

ESTRATÉGIA DE CONTROLE PARA REABASTECIMENTO EM VÔO AUTOMÁTICO

Leonardo de Queiroz Correa, leonardoqc@gmail.com¹
Pedro Paglione, paglione@ita.br¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal do Ar Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias. São José do Campos - SP.

Resumo. *Reabastecimento em vôo é uma manobra realizada em operações militares, capaz de garantir grande autonomia para a frota e significativa melhora nos índices de desempenho, tais como comprimento de pista e peso máximo para decolagem. Atualmente, existem dois métodos de reabastecimento em vôo: o primeiro chamado de lança voadora (flying boom), onde a aeronave tanque deve se conectar à aeronave receptora através de uma lança; e o método da sonda ao cesto, onde a aeronave receptora se encarrega de perseguir uma cesta ligada a uma mangueira de combustível flexível, posicionada na aeronave tanque. No intuito de garantir uma operação segura e precisa, alguns trabalhos foram publicados propondo leis de controle capazes de executar a tarefa sem o auxílio de um ser humano. Esse trabalho propõe uma lei de controle baseada no rastreamento dos estados de altitude e distância lateral entre as aeronaves para a execução automática da operação de reabastecimento em vôo através do método de sonda ao cesto. O projeto do controlador segue a idéia de um rastreador por modelo de referência, capaz de garantir a minimização de erro de estado estacionário e comportamento dinâmico similar ao do modelo proposto. Os ganhos são calculados para minimizar uma função de custo específica de acordo com a técnica de LQR (Linear Quadratic Regulator). Por fim, um estudo de robustez e sensibilidade foi proposto para identificar as características do sistema para rejeição de perturbações e ruídos.*

Palavras-chave: *Reabastecimento em Vôo, controle automático, LQR, Modelo de Referência*

1. INTRODUÇÃO

Reabastecimento em vôo, ou REVO, é o processo de transferir combustível de uma aeronave (o tanque) para outra (o receptor) durante o voo. A manobra é uma capacidade crítica para as grandes forças aéreas do mundo, pois possibilita às aeronaves executarem sua missão em bases distantes e por períodos prolongados. Múltiplos reabastecimentos em uma mesma missão possibilita grande alcance, apenas limitado pela fadiga da tripulação e fatores como consumo de óleo pelo motor. Além desses fatores, a manobra concede ao receptor a oportunidade de levar consigo maior carga paga: armas, tripulação, mantimentos ou mesmo realizar a decolagem em pistas mais curtas pela menor necessidade de carregar combustível desde a decolagem. Apesar das vantagens citadas, o custo e o risco da manobra a tornam exclusivas de operações militares.

Dentre os métodos de reabastecimento aéreo o sistema de sonda e cesto é o mais barato e simples, e por isso é utilizado por várias organizações militares, incluindo a Força Aérea Brasileira e a Marinha Americana. Essa técnica possui taxa de vazão entre 42000 a 54000 kg/s e possibilita que aviões tanques maiores possam ser equipados com múltiplos pontos de reabastecimento ao longo da asa. Dessa forma, várias aeronaves podem receber combustível simultaneamente.

Durante o processo de reabastecimento, a aeronave tanque lança uma longa mangueira com um receptáculo estabilizado (*drogue*) preso à sua ponta. A aeronave tanque mantém um vôo nivelado e estabilizado, enquanto o receptor manobra uma sonda de reabastecimento em direção à cesta. O mecanismo de acoplamento automático é ativado quando a sonda entra no cesto, e a partir disso o combustível começa a fluir. Um sistema de retração de bobina mantém a tensão correta na mangueira.

A missão de reabastecimento aéreo com o método de sonda ao cesto possui quatro fases:

1. Aproximação - A aeronave receptora se aproxima do tanque, sendo que ambos voam em uma mesma direção e a aeronave tanque está a frente do receptor.
2. Captura - Uma conexão precisa é estabelecida entre as duas aeronaves. Nessa fase inicia-se a transferência de combustível.
3. Transferência - O receptor mantém sua posição relativa e orientação com respeito a aeronave tanque para que a transferência de combustível seja concluída. Nessa fase, o receptor está sujeito a variações na posição de seu

centro de gravidade devido à variação de massa causada pelo recebimento do combustível. O desempenho na manutenção da posição relativa é importante para evitar tensões elevadas no equipamento de acoplamento.

4. Separação - Com a transferência de combustível concluída a aeronave recebedora é desligada e deve sair da proximidade do tanque.

Nos últimos anos, ocorreu um significativo aumento no interesse acerca de reabastecimento em voo automático, em função do surgimento de sensores mais robustos e rápidos, além da evolução das aeronaves não tripuladas (VANT). O programa mais conhecido é o realizado pela Agência Americana de Pesquisas Avançadas para Defesa (DARPA). Esse programa, descrito em Hansen *et al.* (2004), completou a sua demonstração de operação automática em Agosto de 2007. O teste utilizou sistemas inerciais de navegação, GPS e medições de vídeo, combinadas com técnicas de controle e geração de trajetória para conectar uma sonda de reabastecimento no centro de uma cesta com 0,80 m de diâmetro presa em um avião tanque através de uma mangueira flexível. Outros projetos de controladores para a operação são desenvolvidos em Valasek *et al.* (2002), Ochi and Kominami (2005) e Tandale *et al.* (2005).

