

REFERENCIAS

[1] K. Ikuta, M. Tsukamoto and S. Hirose, "Shape Memory Alloy Servo Actuator System With Electric Resistance Feedback And Application For Active Endoscope", Proc. 1988 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, Philadelphia, PA, April 24-29, pp. 427-436, 1988.

[2] A.D. Johnson, "How To Work With Nitinol: Interesting And Useful Projects You Can Do With The Shape-Memory Alloy", Nitinol Devices, Lafayette, CA, 1988.

[3] D.C. Nemir, "Preliminary Results On The Design Of A Robotic Tentacle End Effector", Proc. 1989 American Control Conference, Pittsburgh, PA, June 21-23, 1989.

DISEÑO DE UN PILOTO AUTOMÁTICO ADAPTIVO PARA EL AVIÓN SUPERSÓNICO F-106

Luis E. Alvarado y David C. Nemir
Electrical Engineering Dept.
University of Texas at El Paso
El Paso, Texas 79968

EPÍTOME-ESTE ARTÍCULO DESCRIBE EL DISEÑO TEÓRICO DE UN PILOTO AUTOMÁTICO ADAPTIVO PARA EL CONTROL DEL EJE LONGITUDINAL DEL AVIÓN SUPERSÓNICO F-106. EL PILOTO AUTOMÁTICO ADAPTIVO ES EVALUADO BAJO DIFERENTES CONDICIONES DE VUELO UTILIZANDO UN SIMULADOR DE 6 GRADOS DE LIBERTAD Y LOS RESULTADOS SON COMPARADOS CON LOS OBTENIDOS POR UN PILOTO AUTOMÁTICO CONVENCIONAL.

1.0 INTRODUCCION

1.1 Motivación

Las características aerodinámicas de cualquier avión varían bastante con la altura, velocidad y configuración del avión. Por lo tanto, se requiere, que los pilotos automáticos de los aviones sean diseñados para que tomen en consideración estas variaciones físicas en la dinámica del avión. Para tratar de resolver este problema de control, los pilotos convencionales automáticos usan generalmente, parámetros de control programables que varían de acuerdo con la velocidad del aire, el número Mach y la altura del avión. Esta técnica de control es considerada de "lazo abierto" en el sentido de que los parámetros de control dependen de las medidas proporcionada por los sensores. Por lo contrario, en un sistema de control adaptivo, los parámetros de control dependen exclusivamente de las medidas de las entradas y salidas del sistema. Un sistema de control adaptivo se considera como un sistema de "lazo cerrado" en el sentido de que su desempeño se evalúa usando sus entradas y salidas que a su vez son usadas para calcular los parámetros de control. Debido a esto, un controlador adaptivo es capaz de proveer un sistema de control mas sólido y menos sensible a cambios inesperados en la dinámica del avión.

1.2 Metodología

El desarrollo del autopiloto adaptivo se puede dividir en tres partes. La primer parte consistió en la implementación del programa de simulación para el avión F-106. El avión F-106 es volado a control remoto y usado como "blanco" para probar cohetes en la ciudad de White Sands Missile Range, Nuevo México. El modelo matemático del avión F-106 fue desarrollado originalmente en 1978 por la compañía Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft [4]. La figura 1 muestra la estructura general del simulador. Este programa

simula con mucha precisión las fuerzas y los momentos aerodinámicos que actúan sobre el avión, su movimiento rotacional y de translación con 6 grados de libertad, los servo mecanismos utilizados para mover sus superficies de control y finalmente, dos diferentes pilotos automáticos. Un de ellos es un piloto automático convencional que usa parámetros de control programable que varían de acuerdo con la altura y velocidad del avión. El otro es el piloto automático adaptivo propuesto en este artículo. Cabe decir que el simulador fue una herramienta indispensable en el diseño y verificación del piloto automático adaptivo.

