

PROPOSIÇÃO DE VALORES PARA OS GRAUS RELATIVOS DE PARÂMETROS DA DINÂMICA DE VÔO DE AERONAVES

Marcelo Santiago de Sousa, marcelo.santiago@unifei.edu.br^{1,2}
Pedro Paglione, paglione@ita.br²

¹ Universidade Federal de Itajubá – UNIFEI, Av. BPS, 1303, Bairro: Pinheirinho, Itajubá- MG, CEP: 37500-903

² Instituto Tecnológico de Aeronáutica- ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, Bairro: DCTA, São José dos Campos – SP, CEP: 12228-900

Resumo: 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 vôo de aeronaves. O único conhecimento requerido a respeito do sistema controlado é o grau relativo da saída controlada e o ganho de alta frequência. A definição dos graus relativos requer o cálculo de derivadas Lie sucessivas até que seja verificada uma relação direta entre uma das derivadas da saída comandada e o sinal de entrada. As expressões analíticas obtidas são bastante complexas, e a definição dos graus relativos com base nas expressões obtidas pode não ser muito trivial. Com o intuito de difundir a técnica de controle com regulador universal integrativo, é apresentado neste artigo uma proposição dos valores de graus relativos de parâmetros da dinâmica de vôo comumente controlados. A validação destes valores é feita com base em resultados de simulações feitas. Nas simulações apresentadas neste artigo, o regulador integral universal é implementado para o controle de altitude, velocidade, ângulo de ataque, ângulo de atitude, taxa de arfagem, taxa de guinada, ângulo de rolamento, ângulo de proa e posição lateral. Os resultados satisfatórios obtidos indicam que os valores propostos para os graus relativos das saídas controladas são os valores corretos.

Palavras-chave: controle não linear, controle de vôo, controle por estrutura variável, regulador integrativo universal, grau relativo

1. INTRODUÇÃO

O projeto de leis de controle de vôo de aeronaves costuma ser feito com a linearização numérica da dinâmica não linear em torno de um ponto de equilíbrio, seguida da implementação de leis de controle linear, e escalonamento de ganhos. Esta abordagem pode não permitir que seja usado todo o desempenho de aeronaves com dinâmica altamente não linear (Samad, Annaswamy, et.al. 2011). Leis de controle não linear permitem que seja usado todo o desempenho da aeronave, sem necessitar escalonamento de ganhos (Samad, Annaswamy, et.al. 2011).

Existem diferentes técnicas de controle não linear, entre as quais controle por modos deslizantes ou controle por estrutura variável. Esta técnica de controle permite que seja garantida a robustez da lei de controle, mesmo na presença de incertezas no modelo matemático e perturbações externas ao sistema controlado (Slotine & Li, 1991).

Uma técnica de controle relativamente recente, que pode usar controle por estrutura variável é a técnica do regulador integrativo universal (Seshagiri, Khalil, 2005). Esta técnica apenas requer duas informações a respeito do sistema controlado: o grau relativo e o ganho de alta frequência. Algumas publicações têm mostrado a eficácia no uso do regulador universal integrativo no controle da dinâmica de vôo de aeronaves (Seshagiri, Promtun, 2008, Promtun, Seshagiri, 2009). O grau relativo é obtido com o cálculo de derivadas 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 bastante complexas. Com o intuito de contornar esta fase da definição de leis de controle do tipo regulador integrativo universal e de difundir sua aplicação no controle de vôo de aeronaves, foi feita uma proposição do grau relativo dos parâmetros da dinâmica de vôo normalmente controlados: taxa de arfagem, ângulo de ataque, ângulo de atitude, altitude, velocidade, ângulo de rolamento, posição lateral e ângulo de proa. 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.

Este artigo foi organizado da seguinte forma: o item 2 contém uma explicação teórica da técnica de controle por estrutura variável/ regulador universal integrativo. O item 3 apresenta os parâmetros da dinâmica de vôo comumente controlados por sistemas de controle de vôo, e os sinais de entrada usados. O item 4 apresenta a aeronave usada nas simulações feitas e apresentadas neste artigo. O item 5 apresenta a proposição do grau relativo dos parâmetros taxa de

arfagem, ângulo de ataque, ângulo de atitude, altitude, velocidade, ângulo de rolamento, posição lateral e ângulo de proa, a justificativa para a proposição feita, e simulações feitas com o intuito de validar o valor do grau relativo proposto. O item 6 contém as conclusões.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Leis de controle definidas pelo método do regulador integrativo universal são usadas para controlar sistemas com dinâmica não linear representadas 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, ζ 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 (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 fina camada (camada limite) em torno da superfície s ($s \pm \mu$). Esta suavização é feita com o intuito de minimizar o chattering. Maiores informações podem ser vistas em (Slotine & Li, 1991);

$$\begin{aligned} \text{sat}(x) &= x \quad \text{se } |x| \leq 1 \\ \text{sat}(x) &= \text{sgn}(x) \quad \text{se } |x| > 1 \end{aligned}$$

μ 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 $i-1$, $i=1,2,\dots,\rho$

ρ é o grau relativo

σ é a saída da equação 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 $\lambda^{\rho-1} + k_{\rho-1}^i \lambda^{\rho-2} + \dots + k_1^i = 0$ 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. O grau relativo mostra quantas diferenciações do sinal de saída y são necessárias para que haja uma relação direta entre uma das derivadas de y e a entrada u .

