

LEI DE CONTROLE PARA DECOLAGEM AUTOMÁTICA

José Ricardo Perez de Oliveira, jrpoliveira@embraer.com.br²
Pedro Paglione, paglione@ita.br¹
Salvador Jorge da Cunha Ronconi, salvador.ronconi@embraer.com.br²

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias - São José dos Campos - SP - Brasil

²Empresa Brasileira de Aeronáutica SA, Av. Brig. Faria Lima, 2170 – São José dos Campos - SP - Brasil

Resumo: *A finalidade deste trabalho é projetar e validar um sistema de controle que conduza apropriadamente uma aeronave durante a fase de decolagem, mais especificamente nas sub-fases de arredondamento(rolagem) e subida. O projeto do sistema de controle é feito através do modelo linearizado. Efeitos característicos da decolagem foram analisados, tais como: efeito de solo, retração de trem de pouso e retração dos flaps. Foi feito também um estudo da cinemática inversa do problema de decolagem para a sub-fase de arredondamento. A finalidade do uso da mesma foi obter um sinal de referência a ser utilizado como rastreo para o sistema de controle. A partir de então se deu o projeto dos controladores para o modelo desenvolvido. Os ganhos dos controladores foram calculados utilizando o modelo linearizado da aeronave trimada e a técnica utilizada no cálculo dos ganhos dos controlador para o arredondamento e subida foram ITAE (Integral Time Absolute Error) e IAE (Integral Absolute Error), respectivamente. Para a sub-fase de arredondamento, curta duração, um controlador PI se mostrou suficiente para dar uma boa resposta da aeronave. Já na sub-fase de subida foi utilizado no rastreo dos sinais de referência os controladores PID e PI. Com o sistema de controle desenvolvido, ele foi integrado ao modelo não linear da aeronave e avaliado a performance dos controladores projetados. A capacidade do controlador de subida ainda foi testada para a retração dos flaps.*

Palavras-chave: *decolagem, piloto automático, ITAE, cinemática inversa*

1. INTRODUÇÃO

O mercado aeronáutico evolui constantemente a passos rápidos, e cada passo neste exigente mercado representa uma melhora em desempenho, custo, segurança e conforto.

O advento do “fly-by-wire” é uma forte vertente nessa constante evolução com o propósito de aumentar o nível de automatização dentro das aeronaves, o que transforma o piloto cada vez mais em um supervisor, aliviando sua carga de trabalho e aumentando a segurança e performance da aeronave em suas fases de voo.

A dinâmica da aeronave em voo é bastante conhecida e já foi tema de diversos estudos, entretanto as fases de transição entre solo e ar ainda estão sendo exploradas. Com isto, os efeitos característicos destas fases se tornam mais conhecidos, aumentando a precisão dos modelos.

A decolagem, que é tratada como uma das fases mais críticas do voo em função dos riscos que oferece, é quase sempre negligenciada em termos de desempenho, pois se trata de uma etapa de curta duração, não sendo possível atingir grande redução de custos. Entretanto, um aumento no nível de automatização da aeronave diminui a quantidade de procedimentos exigida para o piloto nesta fase, deixando-o mais atento à decolagem em si. A automatização também torna possível explorar e delimitar os limites físicos da aeronave, tornando-a mais segura em diversos aspectos.

2. METODOLOGIA

2.1. Equações do modelo da aeronave

Neste trabalho é suposto que o piloto que comanda a aeronave está encarregado dos controles latero-direcionais da mesma. O piloto age de modo que a resultante aerodinâmica é mantida no plano vertical e, também, age de modo a manter a derrapagem constantemente nula. Ou seja, a trajetória da aeronave se situa no plano vertical e o vetor velocidade é mantido no plano de simetria da aeronave. Desta forma, será considerado para este estudo somente a dinâmica longitudinal da aeronave.

A fase de voo estudada é a decolagem, subdividida em arredondamento e subida.

O sistema de eixos adotado como referência para a modelagem da aeronave foi o sistema aerodinâmico. As equações do movimento, projetadas neste sistema, determinam: velocidade (V), taxa de arfagem (q), ângulo de trajetória (γ), ângulo de ataque (α), altitude (H) e distância (x_0).

$$\dot{V} = \frac{F \cdot \cos(\alpha) - D - mg \cdot \sin(\gamma)}{m} \quad (1)$$

$$q = \frac{M_A - F \cdot z_F}{I_y} \quad (2)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{F \cdot \sin(\alpha) + L - mg \cdot \cos(\gamma)}{mV} \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (4)$$

$$\dot{H} = V \cdot \sin(\gamma) \quad (5)$$

$$\dot{x}_0 = V \cdot \cos(\gamma) \quad (6)$$

Estas equações estão em função de forças aplicadas à aeronave, são elas: forças aerodinâmicas (arrasto (D), sustentação (L) e momento (M_A)) e força de propulsão (F). Outras variáveis utilizadas nas equações são: massa da aeronave (m), aceleração da gravidade (g), momento de inércia (I_y) e distância entre força de propulsão e centro de gravidade da aeronave (z_F).

