

## **PILOTO AUTOMÁTICO DE CRUZEIRO USANDO O CONCEITO DE ENERGIA TOTAL**

**Daniel Drewiacki, daniel.drewiacki@gmail.com<sup>1</sup>**

**Pedro Paglione, paglione@ita.br<sup>1</sup>**

**Salvador Jorge da Cunha Ronconi, salvador.ronconi@embraer.com.br<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil,

<sup>2</sup>EMBRAER, Av. Brigadeiro Faria Lima, 2170 – Putim – CEP 12.227-901 – São José dos Campos – SP – Brasil.

**Resumo:** *O propósito deste trabalho é realizar uma comparação entre um Piloto Automático Cruzeiro tradicional com um controlador baseado em Segurador de Altitude e Velocidade e aquele que utiliza um controlador baseado no algoritmo TECS (Sistema de Controle por Energia Total), de forma a verificar qual destes é o mais eficiente com relação à otimização de consumo de combustível durante a fase de cruzeiro de uma aeronave comercial. Simulações com tesoura de vento e turbulência são realizadas de forma a fazer a comparação desejada, tanto do ponto de vista de otimização do consumo de combustível quanto de controlabilidade da aeronave. A otimização é feita através de um algoritmo escrito em MATLAB que minimiza o índice ITAE e as simulações são realizadas através do Simulink®.*

**Palavras-chave:** TECS, Consumo de combustível, Piloto Automático.

### **1. INTRODUÇÃO**

A constante preocupação das companhias aéreas em otimizar seu custo de operação, a recente escalada do preço do barril de petróleo e as crescentes preocupações ambientais com relação ao efeito estufa são os principais motivos pelos quais a maior eficiência no consumo de combustível tornou-se um diferencial competitivo entre os fabricantes de aeronaves comerciais.

Com relação a comandos de voo, o uso de diferentes técnicas de controle está sendo estudado para proporcionar esta maior eficiência. Durante a fase de Cruzeiro, isto é, quando o avião está voando reto e nivelado, sem subir nem descer e sem realizar manobras, um sistema de Piloto Automático é utilizado para manter a velocidade de voo e a altitude desejadas pelo piloto. Este sistema deve ser robusto e rejeitar distúrbios, tais como tesoura de vento e turbulência.

Atualmente usa-se um Piloto Automático baseado em um Segurador de Altitude e Velocidade durante o Cruzeiro, controlando diretamente e de forma independente cada uma destas variáveis. O propósito deste trabalho é verificar se o algoritmo TECS (Sistema de Controle por Energia Total) é mais eficiente do ponto de vista de consumo de combustível, além de proporcionar uma controlabilidade adequada.

### **2. MODELAGEM ADOTADA**

Foi adotado um modelo no espaço de estados para o movimento longitudinal de uma aeronave. Por simplificação, não foram levadas em consideração as variáveis com relação ao movimento latero-direcional. Na Figura (1) abaixo é possível ver um diagrama de distribuição de forças e momentos.

O desenho é realizado perpendicularmente ao eixo Y do sistema de referência da aeronave. O eixo X acompanha o nariz do avião, enquanto o eixo Z é orientado positivamente em direção ao intradorso da aeronave e sai do Centro de Gravidade da mesma, marcado com a letra G na figura. Definem-se também os eixos aerodinâmicos  $X_a$  e  $Z_a$ , orientados na direção da velocidade de voo  $V$  do avião e consequentemente das forças aerodinâmicas de Sustentação  $L$  e Arrasto  $D$ . Um último eixo de coordenadas, solidário ao solo terrestre e denotado por  $X_0$  e  $Z_0$  é definido.

O ângulo entre o eixo aerodinâmico e o da aeronave é o ângulo de ataque, denotado por  $\alpha$ . Já o ângulo entre os eixos terrestre e aerodinâmico é o ângulo de trajetória, denotado por  $\gamma$ . A soma destes ângulos, que também pode ser interpretado como o ângulo entre os eixos terrestre e da aeronave, é o ângulo de atitude  $\theta$ ; cuja derivada, a velocidade de arfagem, é denotada por  $q$ .

Além disso, são consideradas nesta modelagem: a força propulsiva  $F$  da aeronave, o consumo específico do motor  $sfc$  (estas duas grandezas são interpoladas a partir de pontos obtidos de um deck de motor), o ângulo  $\alpha_F$  entre o motor da aeronave e o eixo aerodinâmico, o momento de arfagem  $M_a$  e o momento propulsivo  $M_F$ , ambos em relação ao CG.