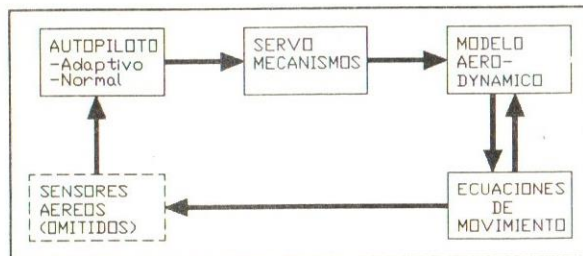


Figura 1. Programa de simulación del avión F-106

La segunda parte consistió en la identificación de la dinámica del eje longitudinal del avión. Esto incluye el movimiento del ángulo de cabeceo (inclinación longitudinal) y el control de la velocidad del avión. Se seleccionó el control del movimiento longitudinal del avión debido a que es el eje principal de control del avión, la variación de sus parámetros de control es muy acentuada, bajo diferentes condiciones de vuelo, y el problema de control es fácil de entender. Los principios básicos de control propuestos en este artículo pueden ser aplicados para el control del movimiento lateral del avión. Sin embargo, el problema de control lateral es más difícil de entender debido a la fuerte interrelación que existe entre los ejes de rolido y guiñada (lateral y direccional).

La tercer tarea consistió en el diseño del control adaptivo. Se seleccionó un algoritmo que su objetivo principal es controlar la posición de las raíces de la ecuación característica del sistema. El control de la posición de las raíces a su vez regula la estabilidad y velocidad de respuesta del sistema.

Por último, se utilizó extensivamente el simulador del avión F-106 para evaluar el piloto automático adaptivo bajo diferentes condiciones de vuelo y comparar los resultados con los obtenidos por un piloto automático convencional. El piloto automático adaptivo utilizado fue diseñado en 1989 por la compañía Honeywell [3].

2.0 DISEÑO DEL PILOTO AUTOMÁTICO ADAPTIVO

2.1 Problema de Control

El objetivo del piloto automático es controlar el movimiento longitudinal del avión. Esto incluye el control del ángulo de cabeceo y el control de la velocidad del avión. Cabe decir que a través del control del ángulo de cabeceo también se puede controlar la altura del avión como se explica más adelante en la sección 2.3.

Normalmente la dinámica del movimiento longitudinal se puede representar con una ecuación de estado de cuarto grado [2].

$$\dot{X} = AX + BU \quad (1)$$

donde el vector

$$X = [u, \alpha, q, \theta]^T \quad (2)$$

contiene las siguientes variables

u = velocidad longitudinal

α = ángulo de ataque

q = velocidad del ángulo de cabeceo

θ = ángulo de cabeceo

El vector de entrada U consiste de dos variables

δe = deflexión del elevador (estabilizador horizontal)

δt = deflexión del acelerador

El elevador, δe , es la superficie del avión que controla el movimiento del ángulo de cabeceo. El acelerador, δt , se usa para controlar la velocidad del avión. Generalmente estos controladores son movidos por servo mecanismos que matemáticamente puede ser representados por filtros digitales de primer grado con constantes de tiempo mucho menores que la constante de tiempo del sistema que controlan. Debido a esto, la dinámica de los servo mecanismos no se tomó en consideración para el diseño del piloto automático adaptivo. Sin embargo, la dinámica de los servo mecanismos sí fue incluida en el simulador utilizado para la evaluación del sistema de control adaptivo. Las matrices del sistema A y B de la ecuación de estado (1) tienen la siguiente estructura:

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \\ b_{31} & b_{32} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

2.1.1 Control del Ángulo de Cabeceo

Primero consideramos un modelo matemático mas simple que el representado por (1) que describa el movimiento del ángulo de cabeceo del avión. Este es obtenido asumiendo que las variaciones de velocidad son independientes del movimiento del ángulo de cabeceo, θ , y que éste puede ser obtenido simplemente integrando q . La validez de este modelo matemático a sido comprobada en numerosas ocasiones por varios autores [2].