Os trabalhos citados referem-se ao objetivo desse estudo que é o controle automático para reabastecimento aéreo, utilizando-se o método de sonda ao cesto, durante as fases de aproximação e captura.

2. MÉTODO

Nessa seção apresenta-se a metodologia empregada na solução do problema de reabastecimento aéreo e o projeto do controlador para o rastreamento do cesto pela aeronave recebedora.

2.1 Estados Controlados

Para realizar a tarefa, foi escolhida uma metodologia derivada dos projetos de piloto automático para controle de altitude e distância lateral. Em ambos os casos, o objetivo é que a aeronave se direcione para uma posição determinada mesmo que sujeita à condição de ventos durante o voo. Para simplificar a análise, os controladores longitudinal e látero-direcional são projetados separadamente. A partir da exata posição do cesto, o controlador utiliza essa referência para conduzir o recebedor para a mesma posição, anulando a distância relativa da sonda e do cesto.

Para o caso longitudinal o sinal de erro é derivado diretamente das constantes iniciais e altitude da aeronave, podendo ser descrito pela Eq.(1). Para o caso látero-direcional, o sinal de erro da distância lateral é obtida através de uma combinação de estados do recebedor, considerando a velocidade lateral do tanque nula. Para a metodologia a hipótese é que o avião tanque possui velocidade constante em trajetória retilínea e constante, com Y_{tanque} nulo. Essa hipótese determina que o estado inicial de $Y_{recebedor}$ seja a distância lateral entre as aeronaves.

$$e_h = h_{tanque} - h_{recebedor}. \quad (1)$$

$$e_{dlat} = Y_{tanque} - Y_{recebedor}. \quad (2)$$

$$Y_{recebedor} = \bar{V} * (\delta\psi + \delta\beta) \quad (3)$$

O estado $Y_{recebedor}$ é descrito pela Eq.(3), onde ψ é o ângulo de trajetória lateral e β é o ângulo de derrapagem da aeronave. Para minimizar a distância durante a operação, a metodologia ainda propõe como variáveis controladas a velocidade total V e o ângulo de rolamento ϕ , além das distâncias relativas.

2.2 Comando de Velocidade

Para garantir o encontro das aeronaves não basta apenas minimizar a distância longitudinal e látero-direcional. A malha de velocidade é fundamental para o sucesso da operação pois se a referência de desaceleração for muito elevada, o recebedor poderá não chegar na posição de contato. Porém se o comando for inferior ao necessário o recebedor poderá colidir com o cesto de forma a danificá-lo.

Para garantir o sucesso no acoplamento esse projeto implementa a referência de velocidade descrita em Ochi and Kominami (2005), baseada na hipótese de desaceleração constante do recebedor em relação ao tanque, dado que na maioria dos casos a velocidade do primeiro é maior que a do último. De acordo com essa hipótese, a razão de desaceleração deve ser definida de acordo com a condição relativa inicial de velocidade V_{TR_0} e posição R_{TR_0} . A razão que anula as distâncias relativas é descrita por Eq.(4).

$$K_a = -\frac{V_{TR_0}^2}{2R_{TR_0}} \quad (4)$$

Essa razão é realizável em condição de nenhum atraso na resposta de velocidade no comando de potência. Como essa

situação é impossível, a solução é aumentar a taxa de desaceleração. A relação apresentada em Eq.(5) possui razão de desaceleração maior do que em Eq.(4).

$$a_{vc} = -K \frac{(V_T - V_R)^2}{1,5 * R_{TR}} \quad (5)$$

A constante K do comando de desaceleração deve ser uma constante positiva e maior ou igual a unidade de forma a elevar a desaceleração em relação à constante K_a . Quando a distância relativa diminui para valores menores do que 50m a desaceleração deve ser mais intensa, portanto utiliza-se $K = 1,5$.

2.3 Modelo da Aeronave

Para esse trabalho o Dassault Mirage III foi considerado a plataforma aérea para a aplicação da metodologia. Essa aeronave é capaz de alcançar velocidade supersônica e por muito tempo foi empregada na defesa do espaço aéreo em diversos países, incluindo o Brasil. Suas características principais são fornecidas em Tab.(1).

Tabela 1. Dados do Dassault Mirage III

Massa (m)	7400kg
Área de Asa (S)	36m
Empuxo Máximo (F_{max})	40000N
Corda Média Aerodinâmica	5.25m

As derivadas de estabilidade foram obtidas a partir de dados históricos e características geométricas da aeronave. O modelo dinâmico não-linear para uma aeronave que opera em regime de velocidade subsônica é fornecido por Eq.(6), considerando o eixo de referência como o do corpo da aeronave no espaço tridimensional. Esse modelo apresenta a relação entre as forças incidentes em cada eixo ($F_{x,y,z}$) e momentos (L, M, N) com os estados de velocidade (U, V, W), ângulos de direção (θ, ϕ, ψ), velocidade angular (P, Q, R) e de posição inercial (X, Y, H).

