



## CONTROLE DE UMA AERONAVE FLEXÍVEL

**Rafaella Barrêto Campos**

**Sebastião Simões da Cunha Júnior**

**Marcelo Santiago de Sousa**

**Nycolas de Lima Santos**

**Caue da Silva Camilo**

rafaella.barreto.campos@gmail.com

sebas@unifei.edu.br

marcelosousa.unifei@gmail.com

limasantosnycolas@gmail.com

caue\_s.camilo@hotmail.com

Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá

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

**Resumo.** *A aviação civil e militar vem buscando ao longo dos anos uma modernização das aeronaves com vias a se ter dispositivos com maior capacidade de carga, menor peso estrutural e maior eficiência aerodinâmica. Com o surgimento dos chamados materiais compósitos (fibra de carbono, dentre outras) abrem-se novas possibilidades de se terem aeronaves mais sofisticadas e de diferentes comportamentos. Seguindo esta tendência, avaliou-se o comportamento de uma aeronave com características de grande flexibilidade, o avião B-1, o que influi na capacidade de voo da aeronave, com vias de utilização futura da mesma categoria de não tripulada. Assim, aplicou-se uma lei de controle não linear com a técnica do regulador integrativo universal que foi capaz de permitir que a aeronave percorra uma trajetória pré-estabelecida sem a necessidade de interferência humana. Foi feita formulação matemática da aeronave (dinâmica), lei de controle e simulações numéricas como forma de comprovar a eficácia e robustez da lei de controle adotada.*

**Palavras-chaves:** *Aeronáutica, Aeronave flexível, Controle não linear, Regulador integrativo universal.*

# 1 INTRODUÇÃO

Os materiais compósitos, mais especificamente as fibras de carbono, vêm a cada dia tendo uma maior participação no projeto de sistemas mecânicos complexos, visto que suas propriedades permitem aplicações em diversas áreas da engenharia moderna, como as indústrias aeronáutica, naval e automobilística. A indústria aeronáutica vem utilizando materiais compósitos (carbono/epóxi) em suas estruturas na busca por redução do peso estrutural como uma forma de se obter redução no consumo de combustível (ANGÉLICO, 2009; DIACENCO, 2010).

Segundo Smith e Hashemi (2012) os materiais compósitos feitos de fibras de carbono com matriz epóxi apresentam alta resistência mecânica, alta rigidez e baixo peso. Essas propriedades fazem com que esse tipo de material seja muito requisitado pela indústria aeronáutica.

Para conseguir aumentar o campo de visão e mobilidade com redução do custo de operação simultaneamente, passou a se utilizar Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT's). VANT é o termo utilizado para descrever qualquer tipo de aeronave que não necessite de pilotos embarcados para serem guiados. Esses veículos são controlados à distância ou com sistemas embarcados, por meios de sistemas eletrônicos e computacionais, sob a supervisão humana ou sem sua intervenção. (BURLAMAQUI FILHO, 2010).

No caso particular de aeronaves tripuladas, é importante que a aeronave apresente qualidades de voo satisfatórias. Entende-se por qualidade de voo, a capacidade de o piloto comandar a aeronave com precisão e carga de trabalho adequada (Etkin e Reid, 1996).

Cabe ressaltar que nem sempre as aeronaves têm qualidades de voo adequadas e estudos visando melhorias neste quesito vem sendo feitos por diferentes pesquisadores. Uma forma de melhorar as qualidades de voo das aeronaves, sem a necessidade de grandes mudanças no projeto inicial das mesmas, é obtida com a implementação de leis de controle de voo (Cunha Jr et al., 2011) (Bouadi et al., 2011), que auxiliem o piloto no comando da aeronave. Esta estratégia vem sendo bastante avaliada e estudada na indústria aeronáutica moderna.

Devido à criticidade dos sistemas de controle de voo, a indústria aeronáutica e autoridades certificadoras têm usado técnicas de controle mais conhecidas e maduras (geralmente leis de controle lineares), mas que não permitem usar todo o desempenho de aeronaves, em certas aplicações/missões.

No caso de aeronaves comerciais, estas leis têm apresentado resultados satisfatórios, mas há pesquisas que relatam que estas leis não permitem extrair todo o desempenho no caso de aeronaves de alto desempenho (caças), ou aeronaves muito flexíveis.

Uma técnica relativamente recente que pode utilizar controle por estrutura variável é a técnica do regulador integrativo universal. (Seshagiri e Khalil, 2005). Esta técnica requer apenas duas informações a respeito do sistema controlado: o grau relativo e o ganho de alta frequência. O grau relativo é obtido com o cálculo da derivada de Lie sucessivas do sinal de saída, até que seja verificada uma relação direta entre uma das derivadas do sinal de saída e o sinal de entrada. Este processo pode fornecer expressões matemáticas muito complexas. Deve ser lembrado que o ganho de alta frequência também deve ser determinado. Este valor estará incluído no valor do sinal do ganho  $k$  da lei de controle.

Seguindo a ideia de estudos acerca do uso de leis de controle aplicadas às aeronaves, este artigo desenvolve um estudo detalhado, via simulações numéricas no domínio do tempo,

acerca do uso de uma lei de controle não linear com a técnica do regulador integrativo universal no controle da aeronave. As simulações numéricas foram efetuadas utilizando um programa comercial de engenharia que permite simular o comportamento da aeronave mediante a introdução da lei de controle.

