

## CARGAS EN VUELO POR MANIOBRAS – APLICACIÓN IA-100B

G. Scarpin

Departamento de Ingeniería Aeroespacial – UNDEF – CRUC - IUA  
Av. Fuerza Aérea Argentina 6500, (X5010JMX) - Córdoba – Argentina  
Email: gscarpin@iaa.edu.ar

### RESUMEN

*Dentro de los múltiples casos de cargas a analizar para el dimensionamiento estructural de una aeronave se encuentran los definidos por las maniobras en vuelo simétricas y asimétricas exigidos por las normas de certificación.*

*Si se quiere estimar las cargas en vuelo, se debe tener la capacidad de simular las maniobras solicitadas con el propósito de conocer las fuerzas y momentos aerodinámicos y de inercia actuantes.*

*Para simular el movimiento de la aeronave en vuelo se proponen un grupo de modelos matemáticos sencillos usados habitualmente en la industria aeronáutica durante décadas (Ref. (1)). Se prefiere estos métodos simplificados, respecto de utilizar un simulador sofisticado, debido a que los resultados son fáciles de verificar y validar.*

*Los modelos aquí presentados fueron utilizados en el cálculo de cargas para el dimensionamiento estructural del avión de entrenamiento primario militar FAdeA IA-100B.*

**Palabras clave:** CARGAS, MECÁNICA DEL VUELO, IA-100B

### INTRODUCCIÓN

Para dimensionar la estructura de una aeronave debe previamente determinarse las cargas actuantes sobre la misma. Esto incluye principalmente las cargas producidas por maniobras en vuelo, turbulencias, aterrizaje y condiciones de manipuleo en tierra. El proceso general para determinar las cargas consiste, en primera instancia, en simular las distintas maniobras o condiciones analizadas. Para ello se suele utilizar sofisticados simuladores de múltiples grados de libertad, incluyendo en algunos casos la respuesta dinámica de la estructura bajo cargas inestacionarias. De los infinitos casos de carga se deben seleccionar, para el dimensionamiento estructural, unos pocos considerados críticos. Para ello se utilizan los criterios de carga de las Normas de certificación de aeronaves civiles, o las especificaciones en el caso de los aviones militares. Específicamente, en el caso del IA-100B, se pretende certificarlo bajo el estándar FAR-23, por ello, en cumplimiento con FAR §23.2215 “Flight load conditions”<sup>(2)</sup>, se presenta en este informe el procedimiento de cálculo de las maniobras que definen las cargas en vuelo. Según FAR §23.2215, para las condiciones de carga de vuelo, el solicitante debe determinar las cargas de diseño estructural resultantes de las siguientes condiciones de vuelo:

- 1) *Ráfagas atmosféricas donde la magnitud y el gradiente de estas ráfagas se basan en estadísticas de ráfagas medidas.*
- 2) *Maniobras simétricas y asimétricas.*
- 3) *Empuje asimétrico resultante de la falla de un motor.*

En el presente informe se describe los métodos usados para simular las maniobras simétricas y asimétricas correspondiente al punto 2). Para estimar las condiciones de cargas por ráfagas se utilizó el procedimiento simplificado presentado en la Norma, y no se muestra en este informe. El caso 3) sobre cargas por empuje asimétrico no es aplicable a esta aeronave. Siguiendo la recomendación de Ref. (2), se selecciona como medio de cumplimiento a la ASTM F3116/F3116M-18<sup>e1 (3)</sup>, la cual en §4. “Flight Loads”, especifica cada una de las condiciones que deben ser estudiadas para el cálculo de cargas actuantes sobre las distintas partes estructurales de una aeronave en vuelo.

Las condiciones de vuelo por maniobras serán simuladas utilizando modelos matemáticos sencillos los cuales son usados habitualmente en la industria aeronáutica<sup>(1)</sup>. Se prefiere estos métodos simplificados, respecto de utilizar un simulador sofisticado, debido a que los resultados son fáciles de verificar y validar, sumado a que las hipótesis realizadas y la precisión obtenida es suficiente para la categoría de aeronave estudiada.