Não é levada em conta a interação entre o solo e o trem de pouso, adotou-se a hipótese que a aeronave se elevou do solo e, a partir de então, iniciaram-se as sub-fases de decolagem.

Vale ressaltar que neste trabalho foi considerada a influência do efeito de solo na sustentação da aeronave, assim como também foram levadas em consideração as configurações de flap e trem de pouso para o cálculo das forças aerodinâmicas da aeronave.

2.2. Cinemática Inversa

O sistema de controle do piloto automático de decolagem da aeronave requer um sinal de referência para atuar, ou seja, para servir de guia durante o processo de decolagem. Com a finalidade de se obter esta referência, foi realizado o estudo da cinemática inversa da decolagem. Esta referência seria, no caso, o comando de um piloto durante a decolagem.

A dinâmica da aeronave para o estudo do problema inverso é aproximada por uma massa pontual, assim sendo, não são utilizadas as equações das variáveis que representam a orientação da aeronave no espaço. Portanto, neste trecho particular do trabalho, não são utilizadas a taxa de arfagem e a variação do ângulo de ataque. As equações que representam a dinâmica da aeronave nesta análise são Eq.(1), Eq.(3), Eq.(5) e Eq.(6).

Uma variável importante para se avaliar durante o processo de decolagem é o fator de carga, dado que requisitos de qualidade de voo recomendam que durante uma decolagem o fator de carga em uma aeronave não ultrapasse o valor de 1.2. Logo, chega-se a conclusão de que deve ser desenvolvido um método que imponha este limite de fator de carga para a aeronave durante a sub-fase de arredondamento, garantindo, deste modo, o conforto aos passageiros.

O método desenvolvido implica no cálculo do coeficiente de sustentação (C_L) para o trecho de arredondamento da decolagem, cuja guiação é direcionada, portanto, pela restrição do fator de carga (n_z), dado pela Eq.(7). Como a força de sustentação (L) está em função do coeficiente de sustentação (C_L), e todas as outras variáveis são conhecidas, obtém-se o coeficiente C_L da aeronave para a sub-fase de arredondamento.

$$n_z = \frac{F \cdot \sin(\alpha) + L}{mg} \quad (7)$$

Para que transcorra uma transição confortável aos passageiros entre a fase de arredondamento, com fator de carga constante, e a fase de subida, determinada por velocidade vertical constante e, portanto, fator de carga próximo a unidade para um ângulo de trajetória (γ) pequeno, uma função de terceira ordem foi utilizada para suavizar a transição no fator de carga.

Finalmente, com o propósito de obter o sinal de referência desejado, no caso a taxa de arfagem (q), e como na cinemática inversa são desprezadas as equações de orientação da aeronave, foi necessário estimar o ângulo de ataque (α) da aeronave, descrito na Eq.(8), a partir de uma aproximação linear em função do coeficiente de sustentação da aeronave (C_L), coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo (C_{L0}) e derivada de estabilidade do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque ($C_{L\alpha}$).

$$\alpha = \frac{(C_L - C_{L0})}{C_{L\alpha}} \quad (8)$$

Através desta estimativa, foi possível obter o ângulo de arfagem (θ) da aeronave, que consiste na soma do ângulo de ataque (α) com o ângulo de trajetória (γ) e, conseqüentemente, foi obtida a taxa de arfagem (q).

2.3. Estrutura da malha do sistema

Uma forma de aumentar a estabilidade de uma aeronave é através da implementação de um SAS (*Stability Augmentation System* - Sistema de Aumento de Estabilidade), de acordo com Lewis (2003). O SAS consiste basicamente no processamento de algumas variáveis sensorizadas da aeronave que são realimentadas para os atuadores que comandam as superfícies primárias. Este processo reposiciona os pólos do sistema em questão, estabilizando-os ou simplesmente modificando o amortecimento e frequência natural do sistema da maneira desejada.