Sendo assim o grande objetivo é definir e implementar a lei de controle não linear com a técnica do regulador integrativo universal para uma aeronave flexível, o avião B-1, cuja o modelo matemático da dinâmica de voo dessa aeronave foi obtido de (WASZAK E SCHMIDT, 1988).

O projeto “universal” foi apresentado pela primeira vez por Khalil, para o integrador convencional, onde foi mostrado que a estrutura do regulador integrativo universal coincide com o PI clássico e controladores PID, seguido por saturação, para um grau relativo (SESHARGIRI E KHALIL, 2004).

Este artigo foi organizado da seguinte forma: o item 2 apresenta aplicações de leis de controle. O item 3 contém uma explicação teórica da técnica de controle por estrutura variável/ regulador integrativo universal. O item 4 apresenta os parâmetros da dinâmica de voo comumente controlados por sistemas de controle de voo e os sinais de entrada utilizados. O item 5 apresenta as simulações feitas com o intuito de validar o valor do grau relativo proposto. O item 6 contém as conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

## 2 APLICAÇÕES DE LEIS DE CONTROLE

Em relação à aplicação de leis de controle em aeronaves, existem várias técnicas de controle disponíveis na literatura:

- controle ótimo: (DA SILVA, 2012), (MCLEAN, 1978), (KUBICA *et.al.*, 1995);
- controle robusto: (LIVET *et.al.*, 1995), (JOSHI E KELKAR, 1996), (ALAZARD, 2002);
- controle por modos deslizantes: (EDWARDS *et.al.*, 2000);
- backstepping: (HENRIQUEZ, 2011);
- eigenstructure assignment: (KUBICA, *et.al.*, 1995);
- inversão dinâmica: (GREGORY, 1999), (GREGORY, 2001);
- redes neurais: (LAVRETZKY E HENDERSON, 1999).

(MCLEAN, 1978) utiliza controle ótimo e teoria algébrica de controle por modelo de referência para eliminar os efeitos de turbulência na dinâmica de voo e na resposta estrutural de uma aeronave flexível.

(DA SILVA, 2012) utilizou técnicas de controle não linear ótimo quadrático com realimentação de saída e redes neurais para garantir que a dinâmica de uma aeronave flexível rastreasse a dinâmica do mesmo avião, porém com alta rigidez estrutural. Este avião, com modelo de corpo rígido é o modelo de referência que o avião flexível deve rastrear.

(KUBICA, *et.al.*, 1995) usam as técnicas de controle ótimo e eigenstructure assignment em uma otimização com vínculos para estabilizar modos rígidos e flexíveis da aeronave e para aumentar a robustez paramétrica.

(LAVRETZKY E HENDERSON, 1999) utilizaram a técnica de redes neurais para projetar a lei de controle de um avião flexível.

Existem diversas técnicas de controle não linear como por exemplo: backstepping, inversão dinâmica, redes neurais, controle por estrutura variável e regulador integrativo universal. Esta última técnica é desenvolvida a partir do controle por estrutura variável.

A técnica do regulador integrativo universal, desenvolvida a partir da técnica de controle por estrutura variável, têm as vantagens do controle por estrutura variável e minimiza as desvantagens desta mesma técnica de controle:

- 1) A estabilidade desta técnica de controle pode ser provada analiticamente;
- 2) Imprecisões no modelo e perturbações externas podem ser compensadas;
- 3) Não é requerido conhecimento detalhado do modelo. As únicas informações requeridas são o grau relativo do sistema e o ganho de alta frequência (SESHAGIRI E KHALIL, 2005);
- 4) O *chattering* é minimizado ao se trocar a função sinal ( $\text{sgn}(s)$ ) pela função saturação ( $\text{sat}(s/\mu)$ ), e também utilizando integração condicional.

Todos estes fatores são um incentivo para o uso desta técnica para controlar a dinâmica de voo de aviões flexíveis.

A utilização de técnicas de controle linear não tem permitido compensar todos os efeitos de grande flexibilidade estrutural em aviões flexíveis. A necessidade de utilizar leis de controle não lineares para o controle de aviões muito flexíveis tem sido notada na comunidade aeronáutica.

### 3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

O uso da técnica de reguladores integrativos universais é uma técnica de controle não linear que tem apresentado resultados satisfatórios no controle da dinâmica de voo de aeronaves (SOUSA E PAGLIONE, 2012). Leis de controle definidas pelo método do regulador integrativo universal são utilizadas para controlar sistemas com dinâmica não linear representada pela Equação (1):

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

onde  $x \in \mathbb{R}^n$  é o vetor de estados,  $u \in \mathbb{R}^m$  é o vetor de controle,  $y \in \mathbb{R}^m$  é o sinal de saída,  $\zeta$  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 pertence 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  $\delta_i$  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 (2):

$$u = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{k_0 \sigma + k_1 e_1 + k_2 e_2 + \dots + e_\rho}{\mu} \right) \right] \quad (2)$$

onde o termo  $\text{sat}(\cdot)$  é uma suavização do termo descontínuo  $\text{sgn}(\cdot)$  feita em uma camada limite em torno da superfície  $s$  ( $s \pm \mu$ ). Esta suavização é feita com o intuito de minimizar o chattering (oscilações com altíssimas frequências).

