



CONTROLE DE UMA AERONAVE COM DEFEITO INDUZIDO NO AILERON

Nycolas de Lima Santos

Sebastião Simões da Cunha Júnior

limasantosnycolas@gmail.com

sebas@unifei.edu.br

Marcelo Santiago de Sousa

Rafaella Barrêto Campos

marcelosousa.unifei@gmail.com

rafaella.barreto.campos@gmail.com

Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá

Av. BPS, 1303, Pinheirinho, CEP 37501-903, Itajubá, MG, Brasil

Abstract. *No cenário atual da aviação, muito se tem investido a fim de se obter melhorias de desempenho das aeronaves. Aprimoramentos em diversos setores da engenharia permitiram grandes avanços e sistemas mais eficientes. Entre eles, o uso de materiais compósitos e sistemas de controle com cada vez menos interferência humana.*

Esta tendência tem permitido o surgimento de aeronaves não muito usuais tendo elas geometrias não convencionais e algumas com característica de alta flexibilidade permitindo melhorias importantes em grandezas como a relação carga/peso e controlabilidade das mesmas. Também tem permitido sistemas de controle autônomos, robustos, reconfigurados para diversas situações, inclusive tolerante a possíveis falhas da aeronave.

Seguindo esta tendência, pretende-se neste trabalho analisar o comportamento de uma aeronave, sujeita a defeito inserido em suas superfícies de controle, utilizando uma lei de controle reconfigurável. Os defeitos serão inseridos nas equações do movimento da aeronave e simulações numéricas no domínio do tempo serão feitas afim de avaliar a possibilidade de uso de tais aeronaves na condição de não tripuladas.

Palavras-chave: *aeronave, controle ativo reconfigurável, controle tolerante a falhas, defeito.*

1 INTRODUÇÃO

Várias disciplinas de engenharia aeroespacial, como estruturas das aeronaves, sistemas de controle e dinâmica de voo, tem contribuído para o aumento de desempenho das aeronaves (Rösner, 2016). Se tratando de melhorias estruturais, a indústria aeronáutica vem utilizando materiais compósitos em suas estruturas na busca por redução do peso possibilitando redução no consumo de combustível (ANGÉLICO, 2009; DIACENCO, 2010). Por outro lado, a fim de atingir dinâmicas e qualidades de voo satisfatórias, a utilização de sistemas de controle vem sendo bastante avaliada e estudada. Diferentes leis de controle foram desenvolvidas (PID, Regulador Integrativo Universal, Backstepping, Sliding Mode, Redes Neurais, etc) para suprir a grande demanda de versatilidade e robustez dessas técnicas (Santos, 2017). Além disso, uma grande tendência é a utilização de sistemas de controle para voos não tripulados.

O conceito de aeronave não tripulada tem acompanhado quase toda a história da aviação. Os primeiros projetos na área militar consistiam em bombas teleguiadas (não tripuladas). Hoje estas aeronaves já contam com vários sistemas inteligentes, principalmente na área de reconhecimento e navegação. Nos últimos anos, os VANTs (Veículo aéreo não tripulado) têm desempenhado um papel importante em muitas outras aplicações não militares. Com a miniaturização dos componentes eletrônicos e o incremento do poder de processamento dos computadores, tornou-se possível o desenvolvimento e utilização de VANTs de baixo custo em diversas áreas, onde anteriormente apenas aeronaves tripuladas eram empregadas (Sampaio, 2006).

A preocupação do homem em aprimorar a tecnologia do voo para, assim, garantir maior segurança, principalmente, em condições adversas de clima, teve início com a aviação comercial (Coelho & Da Silva, 2013 apud Sanders & Fritch Jr, 1973). O desenvolvimento de sistemas de controle de voo tolerante a falhas surgiu como um aspecto fundamental para garantir maior segurança e maior desempenho tanto para aeronaves civis como militares (Jones, 2003). Nesse contexto, este trabalho propõe a análise do comportamento de uma aeronave rígida, o caça Mirage III, controlado pela lei de controle conhecida com Regulador Integrativo Universal, reconfigurado e adaptado para quando uma falha é induzida no aileron. Na condição de não tripulado, será requerido que o avião descreva uma determinada trajetória, gerada aleatoriamente. Para o mesmo, são realizadas simulações numéricas no domínio do tempo utilizando um modelo físico matemático apropriado e programas computacionais de engenharia como MATLAB® e Simulink™.

Este artigo está estruturado da seguinte forma. O item 1, introduziu o assunto abordado, contextualizou o problema e apresentou propósito para o trabalho. O item 2 trata de conceituar fundamentos matemáticos, sistema eixos e dinâmica da aeronave, necessários para a compreensão das análises. O item 3 apresenta a aeronave a ser controlada. O item 4 mostra o controlador utilizado bem como as adaptações realizadas para que este seja tolerante à falhas. O item 5 apresenta as simulações realizadas e as análises com respeito ao comportamento da aeronave. O item 6 traz as conclusões em suma obtidas e as propostas de continuidade do trabalho. Para finalizar, são realizados os agradecimentos seguidos das referências bibliográficas.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Segundo (Sousa & Paglione, 2012), as equações descritivas da dinâmica de vôo são apresentadas nas equações 1. Uma descrição mais detalhada destas equações pode ser vista em (Steven & Lewis, 1992), (Etkin & Reid, 1996) e (Santos, 2016).

$$\begin{aligned}
 \dot{u}, \dot{v}, \dot{w} &= f(u, v, w, p, q, r, Fx, Fy, Fz, g) \\
 \dot{v}_T, \dot{\alpha}, \dot{\beta} &= f(u, v, w, v_T) \\
 \dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi} &= f(\varphi, \theta, \psi, p, q, r) \\
 \dot{p}, \dot{q}, \dot{r} &= f(p, q, r, Lr, M, N) \\
 \dot{H}, \dot{X}_{pos}, \dot{Y}_{pos} &= f(u, v, w, \varphi, \theta, \psi)
 \end{aligned} \tag{1}$$

Ainda segundo (Sousa & Paglione, 2012), A dinâmica completa é formada por equações diferenciais cujos estados incluem a velocidade com relação ao ar (v_T), o ângulo de ataque (α), o ângulo de atitude (θ), a taxa de arfagem (q), a altitude (H), o ângulo de rolamento (φ), o ângulo de proa ou ângulo de guinada (ψ), e a posição lateral (Y_{pos}).

As velocidades u, v, w são as componentes da velocidade da aeronave em relação ao ar v_T , nos eixos X, Y, Z da aeronave.

As derivadas de u, v, w são função de u, v, w e das taxas de arfagem q , de rolamento p e de guinada r , das forças resultantes Fx, Fy, Fz atuantes na aeronave e da aceleração da gravidade g .

As derivadas dos ângulos de ataque α , de derrapagem β , e da velocidade total v_T são função de u, v, w e v_T .

As derivadas dos ângulos de Euler (φ, θ, ψ) são função dos próprios ângulos de Euler (φ, θ, ψ) e das taxas p, q, r .

As derivadas das taxas de arfagem q , de rolamento p e de guinada r são função das taxas p, q, r e dos momentos resultantes M, Lr, N atuantes na aeronave.