3. PARÂMETROS DA DINÂMICA DE VÔO

As equações descritivas da dinâmica de vôo são apresentadas nas Equações (5). Uma descrição mais detalhada destas equações pode ser vista em (Steven, Lewis, 1992).

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

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 (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 , das taxas de arfagem Q , de rolamento P e de guinada R , das forças resultantes F_x, F_y, F_z atuantes na aeronave e da aceleração da gravidade g .

Os ângulos de ataque α , de derrapagem β , e a velocidade total V_T (e suas derivadas) são função de U, V, W .

As derivadas dos ângulos de Euler (ϕ, θ, ψ) são função dos ângulos de Euler 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, L_r, 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).

Os controles usados são: o profundor (δ_p), o aileron (δ_a), o leme (δ_l) e a manete de combustível ($\delta\pi$), usada para comandar a tração do motor. As forças F_x, F_y, F_z e momentos M, N, L_r são função dos estados e dos controles. Os graus de liberdade (U, V, W, P, Q, R), os controles (profundor, aileron, leme), e os ângulos de Euler (ϕ, θ, ψ) da aeronave podem ser visualizados na Fig.(1).

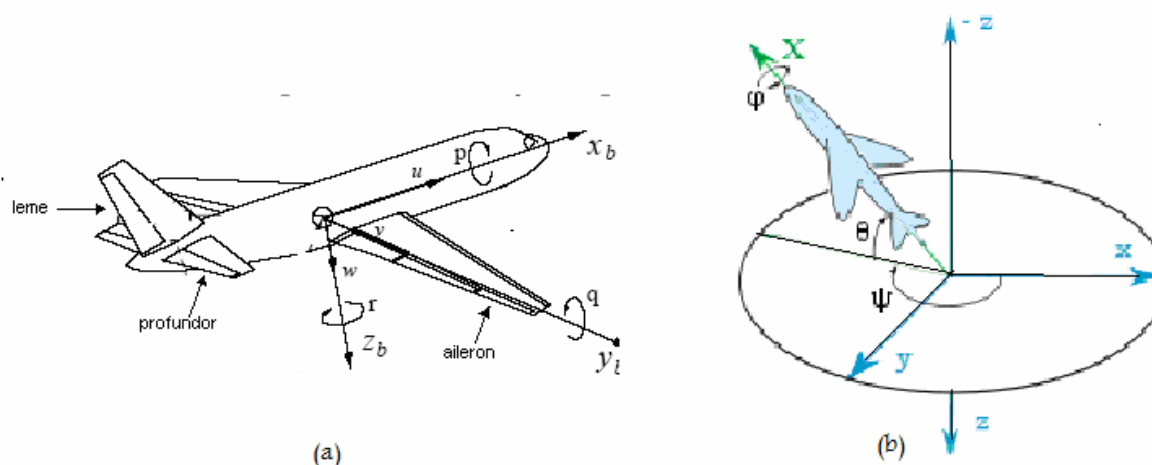


Figura 1 – Graus de liberdade e controles da aeronave (a) (Sousa, 2005), ângulos de Euler (b) (Wikipedia, 2012)

Os estados ($q, \alpha, \theta, V, H, \phi, \psi, Y_{\text{pos}}$) são os estados comumente controlados em sistemas de controle de vôo de aeronaves, e os valores dos graus relativos destes estados são propostos neste artigo.

4. AERONAVE CONTROLADA: F-16

A aeronave usada para se implementar as leis de controle do tipo regulador integrativo universal foi a aeronave de alto desempenho F-16, mostrada na Fig.(2). O modelo matemático da dinâmica de vôo do F-16 foi implementado em

MATLAB®/Simulink® por Sonneveldt (2006). Sonneveldt implementou os dados do F-16 contidos em Nguyen et al,(1979).



Figura 2 – Aeronave F-16

5. PROPOSIÇÃO DO GRAU RELATIVO E SIMULAÇÕES

Este item contém a proposição dos graus relativos dos estados comumente controlados por sistemas de controle de vôo e a justificativa para a proposição feita. Em todas as simulações, as curvas vermelhas mostram o valor do sinal desejado (des.) ou comandado (com.) para a superfície de controle, e as curvas azuis mostram o valor real dos estados ou dos controles obtidos durante as simulações (real). Deve ser notado que os atuadores das superfícies de controle foram considerados. Este fato torna as simulações mais realistas.

5.1. Taxa de Arfagem (q)

Em (Promtun, Seshagiri, 2009) é apresentado o uso do regulador integrativo universal no controle da taxa de arfagem. Nesta referência o valor do grau relativo da saída taxa de arfagem (considerando a deflexão do profundor como entrada) é definido como 1. Este valor foi usado pelos autores nas simulações apresentadas neste artigo.