$$\text{sat}(x) = x \rightarrow |x| \leq 1$$

$$\text{sat}(x) = \text{sgn}(x) \rightarrow |x| > 1$$

$\mu$  é a espessura da camada limite;

$$e_1 = y - r;$$

$r$  é o sinal de referência;

$e_i$  é a derivada de  $e$ , de ordem  $i-1$ ,  $i=1,2,\dots,\rho$

$\rho$  é o grau relativo;

$\sigma$  é a saída da Eq. 3, que representa o integrador condicional:

$$\dot{\sigma} = -k_0\sigma + \mu \left[ \text{sat} \left( \frac{s}{\mu} \right) \right] \quad (3)$$

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

$$s = k_0\sigma + \sum_{j=1}^{\rho-1} k_j e_j + e_{\rho} \quad (4)$$

$k$  é o ganho do controlador.

$k_0$  é o ganho usado no integrador condicional.

$k_j$  são ganhos usados com o intuito de garantir que a equação polinomial  $\lambda^{\rho-1} + k_{\rho-1}^i + \dots + k_1^i = 0$  tenha todas as suas raízes no semiplano complexo esquerdo. Desta forma o erro converge assintoticamente para zero quando a dinâmica do sistema estiver contida na superfície  $s=0$ .

Todas as simulações apresentadas neste artigo usaram leis de controle definidas pela equação 2.

## 4 PARÂMETROS DA DINÂMICA DE VOO

As equações descritivas da dinâmica de voo são apresentadas nas Equações (5):

$$\begin{aligned} \dot{U}, \dot{V}, \dot{W} &= \text{função}(U, V, W, P, Q, R, F_x, F_y, F_z, g) \\ \dot{V}_T, \dot{\alpha}, \dot{\beta} &= \text{função}(U, V, W, V_T) \\ \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi} &= \text{função}(\phi, \theta, \psi, P, Q, R) \\ \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R} &= \text{função}(P, Q, R, L_r, M, N) \\ \dot{H}, \dot{X}_{pos}, \dot{Y}_{pos} &= \text{função}(U, V, W, \phi, \theta, \psi) \end{aligned} \quad (5)$$

A dinâmica é formada por um sistema de equações diferenciais nos quais os estados incluem velocidade, ângulo de ataque ( $\alpha$ ), ângulo de rolamento ( $\phi$ ), ângulo de atitude ( $\theta$ ), ângulo de proa ( $\Psi$ ), taxa de arfagem ( $q$ ), altitude ( $H$ ) e posição lateral ( $Y_{pos}$ ).

Os controles utilizados são: o aileron ( $\delta a$ ), o profundor ( $\delta p$ ), o leme ( $\delta l$ ) e manete de combustível ( $\delta \pi$ ), usada para comandar a tração do motor.

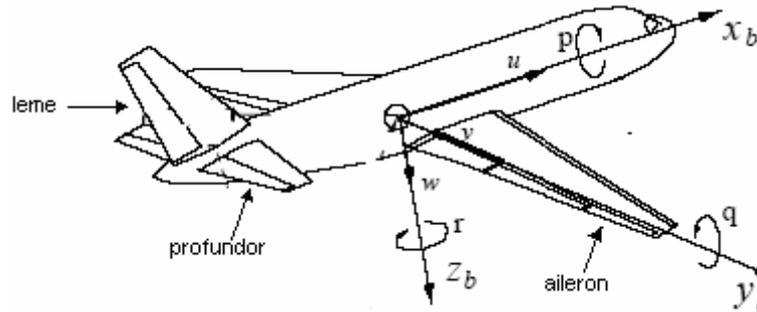


Figura 1. Graus de liberdade e controles da aeronave (retirado de Sousa, 2005)

Em dinâmica de voo, costuma-se usar quatro sistemas de eixos: sistemas de eixo do corpo (body-axis), sistema de eixos aerodinâmico (wind-axis), sistema de eixos de estabilidade (stability axis) e sistemas de eixos da terra (inercial).

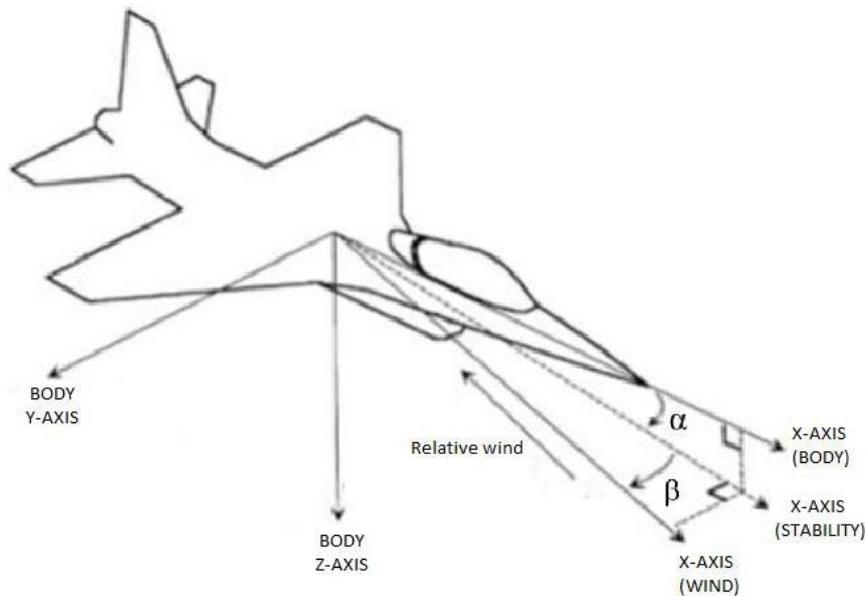


Figura 2. Representação dos sistemas de eixos (retirado de Sousa, 2005)