$$\begin{aligned} \dot{U} &= R * V - Q * W - g_0 * \text{sen}(\theta) + \frac{F_x}{m} \\ \dot{V} &= -R * U + P * W + g_0 * \text{sen}(\phi) * \cos(\theta) + \frac{F_y}{m} \\ \dot{W} &= Q * U - P * V + g_0 * \cos(\phi) * \cos(\theta) + \frac{F_z}{m} \\ \dot{\phi} &= P + \tan(\theta) * (Q * \text{sen}(\phi) + R * \cos(\phi)) \\ \dot{\theta} &= Q * \cos(\phi) - R * \sin(\phi) \\ \dot{\psi} &= \frac{Q * \text{sen}(\phi) - R * \cos(\phi)}{\cos(\theta)} \\ \dot{P} &= (c_1 * R + c_2 * P) * Q + c_3 * \bar{L} + c_4 * N \\ \dot{Q} &= c_3 * P * R - c_0 * (P^2 - R^2) + c_7 * M \\ \dot{R} &= (c_8 * P - c_2 * R) * Q + c_4 * \bar{L} + c_9 * N \\ \dot{X}_0 &= U * \cos(\theta) * \cos(\psi) + V * (-\cos(\phi) * \text{sen}(\psi) + \text{sen}(\phi) * \text{sen}(\theta) * \cos(\psi) + \\ &\quad + W * (-\text{sen}(\phi) * \text{sen}(\psi) + \cos(\phi) * \text{sen}(\theta) * \cos(\psi)) \\ \dot{Y}_0 &= U * \cos(\theta) * \text{sen}(\psi) + V * (\cos(\phi) * \cos(\psi) + \text{sen}(\phi) * \text{sen}(\theta) * \text{sen}(\psi) + \\ &\quad + W * (\text{sen}(\phi) * \cos(\psi) + \cos(\phi) * \text{sen}(\theta) * \text{sen}(\psi)) \\ \dot{H} &= U * \text{sen}(\theta) - V * \text{sen}(\phi) * \cos(\theta) - W * \cos(\phi) * \cos(\theta) \end{aligned} \quad (6)$$

Para o cálculo da velocidade angular alguns coeficientes auxiliares foram criados para facilitar o entendimento das equações. Esses coeficientes são diretamente relacionados ao momento de inércia J da aeronave em seus eixos e planos, como mostra a Eq.(7).

$$\begin{aligned} \Gamma c_1 &= (J_y - J_z) J_z - J_{xy}^2 & \Gamma c_2 &= (J_x - J_y + J_z) J_{xz} \\ \Gamma c_3 &= J_z & \Gamma c_4 &= J_{xz} \\ c_5 &= \frac{J_z - J_x}{J_y} & c_6 &= \frac{J_{xz}}{J_y} \\ c_7 &= \frac{1}{J_y} & \Gamma c_8 &= J_x (J_x - J_y) + J_{xz}^2 \\ \Gamma c_9 &= J_x & \Gamma &= J_x * J_z - J_{xz}^2 \end{aligned} \quad (7)$$

No caso desse trabalho a notação da velocidade linear da aeronave é dada na forma de velocidade total V_T , ângulo de ataque α e ângulo de derrapagem β . A Eq.(8) apresenta a relação geométrica dessas variáveis com a notação (U, V, W).

$$\begin{aligned} \alpha &= \tan^{-1}(W/U) \\ \beta &= \text{sen}^{-1}(V/V_T) \\ V_T &= (U^2 + V^2 + W^2)^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (8)$$

O modelo não-linear não é aplicável ao projeto de controle LQR apresentado nesse trabalho, portanto o modelo deve ser linearizado em torno da condição de equilíbrio descrita pela Tab.(2), fornecendo um sistema linear de equações de primeira ordem.

Tabela 2. Restrições para o ponto de equilíbrio

Altitude (H)	6000 m
Velocidade longitudinal (V_x)	200 m/s
Ângulo de derrapagem (β_0)	0°
Ângulo de Rolamento (Φ_0)	0°

O processo de linearização deve refletir a dinâmica linear dos estados de interesse em relação às entradas aplicáveis. A Eq.(9) mostra as variáveis x_p e u_p aplicadas nesse trabalho e são vetores de estados e controle, respectivamente. Esses vetores podem ser decompostos para os casos longitudinais(1) e látero-direcionais(2).

$$\begin{aligned}
 x_p &= [x_{p1}^T \ x_{p2}^T]^T \\
 u_p &= [u_{p1}^T \ u_{p2}^T]^T \\
 x_{p1} &= [V \ \alpha \ \theta \ q \ \delta_t \ \delta_e]^T \\
 x_{p2} &= [\beta \ \phi \ p \ r \ \Psi \ \delta_a \ \delta_r]^T \\
 u_{p1} &= [\delta_{tc} \ \delta_{ec}]^T \\
 u_{p2} &= [\delta_{ac} \ \delta_{rc}]^T
 \end{aligned} \tag{9}$$

Para o caso longitudinal x_{p1} o estado de altitude H deve ser inserido, já para o caso látero-direcional é a distância lateral Y que deve ser incluída na dinâmica. Observa-se que os estados da aeronave já contemplam a dinâmica de cada um dos atuadores que operam manete (δ_t), profundor (δ_e), aileron (δ_a) e leme (δ_r); cada atuador é modelado por um sistema de primeira ordem com constantes de tempo de 1; 0, 1; 0, 2 e 0, 2 segundos, respectivamente. Esse sistema servirá para o projeto do controlador descrito na próxima seção.