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{22} & a_{23} \\ a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{21} \\ b_{31} \end{bmatrix} \delta e \quad (4)$$

Por razones de seguridad y costo generalmente no se utilizan sensores de ángulo de ataque en el diseño de pilotos automáticos. Generalmente se utiliza un acelerómetro normal en lugar del sensor de ángulo de ataque. La ecuación (5) es una relación aproximada de la aceleración normal con el ángulo de ataque. Esta ecuación asume que la fuerza normal ocasionada por la deflexión del elevador es omisible.

$$a_z = Z_z \alpha \quad (5)$$

Por razones prácticas estamos interesados en la versión discreta del sistema de control. La ecuación (6) es la versión discreta de la ecuación lineal (4) donde se incluye la relación (5) entre el ángulo de ataque y la aceleración normal.

$$\begin{bmatrix} q(k+1) \\ a_z(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{11} & f_{12} \\ f_{21} & f_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q(k) \\ a_z(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \end{bmatrix} \delta e(k) \quad (6)$$

La estrategia del diseño consiste en primero desarrollar un sistema que controle la velocidad del ángulo de cabeceo, q , y luego usar éste sistema de control para controlar el ángulo de cabeceo, θ . La ecuación (7) muestra la ley de control que es utilizada para el control de q .

$$\delta e(k) = -K_{qi} \theta(k) + K_q q(k) + K_{az} a_z \quad (7)$$

La ecuación (8) se obtienen relacionando las ecuaciones (6) y (7).

$$q(k+1) = f_{11}q(k) + f_{12}a_z(k) + h_1K_{az}a_z(k) - h_1K_\theta \theta(k) + h_1K_q q(k) \quad (8)$$

Asumiendo que, q , y a_z , son independientes se obtienen las ecuaciones (9) y (10).

$$q(k+1) = (f_{11} + h_1K_q) q(k) - h_1K_\theta \theta(k) \quad (9)$$

si

$$(f_{12} + h_1K_{az}) a_z(k) = 0 \quad (10)$$

Por lo tanto el parámetro de control para la aceleración normal es el siguiente:

$$K_{az} = \frac{f_{12}}{h_1} \quad (11)$$

Dado que el periodo de sampleo es T podemos expresar la siguiente aproximación.

$$q'(t) = \frac{q(k+1) - q(k)}{T} \quad (12)$$

donde $q'(t) = dq(t)/dt$ es la primer derivada de q .

Usando la relación (12), la expresión equivalente de la ecuación (9) en el tiempo continuo es la siguiente:

$$q'(t)T + q(t)[1 - f_{11} - h_1K_q] - h_1\theta(t)K_\theta = 0 \quad (13)$$

donde $\theta(t) = \int (q(t)dt$

La transformada de Laplace de la ecuación (13) es

$$s^2Tq(s) + sq(s)[1 - f_{11} - h_1K_q] - h_1q(s)K = 0 \quad (14)$$

La ecuación (14) representa un sistema dinámico de segundo orden de la forma

$$s^2 + 2\zeta W_n s + W_n^2 = 0 \quad (15)$$

donde

ζ = factor de amortiguamiento
 W_n = frecuencia natural

Relacionando las ecuaciones (14) y (15) podemos calcular los parámetros de control en términos de ζ y W_n .

$$K_{qi} = -\frac{T W_n^2}{h_1}, \quad K_q = \frac{1 - f_{11} - 2\zeta W_n T}{h_1} \quad (16)$$

Por lo tanto para el control de la velocidad del ángulo de cabeceo, q , el proceso de identificación debe calcular los parámetros siguientes:

de la ecuación f_{11}, f_{12}, h_1

$$q(k+1) = f_{11} q(k) + f_{12} a_z(k) + h_1 \delta e(k) \quad (17)$$

Finalmente, el control del ángulo de cabeceo es obtenido usando la siguiente ley de control

$$q_c(k) = K_\theta (\theta_c - \theta) \quad (18)$$

donde

q_c = velocidad deseada del ángulo de cabeceo
 K_θ = parámetro constante de control
 θ_c = ángulo de cabeceo deseado
 θ = actitud de cabeceo

La figura 2 muestra el digrama del sistema adaptivo de control para el ángulo de cabeceo del avión F-106.