## METODOLOGÍA

A continuación, se detallan las diversas condiciones de vuelo junto con el procedimiento de cálculo empleado para derivar las posiciones, velocidades y aceleraciones, tanto lineales como angulares. Estos parámetros son fundamentales para caracterizar el vuelo y se requieren como datos de entrada en el cálculo de las cargas que afectan a los distintos elementos estructurales.

### Fuerzas y Momentos

Desde una perspectiva matemática, las fuerzas y momentos aerodinámicos son representadas mediante sus derivadas de primer orden tal como se muestra seguidamente:

- *Sustentación*

$$L = C_L \bar{q} S \quad (1)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\dot{\alpha}}} \frac{\dot{\alpha} c}{2V} + C_{L_q} \frac{qc}{2V} + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{\delta_f}} \delta_f \quad (2)$$

- *Resistencia*

$$D = C_D \bar{q} S \quad (3)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha \quad (4)$$

- *Fuerza Lateral*

$$F_Y = C_Y \bar{q} S \quad (5)$$

$$C_Y = C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \quad (6)$$

- *Momento de rolido*

$$M_x = C_l \bar{q} S b \quad (7)$$

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V} + C_{l_r} \frac{rb}{2V} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \quad (8)$$

- *Momento de cabeceo*

$$M_y = C_m \bar{q} S c \quad (9)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{\dot{\alpha} c}{2V} + C_{m_q} \frac{qc}{2V} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_f}} \delta_f \quad (10)$$

- *Momento de guiñada*

$$M_z = C_n \bar{q} S b \quad (11)$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V} + C_{n_r} \frac{rb}{2V} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \quad (12)$$

Asimismo, las ecuaciones de movimiento serán planteadas en función del tiempo adimensional, siguiendo la metodología clásica propuesta en Ref. (4).

Para transformar las anteriores derivadas por velocidades angulares, en función del tiempo  $t$ , a derivadas en función del tiempo adimensional,  $t/\tau$ , se hace lo siguiente:

$$\begin{aligned} C_{L_{d\alpha}} &= C_{L_\alpha} / (2 \mu) & C_{L_{d\theta}} &= C_{L_q} / (2 \mu) \\ C_{Y_{d\phi}} &= C_{Y_p} / (2 \mu_l) & C_{Y_{d\psi}} &= C_{Y_r} / (2 \mu_l) \\ C_{l_{d\phi}} &= C_{l_p} / (2 \mu_l) & C_{l_{d\psi}} &= C_{l_r} / (2 \mu_l) \\ C_{m_{d\alpha}} &= C_{m_{\dot{\alpha}}} / (2 \mu) & C_{m_{d\theta}} &= C_{m_q} / (2 \mu) \\ C_{n_{d\phi}} &= C_{n_p} / (2 \mu_l) & C_{n_{d\psi}} &= C_{n_r} / (2 \mu_l) \end{aligned} \quad (13)$$

El operador derivada,  $d$ , es definido como:

$$d = \frac{d}{d(t/\tau)} \quad (14)$$

Asimismo, se fijan los parámetros de inercia adimensional como:

$$h = \frac{2}{\mu} \left( \frac{k_y}{c} \right)^2 [-] \quad J_x = \frac{2}{\mu_l} \left( \frac{k_x}{b} \right)^2 [-] \quad J_z = \frac{2}{\mu_l} \left( \frac{k_z}{b} \right)^2 [-] \quad J_{xz} = \frac{2}{\mu_l} \left( \frac{k_{xz}}{b} \right)^2 [-] \quad (15)$$

con

$$\tau = \frac{m}{\rho S V} [s] \quad \mu = \frac{m}{\rho S c} [-] \quad \mu_l = \frac{m}{\rho S b} [-] \quad (16)$$