2.4 Projeto do Controlador

No controle de aeronaves os requisitos podem estar além da simples estabilização da aeronave e de suas qualidades de vôo. Por vezes o principal requisito de um controlador é fazer com que determinado estado siga um sinal de comando não-nulo, ou seja, realizar o seu rastreamento. No caso da operação de reabastecimento em vôo, faz-se necessário que a aeronave execute o rastreamento de uma posição de referência. Esse trabalho implementa um projeto de rastreador linear quadrático por modelo de referência, baseado no trabalho descrito em Stevens and Lewis (1992).

O projeto do rastreador linear quadrático possibilita que o sistema de controle tenha qualquer estrutura desejada. O controlador possui uma malha de realimentação de ganho unitário capaz de fornecer a saída do sistema sendo subtraída do comando de referência e o resultado dessa operação é o erro de rastreamento $e(t)$ que deve ser mantido próximo do valor nulo.

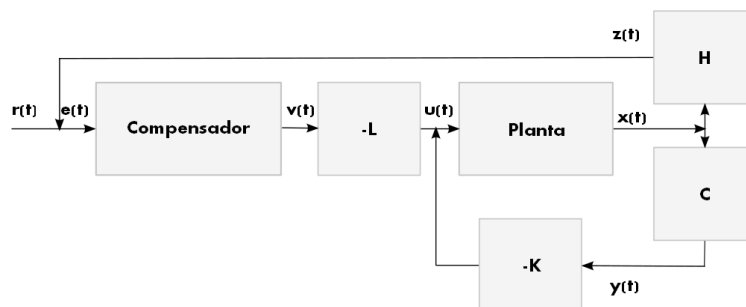


Figura 1. Planta+Rastreador com estrutura genérica.

O projeto do controlador linear quadrático considera a planta descrita em Eq.(10), onde a saída medida é $z = Hx$, como ilustrado na Fig.(1). Para que o rastreamento seja possível é necessário que $u(t)$ possua, no mínimo, o mesmo tamanho do comando de referência $r(t)$. O compensador possui a forma descrita em Eq.(11), onde $w(t)$ representa os estados do compensador e $v(t)$ representam sua saída. O compensador pode assumir a estrutura desejada, podendo incluir integradores, no caso de sistemas que apresentam erros de estado estacionário, e filtros de *washout* necessários no controle de navegação de aeronaves. O projeto ainda pode contar com uma quantidade de ganhos flexível, de acordo

com a necessidade da aplicação. Essas vantagens são significativas quando comparadas ao muito usado controlador por realimentação de estados.

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx\end{aligned}\quad (10)$$

$$\begin{aligned}\dot{w} &= Fw + Ge \\ v &= Dw + Je\end{aligned}\quad (11)$$

O projeto do rastreador garante bom desempenho de estado estacionário, porém para a resposta transiente o mesmo não está garantido. Para resolver esse problema, nesse trabalho é proposta a utilização de um modelo de referência com características dinâmicas adequadas para manobra. O modelo de referência é descrito em Eq.(12).

$$\begin{aligned}\frac{d}{dt}x_r &= A_r x_r + B_r r \\ y_r &= C_r * x_r\end{aligned}\quad (12)$$

Além do modelo de referência, para que o rastreamento dinâmico responda de forma satisfatória um ramo de compensação direta, dos estados de referência nos canais de controle, foi incluído no projeto. O sistema de controle com o modelo de referência é ilustrado em Fig.(2)

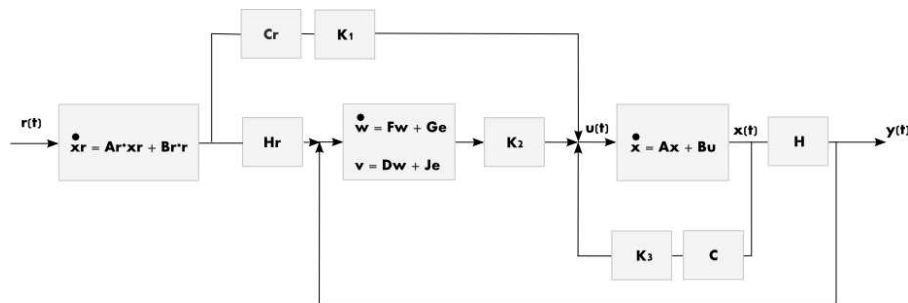


Figura 2. Rastreador com *feedforward* dos estados de referência.

