

CONTROL LONGITUDINAL PARA VUELO AUTÓNOMO DE AVIONES BASADO EN EL ALGORITMO PROPORCIONAL-INTEGRAL-DERIVATIVO (PID)

Marina H. Murillo^a, Alejandro C. Limache^a, Leonardo L. Giovanini^b y Pablo S. Rojas
Fredini^a

^a*International Center of Computational Methods in Engineering (CIMEC).
INTEC-CONICET. Santa Fe, Argentina., <http://www.cimec.gov.ar/>*

^b*Research Center for Signals, Systems and Computational Intelligence (SINC)
Faculty of Engineering and Water Sciences, Universidad Nacional del Litoral*

Palabras Clave: pid control, aviones, simulación

Resumen. En este trabajo se presenta el desarrollo de un sistema de control automático longitudinal para un modelo completo de avión basado en el control proporcional, integral y derivativo (PID). Para el control del avión, se diseñaron dos sistemas de control: uno comanda la entrada de control deflexión de la columna de propulsión y otro comanda la deflexión del elevador.

Se ha implementado el sistema de control propuesto en el simulador de vuelo *Excalibur*, desarrollado por los autores, y se aplican los controles PID a un modelo de avión Cessna 172 completo, con 6-grados de libertad (6-DOF). El correcto funcionamiento del piloto automático desarrollado se prueba aquí en una maniobra de vuelo autónomo: ascenso a una altitud preestablecida a velocidad constante. Se muestran los resultados obtenidos mediante la simulación de la maniobra, y se verifica el correcto funcionamiento del piloto automático propuesto. Finalmente, se comparan los resultados obtenidos con otra técnica de control, aquella denominada *Model Predictive Control* (MPC).

1. INTRODUCCIÓN

El controlador proporcional-integral-derivativo (PID) es una de las estrategias de control más antiguas. El trabajo (Minorsky, 1922) fue la piedra angular en el desarrollo teórico del control PID. A pesar de los avances en el área de control y de las nuevas técnicas de control modernas, el control PID sigue siendo utilizado debido a su sencillez y su buen desempeño (Aström y Hägglund, 2006), (Aström y Hägglund, 2001).

Como lo indica su nombre, el controlador PID consta de tres partes:

- una acción proporcional al error
- una acción proporcional a la integral del error
- y una acción proporcional a la derivada del error

El ajuste del algoritmo de control involucra la determinación de tres parámetros: la constante de proporcionalidad K_p , la constante integral K_i y la constante derivativa K_d , las cuales penalizan el error actual (acción proporcional), la acumulación de los errores pasados (acción integral) y la predicción de los errores futuros (acción derivativa), respectivamente (Wahid y Hassan, 2012), (Åström y Hägglund, 2004), (Turkoglu et al., 2008).

Este trabajo presenta un algoritmo de control automático basado en el control PID (Aström, 1995). Nuestro objetivo es el desarrollo de un sistema de control automático para aviones que permita realizar maniobras autónomas como, por ejemplo, ascensos y descensos. Utilizamos un modelo de avión completo, de 6-grados de libertad (6-DOF). La representación en espacio de estados consiste de doce ecuaciones diferenciales que describen el comportamiento y la dinámica del avión (Stevens y Lewis, 2003).

En la sección 2 se presenta el modelo no-lineal del avión. En la sección 3 se describe el control automático propuesto basado en el control PID. En la sección 4 se presenta una maniobra de vuelo autónomo utilizando el modelo del avión Cessna 172.

El sistema de control propuesto ha sido implementado en el simulador de vuelo *Excalibur* para su evaluación. Este simulador ha sido desarrollado en el Centro de Investigación de Métodos Computacionales (CIMEC) (Limache et al., 2010). La utilización de éste simulador de vuelo facilita el *testeo* de los diferentes sistemas de control y permite verificar que las maniobras ocurran en tiempo real. El módulo de control ha sido implementado como un subsistema independiente.