A simulação mostrada na Fig.(3) 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 excelente rastreamento do sinal desejado. De acordo com (Promtun, Seshagiri, 2009) e com os resultados mostrados na figura 3, pode-se propor que o grau relativo da taxa de arfagem é 1. A expressão da lei de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite é apresentada na Equação (6), onde $e_q = q - q_d$.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_q + e_q}{\mu_q} \right) \right] = 0.4363 \text{sat} \left(\frac{10 \sigma_q + e_q}{0.2} \right) \quad (6)$$

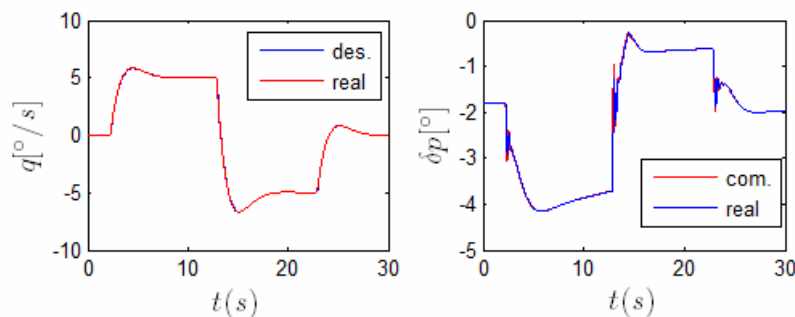


Figure 3. Controle da taxa de arfagem, H=10000 m, V=200 m/s

5.2. Ângulo de ataque (α)

Em (Seshagiri, Promtun, 2008) é apresentada a aplicação do regulador integrativo universal no rastreamento de doublets de ângulo de ataque. Nesta referência a superfície de controle é o profundor, e o grau relativo da saída ângulo de ataque é definido como 2. Simulações feitas com a lei de controle tipo regulador integrativo universal com grau relativo 2 foram feitas, e os resultados são apresentados na Fig.(4). Pode-se ver um excelente rastreamento do ângulo de ataque. Devido a este resultado, o valor proposto em (Seshagiri, Promtun, 2008) será mantido neste artigo. Portanto, o

grau relativo do ângulo de ataque é proposto como sendo 2. A expressão da lei de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite é apresentada na Equação (7), onde $e_\alpha = \alpha - \alpha_d$.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\alpha + k_1 e_\alpha + \dot{e}_\alpha}{\mu_\alpha} \right) \right] = 0.4363 \text{sat} \left(\frac{1 \sigma_\alpha + 1 e_\alpha + \dot{e}_\alpha}{0.1} \right) \quad (7)$$

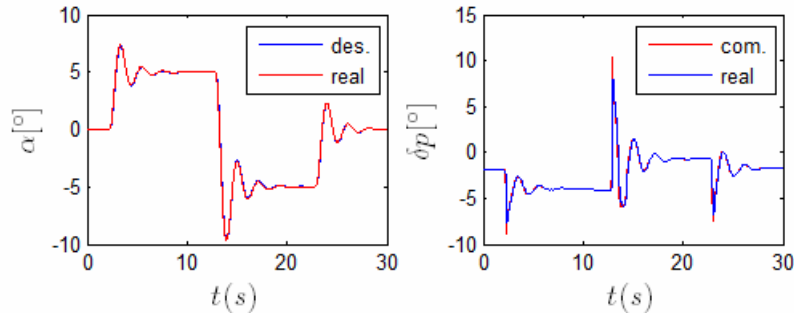


Figure 4. Controle do ângulo de ataque, H=10000 m, V=200 m/s

5.3. Ângulo de atitude (θ)

Em vôo reto e nivelado, o ângulo de atitude é igual ao ângulo de ataque. Com base neste fato, foi feita a suposição de que o grau relativo do ângulo de atitude tem o mesmo valor do grau relativo do ângulo de ataque. A simulação apresentada na Fig.(5) mostra o rastreamento de um doublet do ângulo de atitude (θ). Os resultados mostram um excelente rastreamento. Portanto, o valor proposto para o grau relativo do ângulo de atitude é proposto como sendo 2. A expressão da lei de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite é apresentada na Equação (8), onde, $e_\theta = \theta - \theta_d$.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\theta + k_1 e_\theta + \dot{e}_\theta}{\mu_\theta} \right) \right] = 0.4363 \text{sat} \left(\frac{0.1 \sigma_\theta + 1 e_\theta + \dot{e}_\theta}{0.05} \right) \quad (8)$$