O dinâmica linear do sistema completo é descrita pela Eq.(13). O vetor de estados total é composto pelos estados da aeronave receptora, os estados do compensador e por fim os estados do modelo de referência.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{w} \\ \dot{x}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ -GH & F & GH_r \\ 0 & 0 & A_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ w \\ x_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ B_r \end{bmatrix} r\quad (13)$$

A saída do sistema total é descrita por Eq.(14). O projeto proposto nesse trabalho não realimenta todos os estados, a escolha das saídas realimentadas varia de acordo com a disponibilidade de medição e experiência do projetista. Dessa forma a matriz C tem tantas linhas quanto estados a serem realimentados. No caso do modelo de referência a matriz C_r é usualmente a matriz identidade.

$$\begin{bmatrix} y \\ v \\ y_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C & 0 & 0 \\ -JH & D & JH_r \\ 0 & 0 & C_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ w \\ x_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ J \end{bmatrix} r\quad (14)$$

O sinal de controle u representa a referência para os motores e atuadores das superfícies primárias. Esse sinal está descrito em Eq.(15)

$$u = - [K_1 \quad K_2 \quad K_3] \begin{bmatrix} y \\ v \\ y_r \end{bmatrix}\quad (15)$$

Para calcular o valor ótimo de ganhos é necessário definir uma função custo que quando minimizada represente a condição de estabilidade e desempenho ótimo. Para o critério de performance do rastreador, o objetivo é minimizar $e(t)$ regulando o desvio do erro $\tilde{e}(t) = -H\tilde{x}$ em relação ao zero e minimizando o erro de regime permanente. Para tal, seleciona-se uma matriz de ganhos K para minimizar o índice de performance descrito em Eq.(16), com $R > 0$ e $V > 0$.

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (\tilde{e}^T \tilde{e} + \tilde{u}^T R \tilde{u}) dt + \frac{1}{2} \tilde{e}^T V \tilde{e}\quad (16)$$

Esse índice quadrático leva em consideração o desvio do erro e os valores de entrada, como um regulador linear quadrático, porém considera um termo de custo relativo ao erro no regime permanente. Se o sistema for do tipo I, V pode ser nulo pois o erro estacionário desse tipo de sistema já é nulo (caso de integradores no caminho direto da planta). A solução ótima de Eq.(16) é dada por Eq.(17), onde P é a solução da Eq.(18). Considera-se a matriz de ponderação $Q = H^T H$ e o resultado é a matriz de ganhos K .

$$J = \frac{1}{2} \tilde{x}^T(0) P \tilde{x} + \frac{1}{2} \bar{e}^T V \bar{e} \quad (17)$$

$$0 = A_c^T P + P A_c + Q + C^T K^T R K C \quad (18)$$

2.5 Análise de Robustez

O controlador proposto busca atender aos critérios de desempenho e estabilidade necessários para a execução da manobra. Porém deve-se considerar que esse sistema deve ser robusto à variações paramétricas do modelo da aeronave e às rajadas de vento. As técnicas de controle clássico para análise de margem de ganho não são bem aplicadas no caso de sistema com múltiplas entradas e saídas (MIMO). Nesse caso a abordagem descrita em Stevens and Lewis (1992), a partir dos valores singulares máximo e mínimo da planta controlada, é mais apropriada e oferece uma orientação para tornar o controlador mais robusto às condições adversas citadas.

Para aplicar essa técnica é necessário impor, nas funções de ganho direto $GK(s)$ e cossensitividade $T(s)$ descritas na Eq.(19), barreiras descritas no domínio da frequência que representam as rajadas de vento e variações paramétricas dos parâmetros da aeronave mais alterados pelo vórtice induzido pelo avião tanque na aeronave recebedora.

$$\begin{aligned} S(s) &= (I + GK)^{-1} \\ T(s) &= (I + GK)^{-1} GK \\ S(s) + T(s) &= I \end{aligned} \quad (19)$$

Para que os efeitos de rajadas de vento sejam modelados como barreira para o gráfico de magnitude dos valores singulares, a dinâmica da rajada deve ser combinada a planta controlada, conforme a Eq.(20).

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & G_w C_w \\ 0 & A_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} G_w D_w \\ B_w \end{bmatrix} n \quad (20)$$

A rajada de vento segue o modelo de Dryden, onde um ruído branco deve ser sujeito a uma filtro de densidade espectral $\Phi_{w,v}$, descrita pela Eq.(21), onde ω é a frequência em rad/s, σ é a intensidade da turbulência e L é o comprimento da turbulência pela velocidade do ar.

$$\Phi_{w,v}(\omega) = 2L\sigma^2 \frac{1 + 3L^2\omega^2}{(1 + L^2\omega^2)^2} \quad (21)$$

Para o caso de reabastecimento em vôo o limite de rajada representa um limite inferior para o ganho GK em baixas frequências. Para o caso da barreira por variação de parâmetros da planta, a técnica utilizada consiste em definir um limite $M(j\omega)$ no gráfico de valores singulares. Um sistema sujeito a alteração de seus parâmetros pode ser representado pela Eq.(22).

$$G'(j\omega) = [I + \Delta G(j\omega)G^{-1}(j\omega)]G(j\omega) = [I + M(j\omega)]G(j\omega) \quad (22)$$

De acordo com Stevens and Lewis (1992), pelo critério de Nyquist é possível dizer que a estabilidade da malha com $G'(j\omega)$ pode ser garantida através da Eq.(23) para todo $0 \leq \epsilon \leq 1$ e $M(j\omega)$ que satisfaça $\bar{\sigma}(M(j\omega)) < m(\omega)$ (para um m conhecido).