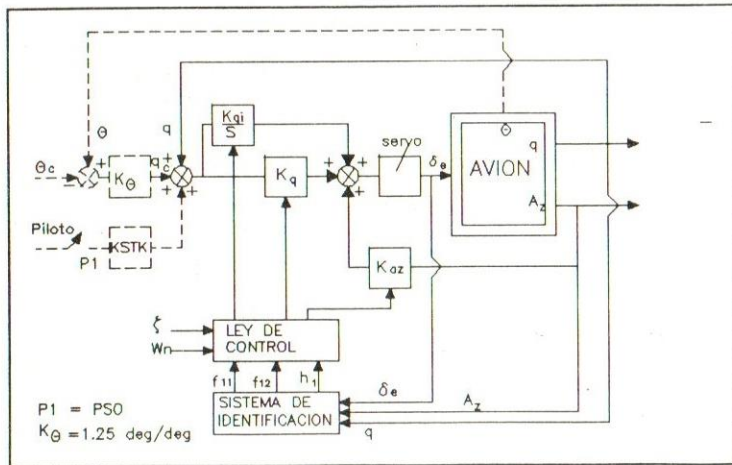


Figura 2 Sistema adaptivo de control del ángulo de cabeceo

En esta figura se puede observar que el piloto controla directamente la velocidad del ángulo de cabeceo. Cuando el piloto activa la palanca de control, el lazo de control de θ es desactivado. Es decir el ángulo deseado de cabeceo es igual al ángulo de cabeceo del avión ($\theta_c = \theta$). En cuanto el piloto deja de activar la palanca de control, el lazo de control para θ es vuelto a activar.

2.2 Control de Velocidad

Una de las maneras de controlar la velocidad del avión es

usando el acelerador, δt . El diseño de este sistema de control asume que la velocidad del aire indicada, $v(t)$, del avión es conocida. Generalmente esto requiere el uso de un sensor aerodinámico.

La version discreta del modelo matemático utilizado en el diseño del sistema de control es el siguiente:

$$a1 \delta t = \frac{v(k+1) - v(k)}{T} \quad (19)$$

donde

v = velocidad del aire indicada
 δt = deflexión del acelerador
 T = tiempo de sampleo
 $a1$ = parámetro desconocido

La ecuación 19 indica que δt es proporcional a la aceleración del avión. La diferencia entre la velocidad longitudinal del avión, $u(t)$, usada en el sistema de ecuaciones (7), y la velocidad del aire indicada, $v(t)$, es que ésta última toma en consideración la velocidad del viento. Nótese que la ecuación (19) asume que las variaciones en la aceleración del avión debido a cambios de θ , q , and α son omisibles.

La ley de control es la siguiente:

$$\delta t(k) = -K_v v(k) - K_p p(k) \quad \text{donde } p(t) = \int v(t) dt \quad (20)$$

Relacionando las ecuaciones (19) y (20) y asumiendo que

$$b1 = a1 * T$$

obtenemos la ecuación 21.

$$v(k+1) = v(k) - b1 K_v v(k) - b1 K_p p(k) \quad (21)$$

Usando la relación (12), la expresión equivalente de la ecuación (21) en el tiempo continuo es la siguiente:

$$v'(t)T + v(t) b1 K_v + b1 K_p \int v(t) dt = 0 \quad (22)$$

La transformada de Laplace de la ecuación (22) es

$$s^2 T v(s) + s v(s) b1 K_v + b1 K_p v(s) = 0 \quad (23)$$

La ecuación (23) representa un sistema dinámico de segundo orden de la forma

$$s^2 + 2 \zeta W_n s + W_n^2 = 0 \quad (24)$$

donde

ζ = factor de amortiguamiento
 W_n = frecuencia natural

Relacionando las ecuaciones (23) y (24) podemos calcular los parámetros de control en términos de ζ y W_n .

$$K_p = \frac{T W_n^2}{b_1}, \quad K_v = \frac{2 \zeta W_n T}{b_1} \quad (25)$$

La figura 3 muestra en diagrama del sistema de control adaptivo de velocidad del avión F-106.