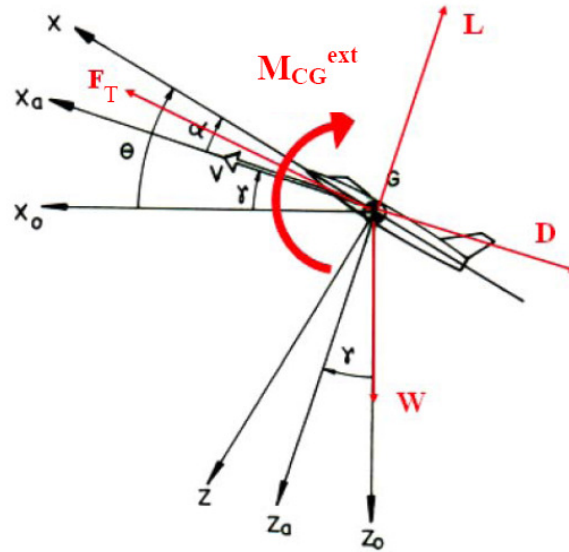


Figura 1. Diagrama de forças e momentos no movimento longitudinal

As equações de movimento são obtidas pela equação cinemática relacionando a velocidade com a altitude de voo, pelo equilíbrio de forças e momentos em torno do CG da aeronave, e pela equação geométrica relacionando os ângulos apresentados na Fig. (1). Estas equações são apresentadas logo abaixo.

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

$$\dot{\gamma} = \frac{F \cdot \sin(\alpha - \alpha_F) + L - mg \cdot \cos(\gamma)}{mV} \quad (2)$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (3)$$

$$\dot{q} = \frac{M_A + M_F}{I_{yy}} \quad (4)$$

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

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

$$\dot{m} = F \cdot sfc \quad (7)$$

Com estas equações de movimento define-se um sistema no espaço de estados. Usualmente escreve-se o modelo no espaço de estados pela Eq. (8), na qual os estados são dados pelo vetor  $x$ , ou seja, pelas variáveis  $V$ ,  $\gamma$ ,  $\alpha$ ,  $q$ ,  $H$ ,  $x_0$  e  $m$ ; e as entradas são dadas pelo vetor  $u$ , ou seja, a posição da manete de potência  $\pi$  e a deflexão do profundor  $\delta_p$ . As matrizes  $A$  e  $B$  são encontradas a partir da linearização das equações de movimento, e modificam-se de acordo com as condições de voo (velocidade e altitude) consideradas.

$$\dot{x} = A \cdot x + B \cdot u \quad (8)$$

A Figura (2) apresenta o diagrama de blocos do sistema de controle utilizado. A aeronave segue representada pelo espaço de estados conforme já descrito anteriormente. As saídas  $y$  são relacionadas com os estados  $x$  do avião através da matriz  $C$ . Estas variáveis são o ângulo de atitude  $\theta$  (obtida pela soma dos estados  $\alpha$  e  $\gamma$ ) e a velocidade de arfagem  $q$ ,

e são utilizadas para aumento de estabilidade através de uma malha de controle interna. Já as saídas  $z$  se relacionam através da matriz  $H$  com os estados do avião. No caso do Piloto Automático de Cruzeiro, estas variáveis são a velocidade  $V$  e a altitude  $H$ , que são comparadas com o sinal de referência  $r$ , indicando velocidade e altitude de Cruzeiro estabelecidas pelo piloto, para gerar um sinal de erro a ser minimizado pelo Compensador.

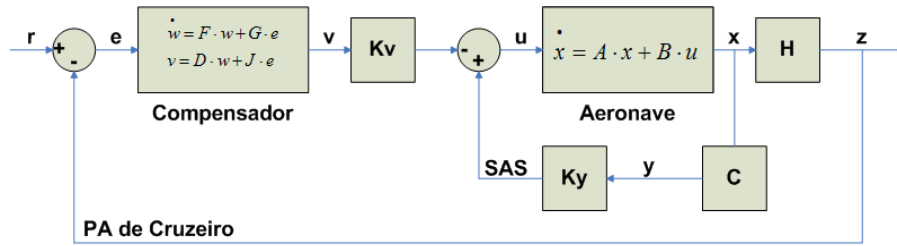


Figura 2. Diagrama de Blocos adotado

### 3. CONTROLADORES UTILIZADOS

Nesta seção serão descritos os dois tipos diferentes de compensador que foram utilizados.

#### 3.1. Segurador de Altitude e Velocidade

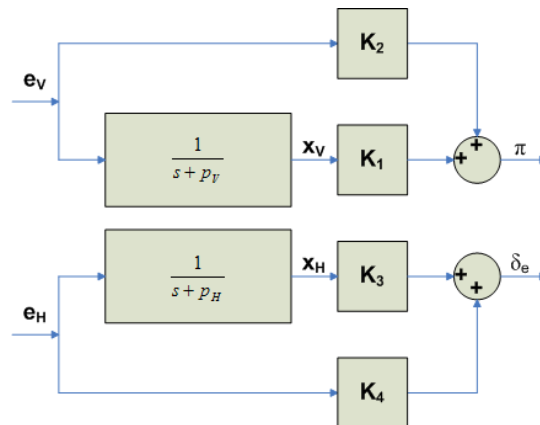


Figura 3. Diagrama de Blocos do Segurador de Altitude e Velocidade

Pela Figura (3) pode-se perceber que este controle é dotado de dois canais avanço de fase desacoplados. Isso traz algumas desvantagens. Tanto o profundor quanto a manete de potência causam respostas acopladas de altitude e velocidade. Isso ocorre porque os controles são independentes, mas a dinâmica é acoplada. Por este motivo, manobras com o profundor não podem ser realizadas sem um ajuste fino de tração e vice-versa. Tradicionalmente é dada maior prioridade ao profundor, o que significa que os requisitos de altitude são satisfeitos primeiro em detrimento dos de velocidade.