O sistema de eixos do corpo tem o eixo x orientado com o eixo longitudinal da aeronave, eixo perpendicular ao eixo y e apontado para a asa direita e eixo z perpendicular aos eixos x e y e apontando para “baixo”. O sistema de eixos de estabilidade é obtido rotacionando o sistema de eixos do corpo de um ângulo  $\alpha$  (ângulo de ataque) em torno do eixo y. O sistema de eixos aerodinâmicos tem seu eixo x orientado com a velocidade da aeronave com relação ao ar. É obtido rotacionando o eixo de estabilidade de um ângulo  $\beta$  (ângulo de derrapagem) em torno do eixo z. A figura 2 ilustra os sistemas de eixos acima descritos. O sistema de eixo inercial

tem a Terra como referência, eixo  $z$  apontando para o centro da Terra, eixos  $x$  e  $y$  perpendiculares à  $z$  entre si, eixo  $x$  apontando para o norte e eixo  $y$  para o leste.

A aeronave tem seis graus de liberdade: três velocidades lineares  $u$ ,  $v$  e  $w$ , nos eixos  $x$ ,  $y$ ,  $z$  do corpo, respectivamente, e três velocidades angulares  $p$  (velocidade ou taxa de rolamento, ou ainda rotação),  $q$  (velocidade ou taxa de arfagem) e  $r$  (velocidade ou taxa de guinada), em torno dos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  do corpo, respectivamente.

A cinemática da aeronave é definida pelo vetor da aeronave e pelo vetor com os ângulos de Euler. Estes ângulos fornecem a orientação da aeronave com relação à Terra. Na Fig. 2 o  $\theta$  é o ângulo de atitude,  $\phi$  é o ângulo de rolamento e  $\Psi$  é o ângulo de guinada (ou ângulo de proa).

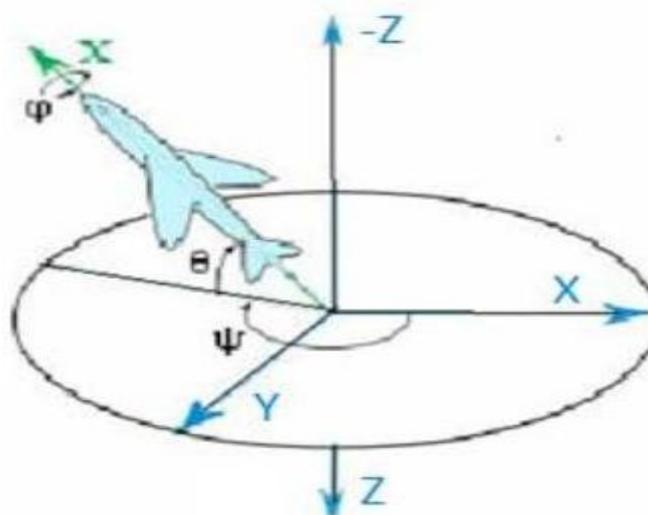


Figura 3. Ângulos de Euler (retirado de Pereira, 2015)

## 5 SIMULAÇÕES NUMÉRICAS

Utilizando a técnica do regulador integrativo universal foi pré-estabelecida uma trajetória para que a aeronave percorra, sem a necessidade de interferência humana. Foi feita através de formulação matemática da aeronave (dinâmica) B-1, no qual o modelo matemático da dinâmica de voo foi obtido de (WASZAK E SCHMIDT, 1988), lei de controle e simulações numéricas.

Uma vez definido o controlador, em um sistema MIMO (multiple inputs multiple outputs), deve-se definir quais superfícies de controle serão utilizadas para controlar as variáveis desejadas.

### 5.1 Taxa de arfagem ( $q$ )

A simulação mostrada na Fig. 2 apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de arfagem e a deflexão do profundor necessária para se comandar o doublet. Pode-se ver um satisfatório rastreamento do sinal desejado, com bons resultados. Os valores para camada limite e ganhos foram:

$$\delta p = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{k_0 \sigma_q + e_q}{\mu_q} \right) \right] = -0.4363 \text{sat} \left( \frac{8\sigma_q + 60e_q}{1} \right) \quad (6)$$