A primeira sub-fase de decolagem, o arredondamento, consiste em uma dinâmica bastante rápida, com duração típica de menos que 5 segundos, desta maneira, a dinâmica predominante da aeronave é a de período curto. As variáveis a serem realimentadas neste caso, portanto, são o ângulo de ataque (α) e a taxa de arfagem (q), que se relacionam mais diretamente com a orientação da aeronave no espaço e, assim, com a dinâmica de período curto. O modo da fugóide será muito pouco afetado por esta realimentação.

Já a sub-fase seguinte de decolagem, a subida, consiste em um movimento um pouco mais longo, pois a aeronave precisa atingir a altitude de 400 ft e estabilizar. Esta maior duração gera a necessidade de considerar o modo da fugóide. As variáveis realimentadas para o SAS neste caso são o ângulo de arfagem (θ) e a taxa de arfagem (q).

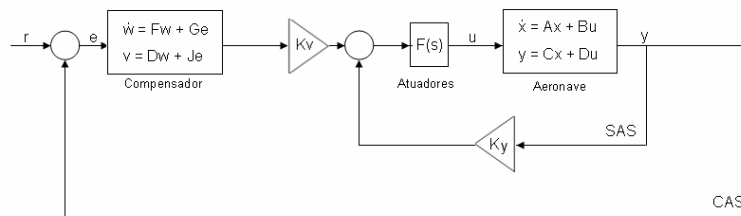


Figura 1. Malha adotada para o sistema

O sistema de controle que comanda a aeronave tem a finalidade de aliviar a carga de trabalho do piloto e, deste modo, deixá-lo num papel mais supervisão. Neste trabalho este sistema é denominado de CAS (*Control Augmentation System* – Sistema de Aumento de Controle), de acordo com Lewis (2003).

Para a sub-fase de arredondamento, o sinal de referência para o controlador é a taxa de arfagem (q), estimado pela cinemática inversa. O sinal de controle gerado é enviado ao atuador do profundor que tem a função de atuar de modo a rastrear o sinal de referência. A manete, nesta fase, se encontra em seu valor máximo, conforme determinado por requisitos de decolagem.

Na sub-fase de subida são dois os sinais de referência, altitude (H), que conduz a aeronave aos 400 ft, e velocidade (V), mantida constante. Os sinais de controle gerados são enviados ao atuador do profundor e a manete, que atuam de modo a regular o sistema da forma projetada.

O projeto do compensador é feito em torno de um ponto de equilíbrio da aeronave, de modo que o modelo da aeronave possa ser aproximado por linear neste ponto. Ou seja, as equações que representam a dinâmica não-linear da aeronave, Eq.(1) a Eq.(6), são igualadas a zero em uma desejada condição de altitude e velocidade, e são determinados, portanto, a deflexão do profundor, variação da manete e ângulo de ataque (α) que tornam possível esta condição de equilíbrio.

O modelo linearizado da aeronave e o compensador são representados na forma de Espaço de Estados. Os atuadores são representados no plano s . Os estados do modelo linearizado são: velocidade (V), ângulo de trajetória (γ), ângulo de ataque (α), taxa de arfagem (q) e altitude (H).

2.4. Metodologia de controle

A metodologia utilizada no cálculo dos ganhos do controlador para a sub-fase de arredondamento é o método ITAE (*Integral Time Absolute Error* – Integral Erro Absoluto Tempo). O ITAE tem por finalidade penalizar erros (e) persistentes na malha ponderados com relação ao tempo (t), da seguinte forma:

$$ITAE = \int_0^{\infty} t \cdot |e(t)| dt \quad (9)$$

O ITAE aumenta de valor assim que a variável de controle se afasta da referência e a ponderação no tempo faz com que, para um desvio inicial grande, ocorra uma pequena ponderação, enquanto que um desvio pequeno na resposta para os tempos finais é bastante penalizado. A ponderação no tempo foi imposta neste caso devido a necessidade de uma resposta rápida da aeronave para a taxa de arfagem, pois, conforme já discutido, o arredondamento se trata de um movimento de curta duração.

Os valores dos ganhos do compensador são obtidos ao aplicar uma função de otimização de um *software* comercial na malha do sistema demonstrada na Fig.(1). A função de otimização busca minimizar o índice ITAE da malha através da variação dos ganhos do compensador.

