PROJETO DE UM SISTEMA DE AUMENTO DE ESTABILIDADE PARA LANÇAMENTO DE CARGA EM VOO A BAIXAS ALTITUDES

Cristina Felícia de Castro Mendonça, crisfcm@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. Lançamentos de carga em voo a baixas altitudes requerem forte esforço e experiência do piloto por ser tratar de uma manobra muito arriscada realizada em condições extremas. Este trabalho apresenta projetos de sistemas de aumento de controle que podem auxiliar o piloto diminuindo a sua carga de trabalho e o risco envolvido na manobra. O lançamento de carga em voo foi modelado considerando variações no centro de gravidade e variações da massa do avião. Duas diferentes técnicas, LQ e H ∞ Loop Shapping, foram utilizadas para o projeto de três controladores. O primeiro controlador foi projetado pela técnica LQ, o segundo pela técnica H ∞ Loop Shapping e o terceiro utilzou a combinação das duas técnicas. Por fim, foi realizada uma análise robusta dos controladores considerando distúrbios como o vento e variações paramétricas do modelo.

Palavras chaves: Controle robusto, Variações paramétricas, Lançamento de carga em voo, Sistema de aumento de controle.

1. INTRODUCÃO

Em tempos de guerra e contingências em que a ameaça e o risco nas operações militares são constantes, o reabastecimento de tropas em solo com equipamentos militares e suprimentos por via aérea torna-se uma função difícil e perigosa. Pode haver lugares onde o acesso é difícil e lugares em que o pouso envolveria risco para a tripulação. Diante desse cenário uma alternativa seria realizar o reabastecimento através do lançamento de carga em vôo. Para cargas mais leves e robustas, pode-se utilizar o lançamento com velocidade e altitude altas. Para cargas mais pesadas e delicadas utiliza-se o lançamento com velocidade e altitude baixas.

Nesse tipo de manobra, a carga é posicionada próxima a rampa traseira da aeronave e é lançada para fora do avião com o auxílio de um paraquedas. Esse procedimento acarreta uma grande variação nas características aerodinâmicas da aeronave e por isso, o lançamento de carga em vôo é considerado uma manobra de grande risco, principalmente quando realizado a baixas altitudes.

Além da missão militar, o lançamento de carga em vôo também é utilizado em missões humanitárias nas situações de emergência. Nessas missões é realizada a entrega de suprimentos como comida, remédios, velas, cobertores e agasalhos.

2. MODELO DA AERONAVE

A manobra de lançamento de carga em voo pode ser dividida em duas etapas: posicionamento da carga e extração. A primeira etapa - posicionamento - é caracterizada pela movimentação da carga a ser extraída ao longo da aeronave em direção à sua parte traseira onde se localiza a rampa e a porta traseira. A movimentação ocorre momentos antes da extração e acarreta uma grande variação do centro de gravidade (CG), afetando características aerodinâmicas do avião. Na segunda etapa da manobra, a carga é lançada. A massa total do avião sofre uma variação que, dependendo do peso da carga, pode ser significativa em relação à massa total do avião antes do lançamento. O CG então volta instantaneamente para a posição inicial. A manobra de lançamento de carga em voo é caracterizada por uma grande variação no centro de gravidade da aeronave.

Para a simulação da manobra de lançamento de carga em baixas altitudes foi utilizado um conjunto de equações dinâmicas não-lineares que representam o movimento longitudinal da aeronave. A Eq. (1), Eq. (2), Eq. (3), Eq. (4), Eq. (5) e Eq. (6) representam, respectivamente, a dinâmica para a velocidade, para o ângulo de trajetória, para o ângulo de ataque, para a velocidade de arfagem, para a altura e para a posição horizontal.

$$\dot{V} = \frac{F \cdot \cos(\alpha + \alpha_F) - D - m \cdot g \cdot sen\gamma}{m} \tag{1}$$

$$\dot{\gamma} = \frac{F \cdot sen(\alpha + \alpha_F) + L - m \cdot g \cdot \cos \gamma}{m \cdot V}$$
(2)