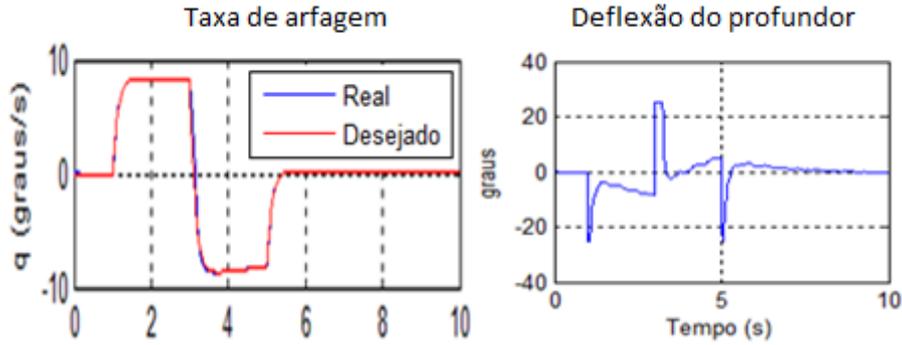


Figura 4. Controle da taxa de arfagem, H=2000 m, V=200 m/s

## 5.2 Ângulo de ataque ( $\alpha$ )

A simulação mostrada na Fig. 3 apresenta o rastreamento de um doublet do ângulo de ataque e a deflexão do profundor necessária para se comandar o doublet. Pode-se ver um satisfatório rastreamento do sinal desejado, com bons resultados. Os valores para camada limite e ganhos foram:

$$\delta p = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{k_0 \sigma_\alpha + k_1 \sigma_\alpha + \dot{e}_\alpha}{\mu_\alpha} \right) \right] = -0.4363 \text{sat} \left( \frac{0.5\sigma_\alpha + 70e_\alpha + 8\dot{e}_\alpha}{1} \right) \quad (7)$$

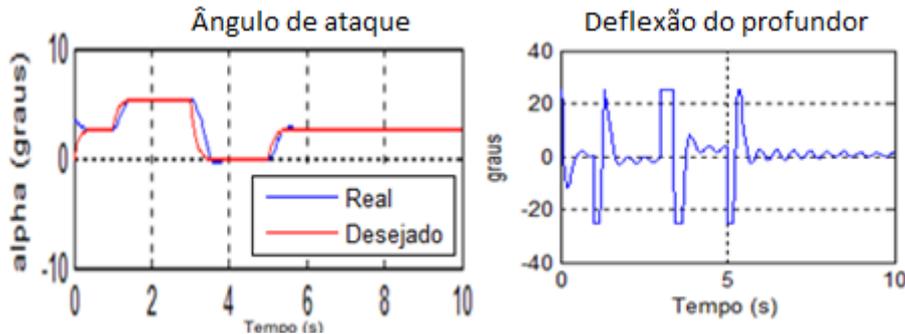


Figura 5. Controle do ângulo de ataque, H=2000 m, V=200 m/s

## 5.3 Ângulo de atitude ( $\theta$ )

A simulação mostrada na Fig. 4 apresenta o rastreamento de um doublet do ângulo de atitude e a deflexão do profundor. Pode-se ver um satisfatório rastreamento do sinal desejado, com bons resultados. Os valores para camada limite e ganhos foram:

$$\delta p = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{k_0 \sigma_\theta + k_1 \sigma_\theta + \dot{e}_\theta}{\mu_\theta} \right) \right] = -0.4363 \text{sat} \left( \frac{0\sigma_\theta + 80e_\theta + 8\dot{e}_\theta}{1} \right) \quad (8)$$

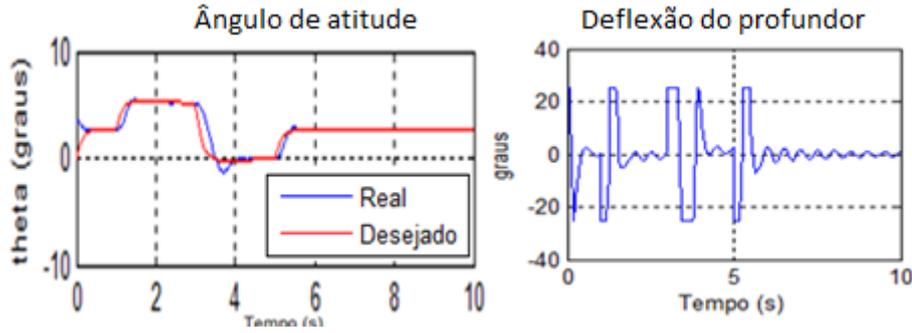


Figura 6. Controle do ângulo de atitude, H=2000 m, V=200 m/s

### 5.4 Velocidade (V) e altitude (H)

Nas simulações feitas, o profundor foi usado exclusivamente para controlar a velocidade e a manete de combustível é usada exclusivamente para controlar a altitude.

Estes controles estarão ativos o tempo todo, pois será desejado que o avião percorra um trajeto, mantendo velocidade e altitude constantes.

$$\delta p = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{k_0 \sigma_v + k_1 \dot{\sigma}_v + k_2 \dot{e}_\theta + \ddot{e}_v}{\mu_v} \right) \right] = 0.04 \text{sat} \left( \frac{0.5 \sigma_v + 0.6 \dot{\sigma}_v + 1.1 \dot{e}_\theta + \ddot{e}_v}{3} \right) \quad (9)$$

$$\delta \pi = 1 \text{sat} \left( \frac{0.05 \sigma_H + 0.3 \dot{\sigma}_H + 1 \dot{e}_H + 0 \ddot{e}_H + \ddot{e}_H}{50} \right) \quad (10)$$