As derivadas da altitude H , da posição longitudinal X_{pos} , e da posição lateral Y_{pos} são função das velocidades u, v, w e dos ângulos de Euler (φ, θ, ψ).

As superfícies de controle utilizadas para controlar a aeronave são: o profundor (δp), o aileron (δa) o leme (δl) e a manete de combustível ($\delta \pi$), usada para comandar a tração no motor. As forças e momentos atuantes são função dos estados e dos controles comandados. Os graus de liberdade (u, v, w, p, q, r) e as superfícies de controle (profundor, aileron, leme) podem ser vistos na figura 1.

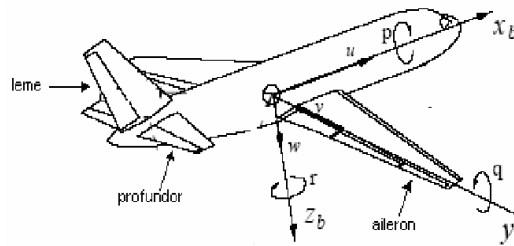


Figura 1. Graus de liberdade e controles da aeronave (Sousa & Paglione, 2012)

Os ângulos de Euler (φ, θ, ψ) podem ser vistos na figura 2.

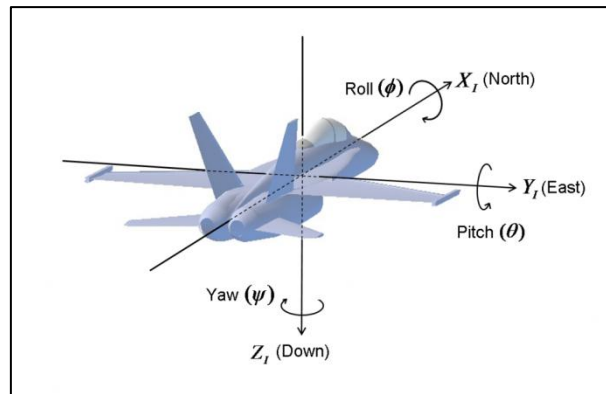


Figura 2. Ângulos de Euler (CHRobotics).

3 AERONAVE CONTROLADA

A aeronave utilizada para a implementação da lei de controle reconfigurada e indução de defeitos em superfície de controle é o caça francês Dassault Mirage III, mostrado na figura 3.



Figura 3. Dassault Mirage III (Aerospaceweb.org).

A dinâmica de voo do Mirage III foi implementada em programa computacional de engenharia MATLAB® e Simulink™. As constantes características do avião, necessárias para a implementação, podem ser vistas em (Santos, 2016).

4 LEI DE CONTROLE

Segundo (Sousa & Paglione, 2012) a técnica de reguladores integrativos universais é utilizada para controlar sistemas com dinâmica não linear representadas pela equação 2:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= f(X, \varsigma) + \sum_{i=1}^m g_i(x, \varsigma) [\delta_i + \Delta_i(x, \varsigma, w)] \\ y_i &= h_i(x, \varsigma)\end{aligned}\quad (2)$$

onde $X \in \mathbb{R}^n$ é o vetor de estados, $\delta \in \mathbb{R}^m$ é o vetor de controle, $Y \in \mathbb{R}^m$ é o sinal de saída, ς é um vetor de parâmetros constantes não conhecidos pertence a um conjunto compacto $\Theta \subset \mathbb{R}^p$, $w(t)$ é um sinal externo contínuo (com exceção de número finito de descontinuidades) e pertencente a um conjunto compacto $W \subset \mathbb{R}^q$, $f(\cdot)$ e $g_i(\cdot)$ são campos vetoriais suaves em $D \equiv D_x \times \Theta$, onde D_x é um subconjunto aberto conectado de $\mathbb{R}^n$, $h_i(\cdot)$ são funções suaves em D , e as perturbações Δ_i são funções contínuas em $D \times W$.

Em (Seshagiri & Khalil, 2005) é definida a expressão para a lei de controle do tipo regulador integrativo universal, apresentada na Equação (3):

$$\delta = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma + k_1 e_1 + k_2 e_2 + \dots + e_p}{\mu} \right) \right] \quad (3)$$

Onde:

o termo $\text{sat}(\cdot)$ é uma suavização do termo descontínuo $\text{sgn}(\cdot)$ feita em uma fina camada (camada limite) em torno da superfície ($s \pm \mu$). Esta suavização é feita com o intuito de minimizar o chattering (oscilações permanentes com altas frequências). Maiores informações podem ser vistas em (Slotine & Li, 1991);

$$\text{sat}(x) = \begin{cases} x, & \text{se } |x| \leq 1 \\ \text{sgn}(x), & \text{se } |x| > 1 \end{cases};$$

μ é a espessura da camada limite;

$e_1 = Y - R$;

Y é o sinal real;

R é o sinal de referência;

e_i é a derivada de ordem $(i - 1)$ de e_1 ;

η é o grau relativo;

σ é a saída da equação 4, que representa o integrador condicional:

$$\dot{\sigma} = -k_0\sigma + \mu \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] \quad (4)$$

s é a equação da superfície deslizante e é função do erro de rastreamento e de suas derivadas até ordem $\eta - 1$

$$s = k_0\sigma + \sum_{j=1}^{\eta_i-1} k_j e_j + e_{p_i} \quad (5)$$

k é o ganho do controlador;

k_0 é o ganho usado no integrador condicional;

k_j são os ganhos utilizados com o intuito de fazer com que a equação polinomial $\lambda^{\eta_i-1} + k_{\eta_i-1}^i \lambda^{\eta_i-2} + \dots + k_i^i = 0$ tenha todas suas raízes no semiplano complexo esquerdo. Desta forma, o erro converge assintoticamente para zero quando a dinâmica do sistema estiver contida na superfície $s = 0$.

4.1 Controle do ângulo de proa

Para que o avião siga a trajetória desejada, um controlador foi designado para controlar o ângulo de proa, isto é, em uma determinada velocidade e altitude, controlou-se a direção em que o vetor velocidade resultante da aeronave se dirigia. A superfície de controle utilizada foi os ailerons. Assim, a deflexão dos ailerons em função do erro no ângulo de proa é dada pela equação 6.

$$\delta_a = 0,0175 \left[\text{sat} \left(\frac{0,01\sigma_\psi + 2,5e_\psi + 4e'_\psi + 1e''_\psi}{15} \right) \right] \quad (6)$$

Simultaneamente, utiliza-se do leme para compensar os efeitos de força lateral quando a aeronave descreve as manobras pretendidas, buscando minimizar a taxa de guinada. As deflexões do leme em função da taxa de guinada são dadas pela equação 7.

$$\delta_l = 1,3962 \left[\text{sat} \left(\frac{0,03\sigma_r + 1e_r}{2} \right) \right] \quad (7)$$

Vale ressaltar aqui que, durante as simulações, o valor de referência da taxa de guinada será constante e igual a $0^\circ/\text{s}$.