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \tag{3}$$

2009 Brazilian Symposium on Aerospace Eng. & Applications Copyright $\textcircled{\mbox{\scriptsize C}}$ 2009 by AAB

3rd CTA-DLR Workshop on Data Analysis & Flight Control September 14-16, 2009, S. J. Campos, SP, Brazil

$$\dot{q} = \frac{M + M_F - q \cdot (2 \cdot A \cdot X_{CG} + B) \cdot X_{CG}}{I_w} \tag{4}$$

$$\dot{H} = V \cdot sen\gamma \tag{5}$$

$$\dot{x}_0 = V \cdot \cos \gamma \tag{6}$$

Essas dinâmicas foram deduzidas através da aplicação das leis de Newton para rotação e translação. A dedução das equações Eq. (1), Eq. (2), Eq. (3), Eq. (5) e Eq. (6) podem ser encontradas em Stevens e Lewis (2003). A dedução de equação do momento de arfagem foi baseada em Filho (2008). Essa dedução considera a variação do momento de inércia devido à movimentação e à variação de massa que ocorrem no avião durante a manobra. Segundo Filho (2008), a variação da inércia com o tempo pode ser considerada como a variação da inércia (I_{yy}) com o CG vezes a variação do CG no tempo (Eq. (8)). Modelando a variação de I_{yy} com o CG como uma equação de segunda ordem (Eq. (9)) e aplicando a Segunda Lei de Newton para Rotação (Eq. (7)), obtém-se a equação dinâmica para a velocidade de arfagem (Eq. (4)).

$$\frac{d(I_{yy,q})}{dt} = M + M_F \tag{7}$$

$$\frac{d(I_{yy})}{dt} = \frac{d(I_{yy})}{dX_{CG}} \cdot \frac{dX_{CG}}{dt}$$
(8)

$$I_{yy} = A \cdot X^2_{CG} + B \cdot X_{CG} + C \tag{9}$$

Além do momento de inércia, foi considerado a influência da variação do CG no calculo do CL (coeficiente de sustentação) e do Cm (coeficiente de arfagem) através das seguintes derivadas de estabilidade: CL_q , $CL_{\delta p}$, $CL_{\delta flap}$, Cm_{α} , Cm_q , $Cm_{\delta p}$ e $Cm_{\delta flap}$. A variação da massa foi considerada no momento da extração da carga.

2.1. Modelo do vento estocástico

O vento estocástico foi implementado de acordo com o guia MIL-Spec.-1797 (1997). Esse guia define a densidade espectral para o vento assim como o filtro utilizado para a sua implementação. Nesse trabalho foi considerado o vento atuando vertical e horizontalmente e também agindo sobre a velocidade de arfagem do avião. A intensidade máxima considerada foi de 15,4m/s. A Fig. (1) mostra a velocidade horizontal e a velocidade vertical do vento, assim como a sua velocidade em arfagem caso o avião estivesse a uma altura de 7,5 metros e voando a uma velocidade de 60m/s.



Figura 1. Componente do vento estocástico.

2.3. Simulação da manobra

Para a simulação da manobra foi considerado que o avião se encontrava incialmente em voo longitudinal equilibrado a uma altura de 7,5 metros do solo e voando a uma velocidade de 60m/s. O profundor e a manete de potência estavam posicionados na posição de equilíbrio e o dispositivo de hipersustentação ("flap") na sua posição usual para pouso.

Na simulação, o avião inicia com uma massa de 8600Kg sendo que 1000Kg são referentes a carga que é lançada durante a manobra. O CG foi variado de 18 a 58.4% em relação à corda média aerodinâmica durante o posicionamento da carga na parte traseira do avião. Após o lançamento da carga, o CG que estava a 58.4% da corda média aerodinâmica se posicionou em 23%. A Fig. (2) mostra a variação do CG e a variação da massa do avião durante a execução da manobra. Essa figura também mostra o posicionamento do centro aerodinâmico do avião. Para o avião com uma massa de 8600Kg, o centro aerodinâmico está localizado a 30% da corda média aerodinâmica. Nota-se, portanto, que em certos momentos da manobra o avião apresenta uma dinâmica de voo instável. O posicionamento da carga ocorreu durante 5 segundos. A massa do avião foi de 8600Kg para 7600Kg de forma instantânea no momento da extração.