Por outro lado, a metodologia utilizada no cálculo dos ganhos dos controladores para a sub-fase de subida é o método IAE (*Integral Absolute Error* – Integral Erro Absoluto). O IAE tem por finalidade somente penalizar erros persistentes na malha, conforme a seguir:

$$IAE = \int_0^{\infty} |e(t)| dt \quad (10)$$

O IAE consiste na versão simplificada do ITAE, penalizando somente os erros para o cálculo dos ganhos dos compensadores. Ele foi adotado nesta fase para aliviar a carga de trabalho dos compensadores e atuadores, pois não há uma exigência tão grande de uma resposta rápida da aeronave, quando comparado ao caso anterior, e nem a necessidade de uma subida tão forçada da aeronave até atingir os 400 ft, o que poderia comprometer a segurança da aeronave e o conforto dos passageiros.

No caso da subida, como o critério adotado é menos restritivo para o cálculo dos ganhos e, assim, não apresenta muita seletividade quanto às variações dos parâmetros, algumas restrições não-lineares foram impostas na busca da minimização do IAE. Estas restrições desenvolvidas apresentaram bom desempenho na busca por moldar uma subida desejada para a aeronave, foram impostas uma restrição no valor do sobressinal da altitude e também foi restrita a taxa de subida aeronave, ou seja, a velocidade vertical, de modo a respeitar os limites de segurança da aeronave.

O método de obtenção dos valores dos ganhos do compensador da fase de subida é similar ao método utilizado para o compensador da fase de arredondamento, com a adição das restrições não-lineares à busca da função de otimização.

3. RESULTADOS

3.1. Fase de Arredondamento

A sub-fase de arredondamento na decolagem consiste em fazer com que a aeronave realize uma trajetória na qual o ângulo de trajetória (γ) da aeronave varie de zero ao ângulo de trajetória desejado para a rampa de subida. Conforme já discutido, trata-se de uma etapa bastante rápida da decolagem, em que é importante manter o conforto dos passageiros, daí a preocupação em manter um fator de carga limite.

Um outro fator característico desta sub-fase é o efeito de solo, presente em baixas altitudes. Conforme estudado neste trabalho, o efeito de solo atua de modo a instabilizar o modelo linearizado da aeronave, o que impossibilita o projeto de um controlador linear. No caso, os pólos do modo fúgido da aeronave são levados pelo efeito de solo ao semiplano direito do plano complexo (plano-s). A hipótese adotada então, e de acordo com Ferreira (2008), é de utilizar somente o modo de período curto da aeronave para o projeto do controlador. Esta hipótese não traz perda alguma para o controle da aeronave de um modo geral, pois no trecho predomina os efeitos da dinâmica de período curto. Abaixo se encontra um exemplo dos pólos da aeronave trimada em uma altitude de 5 m, nas configurações com e sem efeito de solo.

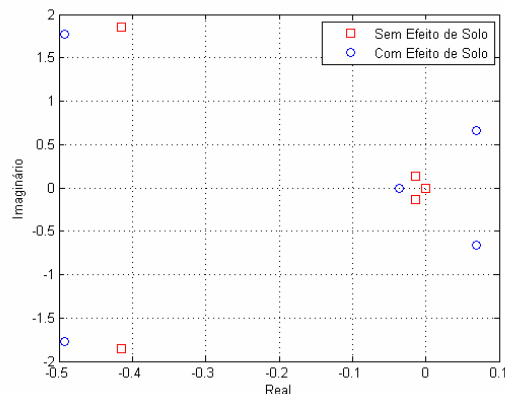


Figura 2. Pólos do modelo linearizado da aeronave no plano complexo (plano-s), com e sem efeito de solo

Percebe-se que a presença do efeito de solo desloca os pólos para o semiplano direito. Portanto, os estados adotados foram o ângulo de ataque (α) e taxa de arfagem (q), que representam a dinâmica de período curto.

Conforme descrito no item 2.3, foi determinada a condição de equilíbrio da aeronave, na configuração de flap de 20° e trem de pouso estendido, em uma altitude e velocidade típicas de início de fase de decolagem. As variáveis obtidas para o equilíbrio estão a seguir:

Tabela 1. Variáveis da aeronave no equilíbrio (arredondamento)

	Entradas		Equilíbrio
Altitude [m]	1	α_e [°]	0.99
Velocidade [m/s]	95	Manete [%]	64.25
Estabilizador [°]	3.4	Profundor [°]	0.07

Foram, então, calculados os ganhos de um compensador PI (Proporcional-Integral) de maneira a satisfazer o critério de minimização do ITAE. Embora os ganhos do compensador tenham sido calculados com a manete na posição de equilíbrio no ambiente linear, no ambiente não-linear de simulação, a manete foi colocada na posição máxima, seguindo os requisitos impostos para decolagem.