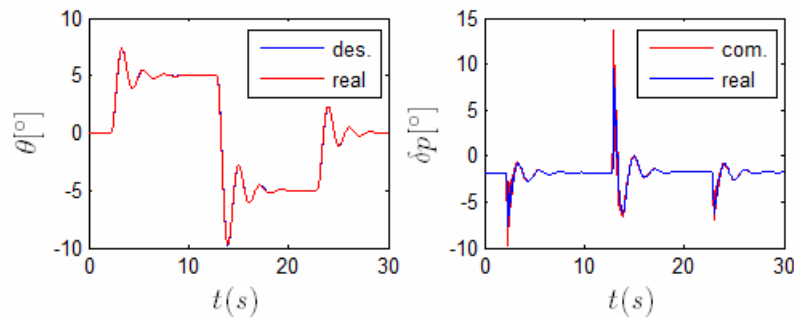


Figure 5. Controle do ângulo de atitude, H=10000 m, V=200 m/s

5.4. Velocidade (V) e Altitude (h)

Em Xu et al (2005), Silva (2007) são apresentadas leis de controle não linear da altitude e velocidade de uma aeronave hipersônica. Nestas referências, o profundor e a tração são usados para o controle da altitude e velocidade, e a técnica de controle usada é controle por estrutura variável. Os graus relativos da velocidade e altitude são definidos como sendo 3 e 4, respectivamente. Estes valores dos graus relativos propostos em Xu et al (2005), Silva (2007) foram usados em simulações feitas, e os resultados são apresentados nas Fig.(6) e (7). Nas simulações feitas, o profundor foi usado exclusivamente para controlar a velocidade e a manete de combustível é usada exclusivamente para se controlar a altitude. Na figura 6 é comandado um degrau de +5m/s na velocidade, ao mesmo tempo em que é usada tração para manter a altitude constante. Na figura 7, é comandado um degrau de 200 m na altitude, ao mesmo tempo em que o profundor é usado para manter a velocidade constante. Os resultados das Fig.(6) e (7) apresentam um rastreamento satisfatório dos degraus comandados. Portanto, os valores dos graus relativos da velocidade e altitude podem ser mantidos em 3 e 4, respectivamente. A expressão das leis de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite são apresentadas nas Equações (9),(10), onde: $e_H = H - H_d$, onde, $e_V = V - V_d$.

$$\delta\pi = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_H + k_1e_H + k_2\dot{e}_H + k_3\ddot{e}_H + \ddot{e}_H}{\mu_H} \right) \right] = 0.2\text{sat} \left(\frac{0.08\sigma_H + 1e_H + 3\dot{e}_H + 3\ddot{e}_H + \ddot{e}_H}{50} \right) \quad (9)$$

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_V + k_1e_V + k_2\dot{e}_V + \ddot{e}_V}{\mu_V} \right) \right] = -0.0262\text{sat} \left(\frac{0.05\sigma_V + 1e_V + 2\dot{e}_V + \ddot{e}_V}{2} \right) \quad (10)$$