$$0 < \underline{\sigma}(I + [1 + \epsilon M(s)]G(s)K(s)) \quad (23)$$

$$\underline{\sigma}[GK(I + GK)^{-1}] < \frac{1}{m(\omega)} \quad (24)$$

Para caracterizar uma incerteza $m(\omega)$ em termos de alguma variação paramétrica, considera-se o sistema descrito em Eq.(26), onde as matrizes do sistemas recebem a adição de um termo com as incertezas modeladas.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= (A + \Delta A)x + (B + \Delta B)u \\ y &= (C + \Delta C)x \end{aligned} \quad (25)$$

Esse sistema pode ser descrito por sua função de transferência como mostrado na Eq.(27) (termos de segunda ordem são desprezíveis). A partir de $\Delta G(s)$ é possível identificar $m(\omega)$ (de acordo com Eq.(22) e Eq.(24)) que servirá como limite superior para $T(s)$ em baixas frequências já que $(sI - A)^{-1}$ possui grau igual ou maior que um.

$$\begin{aligned} G'(s) &= G(s) + \Delta G(s) \\ \Delta G(s) &= C(sI - A)^{-1} \Delta B + \Delta C(sI - A - 1)B + C(sI - A)^{-1} \Delta A(sI - A)^{-1} B \end{aligned} \quad (26)$$

Para o projeto do controlador LQR robusto é necessário alterar os ganhos até que o gráfico de valores singulares da planta controlada não ultrapasse as barreiras calculadas. Para auxiliar no encontro de uma solução aplicável, esse trabalho sugere a alteração da função custo, de forma que contemple o máximo valor singular dado pela norma infinita da planta em malha fechada ($\|T\|_2$). A nova função custo a ser minimizada no processo de obtenção dos ganhos do rastreador LQR é descrita na Eq.(27).

$$J = \left[\frac{1}{2} \tilde{x}^T(0) P \tilde{x} + \frac{1}{2} \tilde{e}^T V \tilde{e} \right] * \|T\|_2^{\frac{3}{2}} \quad (27)$$

3. SIMULAÇÃO

Essa seção apresenta a simulação do projeto do controlador para reabastecimento em voo automático, discutido nas seções anteriores. Para essa simulação, a condição de vento estocástico leve foi escolhida para representar os distúrbios presentes em uma operação real.

A condição de posição relativa escolhida é a aeronave tanque voando $5000m$ à frente, $500m$ acima e $500m$ à esquerda da aeronave recebedora. Ambas as aeronaves estão voando na mesma direção inicialmente e na condição de voo reto e nivelado.

O modelo de referência utilizado para as saídas controladas foi escolhido de forma que a trajetória fosse suave e realizável. A Eq.(28) descreve a referência longitudinal com as saídas de velocidade total e altitude e a Eq.(29) descreve a referência látero-direcional com as saídas de ϕ e distância lateral.

$$\dot{x}_{r_{long}} = \begin{bmatrix} 0,2 & 0 \\ 0 & 0,02 \end{bmatrix} x_{r_{long}} + \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} r_{long} \quad (28)$$

$$y_{r_{long}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} x_{r_{long}}$$

$$\dot{x}_{r_{lat}} = \begin{bmatrix} -2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0,15 & -0,06 & -0,032 \\ 0 & 0,125 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,03125 & 0 \end{bmatrix} x_{r_{lat}} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0,25 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T r_{lat} \quad (29)$$

$$y_{r_{lat}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x_{r_{lat}}$$

Cada compensador foi projetado baseando-se na estrutura de um compensador por atraso de fase. Os valores foram definidos durante as iterações do método para encontrar um projeto adequado as restrições de estabilidade e desempenho propostas. As matrizes dos compensadores são apresentadas em Eq.(30) e Eq.(31).

$$F_{long} = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} \quad G_{long} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$D_{long} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}^T \quad J_{long} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T ;$$

$$F_{lat} = \begin{bmatrix} -20 & 0 \\ 0 & -10 \end{bmatrix} \quad G_{lat} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$D_{lat} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}^T \quad J_{lat} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T ;$$

Dado o modelo da referência e do compensador utilizado, realizou-se a simulação com o auxílio do software SimulinkTM, com $t_f = 500s$. Os resultados estão ilustrado em Fig.(3), Fig.(4) e Fig.(5).

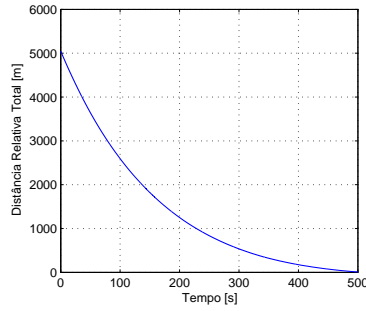


Figura 3. R_{TR} - Distância Relativa Total.