4.2 Controle de velocidade e altitude

Para todas as simulações, durante a trajetória da aeronave, será controlado também a velocidade e altitude da aeronave. Embora seja esperado que haja variações dessas grandezas no decorrer das simulações quando o avião realizar as manobras desejadas, será requerido que o mesmo descreva todo o percurso com velocidade e altitude constantes. Para o controle de

velocidade a superfície de controle utilizada será o profundor. Para o controle de altitude, por sua vez, será utilizada a manete de combustível. Os valores das deflexões de profundor e manete em função da velocidade e altitude podem ser vistos na equação 8.

$$\begin{aligned}\delta_e &= -0,04 \left[\text{sat} \left(\frac{0,2\sigma_v + 0,2e_v + 0,7\dot{e}_v}{4} \right) \right] \\ \delta\pi &= 2,678 \left[\text{sat} \left(\frac{0,05\sigma_h + 0,3e_h + 0,8\dot{e}_h}{50} \right) \right]\end{aligned}\quad (8)$$

4.3 Restrição do ângulo de rolamento

Para o controle do ângulo de proa, foi verificado um problema de super-rolamento quando se desejava grandes variações do ângulo de proa. Para corrigir este problema, foi utilizado simultaneamente, um controlador de ângulo de rolamento, também atuando no aileron, porém com ganho maior que o anterior. A estratégia foi não permitir que o ângulo de rolamento fosse maior que 70° (em módulo), para que a aeronave não virasse de dorso, nem tivesse variações incontrolláveis de velocidade e altitude. Para isso, utilizou-se um condicional (*dead zone*) no controlador do ângulo de rolamento, desejando a não variação do mesmo, porém atuando somente a partir de $\pm 70^\circ$ de diferença. Seu ganho k , tem valor muito maior que o controlador do ângulo de proa, fazendo com que nesta condição, haja uma sobreposição do comando. Nesta condição, o valor das deflexões dos ailerons podem ser vistas na equação 9.

$$\delta_a = 0,6981 \left[\text{sat} \left(\frac{0,9\sigma_\phi + 1e_\phi + 1\dot{e}_\phi}{2} \right) \right] \quad (9)$$

4.4 Reconfiguração para falhas

Normalmente, quando se deseja que a aeronave realize alguma manobra utilizando dos ailerons, estes apresentam a mesmo valor de deflexão, porém com sentidos opostos. Contudo, será induzido um defeito, sem perda de generalidade, no aileron esquerdo, de tal maneira que simule um travamento do mesmo. Assim, para que o controle atue de maneira a corrigir tal falha, será realizada a divisão da antiga superfície de controle, que era a deflexão assimétrica de aileron (δa), em duas novas superfícies de controle, deflexões independentes de aileron direito (δad) e esquerdo (δae). Se anteriormente o que causava momento de rolamento era a atuação conjunta dos ailerons, através de uma deflexão de igual magnitude e sentidos opostos, deseja-se que o controlador atue no aileron direito de maneira a satisfazer a equação 10.

$$\delta a = \frac{\delta ad - \delta ae}{2} \quad (10)$$

Então, para que o aileron esquerdo atue de maneira a compensar a falha no aileron direito, a valor de sua deflexão é dada pela equação 11.

$$\delta ad = 2\delta a + \delta ae \quad (11)$$

Vale lembrar que, tal modelagem leva a desconsideração de que existem outros efeitos na deflexão desigual dos ailerons, por exemplo, momento de arfagem. Porém, assim como anteriormente, é plausível considerar que tais efeitos podem ser compensados pelos demais controladores, seguindo o exemplo, o momento de arfagem pode ser corrigido atuando no profundor.

Para as superfícies de controle acima descritas, os comandos foram saturados em deflexão máxima de 40° e mínima de -40° .

5 SIMULAÇÕES NUMÉRICAS

Para todas as simulações realizadas, a aeronave tem como ponto de partida a seguinte condição de equilíbrio: $H = 5000m$; $|v_T| = 250m/s$; $\alpha = 2,56^\circ$; $\beta = 0^\circ$; $\theta = 2,56^\circ$; $\varphi = 0^\circ$; $\psi = 0^\circ$ e $\dot{\psi} = 0^\circ/s$. Para estas condições, os valores das deflexões das superfícies de controle no equilíbrio são: $\delta a = 0^\circ$; $\delta r = 0^\circ$; $\delta p = -0,968^\circ$; $\delta \pi = 0,37^\circ$.

5.1 Validação do controlador do ângulo de rolamento

Para a validação do controlador do ângulo de rolamento, foi desejado que a aeronave executasse um doublet com amplitude de 40° e período de 20s. O resultado da simulação, bem como o comando do aileron, podem ser vistos na figura 4.

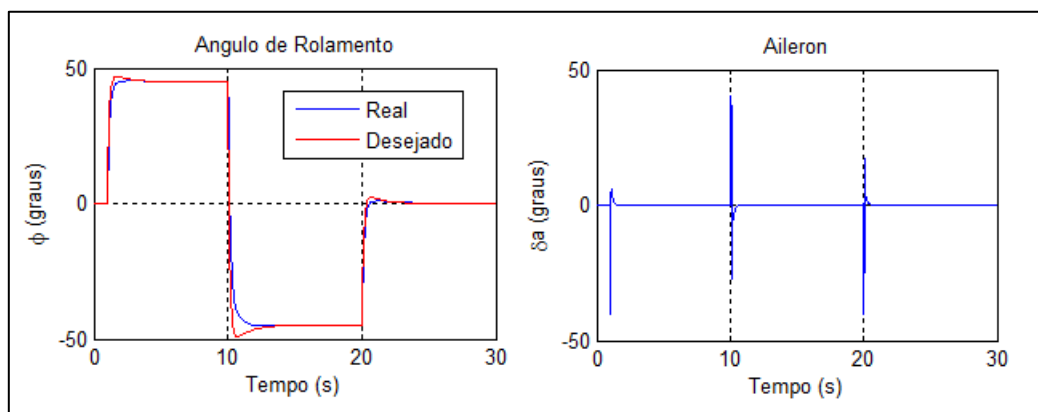


Figura 4. Validação do controle do ângulo de rolamento.

Na figura 4, pode-se observar que o controle faz com que a aeronave execute quase que perfeitamente a manobra desejada, evidenciando que os ganhos do controlador estão bem ajustados.

5.2 Validação do controle do ângulo de proa

Para a validação do controlador, foi dado como entrada um doublet com amplitude de 20° e período de 60s. O resultado da simulação, bem como o comando do aileron, podem ser vistos na figura 5. Pode-se observar que a aeronave executa as curvas solicitadas, evidenciando que os ganhos do controlador estão bem ajustados. Observa-se ainda que, o fator limitante para que o tempo de acomodação seja menor é a restrição de amplitude imposta no ângulo em 70° . Pode-se verificar que a aeronave atinge este valor máximo, executa uma curva mantendo este ângulo de rolamento até atingir o ângulo de guinada desejado.