2. REPRESENTACIÓN DEL AVIÓN EN ESPACIO DE ESTADOS

La representación en espacio de estados del sistema de 6-DOF está dada por el siguiente vector de estados de dimensión $N_s = 12$:

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12}]^T \\ &= [v_t \ \alpha \ \beta \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ x_N \ y_E \ h]^T \end{aligned} \quad (1)$$

donde

- v_t , α y β son la velocidad, el ángulo de ataque y el ángulo de deslizamiento respectivamente.
- ϕ , θ y ψ son los ángulos de Euler que definen los movimientos de *roll*, *pitch* y *yaw* del sistema coordinado cuerpo (*Body*) respecto al marco de referencia inercial (*North-East-Down* (NED)), ver Fig. 1. La secuencia de rotaciones convencionalmente usada para

describir la actitud instantánea del avión con respecto al marco de referencia NED es como sigue:

1. Rotación alrededor del eje \hat{z}_{NED} un ángulo ψ positivo (nariz hacia la derecha).
 2. Rotación alrededor del eje \hat{y}_{ψ} resultante un ángulo θ positivo (nariz hacia arriba).
 3. Rotación alrededor del eje \hat{x}_{θ} resultante un ángulo ϕ positivo (ala derecha hacia abajo).
- p , q y r son las componentes del vector velocidad angular en ejes cuerpo (\hat{x}_{Body} , \hat{y}_{Body} , \hat{z}_{Body}), respectivamente.
 - x_N , y_E y $z_D = -h$ son las componentes de vector posición del centro de gravedad (CG) con respecto al marco de referencia NED.

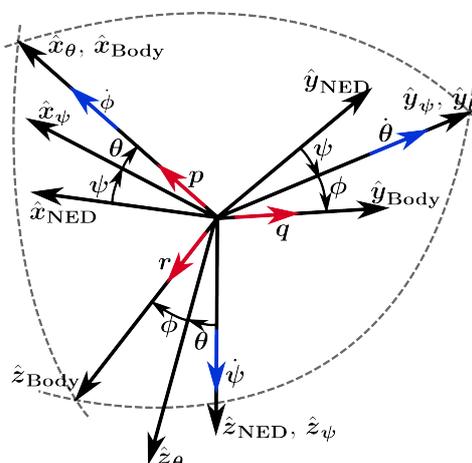


Figura 1: Marco de Referencia Inercial (NED) y Ejes Cuerpo con los correspondientes Ángulos de Euler

Definimos el vector \mathbf{u} de $N_i = 4$ variables de control y asumimos que está dado por:

$$\mathbf{u} = [u_1 \quad u_2 \quad u_3 \quad u_4]^T = [thtl \quad \delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r]^T \quad (2)$$

donde δ_e es la deflexión del elevador en grados, δ_a es la deflexión del alerón en grados, δ_r es la deflexión del timón vertical (o *rudder*) en grados y *thtl* es la posición de la columna de propulsión, cuyo valor se encuentra entre cero y uno.

En la Fig. 2 se puede observar un esquema del avión modelado junto con los marcos de referencia utilizados. Los ejes cuerpo (“Body”) conforman una terna que se mueve conjuntamente con el avión, su eje \hat{x}_{Body} se alinea con la nariz del avión, su eje \hat{y}_{Body} se alinea con el ala derecha y su eje \hat{z}_{Body} se escoge de forma tal que se satisface la regla de la mano derecha. El marco de referencia (NED) es el marco de referencia inercial y el sistema coordinado viento (“Wind”) se adopta de forma tal que su \hat{x}_{Wind} se alinea con la dirección del viento relativo.

Siguiendo (Stevens y Lewis, 2003), las derivadas temporales $\dot{\mathbf{x}}$ del vector de estados está definida por la dinámica de un cuerpo rígido de 6-DOF:

$$\dot{\mathbf{x}} = \bar{\mathbf{f}}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (3)$$