#### 3.2. TECS

Este controlador baseia-se no conceito de energia total, definido pela Eq. (9) como a soma das energias potencial e cinética.

$$E_{total} = m \cdot g \cdot h + \frac{1}{2} m \cdot V^2 \quad (9)$$

Derivando-se a expressão e dividindo-se pelo peso obtém-se.

$$\frac{dE_{total}}{dt} = \frac{\dot{h}}{V} + \frac{1}{g} \cdot \dot{V} \quad (10)$$

Mas, se considerarmos que no cruzeiro nivelado o ângulo de ataque, o ângulo de trajetória e o ângulo de inclinação da força propulsiva são muito pequenos, podem-se escrever

$$\gamma = \frac{\dot{h}}{V} \quad (11)$$

$$m \cdot \dot{V} = T - D - m \cdot g \cdot \gamma \quad (12)$$

$$T_{REQ} = W \cdot \left( \gamma + \frac{\dot{V}}{g} \right) + D \quad (13)$$

Sendo esta última a equação da tração requerida para manutenção do voo reto nivelado. Analogamente, é possível escrever uma equação com relação à distribuição de energia na aeronave, ou seja, a diferença entre as energias potencial e cinética.

$$\dot{\Delta}_E = \frac{\dot{V}}{g} - \gamma \quad (14)$$

Com base nas Eq. (13) e Eq. (14), é possível deduzir as leis de controle para a posição da manete de potência e a deflexão do profundor. A manete de potência fica então responsável pelo controle da energia total da aeronave, enquanto o profundor é o responsável pela distribuição entre as energias potencial e cinética. As leis de controle encontram-se nas Eq. (15) e Eq. (16).

$$\pi = \left( K_{TP} + \frac{K_{TI}}{s} \right) \cdot \left( \gamma_e + \frac{s \cdot V_e}{g} \right) \quad (15)$$

$$\delta_e = \left( K_{EP} + \frac{K_{EI}}{s} \right) \cdot \left( \frac{s \cdot V_e}{g} - \gamma_e \right) + K_\theta \cdot \theta + K_q \cdot q \quad (16)$$

Na Equação (16), os dois últimos termos são referentes à realimentação da malha interna para amortecimento.

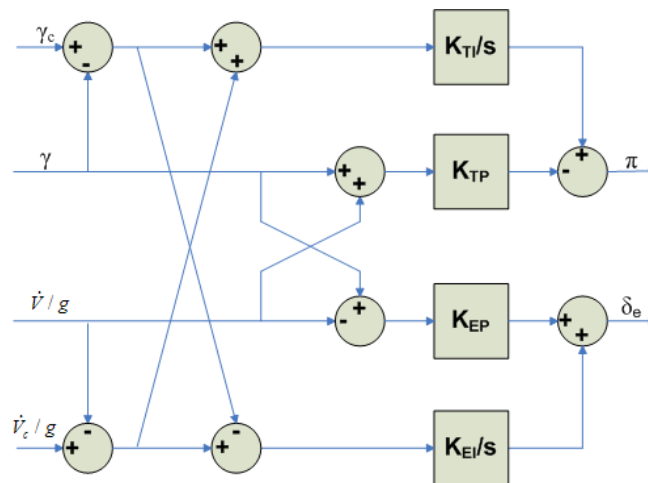


Figura 4. Diagrama de Blocos do TECS

Pela Figura (4) percebe-se o acoplamento dos controles, o que permite mitigar os problemas apresentados pelo Segurador de Altitude e Velocidade. Por este motivo o TECS já é bastante utilizado em manobras de Descida e Arredondamento, que exigem grande coordenação dos controles. Mas no Cruzeiro, fase de voo que não exige tal precisão e que apresenta o maior consumo de combustível, ele ainda não é utilizado.

#### 4. CALIBRAÇÃO DOS GANHOS DOS CONTROLADORES

De forma a encontrar os ganhos  $K_y$  e  $K_v$ , recorre-se à minimização do índice ITAE (Integral Time Absolute Error). Aplica-se um degrau a cada uma das entradas da aeronave, e mede-se o erro entre este sinal de entrada e o sinal medido na saída da aeronave. O índice de desempenho a ser minimizado é composto pelo valor absoluto do erro e multiplicado pelo tempo. O objetivo é, portanto, diminuir o erro gradualmente conforme o tempo avança. A Equação (17) resume este índice. As Figuras (5) e (6) apresentam as respostas de altitude e velocidade (para o segurador de altitude e velocidade) e de trajetória e aceleração (para o controlador TECS).