O compensador projetado foi adicionado à dinâmica não-linear do modelo da aeronave para verificação dos resultados, que estão demonstrados a seguir.

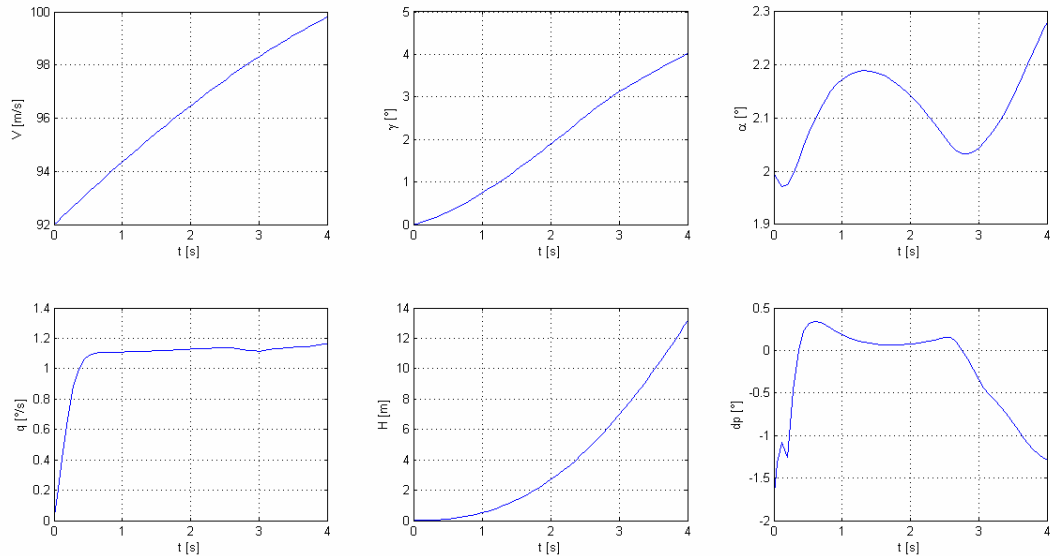


Figura 3. Estados resultantes da simulação do modelo não-linear (arredondamento)

Na sub-fase de arredondamento, Fig. (3), verifica-se o aumento contínuo de velocidade durante o procedimento, importante requisito imposto para decolagem, assim como um bom rastreo, através da atuação do profundor (dp), do sinal de referência para a malha de controle, a taxa de arfagem (q). O ângulo de trajetória (γ) aumenta conforme esperado, ao buscar a condição inicial da rampa de subida, bem demonstrado também pela altitude (H). O ângulo de ataque (α) pouco varia devido ao aumento de velocidade (V).

Em seguida deve ter início a sub-fase de subida, assim que seja cumprido o requisito de superar altura de obstáculo de fim de pista, de 35 ft, ou seja, 10.6 m.

3.2. Fase de Subida

A sub-fase de subida tem como característica perseguir a altitude de 400 ft, ou seja, 121.9 m, mantida a velocidade constante. Ao alcançar esta altitude, a aeronave deve estabilizar.

Este objetivo é alcançado através da realimentação na malha de controle (CAS) da altitude (H) e velocidade (V), utilizando como forma de atuação o profundor e manete, respectivamente.

Por se tratar de um procedimento de maior duração do que o anterior foi incluído, em conjunto com o modo de período curto, o modo fugóide da aeronave, pois este se torna também influente neste procedimento da aeronave. Como esta fase parte de uma altitude mais elevada, o efeito de solo deixa de ser uma preocupação com respeito à estabilidade dos pólos do modelo linearizado.

Logo, todos os estados, com referência à representação no Espaço de Estados, são utilizados no projeto linear deste compensador. São eles: velocidade (V), ângulo de trajetória (γ), ângulo de ataque (α), taxa de arfagem (q) e altitude (H). Novamente, conforme descrito no item 2.3, a aeronave foi situada em uma nova condição de equilíbrio, ainda na configuração de flap 20°, só que, desta vez, com o trem de pouso retraído, ou seja, em uma condição considerada típica para uma fase de subida desta aeronave.

Tabela 2. Variáveis da aeronave no equilíbrio (subida)

	Entradas		Equilíbrio
Altitude [m]	15	α_c [°]	0.59
Velocidade [m/s]	105	Manete [%]	72.06
Estabilizador [°]	3.4	Profundor [°]	0.26

Nesta condição linearizada se deu o cálculo dos ganhos dos compensadores PID (Proporcional Integral Derivativo) e PI (Proporcional-Integral) para a altitude (H) e velocidade (V), respectivamente. A finalidade dos compensadores é a de perseguir a altitude (H) e manter a velocidade (V), utilizando para tanto o profundor e a manete como maneiras de atuar no sistema.