Figura 2. Passeio do CG durante o lançamento de carga em vôo.

A Fig. (3) e a Fig. (4) mostram o resultado da simulação. Nos primeiros 5 segundos da simulação a carga está se deslocando até a porta traseira do avião. Durante esse tempo, o ângulo de ataque aumenta, assim como a velocidade de arfagem e o ângulo de trajetória. Em cinco segundos a carga é lançada e o avião fica mais leve. A partir daí, o avião começa a ganhar altitude e sua velocidade cai. Os ângulos de atitude e de ataque aumentam consideravelmente.



Figura 3. Resultado da simulação para os estados do sistema.



Figura 4. Resultado da simulação para o ângulo de atitude (θ).

3. CONTROLE DA AERONAVE

Pelos resultados da simulação (Fig. (3) e Fig. (4)), nota-se que o lançamento de carga a baixa altitude ocasiona grandes variações nos estados dos sistemas, caracterizando uma manobra bastante arriscada. Nesse trabalho, foram desenvolvidos três diferentes sistemas de aumento de controle (CAS). Esses sistemas atuam sobre o avião com o intuito de diminuir a carga de trabalho do piloto garantindo maior controlabilidade e segurança durante a execução da manobra.

A Fig. (5) mostra um diagrama de blocos genérico do sistema em malha fechada proposto para esse projeto. A malha interna representa um sistema de aumento de estabilidade (SAS) que é responsável por melhorar a estabilidade e a velocidade de resposta da aeronave em manobras. A malha externa é composta por um compensador no caminho direto. Esse compensador caracteriza o sistema de aumento de controle, atuando como um rastreador de atitude, sendo, portanto, o responsável por manter a atitude da aeronave nos níveis desejados de segurança.



Figura 5. Diagrama de blocos do sistema em malha fechada.

Para o projeto dos controladores foram utilizadas duas diferentes técnicas de projeto: LQ e H_{∞} Loop Shapping. O primeiro projeto consistiu de um SAS e um CAS, ambos projetados por LQ. O segundo sistema foi composto apenas de um CAS e foi projetado utilizando a técnica H_{∞} Loop Shapping. No terceiro projeto, o SAS foi projetado por LQR e o CAS por H_{∞} Loop Shapping.

3.1. LQ

O LQ é uma técnica de controle moderno que tem como objetivo encontrar um controlador K ótimo para o sistema. O LQ se baseia em minimizar funções de custo como a apresentada na Eq. (10) sujeitas às condições apresentadas pela Eq. (11) e Eq. (12) (Stevens, 2003). A Eq. (11) e a Eq. (12) representam o espaço de estados da malha fechada do sistema, onde "x" é o vetor de estados e "u" é o vetor de entradas. As matrizes Q, R e V são matrizes de ponderação e "e" é o erro de rastreamento. A matriz P pode ser encontrada resolvendo-se a Eq. (13) e a matriz X pode ser encontrada resolvendo-se a Eq. (14).

$$J = \frac{1}{2}tr(PX) + \frac{1}{2}e^{T}Ve$$
(10)

$$\dot{x} = A \cdot x + B \cdot u \tag{11}$$

$$u = -k \cdot x + r \tag{12}$$

$$0 \equiv A_C^T P + P A_C + Q + C^T K^T R K C$$
⁽¹³⁾

$$X \equiv A_C^{-1} B_C r_O r_O^T B_C^T A_C^{-T}$$
⁽¹⁴⁾

O método LQ é muito utilizado em problemas de controle e tem como vantagem a determinação da estrutura do controlador durante o projeto.

