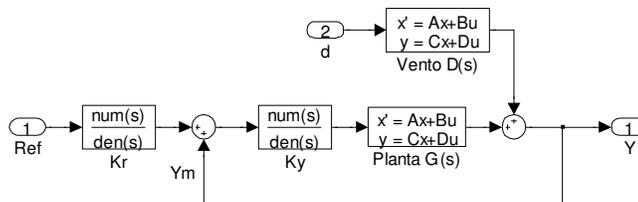


Figura 9. Malha genérica com 2 graus de liberdade

Em teoria, caso o projeto do controlador K_r ocorra após o projeto do controlador K_y (e comumente é empregado assim, (Skogestad, 2005)), K_r deveria ser obtido de forma a melhorar o rastreamento entre a entrada e saída sob ação do controlador K_y , sendo dado por $y = T K_r r$, onde T é a função de sensibilidade complementar. Na prática esta abordagem não é tão simples quanto parece devido a possibilidade de ser instável ou não realizável ou principalmente devido as incertezas presentes no modelo. Portanto, optou-se por utilizar um filtro de segunda ordem baseado em critérios de desempenho, onde se busca uma ultrapassagem nula para o valor comandado, ou seja, ζ igual a 1. Para a frequência natural ω_n definiu-se seu valor igual a 1,2 o que garante um tempo de subida maior do que dois segundos (tempo onde o ângulo de ataque é máximo para o modelo com 1 grau de liberdade), favorecendo a diminuição do ângulo de ataque durante o transiente inicial da arremetida. Com estes valores, finalmente obteve-se a função de segunda ordem K_r , dado por Eq.(9).

$$K_r = \frac{1,44}{S^2 + 2,4S + 1,44} \tag{9}$$

Para melhora da resposta tanto para um grau de liberdade quanto para dois graus de liberdade, utilizou-se uma função de ponderação para desempenho da diminuição do erro em relação a atitude de referência. Em (Skogestad, 2005) comenta-se sobre a dificuldade de definição deste, todavia sugere-se a utilização de peso similar à função de perturbação, sendo para este trabalho utilizado conforme sugerido. Na figura Fig. (10) apresenta-se a comparação da resposta para o controlador com um grau de liberdade *versus* o controlador com dois graus de liberdade.

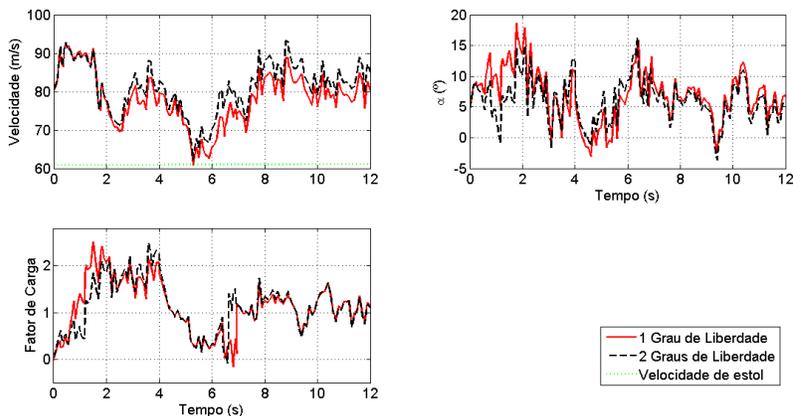


Figura 10. Comparação projeto com 2 graus de liberdade *versus* 1 grau de liberdade

Com o controlador com um grau de liberdade, o ângulo de ataque α máximo é maior que o valor obtido com o projeto com dois graus de liberdade. Ademais, para o projeto com um grau de liberdade, este valor fica muito próximo ao valor de referência para estol, sendo este definido em 18° por não se dispor de características de estol implementadas no modelo não linear. Além disso, a velocidade cai próxima ao valor da velocidade de estol de referência, o que não acontece com o controlador com dois graus de liberdade. Vale ressaltar que a entrada de vento foi inserida de forma mais propícia nesta simulação, com vento de proa, sendo utilizado a condição de turbulência severa com velocidade do vento de 45 kts (23,15 m/s).

Por fim, utilizando-se um projeto com dois graus de liberdade e dinâmica do vento inserida na representação do espaço de estados da planta, obteve-se um novo controlador H_∞ projetado com relaxamento do ganho do peso de desempenho a fim de se garantir robustez de projeto. O diagrama do novo projeto está apresentado na Fig.(11).