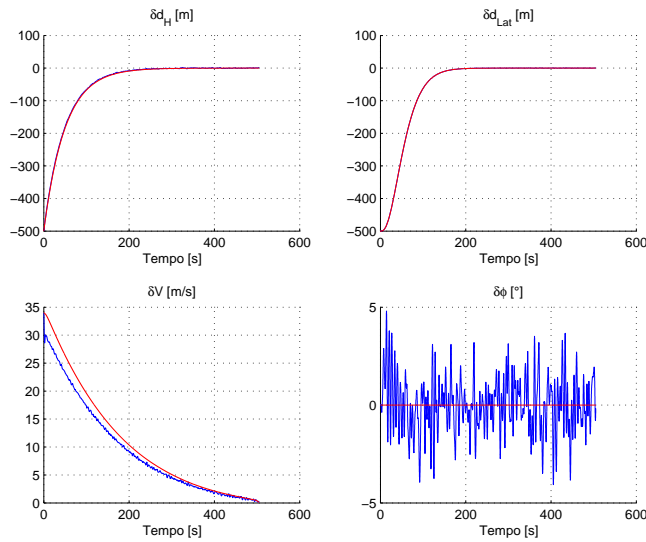


Figura 4. Variáveis de Saída.

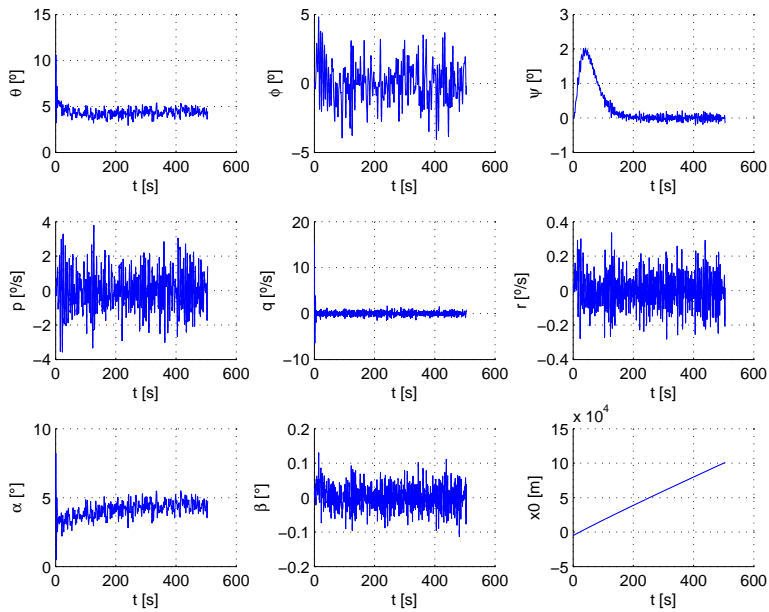


Figura 5. Estados da Aeronave Receptora.

O controlador apresenta boa rejeição às rajadas de ventos o que é evidenciado pela condição de erro nulo da posição relativa entre as aeronaves. Os estados do receptor não apresentam grande variação indicando que o modelo de referência foi adequado a tarefa.

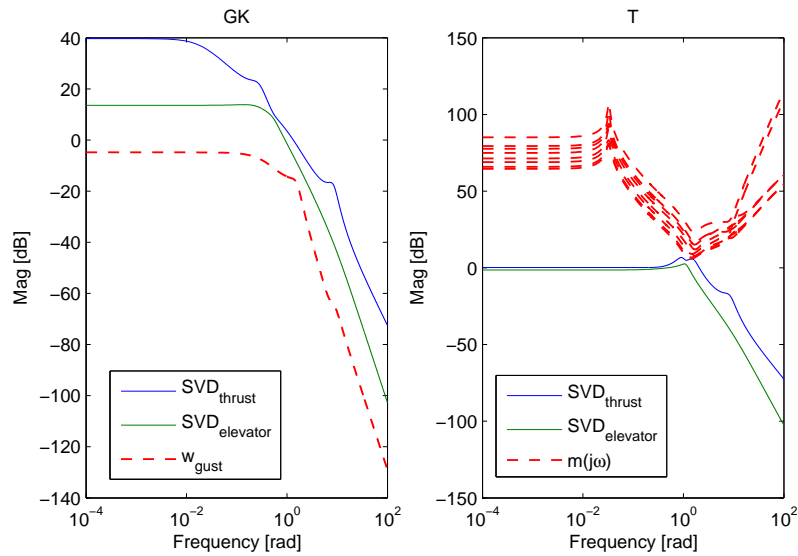


Figura 6. Análise de robustez do caso longitudinal a partir dos valores singulares.

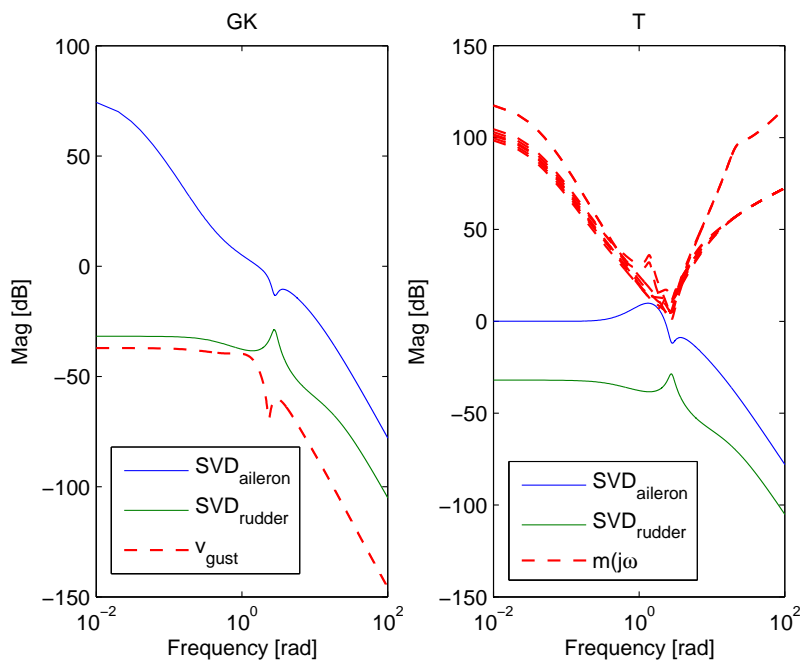


Figura 7. Análise de robustez do caso látero-direcional a partir dos valores singulares.