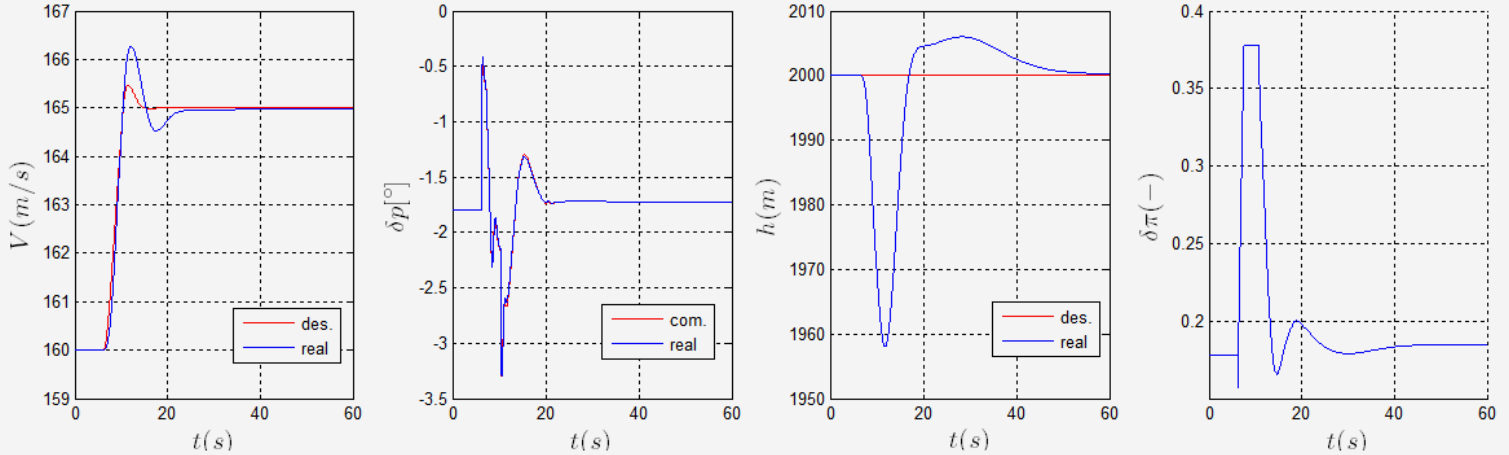


Figure 6. Degrau de +5m/s na velocidade, H=10000 m, V=200 m/s

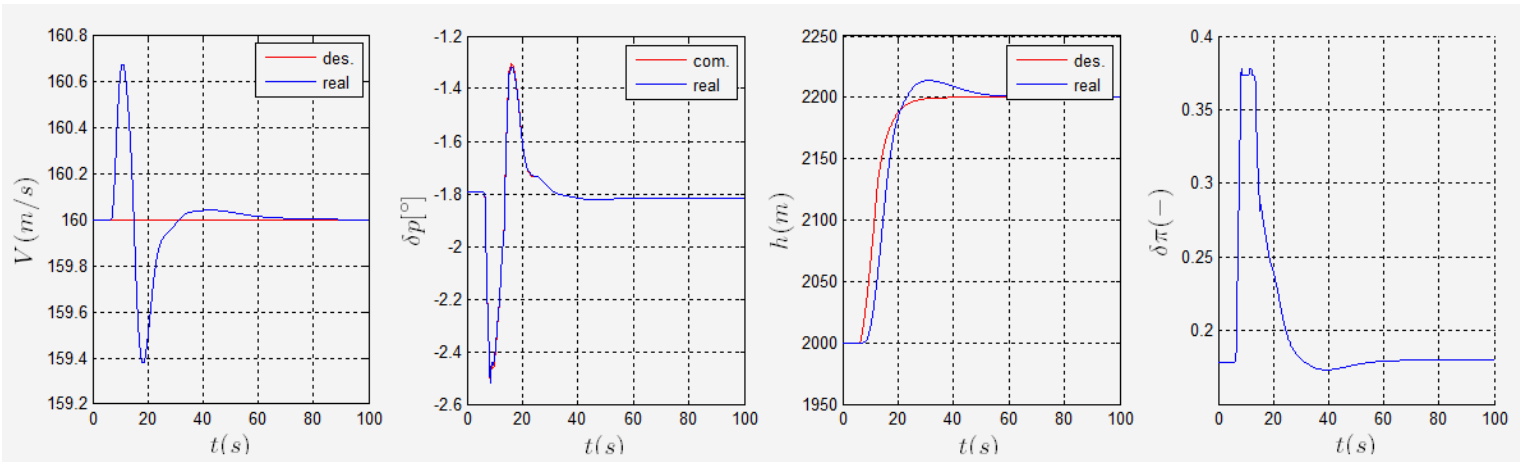


Figure 7. Degrau de 200 m na altitude, H=10000 m, V=200 m/s.

Nas simulações feitas e apresentadas nas Fig.(3) a (7), os controles usados foram o profundor (δp) e a manete de combustível ($\delta\pi$). Nas simulações apresentadas nas Fig. (8) a (10), os controles usados foram o aileron (δa) e o leme (δl). Este último para controlar a taxa de guinada (r).

5.6. Ângulo de Rolamento (ϕ)

A superfície de controle usada para se controlar a taxa e o ângulo de rolamento é o aileron. Como o aileron está diretamente relacionado com a taxa de rolamento (Lewis, Stevens, 1992), pode-se concluir facilmente que o grau relativo da taxa de rolamento é 1. Como a derivada do ângulo de rolamento é aproximadamente igual a taxa de rolamento (desde que as taxas de guinada e arfagem sejam muito pequenas), pode-se supor que o grau relativo do ângulo relativo do ângulo de rolamento é 2. Fazendo esta suposição, foi usada a lei de controle do tipo regulador integrativo universal com grau relativo 2 para o aileron comandar doublets de ângulos de rolamento. E foi usada uma lei de controle com grau relativo 1 para o leme controlar a taxa de guinada. O leme foi usado como amortecedor de guinada. O grau relativo da taxa de guinada foi definida como 1 porque a derivada da taxa de guinada é função direta da deflexão do leme. Os resultados da simulação do rastreamento do doublet de ângulo de rolamento com amortecimento da guinada são apresentados na Fig.(8). Pode-se ver um excelente rastreamento do ângulo de rolamento. Portanto, pode-se propor que o valor do grau relativo do ângulo de rolamento é 2.

Embora a taxa de guinada não tenha apresentado o valor nulo desejado, pode-se manter o valor do grau relativo da taxa de guinada como 1. Em simulações feitas, mas não apresentadas neste artigo foi notado que o leme está amortecendo a guinada. A expressão das leis de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessuras da camada limite são apresentadas nas Equações (11a), (11b), onde, $e_\phi = \phi - \phi_d$, $e_r = r - r_d$.

$$\delta a = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\phi + k_1 e_\phi + \dot{e}_\phi}{\mu_\phi} \right) \right] = 0.6981 \text{sat} \left(\frac{0.09 \cdot \sigma_\phi + 1 \cdot e_\phi + \dot{e}_\phi}{2} \right) \quad (11a)$$

$$\delta l = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_r + e_r}{\mu_r} \right) \right] = 0.5236 \text{sat} \left(\frac{0.05 \sigma_r + e_r}{2} \right) \quad (11b)$$