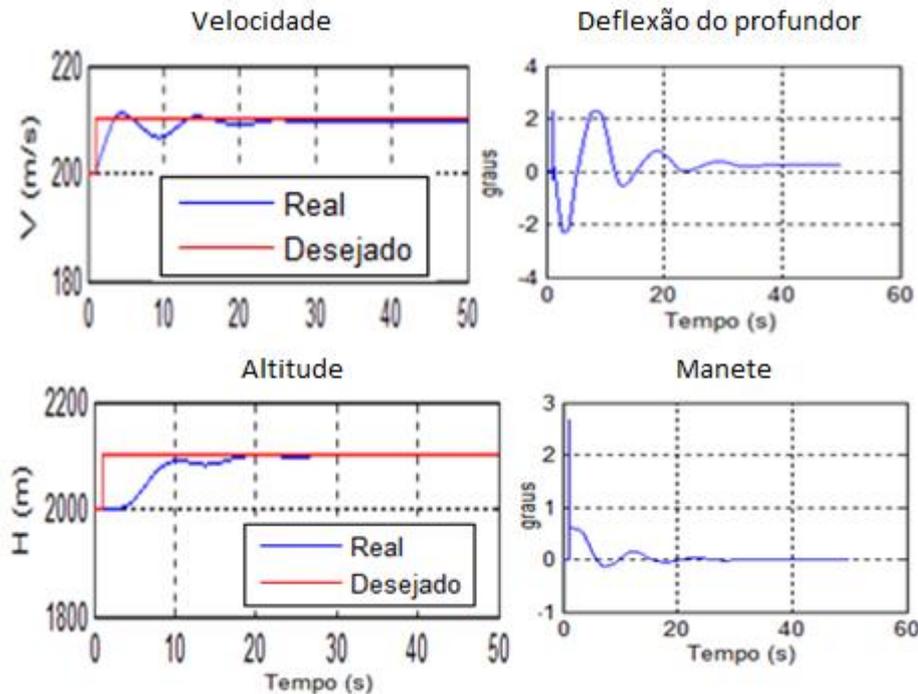


Figura 7. Controle da velocidade e altitude, H=2000 m, V=200 m/s

## 5.5 Ângulo de rolamento ( $\phi$ )

O aileron comanda doublet de ângulo de rolamento e o leme controla a taxa de guinada. Os resultados da simulação do rastreamento do doublet de ângulo de rolamento com amortecimento da guinada são apresentados na Fig. 6. Neste caso os valores para camada limite e ganhos foram:

$$\delta a = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{k_0 \sigma_\phi + k_1 \dot{\sigma}_\phi + \dot{e}_\phi}{\mu_\phi} \right) \right] = -0.6981 \text{sat} \left( \frac{10 \sigma_\phi + 6 \dot{\sigma}_\phi + \dot{e}_\phi}{1.6} \right) \quad (11a)$$

$$\delta l = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{k_0 \sigma_r + e_r}{\mu_r} \right) \right] = -0.523 \text{sat} \left( \frac{0.05 \sigma_r + e_r}{2} \right) \quad (11b)$$

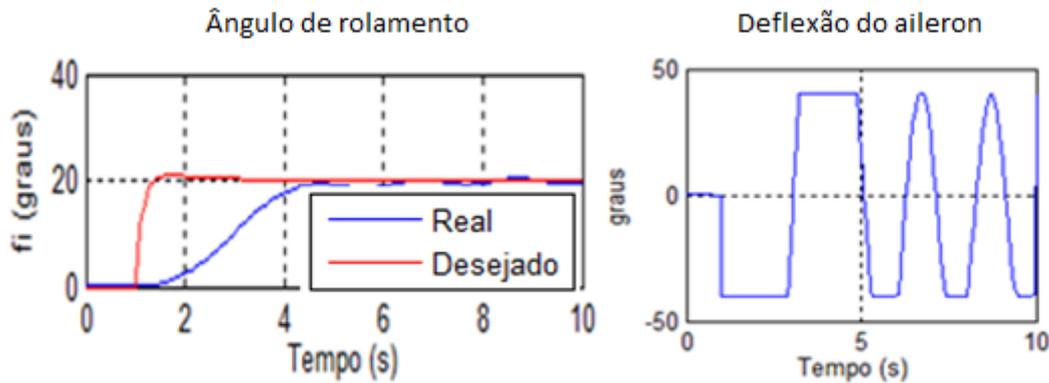


Figura 8. Controle do ângulo de rolamento, H=2000 m, V=200 m/s

## 5.6 Trajetória

Para a simulação foi utilizado o controle do ângulo de rolamento para se obter uma trajetória desejada. A Fig. 7 mostra a execução do trajeto, comparando o percurso desejado com o percurso que o avião de fato realiza.