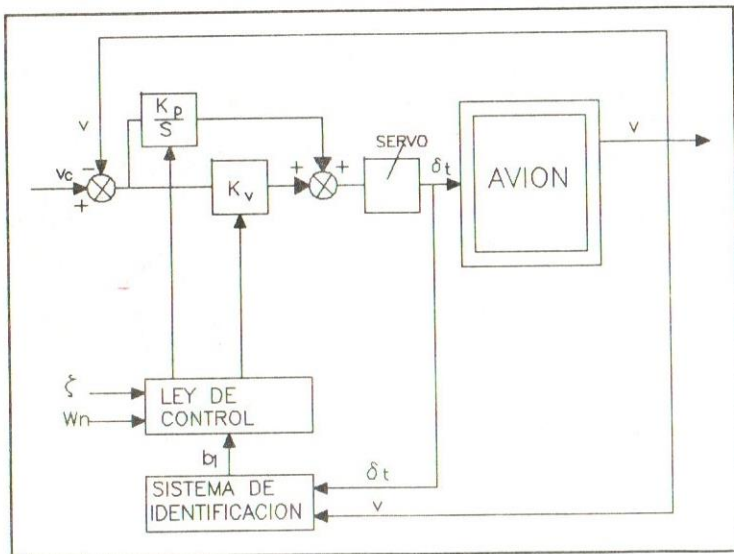


Figura 3 Sistema adaptivo de control de velocidad

2.3 Control de Altura

Como se mencionaba anteriormente es muy fácil controlar la altura del avión usando exclusivamente el sistema adaptivo de control del ángulo de cabeceo descrito en detalle en la sección anterior. La figura 4 muestra el sistema de control de altura.

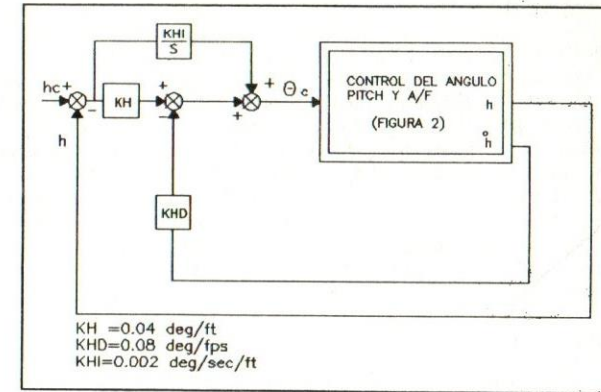


Figura 4 Sistema adaptivo de control de altura.

2.4 Sistema de Identificación.

El algoritmo utilizado para la identificación de los parámetros del sistema, mencionados en las secciones 2.1 and 2.2, fue el algoritmo recursivo de errores mínimos cuadrados. Las ecuaciones (26) y (27) representan este algoritmo [1].

$$P_r = \frac{1}{\lambda} [P_{r-1} - P_{r-1} \phi(r) [\phi^T(r) P_{r-1} \phi(r) + \lambda]^{-1} \phi^T(r) P_{r-1}] \quad (26)$$

$$\theta_r = \theta_{r-1} + P_r \phi(r) [y(r) - \phi^T(r) \theta_{r-1}] \quad (27)$$

donde

P_r es la matriz de covariancia
 $\phi(r)$ es el vector de entradas al sistema
 θ_r es el vector de parámetros por conocer del sistema
 $y(r)$ es la salida del sistema
 λ es el factor de olvido

Un factor de olvido exponencial fue usado en el algoritmo de estimación para asegurar un rastreo preciso de los parámetros del sistema que tienden a variar con el tiempo.

Se requirió una excitación persistente al sistema para asegurar una identificación correcta de sus parámetros. Esto se logró agregando ruido blanco a las señales de entrada. Se asume que normalmente el ruido blanco proviene de los sensores del avión y de su movimiento continuo ocasionado por el viento.