$$J = \int_0^{\infty} t |e(t)| dt \quad (17)$$

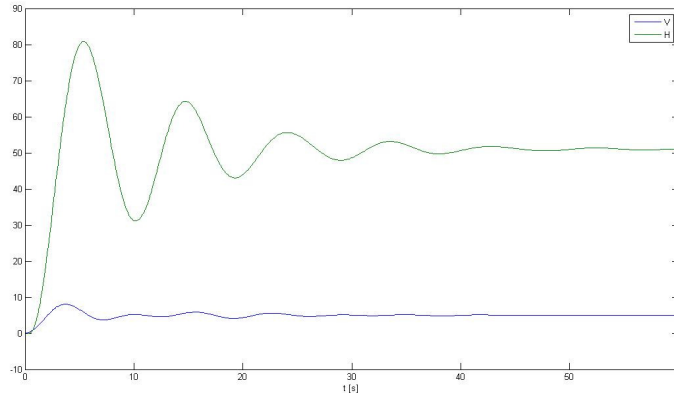


Figura 5 - Minimização de índice ITAE para Segurador de Altitude e Velocidade

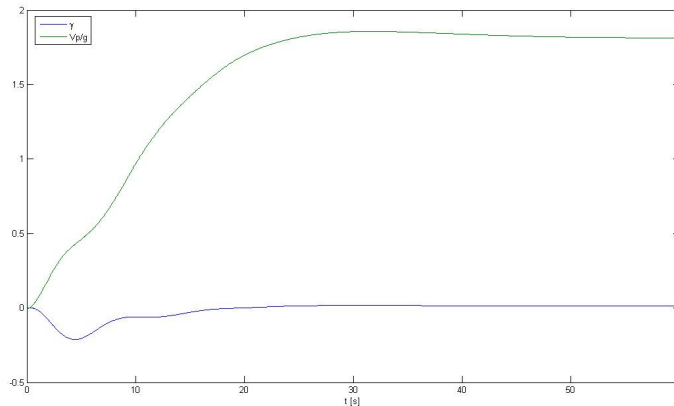


Figura 6 - Minimização de índice ITAE para Controlador TECS

#### 5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

##### 5.1. Modelo de aeronave utilizado

O modelo utilizado nas simulações corresponde ao de uma aeronave comercial regional com capacidade para aproximadamente 100 passageiros.

Uma vez que a aeronave é um sistema não-linear, usualmente calculam-se os ganhos dos controladores para diferentes condições de voo através da linearização do modelo, e a seguir vem aplicada uma técnica de controle adaptativo, permitindo assim um ajuste de ganhos para qualquer condição de voo.

A seguir encontra-se uma comparação entre os dois controladores apresentados acima considerando uma condição de voo padrão de cruzeiro de uma aeronave comercial, com altitude de 7000 metros (23000 pés) e velocidade de 220 m/s (Mach 0,7).

Foram simulados como distúrbios uma tesoura de vento aplicada aos eixos X e Z da aeronave e turbulência moderada utilizando o modelo de Dryden especificado na norma MIL-8785-C. Tais simulações duram apenas 60 segundos (tesoura de vento) e 300 segundos (turbulência) e visam verificar o comportamento dinâmico da aeronave quando submetida a um distúrbio externo. Uma simulação sem distúrbios externos também foi realizada, mas com uma duração de 1 hora.