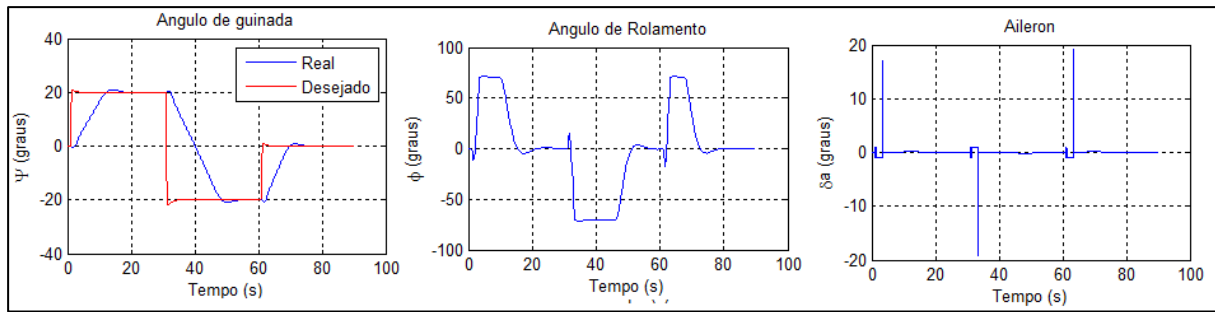


Figura 5. Validação do controlador do ângulo de prôa.

5.3 Descrição da trajetória

Primeiramente, foi realizada uma simulação com valores de referência aleatórios de ângulo de prôa, a fim de se obter uma trajetória qualquer, porém com a certeza de que a aeronave é capaz de descrever. A trajetória em questão pode ser vista na figura 6.

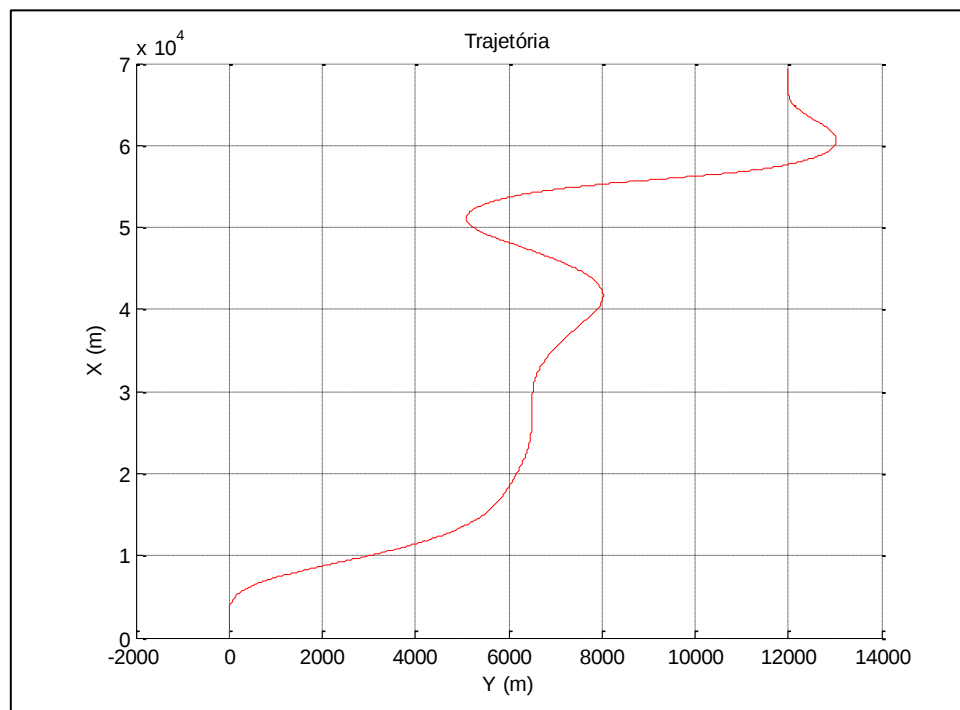


Figura 6. Trajetória desejada.

O tempo de vôo desta trajetória é 300s. Os valores de ângulo de guinada correspondente estão na figura 7.

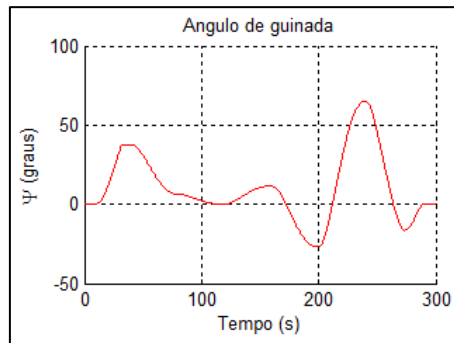


Figura7. Ângulo de guinada desejado.

Em seguida, foi realizada simulação aonde se desejou que a aeronave percorresse a trajetória desejada, isto é, com velocidade de altitude controlados, descreve a curva de ângulo de guinada desejada, ainda com ailerons e perfeito funcionamento. O gráfico da trajetória pode ser visto na figura 8.

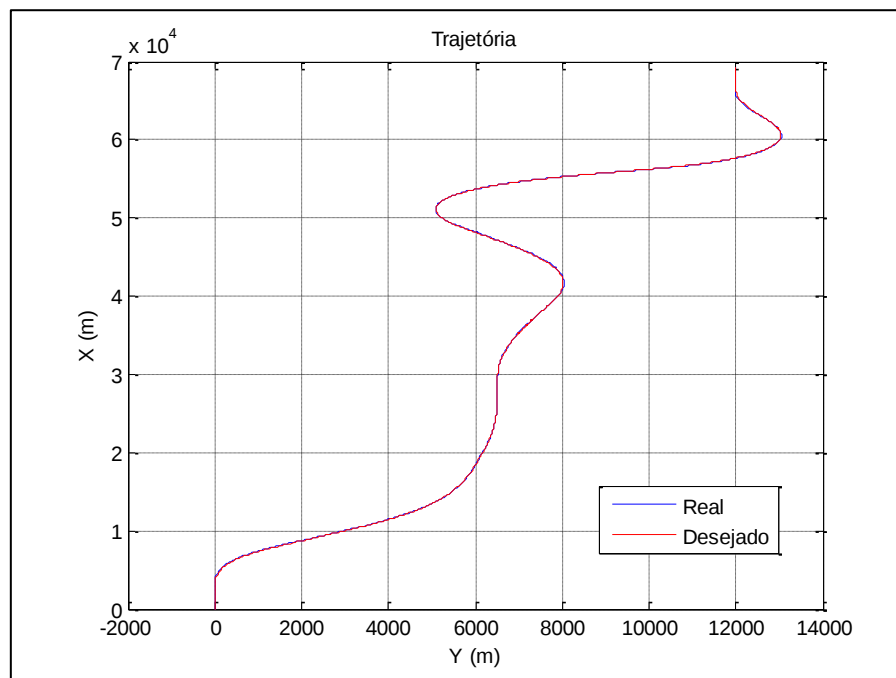


Figura 8. Execução da trajetória sem defeito.

O gráfico dos respectivos valores de ângulo de guinada, velocidade e altitude, podem ser visto na figura 9. Vale lembrar que a velocidade e a altitude estão sob atuação de um controlador, como visto no item 4.2. Pode-se observar que nas figuras 8 e 9 que a aeronave descreve quase que perfeitamente o ângulo de proa desejado e consequentemente a trajetória desejada. Ainda, é possível verificar que há variações de velocidade e altitude em torno dos set-points de $250m/s$ e $5000m$, variações estas que são mais acentuadas no trecho que menor raio de curvatura (manobra mais brusca) do trajeto, que é uma curva a direita próximo ao tempo $t = 230s$. Tal variação ocorre pois, em curvas mais acentuadas, a aeronave apresenta maiores valores de ângulo de rolamento, consequentemente, há perda de sustentação, o que ocasiona variações na altitude e velocidade.