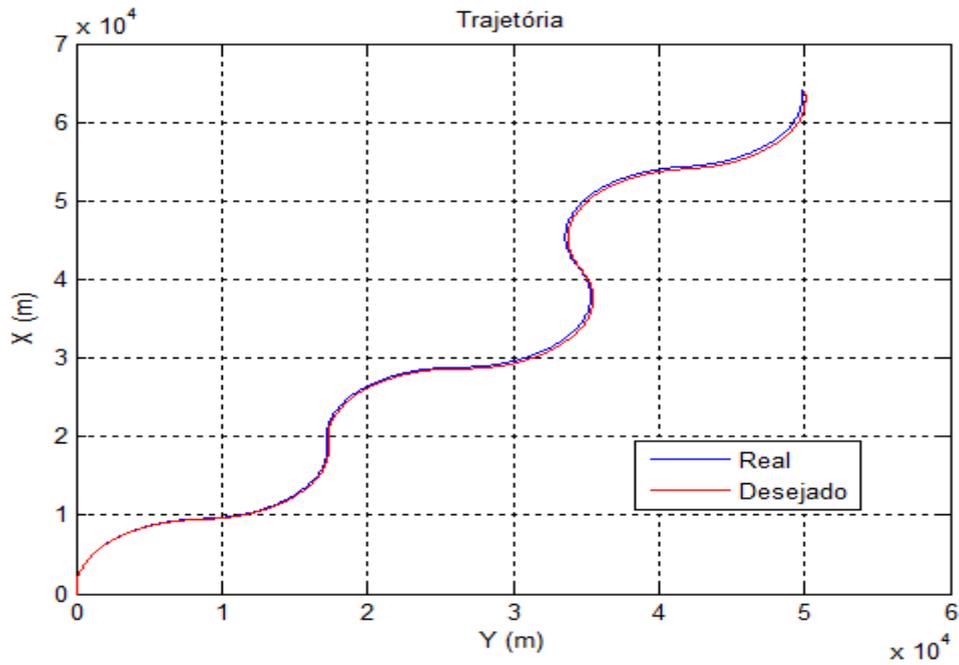


Figura 9. Trajetória

Observando a Fig. 7 é possível verificar que a aeronave descreve quase que perfeitamente a trajetória desejada. A Fig. 8 mostra os comandos realizados pelos controles:

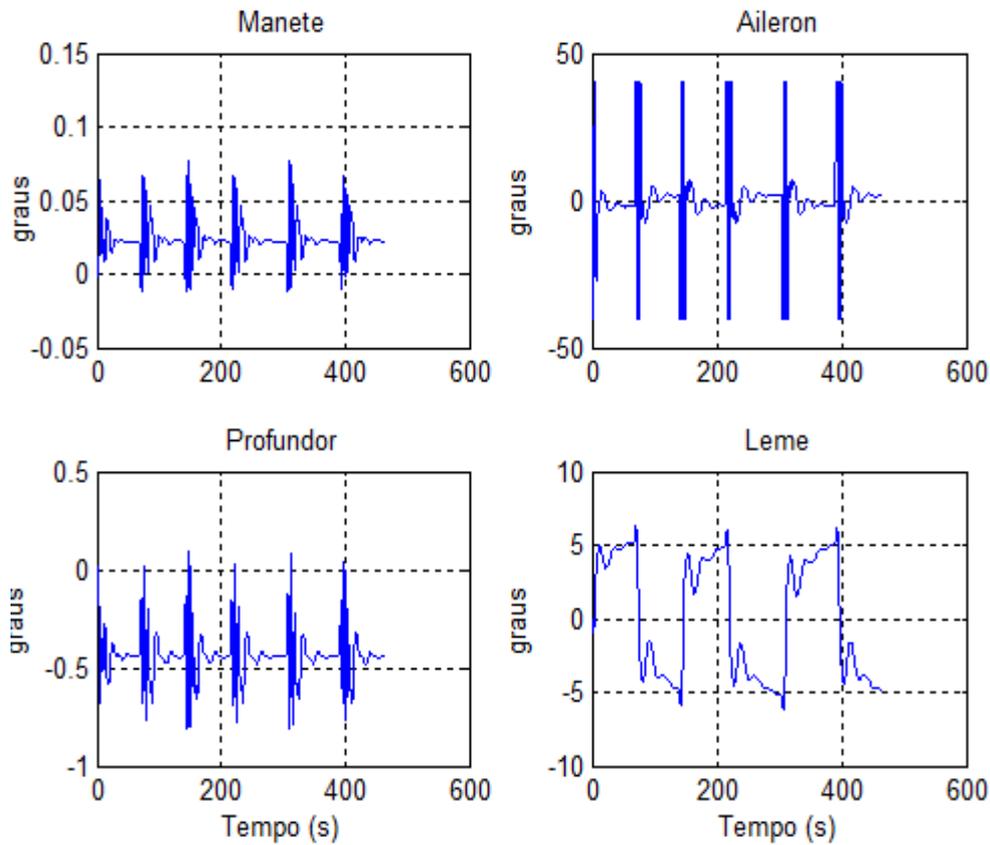


Figura 10. Controle do ângulo de rolamento e da taxa de guinada, H=2000 m, V=200 m/s

## 6 CONCLUSÕES

Para todos os parâmetros foram feitas simulações que validaram o valor proposto. Com base na análise dos resultados obtidos, ficou constatada a eficiência da lei de controle, que permitiu controlar diferentes variáveis apenas ajustando os ganhos experimentalmente e salvo as limitações físicas do sistema e limitações de esforço em localizar os coeficientes ótimos, apresentou resultados satisfatórios.

Este artigo foi feito com o intuito de contornar esta fase de definição de leis de controle do tipo regulador integrativo universal e difundir o seu uso em controle de voo.

O resultado satisfatório de controle do ângulo de rolamento mostra que a proximidade física dimensional da variável controlada com a superfície de controle é um fator muito importante na eficiência do controlador.