5.2. Resultados das Simulações

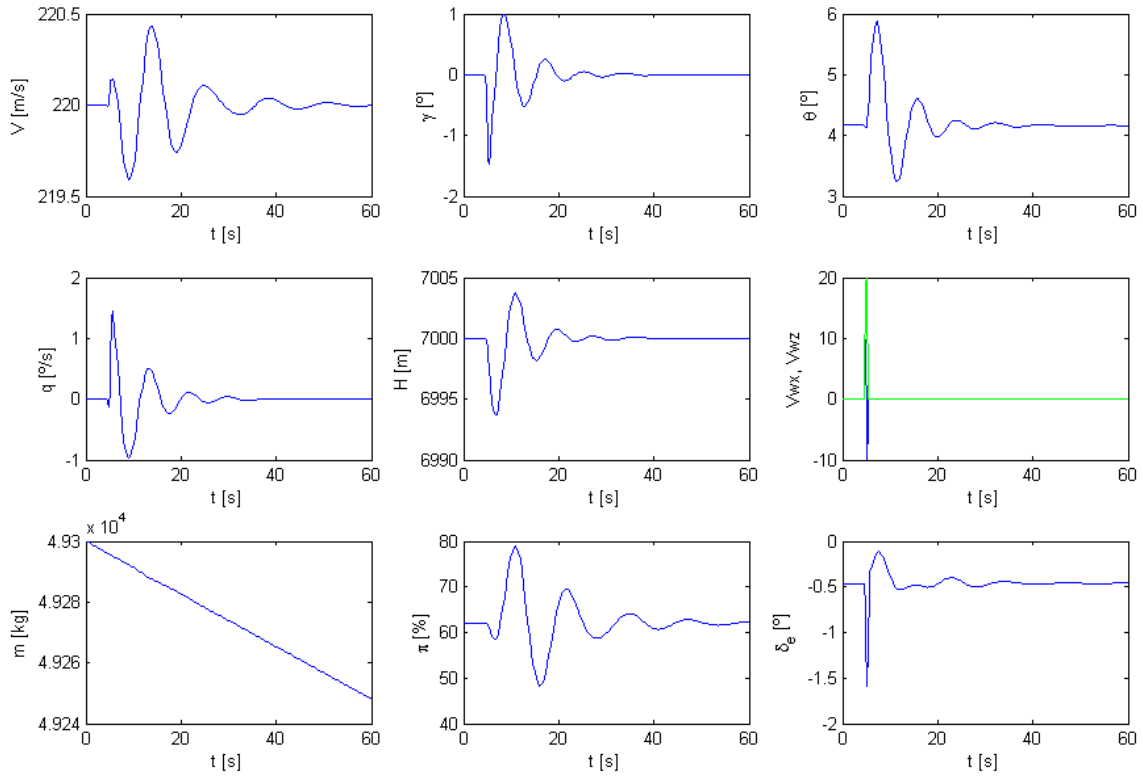


Figura 7. Segurador de Altitude e Velocidade com Tesoura de Vento

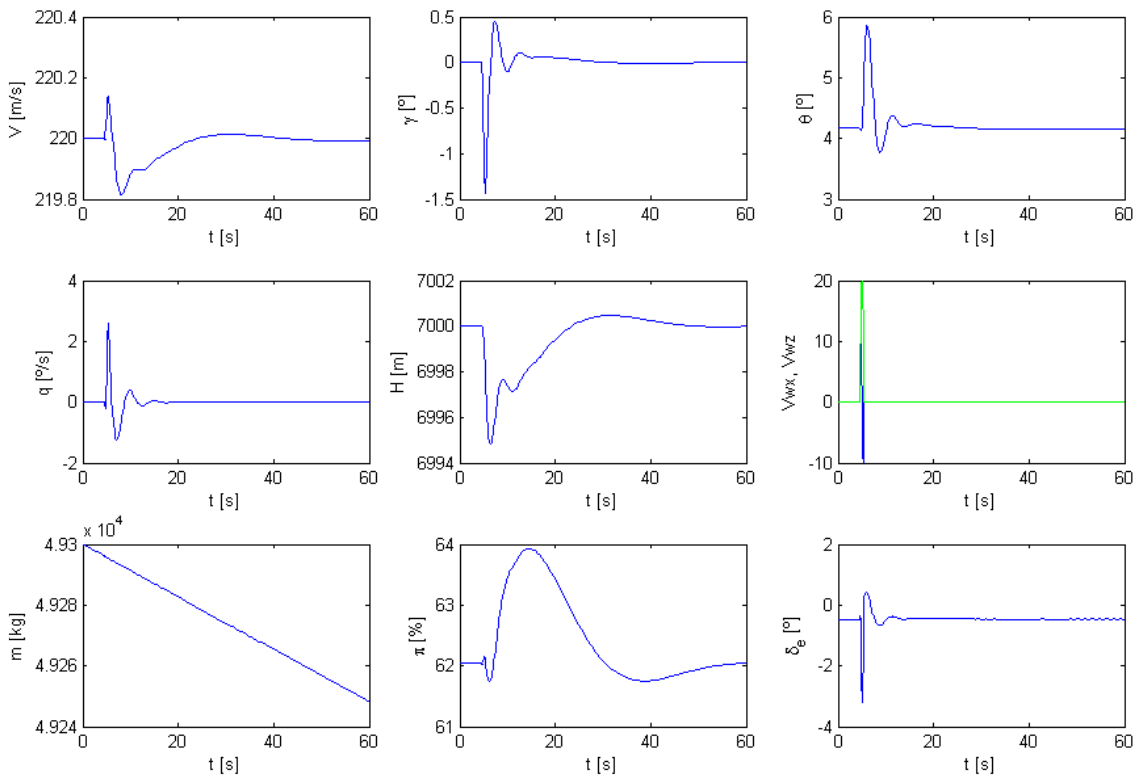


Figura 8. TECS com Tesoura de vento

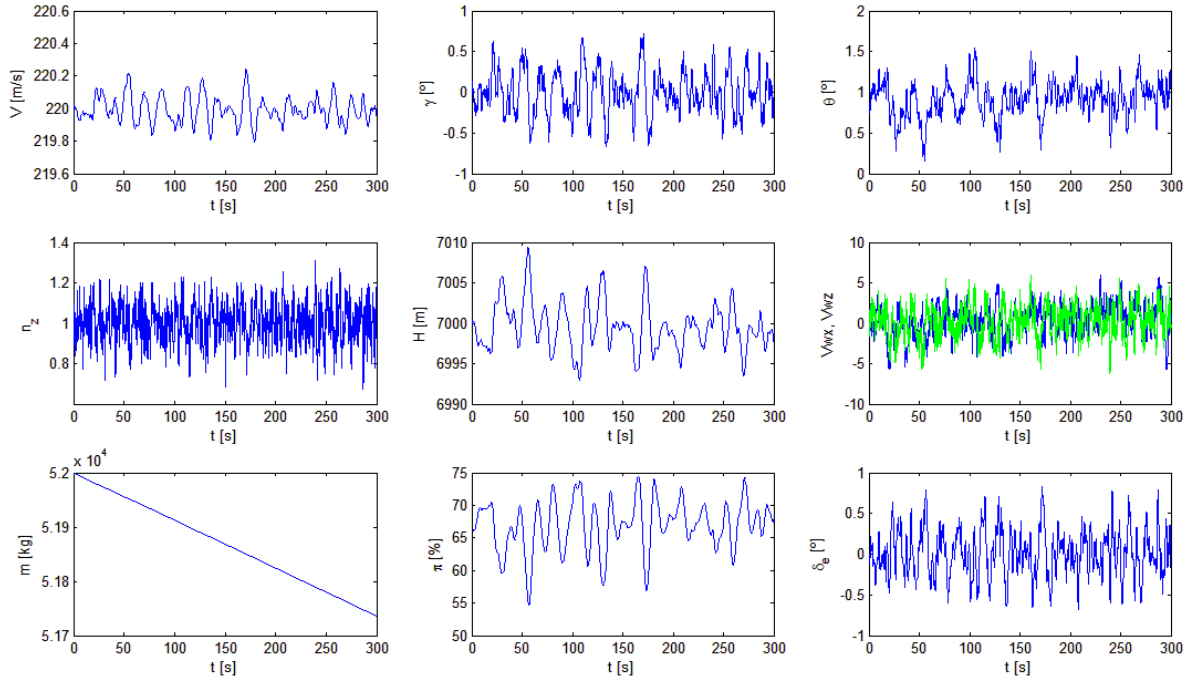


Figura 9. Segurador de Altitude e Velocidade com Turbulência

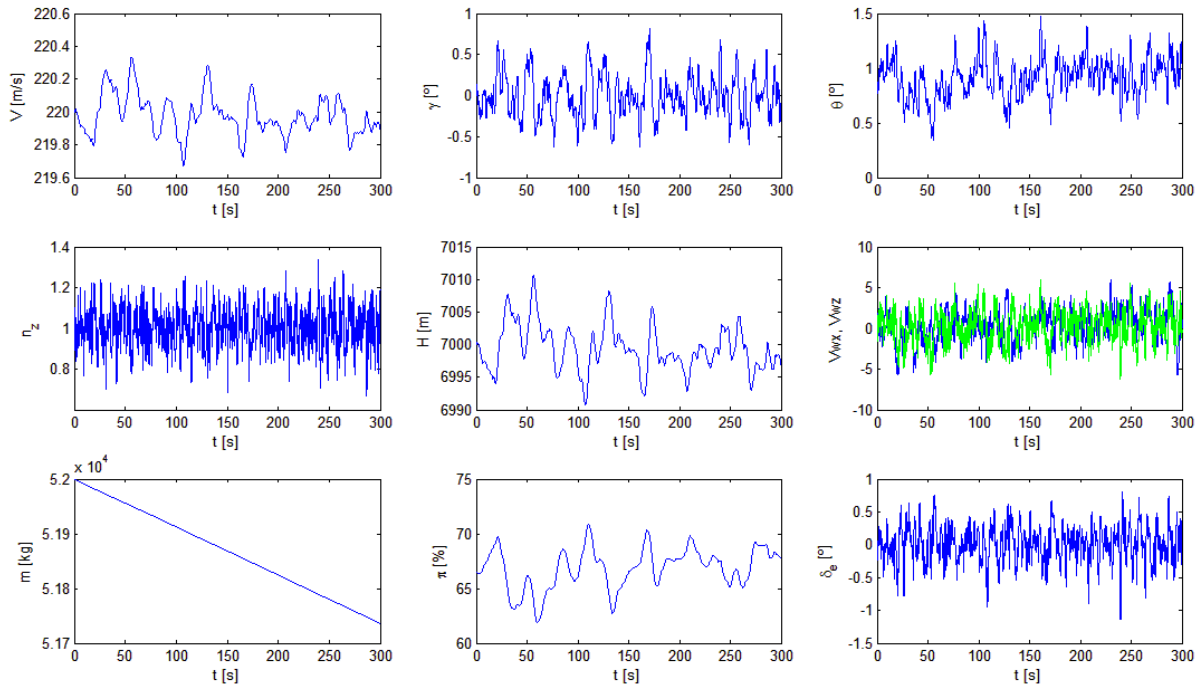


Figura 10. TECS com turbulência