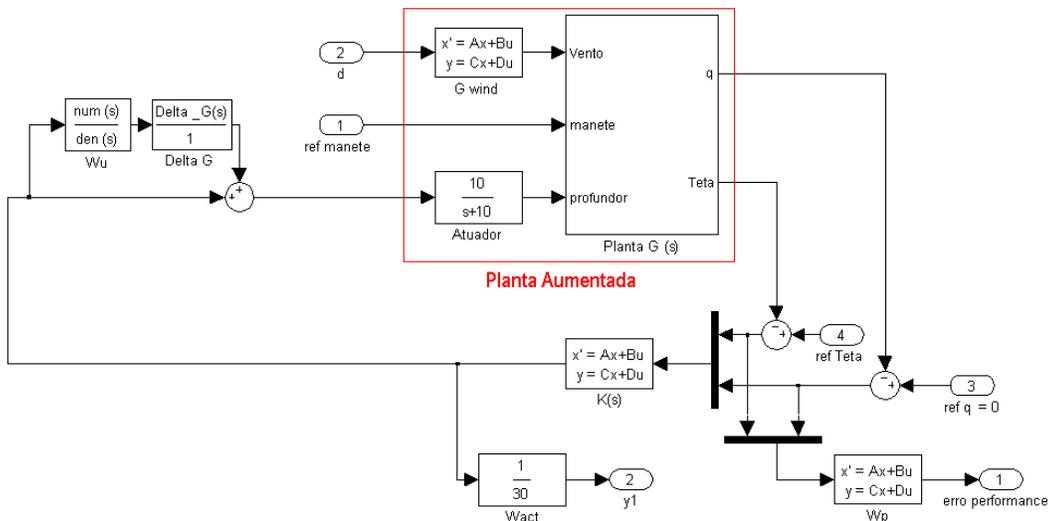


Figura 11. Malha de projeto

Nesta malha de controle optou-se por penalizar a atuação do profundor através de uma constante definida como o inverso da deflexão máxima do profundor, a qual propõe-se por evitar demasiada atuação da superfície de controle, o que em situações de rápida mudança de vento poderia levar a sua quebra da superfície caso exceda o fator de carga

máximo permitido. O sistema de malha fechada com o controlador H^∞ é mostrado na Fig.(12), este garantindo robustez para todo os espectro de frequência, onde de acordo com (Skogestad, 2005) e (Aouf *et al*, 2000), obtém-se esta garantia caso $\|T_{wz}\|_\infty < 1$ para todo espectro de frequência. O controlador robusto H^∞ está representado na Fig.(13), onde sua principal influência está na faixa de baixa frequência.

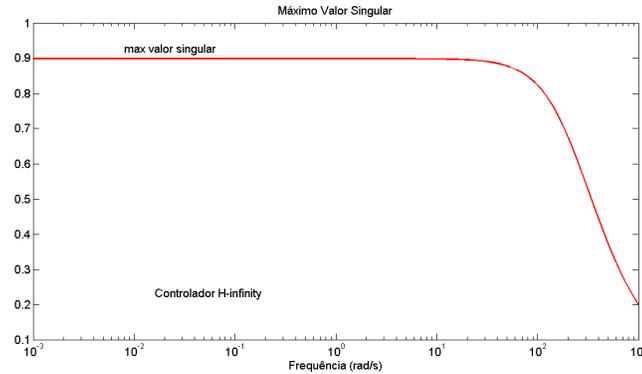


Figura 12. Malha fechada – Valor singular garantindo robustez

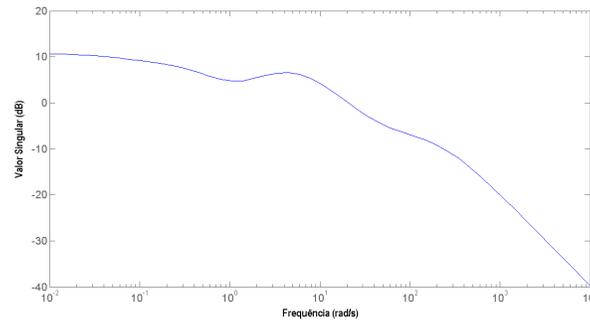


Figura 13. Controlador robusto H^∞ - Valor singular

Por fim, nas Fig.(14) e Fig.(15) é mostrado a resposta no tempo utilizando-se o modelo não linear para simulação. A direção de entrada de perturbação escolhida foi com vento de cauda, sendo esta potencialmente mais perigosa que outras direções. Vale pontuar que aeronaves comerciais são certificadas para pouso com no máximo 10 kts (5,14 m/s) de vento de cauda, enquanto que para vento de proa este valor é de 25kts (12,87 m/s). Cabe ressaltar que, para esta simulação o início da entrada da perturbação ocorre concomitantemente com a entrada da rajada severa, o que na prática não se verifica devido ao sistema de alerta presente em todas as aeronaves comerciais.

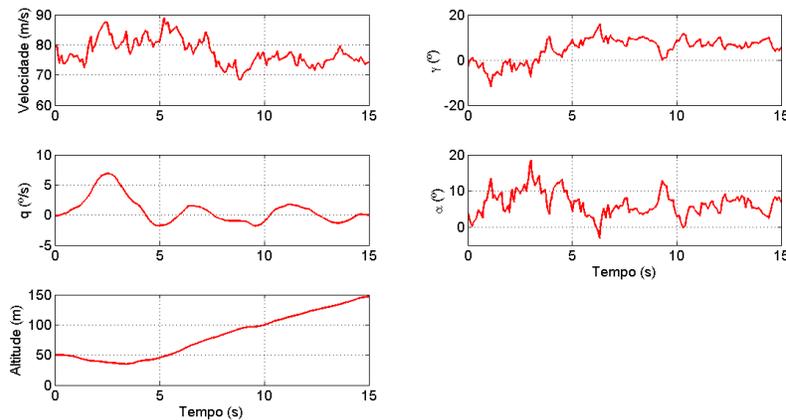


Figura 14. Resposta simulação não linear para vento de cauda.