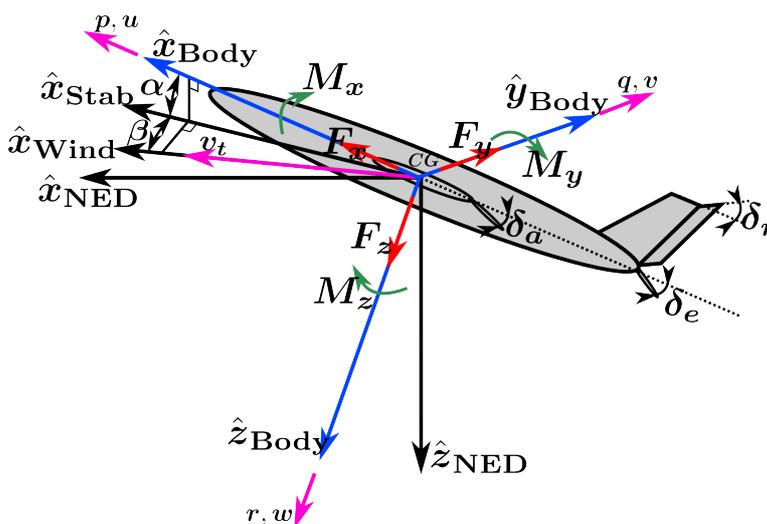


Figura 2: Avión Modelado y Marcos de Referencia

donde la función vectorial $\bar{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ está dada por:

$$\bar{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \begin{bmatrix} \dot{v}_t \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{x}_N \\ \dot{y}_E \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w})/v_t \\ (u\dot{w} - w\dot{u})/(u^2 + w^2) \\ (v\dot{v}_t - v\dot{v}_t)/(v_t^2 \cos \beta) \\ p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ (q \sin \phi + r \cos \phi)/\cos \theta \\ (c_1 r + c_2 p)q + c_3 M_x(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + c_4 M_z(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ c_5 p r - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M_y(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ (c_8 p - c_2 r)q + c_4 M_x(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + c_9 M_z(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ u \cos \theta \cos \psi + v(\sin \phi \cos \psi \sin \theta - \cos \phi \sin \psi) + \\ w(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ u \cos \theta \sin \psi + v(\sin \phi \sin \psi \sin \theta + \cos \phi \cos \psi) + \\ w(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \tag{4}$$

donde

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta + F_x(\mathbf{x}, \mathbf{u})/m \\ \dot{v} &= -ru + pw + g \sin \phi \cos \theta + F_y(\mathbf{x}, \mathbf{u})/m \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \phi \cos \theta + F_z(\mathbf{x}, \mathbf{u})/m \\ \dot{v}_t &= (u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w})/v_t \end{aligned} \tag{5}$$

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{(J_y - J_z)J_z - J_{xz}^2}{J_x J_z - J_{xz}^2} & c_2 &= \frac{(J_x - J_y + J_z)J_{xz}}{J_x J_z - J_{xz}^2} & c_3 &= \frac{J_z}{J_x J_z - J_{xz}^2} \\ c_4 &= \frac{J_{xz}}{J_x J_z - J_{xz}^2} & c_5 &= \frac{J_z - J_x}{J_y} & c_6 &= \frac{J_{xz}}{J_y} \\ c_7 &= \frac{1}{J_y} & c_8 &= \frac{J_x(J_x - J_y) + J_{xz}^2}{J_x J_z - J_{xz}^2} & c_9 &= \frac{J_x}{J_x J_z - J_{xz}^2} \end{aligned} \tag{6}$$

- J_i es el momento de inercia alrededor del eje i y J_{ij} es el momento de inercia cruzado
- $F_x(\mathbf{x}, \mathbf{u})$, $F_y(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ y $F_z(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ son las fuerzas totales (fuerzas aerodinámica + propulsión) presentes en el avión, expresadas en ejes cuerpo. Estas fuerzas dependen explícitamente en las variables de estado y de control (\mathbf{x}, \mathbf{u}) .

- $M_x(\mathbf{x}, \mathbf{u})$, $M_y(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ y $M_z(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ son los momentos totales (momentos aerodinámico + propulsión) con respecto a la posición del CG, presentes en el avión, expresados en ejes cuerpo. Estos momentos también dependen explícitamente en las variables de estado y de control (\mathbf{x}, \mathbf{u}) .