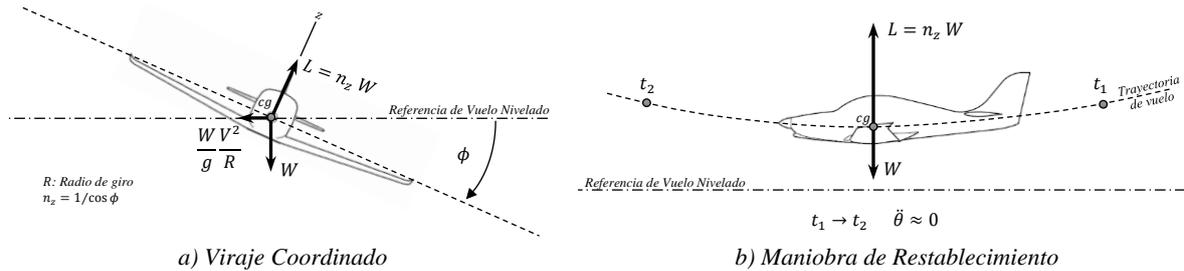
## Maniobras de Vuelo Simétricas

Las condiciones de vuelo simétricas abarcan cualquier maniobra para la cual se diseñe la aeronave y que no involucre movimientos de rolo o guiñada.

### Maniobras Simétricas en Estado Estacionario

Las maniobras simétricas en estado estacionario se definen son aquellas en las que se supone que la aceleración de cabeceo es insignificante o nula.

El viraje estacionario, como se muestra en la Figura 1-a), se considera una condición simétrica de estado estable, aunque el avión tiene una aceleración que actúa lateralmente durante el giro. La maniobra de restablecimiento, Figura 1-b), si se realiza lentamente con respecto al cambio en la velocidad de cabeceo, se puede asumir una aceleración de cabeceo insignificante o nula <sup>(1)</sup>.



**Figura 1:** Maniobras Simétricas en Estado Estacionario

Respecto de las dos maniobras de la Figura 1, desde el punto de vista de cargas, resulta crítica la maniobra de viraje coordinado por ser la que posee un mayor amortiguamiento de cabeceo, lo que implica que el elevador deberá deflectarse un ángulo mayor para estabilizar la maniobra a igual  $V$  y  $n_z$ . La velocidad de cabeceo en la maniobra de viraje se lo puede calcular como <sup>(4)</sup>:

$$q = \frac{g}{V} \left( n_z - \frac{1}{n_z} \right) \quad (17)$$

Donde:

- $q$  : Velocidad angular de cabeceo [rad/s]
- $V$  : Velocidad de vuelo verdadera [m/s]
- $g$  : Aceleración de la gravedad [ $m/s^2$ ]
- $n_z$  : Factor de carga normal [-]

Las ecuaciones de movimiento para una maniobra simétrica en estado estacionario resultan:

$$C_L = \frac{n_z W}{\bar{q} S} \quad (18)$$

$$C_m = 0 \quad (19)$$

En caso de tener necesidad de calcular las cargas en la dirección  $X$  se las puede obtener de:

$$T - \bar{q} S C_D = n_x W \quad (20)$$

Por ser una maniobra estabilizada,  $\dot{q} = 0$  y  $\dot{\alpha} = 0$ .

De las ec. (18) y (19), desarrollando los coeficientes aerodinámicos de ec. (2) y (10), se puede obtener el ángulo de ataque y de deflexión de elevador de equilibrio, resolviendo el siguiente sistema de ecuaciones lineales:

$$\begin{vmatrix} C_{L\alpha} & C_{L\delta_e} \\ C_{m\alpha} & C_{m\delta_e} \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ \delta_e \end{Bmatrix} = - \begin{vmatrix} C_{L_0} - \frac{n_z W}{\bar{q} S} & C_{Lq} \\ C_{m_0} & C_{mq} \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{1}{2V} \\ \delta_f \end{Bmatrix} \quad (21)$$