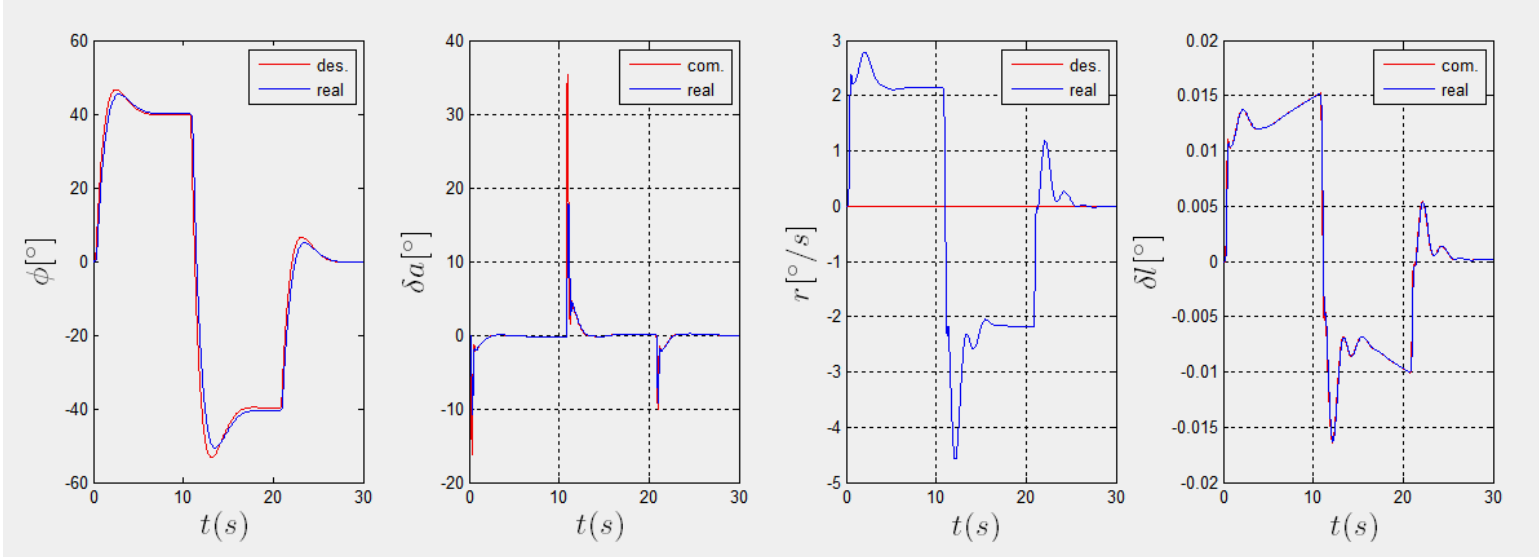


Figure 8. Controle do ângulo de rolamento ϕ e rdeg, H=10000 m, V=200 m/s

5.7. Posição lateral (Ypos)

No item 5.4 foi proposto que o grau relativo da altitude é 4 (considerando a tração como controle). Em simulações feitas e não apresentadas neste artigo foi visto que o profundor pode ser usado para controlar a altitude, desde que o grau relativo seja 4 também. Traçando um paralelo com a saída posição lateral e com o aileron como controle, foi suposto que o grau relativo da posição lateral é 4. Os resultados apresentados na Fig.(9) validam este resultado. Poder ser visto que foi obtido um excelente rastreamento do degrau comandado de -200m na posição lateral da aeronave. Portanto, o valor do grau relativo da posição lateral pode ser proposto como sendo 4. As expressões das leis de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite são apresentadas nas Equações (12a),(12b), onde, $e_y = Y_{\text{pos}} - Y_{\text{posd}}$, $e_r = r - r_d$.

$$\delta a = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_y + k_1 e_y + k_2 \dot{e}_y + k_3 \ddot{e}_y + \ddot{\ddot{e}}_y}{\mu_y} \right) \right] = 0.0873 \text{sat} \left(\frac{0.02 \sigma_y + 0.7290 e_y + 2.43 \dot{e}_y + 2.70 \ddot{e}_y + 1 \ddot{\ddot{e}}_y}{5} \right) \quad (12a)$$

$$\delta l = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_r + e_r}{\mu_r} \right) \right] = 1.7452 \text{sat} \left(\frac{0.03 \sigma_r + e_r}{2} \right) \quad (12b)$$

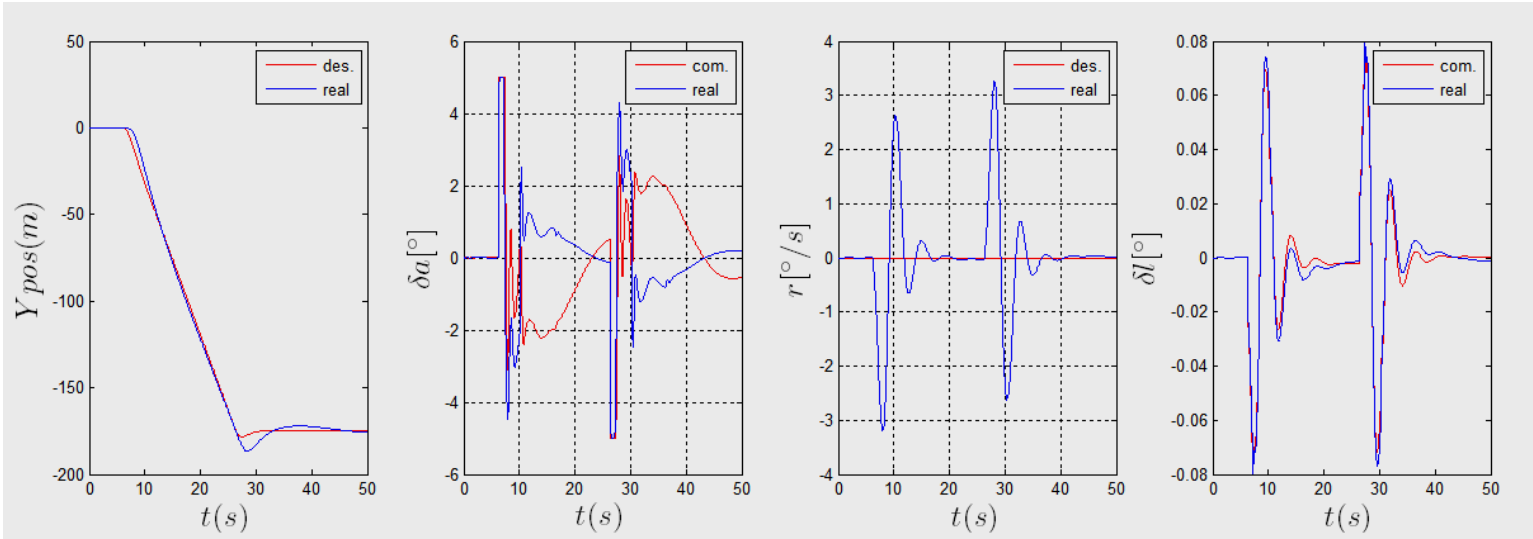


Figure 9. Controle da posição lateral e rdeg, H=10000 m, V=200 m/s

5.8. Ângulo de proa (ψ)