En este trabajo hemos utilizado un modelo de 6-DOF del avión Cessna 172 para la evaluación del sistema de control automático basado en el control PID. El cómputo de las fuerzas aerodinámicas y momentos aerodinámicos fue realizado utilizando la información aerodinámica provista por JSBSim (JSBSIM, 2013) y FlightGear Flight Simulator (FlightGear, 2013), ambas plataformas son *open-source*.

3. DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL AUTOMÁTICO BASADO EN PID

En el control PID (Aström, 1995), una señal de error $e(t)$ se utiliza para generar las acciones proporcional, integral y derivativa, mediante una suma pesada para formar la señal de control $\Delta\mathbf{u}(t)$ que luego se aplica al sistema. Una descripción matemática del controlador PID es la siguiente:

$$\Delta\mathbf{u}(t) = \mathbf{K}_p e(t) + \mathbf{K}_i \int_0^t e(\tau) d\tau + \mathbf{K}_d \frac{de(t)}{dt} \quad (7)$$

donde $\Delta\mathbf{u}(t)$ es la variación en la entrada de control, la señal de error $e(t)$ se define como $e(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_{sp}(t)$, siendo $\mathbf{x}_{sp}(t)$ el vector que contiene los valores deseados de los estados.

Existen varios trabajos acerca de vuelo autónomo de aviones utilizando controladores basados en PID. Por ejemplo, en (Turkoglu et al., 2008) se implementa un sistema de control automático para el vuelo longitudinal de un UAV. En el mismo se utiliza la técnica de optimización de parámetros Error Cuadrático Integral (*Integral Squared Error* - ISE), para la obtención de los parámetros del PID. En (Wahid y Hassan, 2012) se propone un controlador de cabeceo (*Pitch*) basado en la técnica PID. En este trabajo las constantes del PID se obtienen mediante un controlador difuso (*Fuzzy*).

En el presente trabajo, como la dinámica del movimiento longitudinal de un avión está comandada por: 1) la deflexión de la columna de propulsión (*thtl*) y 2) por la deflexión del elevador (δ_e), proponemos el desarrollo de dos controladores PID, uno que comande la propulsión y otro que comande la deflexión del elevador.

El controlador PID de velocidad propuesto tiene la siguiente forma:

$$\delta_{thtl} = K_{p_v} \left(\frac{v_t - v_{t_{SP}}}{v_{t_{Typ}}} \right) + K_{i_v} \int_0^t \frac{v_t(\tau) - v_{t_{SP}}(\tau)}{v_{t_{Typ}}} d\tau + K_{d_v} \left(\frac{\dot{v}_t - \dot{v}_{t_{SP}}}{\dot{v}_{t_{Typ}}} \right) \quad (8)$$

donde

- K_{p_v} es la constante proporcional, K_{i_v} es la constante integral y K_{d_v} es la constante derivativa
- $v_{t_{SP}}$ y $\dot{v}_{t_{SP}}$ son los valores deseados de velocidad y de *rates* de velocidad respectivamente
- $v_{t_{Typ}}$ y $\dot{v}_{t_{Typ}}$ son valores típicos de velocidad y de *rates* de velocidad respectivamente. La normalización de las variables se realiza para que las constantes K_{p_v} , K_{i_v} y K_{d_v} afecten a magnitudes del mismo orden.

El controlador PID de altitud propuesto es el siguiente:

$$\delta_e = K_{p_a} \left(\frac{\gamma - \gamma_{SP}}{\gamma_{T_{yp}}} \right) + K_{i_a} \int_0^t \left(\frac{\gamma(\tau) - \gamma_{SP}(\tau)}{\gamma_{T_{yp}}} \right) d\tau + K_{d_a} \left(\frac{\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_{SP}}{\dot{\gamma}_{T_{yp}}} \right) \quad (9)$$

donde

- γ es el ángulo de ascenso y se define como $\gamma = \theta - \alpha$
- K_{p_a} es la constante proporcional, K_{i_a} es la constante integral y K_{d_a} es la constante derivativa
- γ_{SP} y $\dot{\gamma}_{SP}$ son los valores deseados de ángulo de ascenso y de *rates* de ángulo de ascenso respectivamente
- $\gamma_{T_{yp}}$ y $\dot{\gamma}_{T_{yp}}$ son los valores típicos de ángulo de ascenso y *rates* de ángulo de ascenso respectivamente. Nuevamente, la normalización de las variables se realiza para que las constantes K_{p_a} , K_{i_a} y K_{d_a} afecten a magnitudes del mismo orden.