A lei de controle utilizada se mostrou eficiente ao controlar as diferentes variáveis de estado, permitindo sua utilização em voos, aumentando a comodidade do piloto e a segurança do voo. Não obstante, em um futuro próximo esta lei pode vir a ser utilizada em voos testes de protótipos, eliminando um eventual risco ao piloto de testes.

Como trabalhos futuros pretende-se utilizar algum método de otimização a fim de encontrar os coeficientes que apresentem melhor resposta no tempo e/ou melhor estabilidade. Encontrar novas maneiras de se controlar aeronaves, por exemplo, redes neurais, de maneira a experimentar uma lógica humana de controlar um avião, porém programada por um controlador. Também, realizar um estudo visando encontrar uma técnica de escolha sistemática de variável a ser controlada e superfície de controle utilizada, baseada na proximidade de suas dimensões físicas.

## AGRADECIMENTOS

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

## REFERÊNCIAS

Alazard, D., Robust h2 design for lateral flight control of highly flexible aircraft. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, v. 25, n. 3, p. 502-509, May-Jun 2002.

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.

Bouadi, H., Cunha Jr, S. S., Drouin, A., Mora-camino, F., 2011, *Adaptive sliding mode control for quadrotor attitude stabilization and altitude tracking*, CINTI 2011, 12<sup>th</sup> IEEE International Symposium on Computational Intelligence and Informatics, Budapest.

Burlamaqui Filho, F. A. C., 2010. *Desenvolvimento de um sistema de controle para voo pairado de um dirigível robótico*. Dissertação (Mestrado), Engenharia Mecânica, Instituto Militar de Engenharia, Exército Brasileiro.

Cunha Jr, S. S., Panomruttanarug, B., Al-fazari, H., Mora-camino, F., 2011, *A neural network control based on differential flatness of a quadrotor*, DINCON 2011, X Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações, Águas de Lindóia.

- Da Silva, A. L., Non-Linear optimal model following control of flexible aircraft. Saarbrücken: LAP Lambert Academic, 2012. 2017 f.
- Diacenco, A.A., 2010. *Modelagem por elementos finitos de materiais compósitos estruturais incorporando material viscoelástico para o controle passivo de vibração e ruído*. Dissertação (Mestrado), Engenharia dos Materiais, Universidade Federal de Itajubá.
- Edwards, C., Spurgeon, S. K., Akoachere, A. A sliding mode output feedback controller for an aircraft system with flexible modes. In: IEE Conference on Decision and Control, 39., 2009, Sydney. Proceedings... Piscataway: IEEE, 2000. p. 1673-1678.
- Etkin, B., Reid, L. D., Dynamics of flight – stability and control, 3<sup>rd</sup> Edition, Wiley, 1996.
- Gregory, I. M., Modified dynamic inversion to control large flexible aircraft – What’s going on? In: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 1999, Portland. Proceedings... Washington, DC, 1999 (AIAA 99-3998).
- Gregory, I. M., Stability results for dynamic inversion devised for control large flexible aircraft. Washington, DC: AIAA, 2001 (AIAA 2001-4).
- Henriquez, A. A. M., 2011. *Flight control design for a flexible conceptual aircraft using backstepping technique*. Dissertação (Mestrado) Engenharia Mecânica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- Joshi, S. M., Kelkar, A. G., On longitudinal control of high speed aircraft in the presence of aeroelastic modes. Washington, DC: NASA, 1996 (NASA TM 110254).
- Kubica, K., Livet, T., Le Tron, X., Bucharles, A., Parameter-robust flight control system for a flexible aircraft. Control Eng. Practice, v.3, n.9, p. 1209-1215, 1995.
- Lavretsky, E. Y., Henderson, D. K., A neural network-based approach to active structural mode suppression for flexible transport aircraft. In: American Control Conference, San Diego. 1999. Proceedings... [S.1: s.n.], 1999. p. 4168-4162.
- Livet, T., Kubica, K., Magni, J.F., Robust flight control design with respect to delays, control efficiencies and flexible modes. Control Eng. Practice, v.3, n.10, p. 1373-1384, 1995.
- McLean, D. Gust alleviation control systems for aircraft. Proceedings of the Institution of Electrical Engineers, Control & Science, v. 125, n.7, p.675-685, 1978.
- PEREIRA, R. A., 2015, *Uso de leis de controle para melhoria de qualidade de voo de uma aeronave*, Trabalho Final de Graduação em Engenharia Mecânica Aeronáutica, Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, MG.
- Seshagiri, S., Vo, H. Robust control of lateral flight dynamics, International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering, v. 2, n. 2, p 80-85, 2008.
- Seshagiri, S., Khalil, H. K., Robust output feedback regulation of minimum-phase nonlinear systems using conditional integrators, Automatica, v. 41, p. 43-54, 2005.
- Smith, W. S., Hashemi, J., Fundamentos de engenharia e ciência dos materiais, Porto Alegre, AMGH, 2012.
- Sousa, M. S., 2005. *Projeto de um sistema de controle de uma aeronave de estabilidade variável usando o método do modelo de referência*. Dissertação (Mestrado) Engenharia Mecânica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

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.

Waszak, M. R., Schmidh, D. K., Flight dynamics of aeroelastic vehicles. *Journal of Aircraft*, v. 25, n. 6, p. 563-571, June 1988.