3.0 RESULTADOS DE SIMULACIÓN

Como se mencionó anteriormente, el sistema de control adaptivo fue evaluado usando un simulador de 6 grados de libertad del avión F-106. El sistema de control adaptivo fue extensivamente probado bajo diferentes condiciones de vuelo y los resultados fueron comparados con los obtenidos por un sistema convencional de control. El sistema de control adaptivo trabajó satisfactoriamente en la mayoría de las pruebas de simulación inclusive durante condiciones de vuelo en las que se simularon vientos hasta de 50 millas por hora. Dado la brevedad de este artículo, solamente se presentan unos cuantos resultados de las pruebas de simulación.

La siguiente simulación se realizó cuando el avión volaba a una altura de 10000 pies y su velocidad era de Mach 0.55. La figura 5, muestra la respuesta del sistema de control adaptivo de cabeceo a una señal de entrada denominada THETAC que indica el ángulo de cabeceo deseado (línea punteada). DELTAE es el estabilizador horizontal (elevador) y THETA la actitud de cabeceo. La figura 6 muestra los parámetros identificados del sistema; f_{11} , f_{12} y h_1 . La figura 7 compara el ángulo de velocidad de cabeceo, $\dot{\theta}$, reconstruido usando la ecuación (17) y los parámetros f_{11} , f_{12} y h_1 , con el ángulo de cabeceo real, θ . Finalmente, la figura 8 muestra los resultados obtenidos usando un sistema de control convencional. Como se puede ver, el desempeño del sistema de control adaptivo, en estas condiciones de vuelo, es tan bueno, si no superior, al obtenido con sistema convencional de control.

Para la siguiente prueba de simulación, el avión se inicializó a una altura de 5000 pies y a una velocidad de Mach 0.8. La figura 9 muestra la respuesta del sistema de control adaptivo de velocidad cuando una velocidad deseada, V_c , fue comandada (línea punteada). La figura 10 muestra el control del acelerador, DELTAT. El parámetro identificado del sistema es graficado en la figura 11. La figura 12 compara la velocidad estimada VHAT, usando la ecuación (19) y el parámetro b_1 , con la velocidad del avión V . Finalmente, las figuras 13 y 14 muestran el desempeño de un sistema de control convencional. Nótese que para esta condición de vuelo el desempeño del sistema de control adaptivo es superior al del sistema de control convencional.

El último ejemplo es la simulación de un avión volando a 5000 pies de altura a una velocidad de Mach 0.6. Durante la simulación el control adaptivo de altura y de velocidad estaban activos. En un momento dado el avión da una vuelta hacia la derecha. Nótese que el ángulo de rolido es de aproximadamente 60 grados durante la vuelta. Como se aprecia en la figura 16, el avión desciende momentariamente unos 60 pies al inicio de la vuelta. Esto se debe a la disminución de la fuerza aerodinámica de elevación durante la vuelta. La

figura 17 muestra que el sistema de control adaptivo inmediatamente comanda un ángulo mayor de cabeceo para tratar de conservar la altura deseada. La figura 18 muestra los parámetros de identificación. Finalmente, la figura 20 muestra que el sistema adaptivo de control de velocidad incrementa el acelerador para tratar de mantener la velocidad deseada.

4.0 CONCLUSIÓN

En conclusión, basado en los resultados de simulación podemos decir que el sistema adaptivo de control propuesto para el eje longitudinal del avión F-106 trabaja tan bien como el sistema de control convencional.

Las ventajas del sistema de control adaptivo propuesto son las siguientes:

- 1.- Ofrece la posibilidad de poder variar la calidad de manejo del avión durante el vuelo si a si se desea.
- 2.- No requiere de afinación de parámetros como los sistemas de control convencionales.
- 3.- No requiere el uso de sensores aerodinámicos para el control de altura y del ángulo de cabeceo del avión.