O método utilizado para calcular os ganhos foi o IAE, e, por se constituir de um critério menos rigoroso, foram impostas algumas restrições não-lineares na busca de sua minimização. Estas restrições possuem a finalidade de limitar o valor de sobressinal da altitude (H) e também limitar a taxa de altitude, ou seja, a velocidade vertical, para que desta maneira fossem respeitados limites físicos da aeronave e padrões de segurança.

O compensador projetado foi adicionado à dinâmica não-linear do modelo da aeronave para verificação dos resultados, que estão demonstrados a seguir.

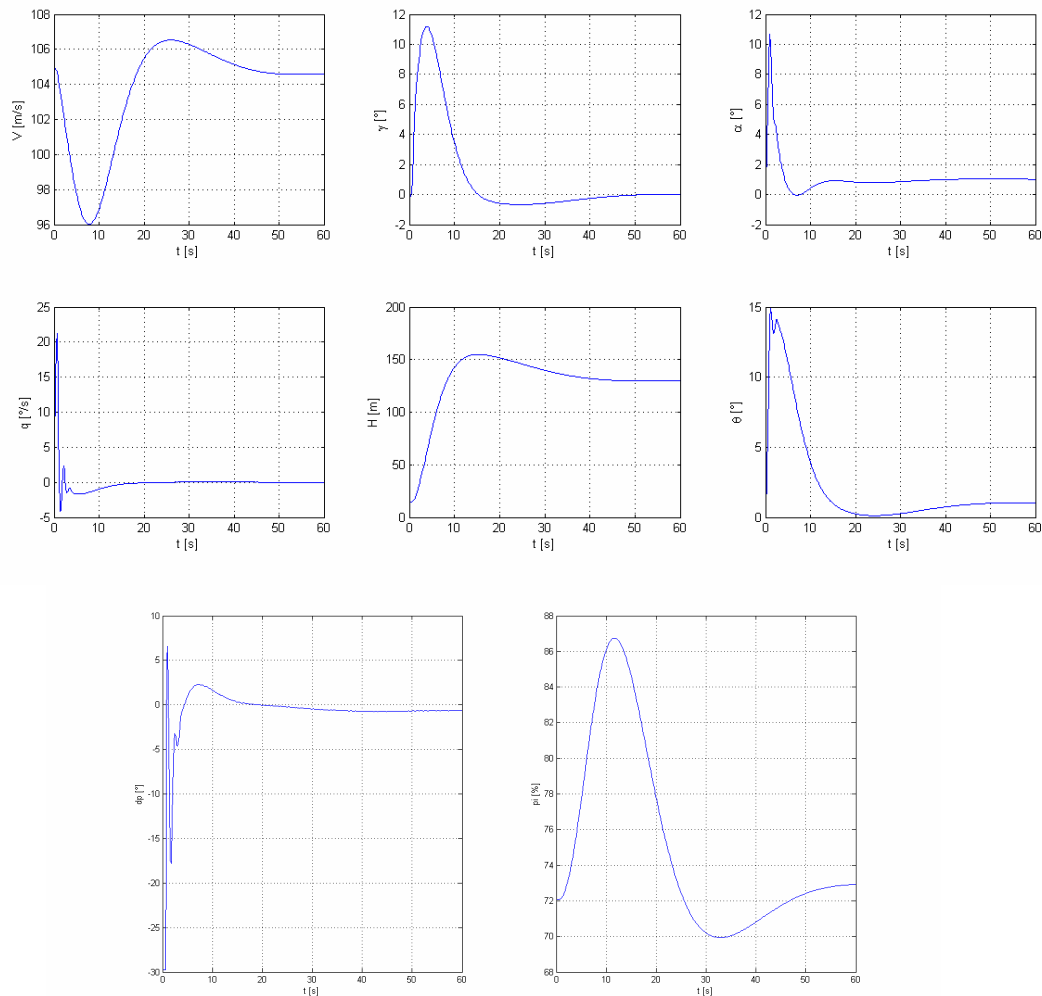


Figura 4. Estados resultantes da simulação do modelo não-linear (subida)

A simulação da sub-fase de subida, Fig. (4), permite perceber o bom comportamento do controlador no rastreamento da altitude (H) com rápida atuação do profundor (dp). No caso da outra variável de controle, a velocidade (V), sua recuperação é mais lenta devido à elevada constante de tempo determinada pela dinâmica do motor, o que influi na atuação da manete (pi), conforme pode ser observado no gráfico. A discrepância na velocidade (V) deve ser menor ao considerar a simulação integrada, pois as variáveis no trecho final da sub-fase de arredondamento estarão mais próximas de uma condição inicial ideal para sub-fase de subida.