### Maniobras Simétricas Inestacionarias

Las posiciones, velocidades y aceleraciones en maniobras inestacionarias son obtenidas resolviendo las ecuaciones de movimiento longitudinales asumiendo velocidad y altura constante. Según Ref. (4) y (5), las mismas pueden ser escritas en el dominio de Laplace como:

$$(C_{L\alpha} + C_{L_{d\alpha}} \tau s + 2 \tau s) \Delta\alpha + (C_{L_{d\theta}} - 2) \tau s \Delta\theta = -C_{L_{\delta_e}} \Delta\delta_e \quad (22)$$

$$(C_{m\alpha} + C_{m_{d\alpha}} \tau s) \Delta\alpha + (C_{m_{d\theta}} \tau s - h \tau^2 s^2) \Delta\theta = -C_{m_{\delta_e}} \Delta\delta_e \quad (23)$$

Donde las variables,  $\Delta\alpha, \Delta\theta, \Delta\delta_e$ , son las perturbaciones medidas desde la condición de equilibrio obtenida de ec. (21) y las derivadas son las presentadas en ec. (13).

Las funciones de transferencia se obtienen al resolver el sistema de ecuaciones algebraicas que a continuación se presentan.

$$\begin{vmatrix} C_{L\alpha} + C_{Ld\alpha}\tau s + 2\tau s & C_{Ld\theta}\tau s - 2\tau s \\ C_{m\alpha} + C_{md\alpha}\tau s & C_{md\theta}\tau s - h\tau^2 s^2 \end{vmatrix} \begin{pmatrix} \Delta\alpha(s) \\ \Delta\delta_e(s) \\ \Delta\theta(s) \\ \Delta\delta_e(s) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -C_{L\delta_e} \\ -C_{m\delta_e} \end{pmatrix} \quad (24)$$

Estas funciones de transferencia representan el modelo de movimiento de dos grados de libertad longitudinal de una aeronave, en el cual se ha eliminado el modo fugoide. Las mismas pueden ser resueltas usando Matlab Simulink®, Altair Embed®, Scilab® u otro software de similares características. La variación del factor de carga puede ser obtenido de la siguiente función de transferencia.

$$\frac{\Delta n_z(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{V s}{g} \left( \frac{\Delta\theta(s)}{\Delta\delta_e(s)} - \frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)} \right) \quad (25)$$

## Maniobras de Vuelo Asimétricas

### Maniobras de Rolido

Las maniobras de rolido son maniobras asimétricas que involucran la aplicación del control lateral para producir el movimiento del avión sobre el eje x. Las maniobras de rolido se logran junto con un factor de carga simétrico especificado. Las siguientes suposiciones se realizan con fines analíticos<sup>(1)</sup>:

- 1) La velocidad de la aeronave se asume constante durante toda la maniobra
- 2) Se desprecia los efectos de acoplamiento cruzado entre los grados de libertad de rolido y guiñada.

La ecuación de movimiento de rolido de un grado de libertad en el dominio de Laplace, según los coeficientes definidos en ec. (13), puede escribirse como:

$$\left( \frac{C_{lp}}{2\mu_l}\tau - J_x\tau^2 s \right) p(s) = -C_{l\delta_a} \delta_a(s) \quad (26)$$

La función de transferencia resulta:

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{C_{l\delta_a}}{J_x\tau^2 s - \frac{C_{lp}}{2\mu_l}\tau} \quad (27)$$

### Maniobras de Guiñada

Las maniobras de guiñada, cuando se aplican a análisis de cargas estructurales, son maniobras que involucran la aplicación abrupta del timón de dirección para producir una condición de deslizamiento lateral. Las maniobras de timón, utilizadas para el diseño estructural, son esencialmente maniobras planas en las que el timón se aplica abruptamente en una posición de alas niveladas. Esta maniobra es difícil de hacer en vuelo porque se debe aplicar un gran desplazamiento lateral para mantener las alas niveladas. El propósito de mantener las alas niveladas es maximizar el deslizamiento lateral resultante<sup>(1)</sup>. Dado que la maniobra de guiñada utilizada para los análisis de carga estructural se considera una "maniobra plana", se realizan las siguientes suposiciones:

- 1) La velocidad de vuelo se supone constante durante la maniobra.
- 2) La aceleración y la velocidad de rolido se suponen cero.
- 3) El control lateral se aplica según sea necesario para mantener una actitud de alas niveladas.
- 4) Se desprecian las derivadas de velocidad del timón de dirección y alerones.