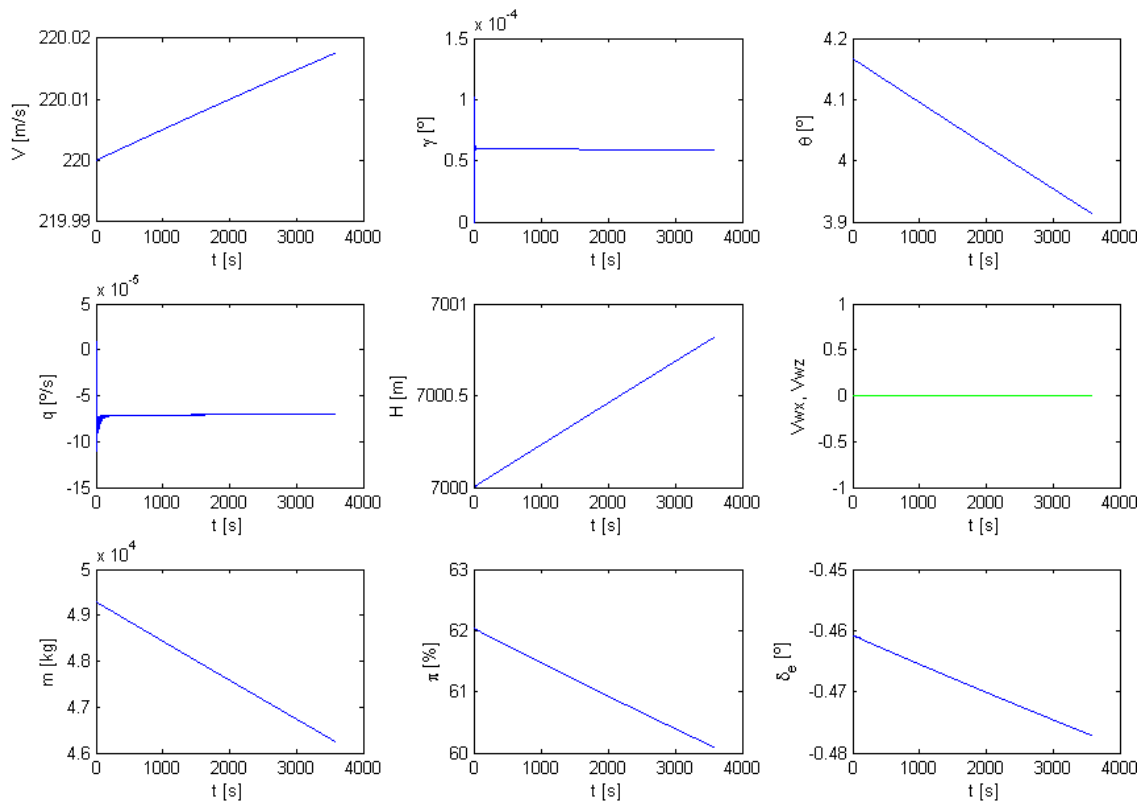


Figura 11. Segurador de Altitude e Velocidade sem distúrbios

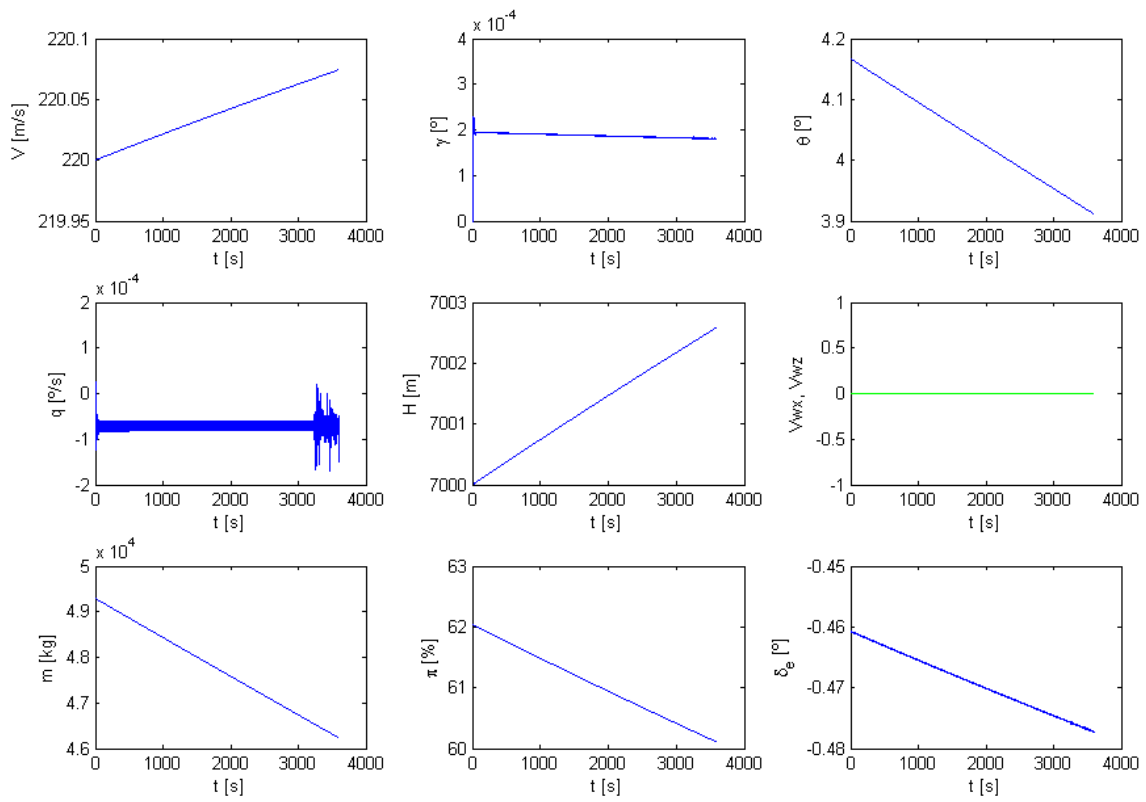


Figura 12. TECS sem distúrbios



Através das simulações com tesoura de vento, pelas Fig. (7) e Fig. (8), e com turbulência, através das Fig. (9) e Fig. (10), pode-se perceber que há um maior aproveitamento de energia da aeronave com o controlador TECS, pois tanto a velocidade quanto a altitude sofreram uma variação ligeiramente menor em torno de seu equilíbrio e com a necessidade de utilização de menos tração e profundor para controlar adequadamente a aeronave. Além disso, o controle mostrou-se menos oscilatório do que no caso do Segurador de Altitude e Velocidade. Entretanto, como pode-se observar nas Fig. (11) e Fig. (12), não existe grande diferença no comportamento da aeronave caso não haja distúrbios.