3.2. H_∞ Loop Shapping

 $O H_{\infty}$ Loop Shapping é uma técnica de controle robusto que pode ser facilmente implementada através do comando "loopsyn" do programa Matlab[®]. O objetivo dessa técnica é projetar um controlador que seja robusto diante de variações do modelo nominal do sistema (Skogestad, 2001). O modelo nominal da planta é obtido através da linearização das equações dinâmicas em torno de um ponto de operação. Durante o lançamento de carga em vôo, as características dinâmicas do avião sofrem grandes variações devido às variações do CG e da massa. Por isso, é interessante a implementação de um projeto de controle robusto.

Na técnica H_{∞} Loop Shapping é necessário projetar a malha desejada para o sistema em malha fechada. O método H_{∞} irá encontrar um controlador K que mais se aproxime a malha fechada do sistema à malha desejada escolhida. Uma desvantagem do comando "loopsyn" é que não é possível escolher a estrutura do controlador.

3.3. Análise de robustez

As funções sensitividade (S(s)) e sensitividade complementar (T(s)) podem ser utilizadas para analisar características de robustez do sistema. Para se garantir boa rejeição a distúrbios é necessário que a função T(s) tenha ganhos baixos para alta freqüência onde atuam os ruídos. E, para garantir rejeição a distúrbios, caracterizados por serem de baixa freqüência, é necessário que a função S(s) tenha ganhos baixos para baixas freqüências (Stevens, 2003).

Além dessas funções, a robustez do sistema SISO pode ser analisada pelo seu valor singular. Um valor singular muito maior que um em baixas freqüências proporciona boa rejeição a distúrbios e um valor singular muito menor que um em altas freqüências garante boa rejeição a ruídos (Stevens, 2003).

Os distúrbios, como o vento, podem então ser representados por barreiras de baixa freqüência. Para garantir desempenho robusto é necessário que o valor singular da malha aberta do sistema, constituída pelo controlador e pelo avião acrescido da dinâmica de seus controles, esteja posicionado acima dessa barreira.

Também é possível definir limites no domínio da freqüência que representam as variações de parâmetros da planta. De acordo com Stevens (2003), uma variação paramétrica pode ser representada por incerteza multiplicativa como mostra a Eq. (15). O valor singular máximo da malha fechada do sistema não deve ser maior que o inverso da função m(w) para garantir estabilidade robusta (Eq. (16)).

$$G'(j\omega) = [I + M(j\omega)]G(j\omega)$$
⁽¹⁵⁾

$$\sigma[GK(I+GK)^{-1}] < \frac{1}{m(\omega)} \tag{16}$$

3.4. Projeto dos Controladores

O projeto dos controladores foi realizado utilizando o modelo do avião linearizado para uma altura de 7,5 metros do solo e uma velocidade de 60m/s. Após a linearização foi adicionada a dinâmica do profundor ao espaço de estados. O profundor foi limitado a uma excursão de $\pm 25^{\circ}$ e uma velocidade de $\pm 50^{\circ}$ /s. A manete de potência assim como o flap foram mantidos em suas posições de equilíbrio.

Incertezas multiplicativas representando as variações paramétricas foram utilizadas como barreiras de robustez para analisar os controladores. Para isso, a planta foi linearizada com as mesmas condições de operação, mas com o CG no valor máximo atingido durante a manobra, ou seja, 58% da corda média aerodinâmica. O vento estocástico implementado de acordo com a norma MIL-Spec.-1797 foi também utilizado como barreiras de robustez, representando perturbações. Foi considerado que o vento atua horizontal e verticalmente com intensidade máxima de 15,4m/s no intervalo de 4 a 6 segundos. Esse intervalo foi escolhido por estar um torno do momento mais crítico da manobra que é o lançamento da carga.

3.3.1 CAS e SAS utilizando LQ

No método LQ é necessário atribuir uma estrutura ao controlador. Para a malha de controle interna – SAS – utilizou-se ganhos proporcionais para a velocidade de arfagem e para o ângulo de ataque. Para a malha de controle externa – CAS – utilizou-se um controlador PID como mostrado na Fig. (6).