Del sistema de ecuaciones diferenciales que describen el movimiento lateral de una aeronave, asumiendo velocidad y aceleración de rolido nulo y según la notación definida en ec. (13), se tiene<sup>(5)</sup>:

$$\begin{vmatrix} C_{y\beta} - 2\tau s & C_{y\delta_a} & \frac{C_{y_r}}{2\mu_l} \tau - 2\tau \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & \frac{C_{l_r}}{2\mu_l} \tau + J_{xz} \tau^2 s \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & \frac{C_{n_r}}{2\mu_l} \tau - J_{zz} \tau^2 s \end{vmatrix} \begin{pmatrix} \beta(s) \\ \delta_r(s) \\ \dot{\psi}(s) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -C_{y\delta_r} \\ -C_{l\delta_r} \\ -C_{n\delta_r} \end{pmatrix} \quad (28)$$

Si no se desea conocer la deflexión de alerones y/o si se considera despreciable su influencia, se puede usar la siguiente ecuación simplificada<sup>(1)</sup>:

$$\begin{vmatrix} C_{y\beta} - 2\tau s & \frac{C_{y_r}}{2\mu_l} \tau - 2\tau \\ C_{n\beta} & \frac{C_{n_r}}{2\mu_l} \tau - J_{zz} \tau^2 s \end{vmatrix} \begin{pmatrix} \beta(s) \\ \delta_r(s) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -C_{y\delta_r} \\ -C_{n\delta_r} \end{pmatrix} \quad (29)$$

*Deslizamiento Estacionario Debido a la Deflexión del Timón de Dirección*

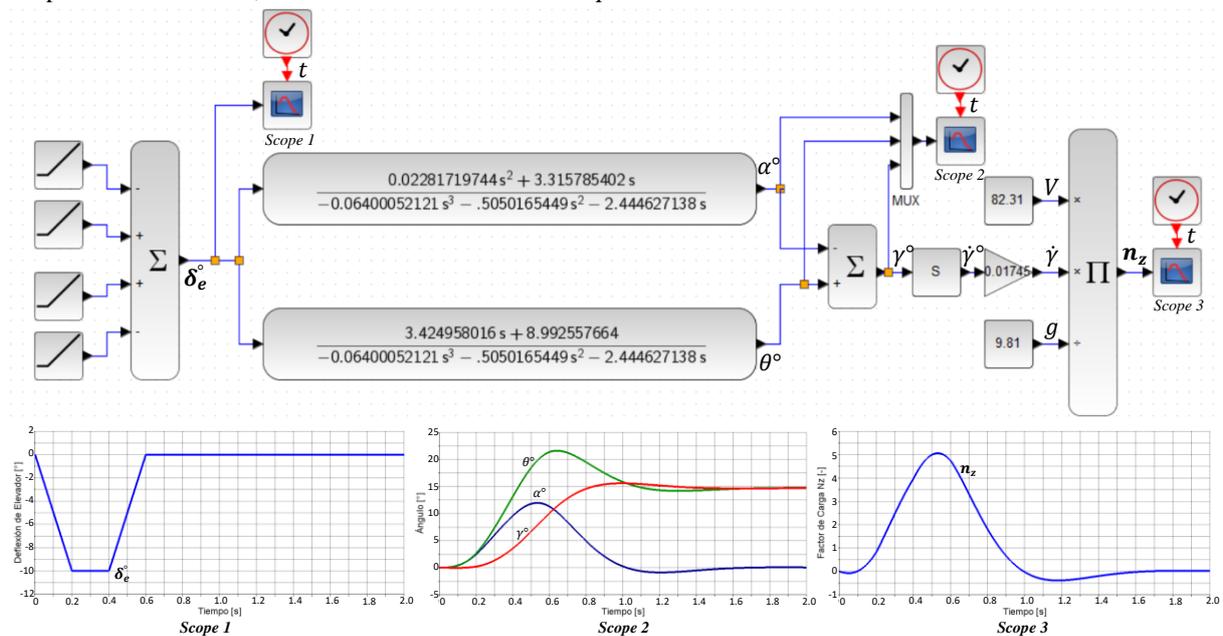
Suponiendo que el avión está en vuelo nivelado a una velocidad constante y los coeficientes aerodinámicos son lineales, las tres ecuaciones para fuerza lateral y momentos de rolido y guiñada, pueden escribirse en forma de coeficiente, usando notación matricial<sup>(1)</sup>:

$$\begin{vmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta_a} & C_L \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & 0 \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & 0 \end{vmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \phi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -C_{y\delta_r} \\ -C_{l\delta_r} \\ -C_{n\delta_r} \end{pmatrix} \delta_r \quad (30)$$

Asignado un valor de deflexión de timón de dirección,  $\delta_r$ , y resolviendo el sistema de ecuaciones lineales anterior se obtienen los valores de  $\beta$ ,  $\delta_a$  y  $\phi$  para la condición estacionaria.

**RESULTADOS**

A modo de ejemplo, se presenta una maniobra simétrica inestacionaria que resulta de la aplicación de un pulso de duración finita al elevador del IA-100B. El objetivo principal consiste en obtener la variación en el factor de carga ( $\Delta n_z$ ) a lo largo del tiempo. Para lograrlo, se resuelve el sistema de ecuaciones (24), lo cual permite obtener las funciones de transferencia  $\Delta\alpha(s)/\Delta\delta_e(s)$  y  $\Delta\theta(s)/\Delta\delta_e(s)$ . Una vez conocidas estas funciones, se procede a construir la ecuación (25), mediante la cual se obtiene la función de transferencia deseada  $\Delta n_z(s)/\Delta\delta_e(s)$ . La Figura 2 muestra el diagrama de bloques implementado en el software libre Scilab 2023.1.0 (Xcos). La entrada del sistema está compuesta por un pulso de elevador, tal como se ilustra en el *Scope 1*.



**Figura 2:** Ejemplo de Simulación de Maniobra Simétrica Inestacionaria – IA-100B

## CONCLUSIONES

Se ha presentado la metodología utilizada para simular todas las maniobras de vuelo de cabeceo, rolido y guiñada, tanto estacionarias como inestacionarias, necesarias para el cálculo de las cargas en vuelo de la aeronave FAdA IA-100B "Malvina". En total, con esta metodología, se simularon 51 maniobras que abarcaron todos los casos necesarios para el cálculo de las cargas, de acuerdo con los requisitos de FAR-23 y las especificaciones establecidas en ASTM F3061/F3061M-18<sup>e1</sup>. Los modelos obtenidos son simples, de fácil implementación y verificación.

Posteriormente, se procederá a verificar los resultados obtenidos a través de ensayos en vuelo.

## ACRÓNIMOS

ASTM	American Society for Testing and Materials
FAdA S.A.	Fábrica Argentina de Aviones "Brig. San Martín" S.A.
FAR	Federal Aviation Regulations

## REFERENCIAS

1. Lomax, Ted L. *Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft: Theory and Practice*. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio : AIAA Education Series, 1996. ISBN 1-56347-114-0.
2. FAA. *Part 23 Accepted Means of Compliance Based on ASTM Consensus Standards*. Washington, DC 20591 - USA : Federal Aviation Administration, May 11, 2018. p. 18.
3. ASTM. *Standard Specification for Design Loads and Conditions*. s.l. : ASTM International, February 2020. F3116/F3116M - 18<sup>e1</sup>.
4. Perkins, Courtland D. and Hage, Robert E. *Airplane Performance, Stability and Control*. Princeton, N. J. : John Wiley & Sons, 1949. ISBN-13: 978-0471680468.
5. McLean, Donald. *Automatic Flight Control Systems*. Hemel Hempstead, UK : Prentice Hall International Ltd, 1990. ISBN 013-054008-0.