No caso das referidas simulações com distúrbios, observou-se uma economia de 0.11% de combustível da aeronave utilizando TECS com relação ao Piloto Automático de Altitude e Velocidade. Para a simulação sem distúrbios não foi constatada nenhuma diferença significativa com relação ao consumo de combustível.

## **6. CONCLUSÕES**

Conclui-se que o Controlador TECS apresenta ligeira vantagem sobre o Segurador de Altitude e Velocidade quanto à rejeição de distúrbios, mas não proporciona ganhos para uma atmosfera tranquila. Para um voo que enfrente turbulência constante haverá um ganho em consumo de combustível, embora não muito significativo.

A minimização do índice ITAE realizada é apenas suficiente para esta análise comparativa. No entanto, tal minimização não garante a estabilidade e a robustez do sistema projetado. Para que esta proposta de Piloto Automático possa ser implementada em uma aeronave, torna-se necessária a especificação de outros requisitos de projeto; como por exemplo definir valores mínimos para as margens de fase e de ganho das malhas de controle projetadas.

## **7. REFERÊNCIAS**

- Nelson, R. C., 1998, "Flight Stability and Automatic Control", McGraw-Hill, Estados Unidos.
- Stevens, B. L.; Lewis, F. L., 2003, "Aircraft Control and Simulation", Wiley, Estados Unidos.
- Lambregts, A. A., 1982, "Total Energy Based Flight Control System", Patent Number 4.536.843, Seattle, Estados Unidos.
- Pugliese, D., 2007, "Projeto de Piloto Automático para Seguimento de Trajetórias Típicas Operadas por Aeronaves Comerciais", Tese de Mestrado, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil.
- Coelho, F. S., 2004, "Estudo de configurações de Total Energy Control System (TECS) para o sistema de automanetes de uma aeronave", 104p. Tese de Mestrado, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil.
- Verhalem, G. M., 2004, "Projeto de lei de controle para piloto automático durante a fase de aproximação utilizando o controle através da energia total", 72p. Tese de Mestrado, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil.
- Farat, J. F. D., 1992, "Integração de piloto automático e comando de motor para aviões "commuter" de ultima geração", SAE Technical Paper Series No. 921520, São Paulo, Brasil.
- Bruce, K.R. Integrated Autopilot/Autothrottle based on a total energy control concept: design and evaluation of additional autopilot modes. NASA Contractor Report No. 4131, Estados Unidos, Abril 1988.
- IATA, 2008, "Building Greener Future".
- Griswold J., 2000, "Integrated Flight and Propulsion Control System Design for a Business Jet", paper no. AIAA 2000-4542, Wichita, Estados Unidos.
- Kaminer, I.; O'Shaughnessy, P., 1988, "Integration of Four-Dimensional Guidance with Total Energy Control System", paper no. AIAA 88-4067, Seattle, Estados Unidos.
- Kurdjukov, A. P.; Natchinkina, G. N.; Shevtchenko, A. M., 1998, "Energy Approach to Flight Control", paper no. AIAA 98-4211, Moscou, Rússia.
- Wu, S.F.; Guo S.F., 2004, "Optimum Flight Trajectory Guidance Based on Total Energy Control of Aircraft", Journal of Guidance, Control and Dynamics, v.17, n.2.

## **8. DIREITOS AUTORAIS**

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



**VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA**  
**VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING**  
**18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil**  
*August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil*

## **FUEL CONSUMPTION OPTIMIZATION DURING CRUISE FOR A COMMERCIAL REGIONAL JET**

**Daniel Drewiacki, [daniel.drewiacki@gmail.com](mailto:daniel.drewiacki@gmail.com)**

**Pedro Paglione, [paglione@ita.br](mailto:paglione@ita.br)**

**Salvador Jorge da Cunha Ronconi, [salvador.ronconi@embraer.com.br](mailto:salvador.ronconi@embraer.com.br)**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias - CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil,  
EMBRAER, Av. Brigadeiro Faria Lima, 2170 – Putim – CEP 12.227-901 – São José dos Campos – SP – Brasil.

***Abstract:** The purpose of this work is to compare Cruise Autopilot based on Altitude-Hold integrated with Autothrottle Controller with the one based on TECS (Total Energy Control System) algorithm, in order to compare which is more efficient on fuel consumption during Cruise flight phase for a commercial regional jet. Simulations with wind shear and turbulence are made in order to make such comparison, for both fuel optimization and controllability aspects. Optimization is made by an algorithm written in MATLAB that minimizes an ITAE index. Simulations are made with Simulink®.*

**Keywords:** TECS, Fuel consumption, Autopilot.