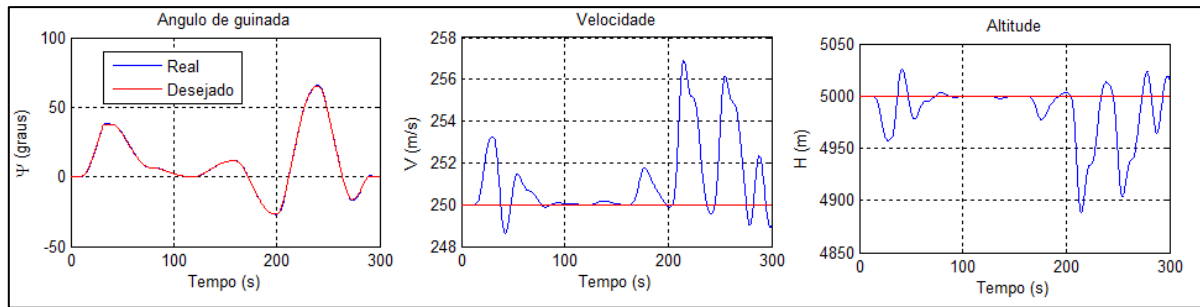


Figura 9. Ângulo de guinada, velocidade e altitude sem defeito.

Os valores das deflexões de aileron, leme, profundor e manete para execução dessa trajetória podem ser vistas na figura 10.

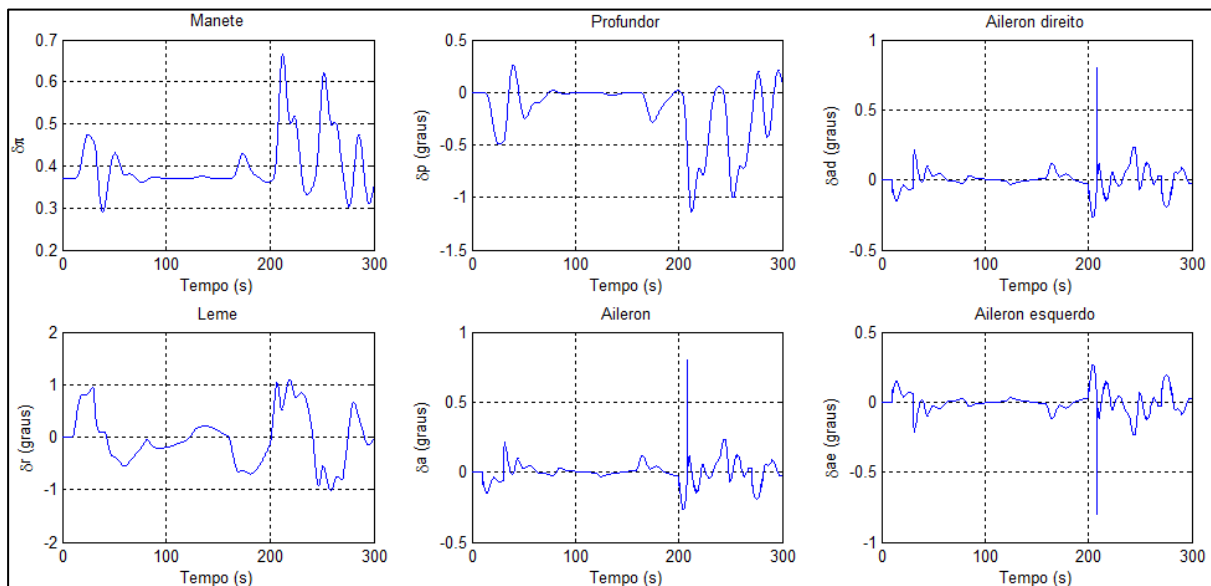


Figura 10. Comandos para a trajetória sem defeito.

Pode-se verificar que os valores de aileron esquerdo e direito tem a mesmas amplitudes e direções opostas. Além disso, comparando esta trajetória com a verificação do controle do ângulo de guinada, na figura 5, percebe-se que esta trajetória é uma trajetória relativamente suave para a aeronave, pois a variação de ângulo de proa ($\dot{\psi}$) é menor e as deflexões de aileron tem amplitudes significativamente menores. Neste caso, as deflexões não chegam nem mesmo a 1° , no caso anterior, chegaram a quase 20° , e a deflexão máxima é de 40° . Para as próximas simulações, serão apresentadas somente as deflexões de ailerons, que são as mais importantes para a análise para as simulações com falhas induzidas.

5.4 Trajeto com aileron direito travado em 0°

Foi realizada uma simulação com aileron direito travado em 0° , primeiramente sem a reconfiguração do controle, e depois, com o controle reconfigurado para ser tolerante a falhas, conforme apresentado no item 4.4. Na figura 11, está o gráfico da trajetória que a aeronave descreveu nos dois casos. Em vermelho, tem-se a trajetória desejada da aeronave. Em azul, tem-se a trajetória que a mesma descreve controlada pelo controlador convencional, isto é, sem a reconfiguração para o

caso de falha. Em verde, tem-se a trajetória da aeronave com o controle reconfigurável ativo, atuando no aileron esquerdo de maneira a compensar o defeito do aileron direito.

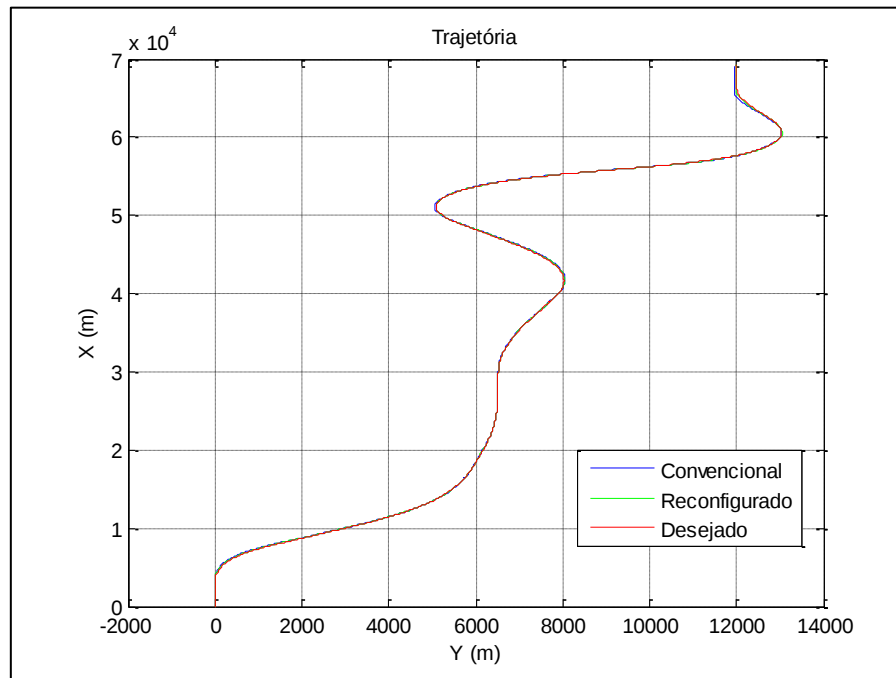


Figura 11. Trajetória com $\delta_{ad} = 0^\circ$.