O valor do grau relativo do ângulo de proa (ψ) foi obtido por um processo de tentativa e erro. Foram feitas simulações com graus relativos 1, 2,3,4 e 5. A única que apresentou resultados satisfatórios como o apresentado na Fig.(10), foi a que tinha controlador com grau relativo 3 (e aileron usado como controle). Portanto, pode-se propor que o grau relativo do ângulo de proa é 3. As expressões das leis de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite são apresentadas nas Equações (13a),(13b), onde, $e_\psi = \psi - \psi_d$, $e_r = r - r_d$.

$$\delta a = -k \cdot \text{sat}\left(\frac{s}{\mu}\right) = -k \cdot \text{sat}\left(\frac{k_0 \sigma_\psi + k_1 e_\psi + k_2 \dot{e}_\psi + \ddot{e}_\psi}{\mu_\psi}\right) = 0.0175 \cdot \text{sat}\left(\frac{0.01 \sigma_\psi + 1 e_\psi + 2 \dot{e}_\psi + \ddot{e}_\psi}{15}\right) \quad (13a)$$

$$\delta l = -k \cdot \text{sat}\left(\frac{s}{\mu}\right) = -k \cdot \text{sat}\left(\frac{k_0 \sigma_r + e_r}{\mu_r}\right) = 1.3962 \cdot \text{sat}\left(\frac{0.03 \sigma_r + e_r}{2}\right) \quad (13b)$$

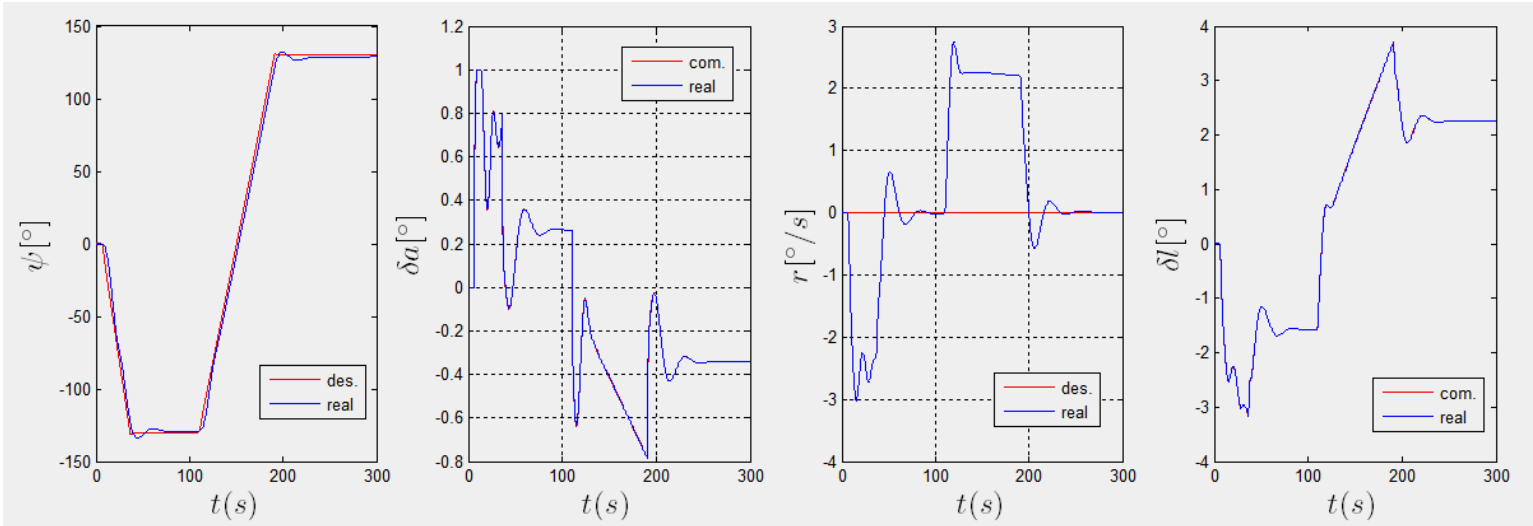


Figure 10. Controle do ângulo ψ (Heading) e rdeg, H=10000 m, V=200 m/s

A Tabela (1) apresenta um resumo com a definição dos valores dos graus relativos propostos neste artigo. As colunas apresentam o sinal de saída, o sinal de entrada e o grau relativo proposto.

Tabela 1- Proposição do valor do grau relativo de $q, \alpha, \theta, V, H, \phi, \psi, Y_{pos}$.