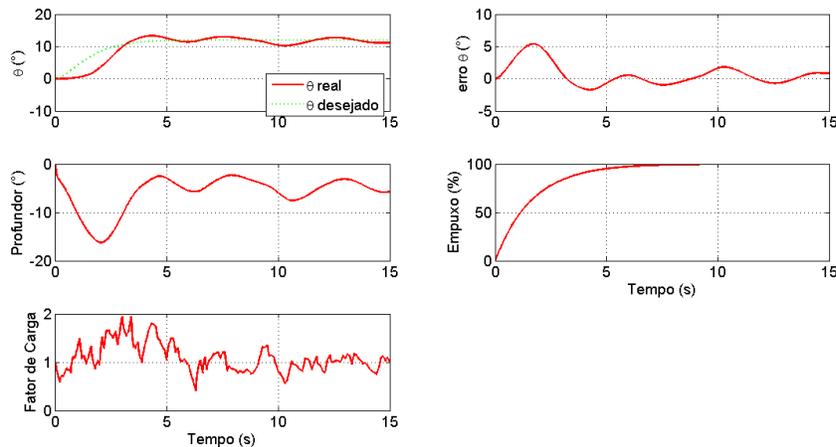


Figura 15. Resposta simulação não linear para vento de cauda - Controle.

Esta simulação demonstra uma boa capacidade de arremetida para este controlador, uma vez que se trata do caso mais crítico de arremetida à qual a aeronave poderia ser deflagrada. Como ponto a ser observado, chama a atenção a proximidade do ângulo de ataque, α , da aeronave com o valor do ângulo de ataque de referência para o estol, Fig.(14), o que poderia levar à condição de estol. O fator de carga atinge o valor máximo de 2, o que está de acordo com projetos de aeronaves comerciais e, por fim, apesar da rajada de vento severa, o controlador conseguiu prover uma boa rastreabilidade do sinal de referência, estabilizando próximo ao patamar requisitado em menos de 4 segundos.

3. CONCLUSÃO

O controlador H_{∞} projetado atendeu as expectativas, sendo capaz de prover controle necessário mesmo em condições críticas como: entrada de vento concomitantemente ao início da arremetida e rajada de vento com intensidade severa. Mesmo dentro destas condições adversas, o projeto com dois graus de liberdade que já havia se mostrado mais apto comparativamente ao projeto com um grau de liberdade, não permitiu o estol da aeronave, mas ainda assim não evitou que o valor do ângulo de ataque se aproximasse do valor de referência para o estol. Tendo isto exposto, tornam-se interessantes estudos futuros com relação a inserção de outro controlador, este em paralelo, para limitação do ângulo de ataque, o que aumentaria as margens de segurança em operação.

4. REFERÊNCIAS

- Aouf, N.; Boulet, B.; Botez, R., 2000, "Robust gust load alleviation for a flexible aircraft." Canadian Aeronautics and Space Journal, Vol. 46, No. 3
- Balas, G. J.; Doyle, J. C.; Glover, K.; Packard, A.; Smith, R., 1998, "mu-Analysis and Synthesis Toolbox", Ed. Musyn inc and The Mathworks inc.
- Doyle, J.C., K. Glover, P. Khargonekar, and B. Francis, 1989, "State-space solutions to standard H_2 and H_{∞} control problems," IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 34, no. 8, pp. 831-847
- Foudation, F. S., 2000, "Approach-and-landing Accident Reduction Tool Kit - Briefing Note 6.2 - Manual Go-Around." Pedro, J. O.; Bigg, C. G., 2005, "Development of a Flexible Embedded Aircraft/Control System Simulation Facility", AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, AIAA 2005-5889.
- Pinsker, W. J. G., 1967, "The landing Flare of Large Transport Aircraft", Reports and Memoranda No. 3602, Aerodynamics Dept., R.A.E., Bedford.
- Rouwhorst, W.; Haverdings, H.; Huynh, H.; Descatoire, F.; Hahn, K.-U.; König, R., 1998, "Piloted Evaluation of Flight Director Go-Around Modes and Windshear Icon Concepts". Baseado em apresentações realizadas no AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit - AIAA-paper-98-4286, NLR-TP-98616 /GARTEUR-TP-118, p. 29.
- Skogestad, S., 2005, "Multivariable Feedback Control Analysis and Design", Ed. John Wiley & Sons.
- Stevens, B. L.; Lewis, 2003, "Aircraft Control and Simulation", 2nd Edition, Ed. John Wiley & Sons.

5. NOTA DE RESPONSABILIDADE

Os autores são os únicos responsáveis pelo material incluído neste paper.