Na figura 11, pode-se observar que a diferença entre o trajeto descrito pela aeronave com controle reconfigurável e controle convencional é muito sutil, quase imperceptível. Para este caso, aparentemente pode-se dizer que não há necessidade do controle reconfigurável. Na figura 12, estão os gráficos de velocidade, altitude, ângulo de rolamento e ângulo de guinada, para esta trajetória.

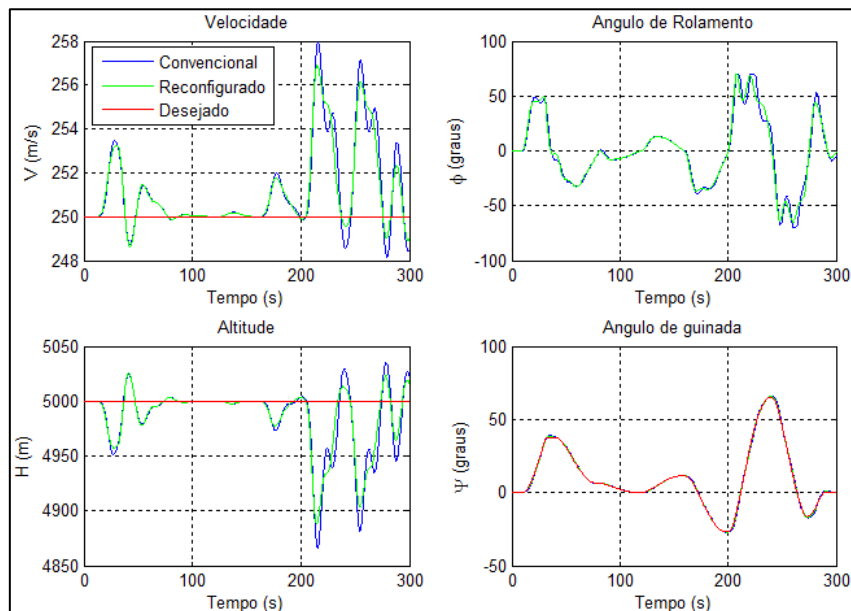


Figura 12. Velocidade, altitude, rolamento e guinada com $\delta_{ad} = 0^\circ$.

Pode-se observar que, embora muito parecidas as trajetórias descrevidas pelo avião sob o controlador reconfigurável e convencional, o controle reconfigurável foi ligeiramente eficiente, pois há menor variação de velocidade e altitude. Na figura 13, estão os comandos para a trajetória acima realizada. O gráfico intitulado com “Aileron” é o comando resultante da combinação das deflexões de aileron esquerdo e direito, conforme mostrado na equação 10.

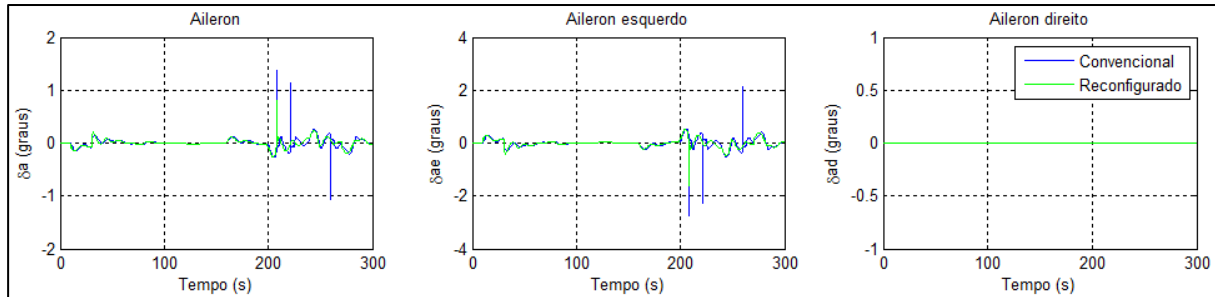


Figura 13. Comandos de aileron para a trajetória com $\delta_{ad} = 0^\circ$.

Pode-se verificar que há uma diferença no comando do aileron esquerdo e consequentemente no comando efetivo de aileron (δ_a). Isso mostra que o controle reconfigurável atuou no aileron esquerdo de maneira a compensar o travamento no aileron direito.

5.5 Trajeto com aileron travado em 1°

Assim como anteriormente, foi realizada uma simulação com aileron direito travado em 1° , primeiramente sem a reconfiguração do controle, e depois, com o controle reconfigurado para ser tolerante a falhas. Na figura 14, está o gráfico da trajetória que a aeronave descreveu nos dois casos.

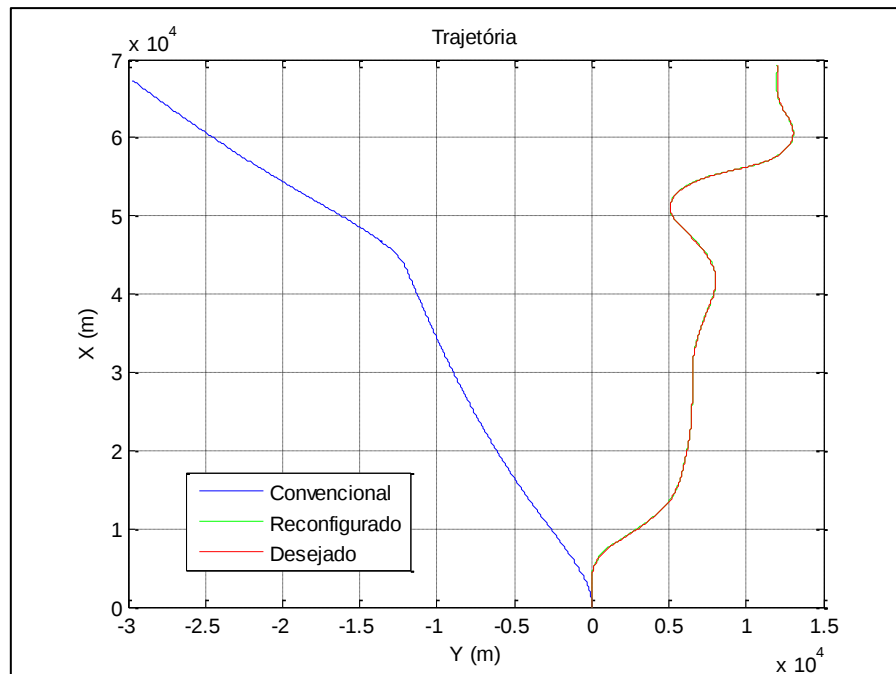


Figura 14. Trajetória com $\delta_{ad} = 1^\circ$.

Na figura 14, pode-se observar que a diferença entre o trajeto descrito pela aeronave com controle reconfigurável e controle convencional é muito significativa. Para este caso, pode-se dizer que o controle convencional não foi capaz de controlar a aeronave de maneira que ela percorresse a trajetória desejada. Por outro lado, o controle reconfigurável faz com que a aeronave descreva uma trajetória aparentemente igual a anterior. Na figura 15, estão os gráficos de velocidade, altitude, ângulo de rolamento e ângulo de guinada, para esta trajetória.