<i>saída</i>	<i>entrada</i>	<i>Grau relativo</i>
Taxa de arfagem (q)	profundor (δp)	1
Ângulo de ataque (α)	profundor (δp)	2
Ângulo de atitude (θ)	profundor (δp)	2
Velocidade (V)	Profundor (δp)	3
Altitude (h)	profundor (δp) / motor ($\delta \pi$)	4
Ângulo de Rolamento (ϕ)	aileron (δa)	2
Posição Lateral (Y_{pos})	aileron (δa)	4
Ângulo de Proa (ψ)	aileron (δa)	3
Taxa de guinada (r)	leme (δl)	1

6. CONCLUSÕES

Neste artigo foram propostos valores para os graus relativos das saídas da taxa de arfagem (q), do ângulo de ataque (α), do ângulo de atitude (θ), da altitude (H), da taxa de guinada (r), do ângulo de rolamento (ϕ), do ângulo de proa (ψ), e da posição lateral (Y_{pos}). Esta proposição foi feita com base em valores usados em outras referências (H, V, q, α), em suposições feitas (r, ϕ, Y_{pos}), e em simulações feitas (ψ). Para todos os parâmetros foram feitas simulações que validaram o valor proposto. A definição dos graus relativos costuma ser feito com o cálculo de diferenciações sucessivas do sinal de saída até que seja verificada uma relação direta entre uma derivada do sinal de saída e o sinal de entrada. Este cálculo continua sendo recomendado, mas, geralmente são obtidas expressões muito complexas. Este artigo foi feito com o intuito de contornar esta fase da definição de leis de controle do tipo regulador integrativo universal e difundir o seu uso em controle de vôo.

7. AGRADECIMENTOS

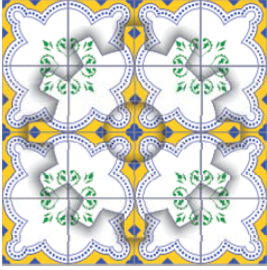
Os autores agradecem a UNIFEI e ao ITA pelo apoio recebido para a realização deste trabalho.

8. REFERÊNCIAS

- http://en.wikipedia.org/wiki/Euler_angles, acessado em 16/04/2012
- Nguyen et. al., (1979), “Simulator Study of Stall/Post-Stall Characteristics of a Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability”, NASA Technical Paper 1538.
- Promptun, E., Seshagiri, S., (2009), “Siding Mode Control of Pitch-Rate of an F-16 Aircraft”, World Academy of Science, Engineering and Technology 57, pp. 633-648.
- Samad, T., Annaswamy. A.M., Enns, D., Bosworth, J., (2011), The Impact of Control Technology, Available at www.ieeecss.org, acessado em 27/01/2012
- Seshagiri, S., Khalil, H. K., (2005), “Robust output feedback regulation of minimum-phase nonlinear systems using conditional integrators”, Automatica, 41 (1), pp:43-54.
- Seshagiri, S., Promptun, E., (2008), “Sliding Mode Control of F-16 Longitudinal Dynamics”, 2008 American Control Conference Westin Seattle Hotel, Seattle, Washington, USA, pp 1770-1775.
- Silva, A.L., (2007), “Procedimento de projeto de leis de controle de vôo de aeronaves utilizando o controle a estrutura variável”, dissertação de mestrado – ITA, Brasil.
- Slotine, J-J, Li, W., (1991), “Applied Nonlinear Control”, Englewood Cliffs, New Jersey, Prentice Hall.
- Sonneveldt, L., (2006), “Nonlinear F-16 Fighter Model”, disponível no site: <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/11340-nonlinear-f-16-fighter-model>, acessado em 27/01/2012
- Sousa, M.S., (2005). “Projeto de um sistema de controle de uma aeronave de estabilidade variável usando o método do modelo de referência”, dissertação de mestrado, ITA, Brasil.
- Stevens, B. L., Lewis, F.L., (1992), “Aircraft Control and Simulation”, John Wiley & Sons, Inc, USA.
- Xu, H., Ioannou, P.A., Mirmirani, M., (2001), “Adaptive Sliding Mode Control Design for A Hypersonic Flight Vehicle”, CATT Technical report No. 02-02-01. pp 1-25.

9. DIREITOS AUTORAIS

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



PROPOSITION OF VALUES TO THE RELATIVE DEGREE OF PARAMETERS OF AIRCRAFT FLIGHT DYNAMICS

Marcelo Santiago de Sousa, marcelo.santiago@unifei.edu.br^{1,2}
Pedro Paglione, paglione@ita.br²

¹ Federal University of Itajubá – UNIFEI, Av. BPS, 1303, Bairro: Pinheirinho, Itajubá- MG, CEP: 37500-903

² Technological Institute of Aeronautics - ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, Bairro: DCTA, São José dos Campos – SP, CEP: 12228-900

Abstract *The use of regulator integral universal is one technique of nonlinear control that has presented satisfactory results in aircraft flight control. The unique knowledge about the dynamic of controlled system is its relative degree and the high frequency gain. The definition of relative degree requires the calculus of successive Lie derivatives until one explicit relation between the output commanded and the input is verified. The analytical expressions obtained are complex and the definition of relative degree with these expressions can be not trivial.*

With the aim of deviate from this fase of calculus of relative degree and disseminate the technique of regulator integral universal in aircraft control, this paper presents one proposition of values of relative degrees of output parameters commonly controlled. The validation is made with the results obtained in simulations performed. The simulations presents the use of regulator integral universal in the control of airspeed, altitude, angle of attack, angle of attitude, pitch rate, yaw rate, roll angle, heading and lateral position. The satisfactory results obtained indicate that the values of relative degrees proposed seem to be correct.

Keywords: *nonlinear control, flight control, variable structure control, sliding mode control, regulator integral universal.*