Notar que como $\dot{h} \propto \gamma$, entonces $\int_0^t \gamma(\tau) d\tau \propto \int_0^t \dot{h}(\tau) d\tau \propto h$. Entonces, el controlador de altitud puede escribirse como:

$$\delta_e = K_{p_a} \left(\frac{\gamma - \gamma_{SP}}{\gamma_{T_{yp}}} \right) + K_{i_a} \left(\frac{h - h_{SP}}{h_{T_{yp}}} \right) + K_{d_a} \left(\frac{\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_{SP}}{\dot{\gamma}_{T_{yp}}} \right) \quad (10)$$

donde h_{SP} es la altitud deseada y $h_{T_{yp}}$ es un valor típico de altitud.

4. RESULTADOS OBTENIDOS

4.1. Maniobra de ascenso a velocidad constante con control PID

Antes de realizar la maniobra de ascenso a velocidad constante, se equilibra el avión a $h = 200$ [m] y $v_t = 45$ [$\frac{m}{sec}$]. Las entradas de control se actualizan con una tasa $\Delta T_s = 0,5$ [sec].

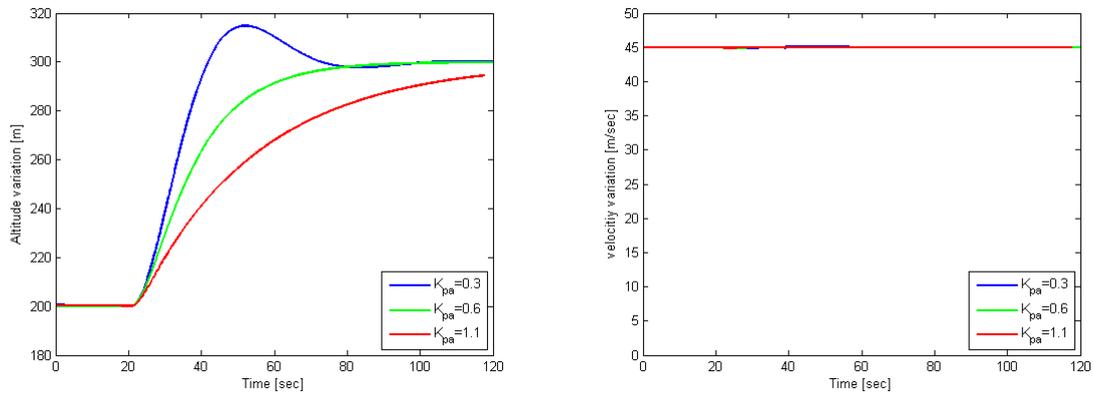
Para realizar el ascenso se aplican los controles, basados en PID, al avión. El avión realiza una maniobra de ascenso, en piloto automático, desde $h = 200,0$ [m] hasta una altitud $h = 300,0$ [m] a velocidad constante.

Los valores de las constantes K_{p_v} , K_{p_a} , K_{d_v} , K_{d_a} , K_{i_v} y K_{i_a} se obtuvieron de forma empírica, observando la respuesta del sistema frente a variaciones de las mismas. Los resultados frente a estas variaciones se muestran en las Figs. 3(a)-6(b). En todos los casos solamente se varía una sola constante y las restantes mantienen sus valores.

En la Fig. 3(a) puede observarse como influye el parámetro proporcional del controlador PID de altitud K_{p_a} . A medida que va aumentando este valor, la respuesta de altitud tiende a ser más lenta y con sobrevalores más chicos. Como se puede observar en la Fig. 3(b), la variación de K_{p_a} no modifica la velocidad del avión.