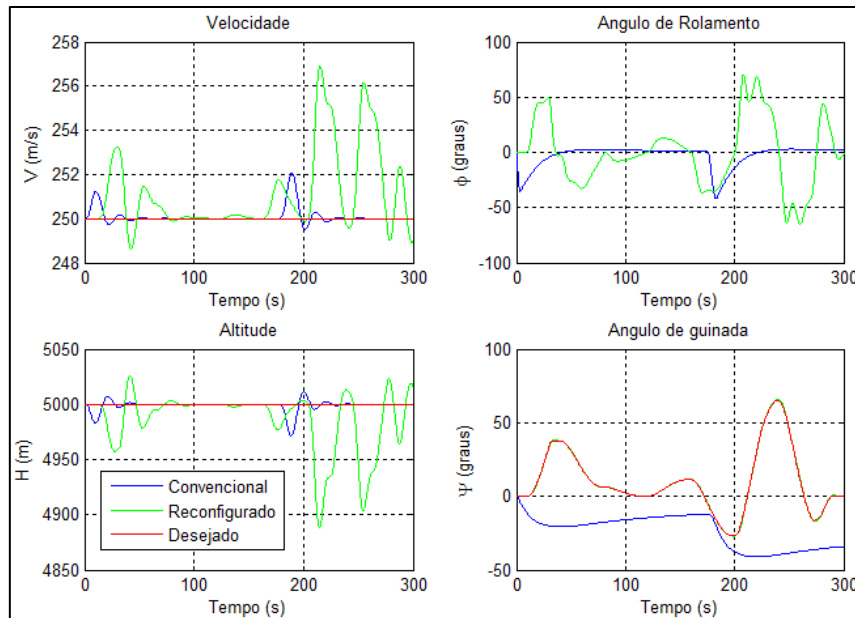


Figura 15. Velocidade, altitude, rolamento e guinada com $\delta_{ad} = 1^\circ$.

Como era de se esperar, o ângulo de guinada do controle convencional está muito distante do desejado, enquanto o controle reconfigurável permite uma execução muito satisfatória das manobras desejadas. Na figura 16, estão os comandos para a trajetória acima realizada.

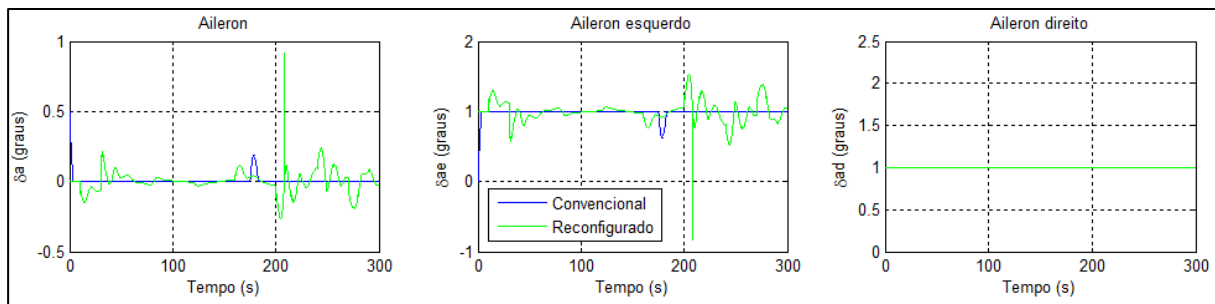


Figura 16. Comandos de aileron para a trajetória com $\delta_{ad} = 1^\circ$.

Pode-se observar que os valores das deflexões do aileron esquerdo são diferentes, conseqüentemente, uma vez que em ambos casos, o aileron direito está travado em 1° , a aeronave executa manobras muito diferentes. Em suma, pode-se dizer que este travamento não leva a queda da aeronave, como mostra o gráfico de altitude na figura 15, uma variação de 100m na altitude. Porém, tal defeito faz com que mesma não siga a trajetória desejada com controle convencional, tornando necessário o uso do controle reconfigurável para que a mesma seja controlável. Este valor de travamento é plausível já que mesmo em manobras

suaves os comandos de aileron podem facilmente atingir deflexões com amplitudes iguais ou maiores a esta.

5.6 Travamento do aileron em 10°

Mais uma vez, foi realizada uma simulação com aileron direito travado em 10° , primeiramente sem a reconfiguração do controle, e depois, com o controle reconfigurado para ser tolerante a falhas. Na figura 17, está o gráfico da trajetória que a aeronave descreveu nos dois casos.

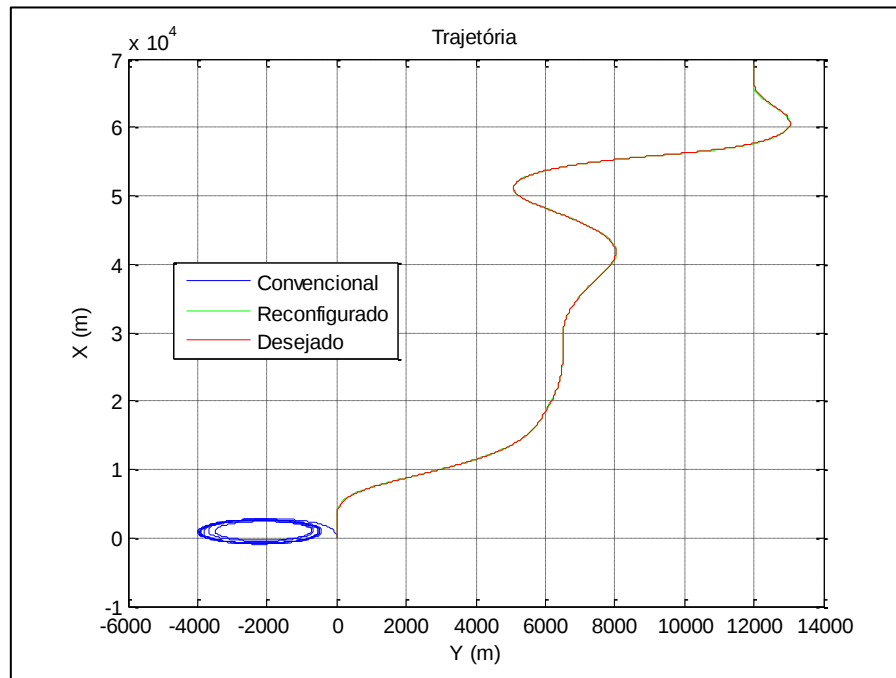


Figura 17. Trajetória com $\delta_{ad} = 10^\circ$.

Na figura 17, pode-se observar que a diferença entre o trajeto descrito pela aeronave com controle reconfigurável e controle convencional é ainda maior, como era de se esperar. Para este caso, pode-se dizer que o controle convencional não foi capaz de controlar a aeronave de maneira que ela percorresse a trajetória desejada. Por outro lado, o controle reconfigurável faz com que a aeronave descreva uma trajetória quase que perfeitamente. Na figura 18, estão os gráficos de velocidade, altitude, ângulo de rolamento e ângulo de guinada, para esta simulação.