Sus desventajas son las siguientes:

1. Requiere de excitación persistente. Esto lo hace un poco mas ruidoso que los sistemas de control convencionales
- 2.- Requiere del uso de computadoras mas sofisticadas para la identificación de los parámetros del sistema.

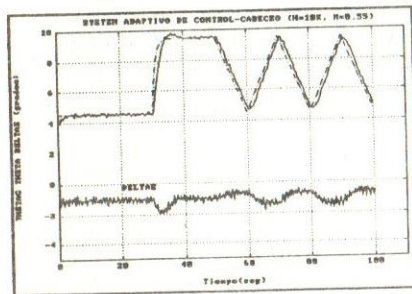


Figura 5- Sistema de control adaptivo de cabeceo

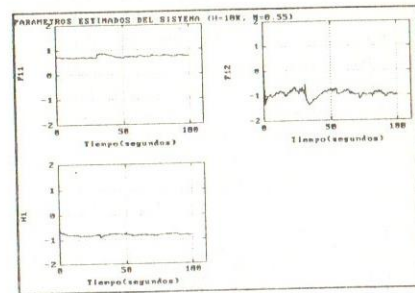


Figura 6-Parámetros identificados del sistema

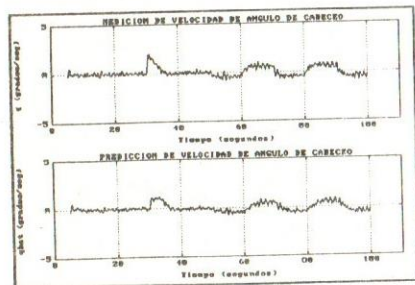


Figura 7 Medición y estimación del ángulo de cabeceo

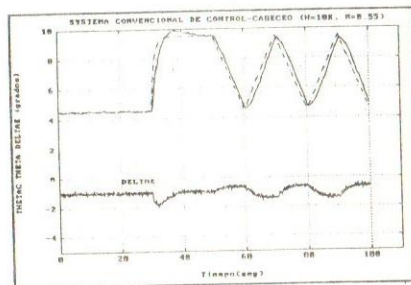


Figura 8 Sistema de control convencional de cabeceo

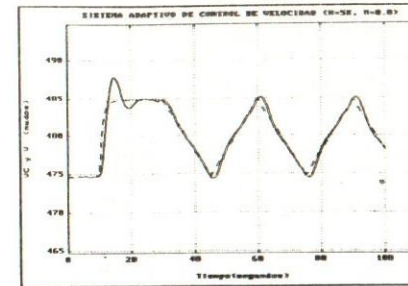


Figura 9 Sistema de control adaptivo de velocidad

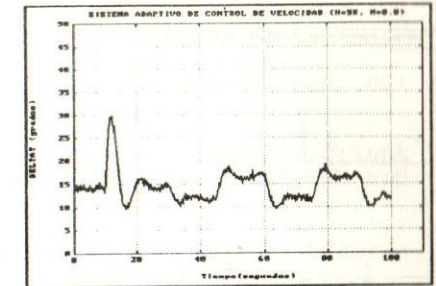


Figura 10 Sistema adaptivo de control-acelerador

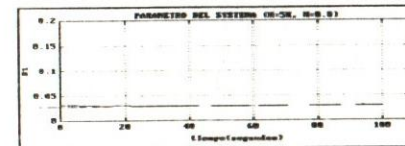


Figura 11 Parámetro identificado del sistema

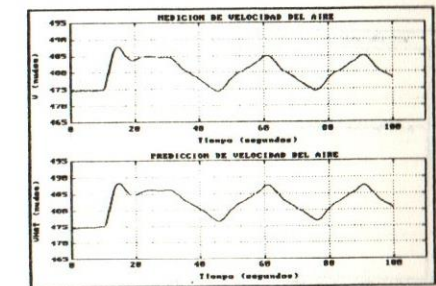


Figura 12 Medición y estimación de velocidad

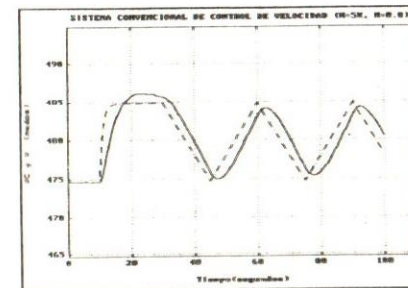