O ângulo de trajetória (γ) para esta sub-fase se eleva de modo a cumprir a rampa de subida, e retorna a zero quando a altitude (H) desejada é alcançada. O ângulo de ataque (α) tem aumento repentino, acompanhado da taxa de arfagem (q), devido à queda brusca de velocidade (V) e também retorna a seu valor equilíbrio assim que a altitude (H) é estabilizada.

3.3. Teste de Retração dos Flaps

Com o propósito de verificar em casos diferentes a performance do compensador projetado para a sub-fase de subida, foi realizada uma nova simulação, na qual foi inserida a dinâmica de retração total dos flaps na altitude de 400 ft, com a finalidade de observar o comportamento do modelo.

A dinâmica de retração dos flaps foi aproximada por uma função de terceira ordem, que realiza a transição da configuração dos flaps de 20° para zero, no período de 15 segundos.

Na simulação foi dada uma pequena variação na altitude da aeronave, e, após a estabilização da mesma, os flaps foram retraídos.

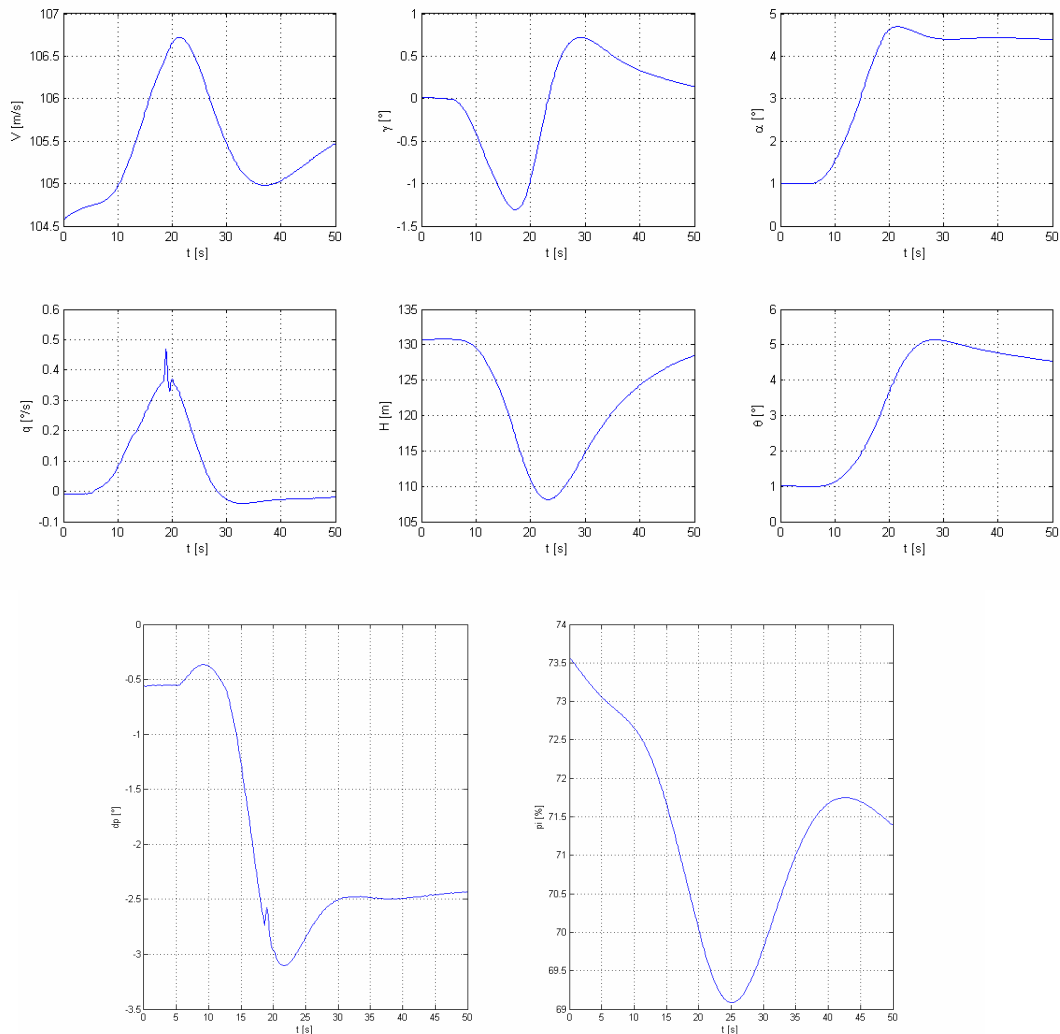


Figura 5. Estados resultantes da simulação do modelo não-linear (retração flaps)