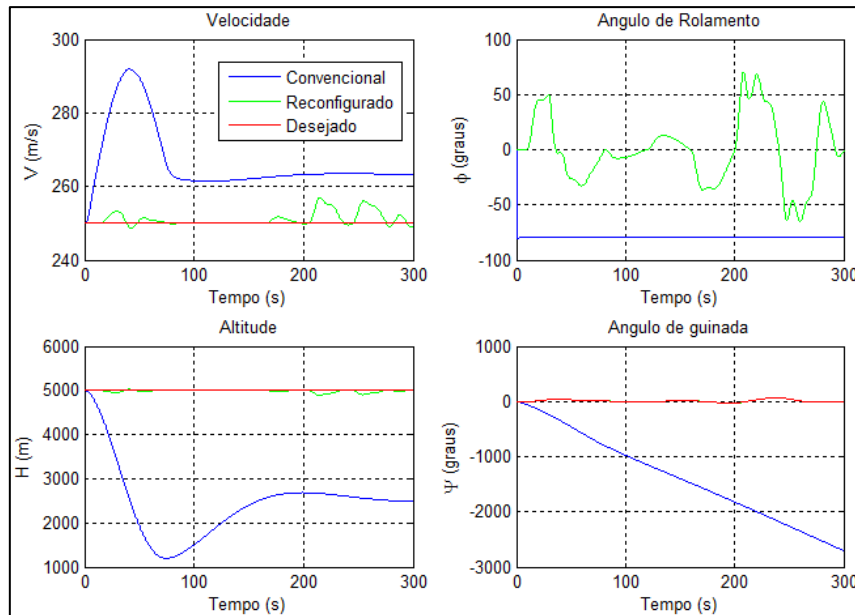


Figura 18. Velocidade, altitude, rolamento e guinada com $\delta_{ad} = 10^\circ$.

Como era de se esperar, o ângulo de guinada do controle convencional dista muito do desejado, enquanto o controle reconfigurável permite uma execução ainda muito satisfatória das manobras desejadas. Na figura 19, estão os comandos para a simulação acima realizada.

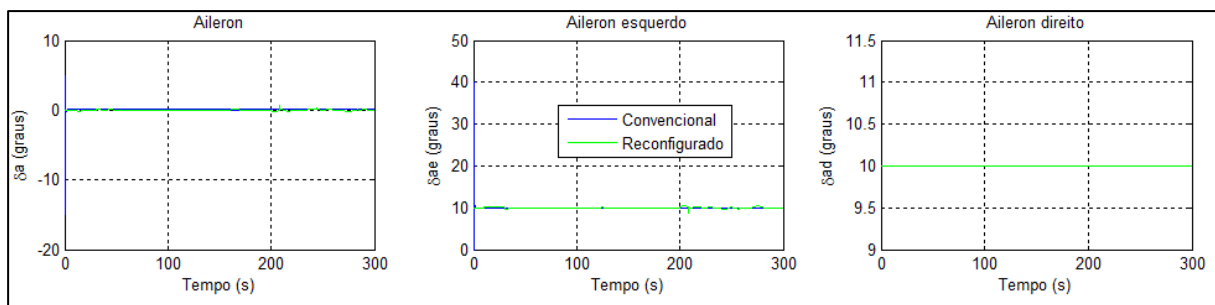


Figura 19. Comandos de aileron para a trajetória com $\delta_{ad} = 10^\circ$.

Pode-se dizer que para o controlador convencional este travamento não levou a queda da aeronave, nestas exatas circunstâncias, porém observando o gráfico de altitude na figura 18, pode observar que houve uma variação de altitude de quase $4800m$. Logo, para um voo abaixo desta altitude, provavelmente haveria a colisão com o solo. Por outro lado, mais uma vez o controle reconfigurável foi capaz de atuar no aileron esquerdo de maneira a compensar a falha no aileron direito, permitindo que a aeronave praticamente não sentisse o efeito da falha.

6 CONCLUSÕES

Foram realizadas simulações que validaram o modelo proposto bem como a eficiência do controlador. Foi verificado que o regulador integrativo universal, reconfigurado para o caso onde foram induzidas falhas é capaz, dentro das limitações físicas da dinâmica da aeronave, compensar tais falhas de maneira eficiente. Foi possível concluir que em certos defeitos, a

diferença entre o controlador convencional e reconfigurável é muito significativa, até casos que o controle tolerante à falhas não somente controla melhor a trajetória da aeronave, mas também evita a queda a mesma. Neste aspecto, os resultados são muito conclusivos e satisfatórios.

Como trabalhos futuros, pretende-se melhorar ainda mais o controlador alterando-se os ganhos, a fim de melhorar o controle já utilizado. Aplicar a mesma técnica de reconfiguração para outras técnicas de controle ou mesmo, controlar outras variáveis.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem a CAPES, CNPq, MEC e FAPEMIG pelo apoio recebido para a realização deste trabalho.

REFERÊNCIAS

Aerospaceweb.org, www.aerospaceweb.org, (acesso em 19 de Maio de 2016).

Angélico, R. A., 2009. Avaliação de modelos de falhas progressivas para estruturas em material compósito. Dissertação (Mestrado), Engenharia Mecânica, Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

CHRobotics, www.chrobotics.com/library/understanding-euler-angles (acesso em 13 de Abril de 2017).

Coelho, N. C., Da Silva, P. S., 2013, Sistema de piloto automático para pouso de aeronave usando controladores MFA. *Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente - SBAI 2013*.

Etkin, B., Reid, L. D., 1996, Dynamics of flight – stability and control, 3rd Edition, Wiley & Sons.

Jones, M.S., Reveley, M., 2003, An overview of the NASA aviation safety program assessment process. *AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Tech*, pp. 6706.

Rosner, H., Jockel-Miranda, K., 2006, Airbus Airframe – New Technologies and Management Aspects. *Materialwissenschaft und Werkstofftechnik Journal*, 37, n9.

Sampaio, R.P., 2006, Sistema de controle de atitude embarcado para vôo autônomo de aviões em escala. Dissertação de mestrado, *Escola Politécnica e Instituto de Matemática*, Universidade Federal da Bahia – UFBA.

Santos, N.L., 2016, Aplicação do regulador integrativo universal para o controle reconfigurável de uma aeronave sujeita a falhas. Trabalho Final de Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, MG, Brasil.

Santos, N. L., Cunha Jr., S. S., Sousa, M.S., 2017, Análise do comportamento de uma aeronave rígida com defeitos inseridos em superfícies de controle. *13º Congresso Ibero-americano de Engenharia Mecânica – CIBEM2017*, pp. 703.

Seshagiri, S., Khalil, H. K., 2005, Robust output feedback regulation of minimum-phase nonlinear systems using conditional integrators. *Automatica*, 41 (1), pp. 43-54.

Slotine, J-J, Li, W., 1991, Applied Nonlinear Control. Englewood Cliffs, New Jersey, Prentice Hall.

Sousa, M. S., Paglione, P., 2012. Proposição de valores para os graus relativos de parâmetros da dinâmica de voo de aeronaves. CONEM 2012, VII Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, São Luís, MA.

Stevens, B.L., Lewis, F.L., 1992, Aircraft control and simulation, 2nd edition, John Wiley & Sons.