A Fig.(6) mostra o gráfico de valor singular para o caso longitudinal. O sistema dinâmico da rajada de vento utilizado para a barreira foi obtido através do modelo de Dryden para rajada vertical w_{gust} (preponderante no caso longitudinal). Para a barreira de robustez devido a variação paramétrica a metodologia adotada foi variar dois coeficientes principais para o movimento longitudinal, um de força $C_{l\alpha}$ e um de momento $C_{m\alpha}$. Cada parâmetro é variado em 80%, 100% e 120% e o conjunto de combinações formam a barreira demonstrada na cor vermelha no gráfico de valores singulares da função de cossensitividade $T(jw)$.

Da mesma forma, a Fig.(7) mostra o gráfico de valor singular para o caso látero-direcional. A barreira devido a rajada de vento também foi obtida do modelo de Dryden, porém para rajada lateral v_{gust} . A variação paramétrica é descrita com

a variação de dois coeficientes para o movimento lateral, $C_{n\beta}$ e $C_{y\beta}$ e os resultados são demonstrados de igual forma ao caso longitudinal.

A análise dos gráficos de valores singulares conclui que o conjunto de ganhos obtidos são suficientemente robustos em relação aos distúrbios propostos.

4. CONCLUSÃO

Nesse trabalho foi apresentado uma metodologia para o rastreamento das distâncias relativas entre duas aeronaves a partir de uma variação do método do rastreador descrito em Stevens and Lewis (1992), contendo um ramo de *feedforward* dos estados de referência. Dessa forma é possível atingir flexibilidade na definição da estrutura do compensador e bom desempenho dinâmico na atividade de rastreamento. O projeto apresentou bons resultados durante as simulações, mesmo em condições adversas de rajadas de vento. Para tornar a estratégia totalmente automática propõe-se em um próximo desenvolvimento definir uma estratégia robusta para os seguintes problemas: variação do centro de gravidade da aeronave recebedora durante a transferência de combustível e separação das aeronaves no fim da operação.

5. AGRADECIMENTOS

Agradecimento à Fundação Casimiro Montenegro Filho pelo suporte no desenvolvimento desse trabalho.

6. REFERÊNCIAS

- Hansen, J.L., Murray, J.E. and Campos, N.V., 2004. "The nasa dryden aar project: A flight test approach to an aerial refueling system". In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Providence, Rhode Island, USA.
- Ochi, Y. and Kominami, T., 2005. "Flight control for automatic aerial refueling via png and los angle control". In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. San Francisco, California, USA.
- Stevens, B.L. and Lewis, F.L., 1992. *Aircraft Control e Simulator*. John Wiley and Sons, INC.
- Tandale, M.D., Bowers, R. and Valasek, J., 2005. "Robust trajectory tracking controller for vision based probe and drogue autonomous aerial refueling". In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. San Francisco, California, USA.
- Valasek, J., Kimmet, J., Hughes, D., Gunnam, K. and Junkins, J.L., 2002. "Vision based sensor and navigation system for autonomous aerial refueling". In *AIAA's 1st Technical Conference and Workshop on Unmanned Aerospace Vehicles*. Portsmouth, Virginia, USA.

7. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

CONTROL DESIGN FOR AUTOMATIC AERIAL REFUELING

Leonardo de Queiroz Correa, leonardoqc@gmail.com¹

Pedro Paglione, paglione@ita.br¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal do Ar Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias. São José do Campos - SP.

Abstract. *Aerial Refueling is a maneuver performed by military aircrafts, capable of great autonomy for the fleet and a significant improvement of performance indicators, such as runway length and maximum weight for takeoff. Currently, there are two methods of refueling, the first called the flying boom, where the tanker must connect to the aircraft through a boom and the probe and drogue method, where the receiver is in charge of pursuing a basket attached to a flexible fuel hose, located in the tanker. In order to ensure safe operation and best performance, some studies have been published proposing control laws capable of performing the task without the aid of a human pilot. This paper proposes a control law based on tracking the states of altitude and lateral distance for automatic execution of the operation of aerial refueling using the probe and drogue method. The controller design follows the idea of tracking a reference model with small steady state error and dynamic behavior similar to the proposed model. Gains are calculated to minimize a specific cost function according to the LQR technique. Finally, a study of robustness and sensitivity was proposed to identify the characteristics of the system to reject disturbances and noises.*

Keywords: *Aerial Refueling, Automatic Control, LQR, Reference Model*

The authors are solely responsible for the content of the printed material included in this work.