Na simulação de retração dos flaps, Fig. (5), é facilmente verificável como o valor dos flaps influencia bastante na dinâmica da aeronave. O controlador se comporta bem durante a retração, enviando aos atuadores sinais que conseguem

estabilizar a aeronave em aproximadamente 20 segundos a partir do momento em que os flaps estão totalmente retraídos, o que constata a boa capacidade do controlador.

Vale ressaltar que nesta nova configuração de flaps retraídos, a aeronave passa a operar com um ângulo de ataque (α) maior para compensar a perda em sustentação. Com o início de retração dos flaps, a força de sustentação da aeronave diminui, o que a faz perder altitude (H) e ganhar velocidade (V). Com a atuação do profundor (dp), é aumentado o ângulo de ataque (α) com a finalidade de aumentar a força de sustentação e manter a altitude (H), e a manete (pi) atua de maneira a tentar manter a velocidade (V) constante. Ângulo de trajetória (γ) e taxa de arfagem (q) variam, mas retornam à suas condições iniciais.

4. CONCLUSÃO

Este trabalho permite demonstrar que um bom controlador pode ser obtido através do estudo detalhado das sub-fases de voo no projeto linear de compensadores para a fase decolagem de uma aeronave.

Efeitos de configuração da aeronave devem ser levados em conta para o projeto e para a simulação, assim como efeitos externos à aeronave, pois podem influir consideravelmente na dinâmica do modelo.

A cinemática inversa do problema permite não somente uma melhor compreensão da dinâmica estudada, mas também uma boa estimativa para sinais de referência que simulam uma eventual atuação de piloto.

Os próximos passos consistem na simulação integrada das sub-fases e um estudo buscando a melhoria do modelo do motor, responsável pelo deterioramento da resposta da aeronave na sub-fase de subida.

5. REFERÊNCIAS

- Ferreira, D.P.T., 2008, "Projeto de Sistema de Controle para Aeronaves Comerciais nas condições de Aproximação e Arredondamento" - Tese de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil.
- Freitas, F., 2004, "Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves" - Tese de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil.
- Lewis, F. L., Stevens, B. L., 2003, "Aircraft Control and Simulation", 2ª Edição, John Wiley & Sons, Inc, Hoboken, New Jersey.
- Villaumé, F. and Jeanneau, M., 2007, "Control Laws for Automatic Take-Off using Robust Nonlinear Inversion Techniques", Airbus, Toulouse, France.

6. DIREITOS AUTORAIS

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

CONTROL LAW FOR AUTOMATIC TAKEOFF

José Ricardo Perez de Oliveira, jrpoliveira@embraer.com.br²

Pedro Paglione, paglione@ita.br¹

Salvador Jorge da Cunha Ronconi, salvador.ronconi@embraer.com.br²

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias - São José dos Campos - SP - Brasil

²Empresa Brasileira de Aeronáutica SA, Av. Brig. Faria Lima, 2170 – São José dos Campos - SP - Brasil

Abstract: *The purpose of this work is to design and validate a control system which guide appropriately an aircraft during takeoff, more specifically in the sub-stages of rounding and climb. The control system design is done by linear models. Typical takeoff effects were analyzed, such as ground effect, landing gear retraction and flaps retraction. Also an inverse kinematics study was made regarding the rounding sub-phase. The purpose of this study was to obtain a reference signal to be used as the control system reference. Thereafter the controllers design for the model developed took place. The controllers gains were calculated using the trimmed linear model of the aircraft and the techniques used to calculate the gains for the rounding and climb sub-stages are ITAE (Integral Time Absolute Error) and IAE (Integral Absolute Error), respectively. For the rounding sub-stage, shorter duration, a PI controller proved to be good enough, giving a good system response. In the climb sub-stage, PID and PI controllers were used in order to track the reference signals. The developed control system was integrated into the aircraft nonlinear model and their performance were evaluated. The climb controller capability was also tested for flaps retraction.*

Keywords: *takeoff, automatic pilot, ITAE, inverse kinematics*