Figura 6. Estrutura do controlador PID.

A Tab. (1) mostra os ganhos encontrados no projeto. A Fig. (7) mostra os valores singulares das funções de interesse. Nota-se através da função S(s) que o sistema possui boa rejeição a distúrbios. Além disso, o valor singular da malha aberta é maior que o valor singular do vento, mostrando que o sistema apresenta boa rejeição aos distúrbios causados pelo vento. Já a malha fechada deveria ter seus valores singulares menores que o valor singular da variação paramétrica. Isso ocorreu para certas freqüências, mas não todas. Portanto, a malha fechada apresenta robustez à variação de parâmetros em uma faixa limitada de freqüência.

Tabela 1. Ganhos do controlador

Ka	Ka	K _p	K _d	Ki	p _d
0.4343	-5.2323	4.0332	18.5248	8.2978	15.0874



Figura 7. Valores singulares.

A Fig. (8) e a Fig. (9) mostram o resultado da simulação da malha fechada do sistema. Nota-se que o ângulo de atitude apresentou pouca variação, assim como os outros estados, considerando a simulação sem perturbação. O vento altera a resposta do sistema, principalmente na altitude do avião e no ângulo de ataque, que são fatores críticos para a manobra de lançamento de carga em vôo a baixas altitudes.



Figura 8. Gráfico dos estados para a simulação em malha fechada.



Figura 9. Gráfico do ângulo de atitude e deflexão do profundor para a simulação em malha fechada.

3.3.1 CAS utilizando H_{∞} Loop Shapping

No método H_{∞} Loop Shapping é necessário definir a estrutura da função de transferência da malha fechada. Para esse sistema é interessante que o erro em estado estacionário seja nulo e que a freqüência de corte seja 1 rad/s. Portanto, a estrutura escolhida foi: $G_d(s) = 1/s$. O comando "loopsyn" deu como resultado um controlador com 8 estados. A Fig. (10) mostra que o sistema apresenta boa rejeição a distúrbios já que o valor singular de S(s) é pequeno para baixas freqüências e a barreira de vento encontra-se abaixo do valor singular da malha aberta do sistema. Assim, como no controlador projetado via LQ, a barreira superior foi atingida e, portanto, o sistema é robusto à variação paramétrica em uma faixa de freqüência limitada.



Figura 10. Valores singulares.

A Fig. (11) e a Fig. (12) mostram o resultado da simulação do sistema em malha fechada do sistema. Para a simulação sem perturbações e com o vento, o sistema apresentou resultados satisfatórios. Os estados variaram pouco assim como o ângulo de atitude e a atuação do profundor. O vento influenciou a resposta do sistema, mas a altitude do avião não diminui muito como ocorreu na simulação do sistema de malha fechada utilizando o controlador LQ.



Figura 11. Gráfico dos estados para a simulação em malha fechada.



Figura 12. Gráfico do ângulo de atitude e deflexão do profundor para a simulação em malha fechada.

3.3.1 CAS utilizando H_{∞} Loop Shapping e SAS utilizando LQ

Nesse projeto o SAS foi projetado utilizando o método LQ. Foram atribuídos para a estrutura do controlador ganhos proporcionais para a velocidade de arfagem e para o ângulo de ataque. Os ganhos encontrados estão mostrados na Tab. (2).

rabela 2. Gaimos proporcionais do SA	Tabela 2	Ganhos	proporcionais	do	SAS
--------------------------------------	----------	--------	---------------	----	-----

K_{α}	Kq
-4.6050	-5.4166

Para o CAS foi utilizada a técnica H_{∞} Loop Shapping. A função de transferência escolhida para a malha fechada foi: $G_d(s) = 1/s$. Essa malha fechada garante erro em estado estacionário nulo e uma freqüência de corte de 1 rad/s. O comando "loopsyn" encontrou um controlador de ordem 8.