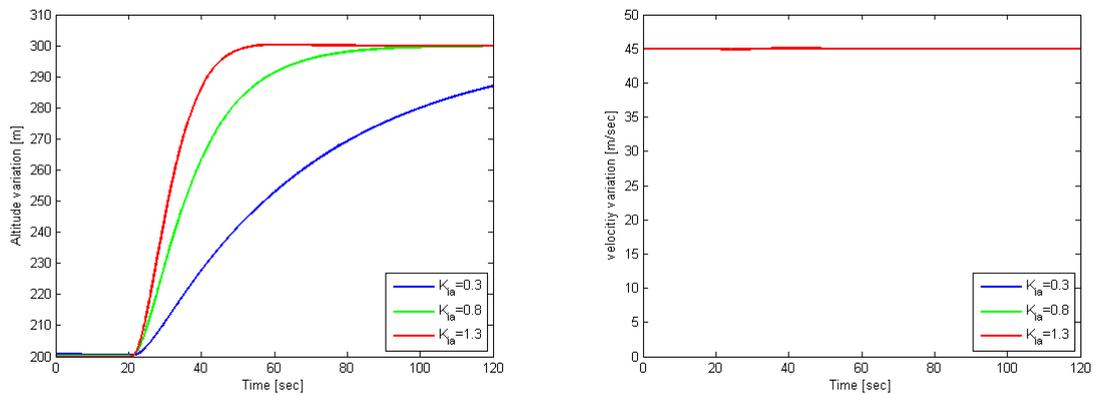
En la Fig. 4(a) puede observarse como influye el parámetro integral del controlador PID de altitud K_{i_a} . Vemos que a medida que aumenta el valor de K_{i_a} , la respuesta de altitud se hace más rápida. En la Fig. 3(b), vemos que la velocidad no se ve influenciada por las variaciones del parámetro K_{i_a} .

En la Fig. 5(a) puede observarse como influye el parámetro derivativo del controlador PID de altitud K_{d_a} . Puede observarse que a medida que va aumentando el valor de K_{d_a} , la respuesta



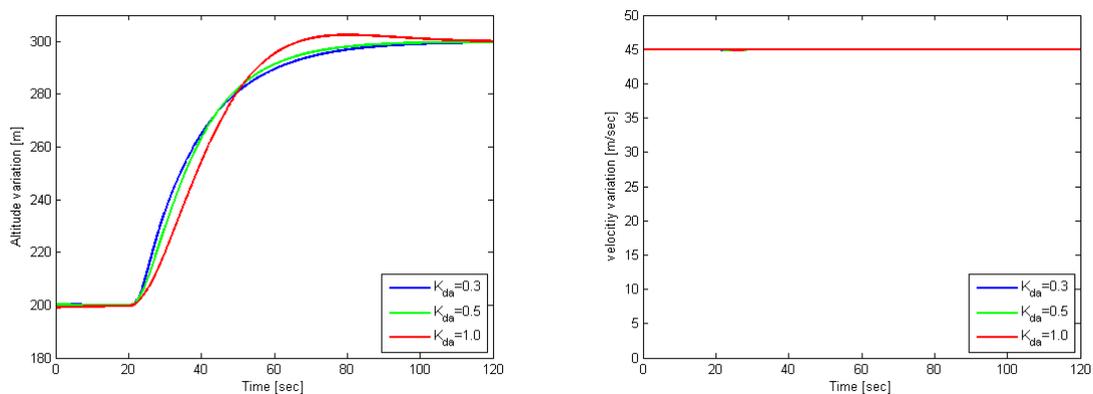
(a) Evolución de la Altitud con la variación de K_{pa} (b) Evolución de la Velocidad con la variación de K_{pa}

Figura 3: Maniobra de Ascenso a Velocidad Constante - Variación de K_{pa}



(a) Evolución de la Altitud con la variación de K_{ia} (b) Evolución de la Velocidad con la variación de K_{ia}