Figura 13 Sistema de control convencional-velocidad

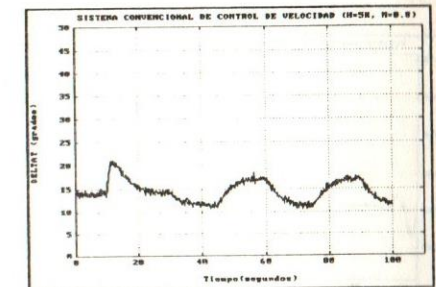


Figura 14 Sistema de control convencional-acelerador.

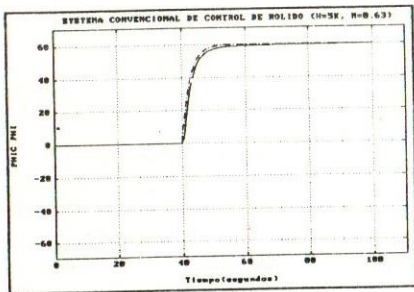


Figura 15 Ángulo de rolado

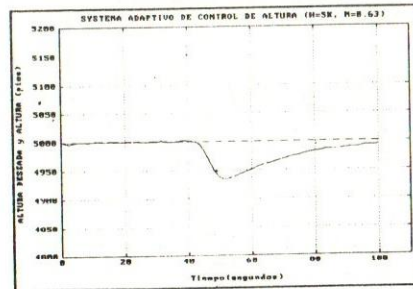


Figura 16 Altura deseada y altura del avión

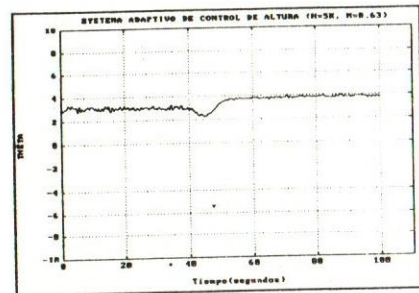


Figura 17 Ángulo de cabeceo

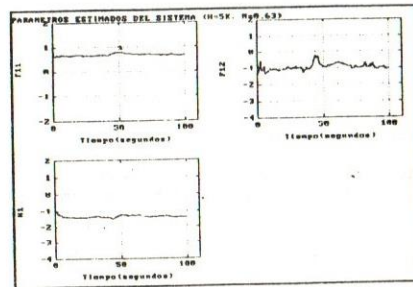


Figura 18 Parámetros del sistema

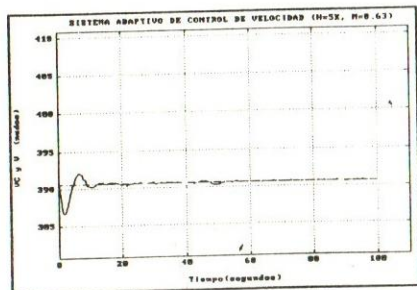


Figura 19 Velocidad del avión

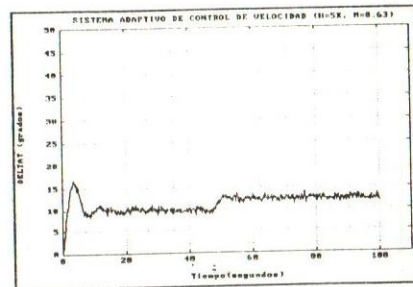


Figura 20 Acelerador

REFERENCIAS

[1] L. Ljung. System Identification, Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1987.

[2] J. Roskam. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Parts I & 2, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1982.

[3] "QF-106 Primary and Backup AFCS System Software Diagrams", Honeywell Corporation, 1989.

[4] "Simulation Model F-106A (Simulation Mode, Mass Model and Engine Model)", Report No. B-WT1238101, Industrienlagen-Betriebsgesellschaft, 1978