A Fig. (13) mostra os valores das funções S(s) e T(s) assim como as barreiras de robustez. Percebe-se que a função S(s) possui ganhos baixos para as baixas freqüências garantindo assim boa rejeição a perturbações. Além disso, a função da malha aberta do sistema apresenta valores singulares maiores que os valores singulares do vento para toda a faixa de freqüência. Isso garante robustez em relação à essa perturbação. A função T(s) apresenta ganhos pequenos na

alta freqüência garantindo assim boa rejeição a ruídos. Entretanto, os valores singulares da malha fechada do sistema não foram menores que os valores singulares das variações paramétricas e, portanto, o sistema apresenta robustez para as variações paramétricas consideradas em uma faixa limitada de freqüência.



Figura 13. Valores singulares.

A Fig. (14) e a Fig. (15) mostram a simulação da malha fechada do sistema. O ângulo de atitude apresentou pequenas variações assim como o esforço de controle do profundor. Os estados também tiveram poucas variações. Para a simulação com vento, a altitude do avião teve uma diminuição no momento do lançamento da carga (5s).



Figura 14. Gráfico dos estados para a simulação em malha fechada.



Figura 15. Gráfico do ângulo de atitude e deflexão do profundor para a simulação em malha fechada.

4. CONCLUSÃO

Nesse trabalho foi feita uma simulação da manobra de um lançamento de carga em voo a baixas altitudes. A simulação mostrou que os estados do avião variam consideravelmente durante a execução da manobra. Sistemas de aumento de controle foram então propostos para diminuir a carga de trabalho do piloto e proporcionar maior segurança para a execução da manobra. Foram considerados dois métodos de projeto de controle, Lq e H_{∞} Loop Shapping, para o projeto de três controladores. Para o primeiro controlador, um sistema de aumento de estabilidade foi projetado juntamente com o sistema de aumento de controle pelo método LQ. Para o segundo controlador foi utilizada a técnica H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de estabilidade e H_{∞} Loop Shapping para projetar um sistema de aumento de controle.

Foi realizada uma análise de robustez para os controladores encontrados. Essa análise consistiu inicialmente da análise das funções sensitividade e sensitividade complementar do sistema para assegurar rejeição a perturbações e ruídos, respectivamente. Todos os controladores projetados apresentaram resultados satisfatórios. Outra análise foi realizada utilizando barreiras de robustez no domínio da freqüência. A primeira barreira consistiu do vento estocástico. O valor singular da malha aberta do sistema deveria estar acima da barreira para assegurar robustez em relação a essa perturbação. Todos os controladores apresentaram resultados satisfatórios. A segunda e última barreira representou a robustez do sistema diante de variações paramétricas. O valor singular da malha fechada deve ser menor que a barreira para garantir a robustez. Os controladores apresentam robustez a variações paramétricas apenas para uma faixa limitada de freqüência.

Por fim, as malhas fechadas referentes aos três controladores foram simuladas. As respostas foram satisfatórias uma vez que o ângulo de atitude apresentou pequenas variações e assim como o sinal do profundor. A simulação em malha fechada foi repetida para considerar um vento estocástico atuando no sistema no momento da extração. Apesar de ser o momento mais crítico da manobra os sistemas de malha fechada referente aos três controladores apresentaram resultados satisfatórios.

5. REFERENCIAS

Filho, H. S. "Estudo do Movimento Longitudinal de uma Aeronave Supersônica Considerando o Posicionamento do Centro de Gravidade". Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos - SP, 2008.

Pinsker, W. G. J. "The landing are of large transport aircraft". Novembro 1967.

Roskam, J.; Lan, C. T. E. "Airplane Aerodynamics and Performance". Primeira edição. Dar Corporation, 1997.

Skogestad, S. e Postlethwaite, I., "Multivariable Feedback Control Analysis and Design, 2nd Edition. John Wiley & Sons Inc., 2001.

Stevens, B. L. e Lewis, F. L., "Aircraft Control and Simulation", 2nd Edition. John Wiley & Sons Inc., 2003.

5. NOTA DE RESPONSABILIDADE

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