Figura 4: Maniobra de Ascenso a Velocidad Constante - Variación de K_{ia}



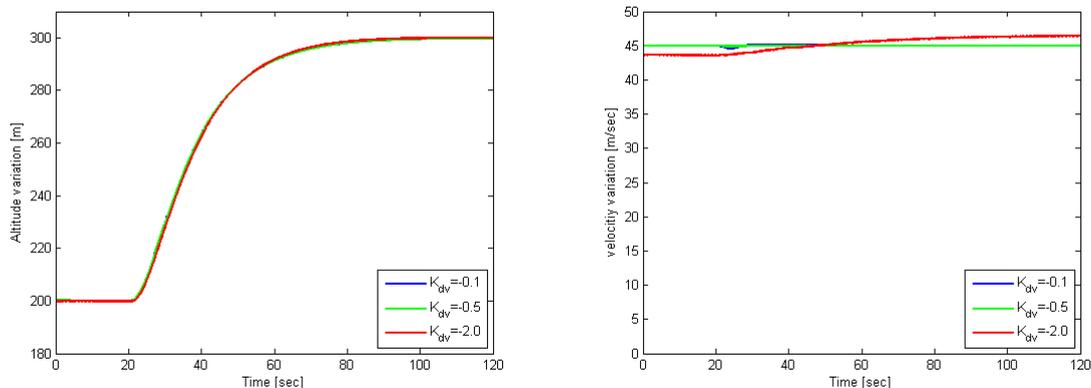
(a) Evolución de la Altitud con la variación de K_{da} (b) Evolución de la Velocidad con la variación de K_{da}

Figura 5: Maniobra de Ascenso a Velocidad Constante - Variación de K_{da}

en la altitud presenta un mayor sobrevolor. De la Fig. 5(b) puede corroborarse que en este caso

también la respuesta de la velocidad no se modifica frente a variaciones de K_{d_a} .

Para el ajuste del controlador PID de altitud, se tuvieron en cuenta los ensayos previamente comentados y posicionándonos en una situación de compromiso en las respuestas halladas, los valores de las constantes adoptados para este controlador fueron los siguientes: $K_{p_a} = 0,6$, $K_{i_a} = 0,8$ y $K_{d_a} = 0,5$.



(a) Evolución de la Altitud con la variación de K_{d_v} (b) Evolución de la Velocidad con la variación de K_{d_v}

Figura 6: Maniobra de Ascenso a Velocidad Constante - Variación de K_{d_v}

En la Fig. 6(b) puede observarse la influencia del parámetro derivativo del controlador PID de velocidad K_{d_v} . En la Fig. 6(b) podemos observar que a medida que aumenta K_{d_v} , la velocidad presenta mayor variación y no logra estabilizarse en el valor de referencia deseado. En la Fig. 6(a) puede verse que el parámetro K_{d_v} no afecta a la evolución de la altitud.

La variación del parámetro K_{p_v} no produjo cambios significativos ni en velocidad ni en la altitud.

Para el ajuste del controlador PID de velocidad, se tuvieron en cuenta los ensayos anteriores y, nuevamente, adoptando un criterio de compromiso en las respuestas halladas, los valores de las constantes adoptados para este controlador fueron los siguientes: $K_{p_v} = -0,5$, $K_{i_v} = 0,0$ y $K_{d_v} = -0,5$.

4.2. Resultados comparativos maniobra de ascenso - PID vs. MPC

Para obtener una medida de la *performance* del control PID, realizamos la maniobra de ascenso previamente presentada, utilizando la técnica de control moderna *Model Predictive Control* (MPC) (ver(Maciejowski, 2002), (Morari y Lee, 1999)) y comparamos los resultados obtenidos.

El controlador PID se ajustó de forma tal que la maniobra de ascenso se asemejara a aquella obtenida con el control MPC. Los parámetros del PID de altitud adoptados son: $K_{p_a} = 0,6$, $K_{i_a} = 1,7$ y $K_{d_a} = 0,5$. Los parámetros del PID de velocidad adoptados son: $K_{p_v} = -0,5$, $K_{i_v} = 0,0$ y $K_{d_v} = -0,5$.

En las Figs. 7(a) y 7(b) pueden observarse la evolución de la atitud y de la velocidad, respectivamente, utilizando ambas técnicas de control: PID y MPC. Puede observarse que, utilizando la técnica de control MPC, la respuesta de altitud es un poco más rápida. En aproximadamente 50 [sec] el avión logra alcanzar altitud deseada. Utilizando los controladores basados en PID, la altitud deseada se alcanza en aproximadamente 60 [sec]. En cuanto a velocidad no se notan cambios significativos.

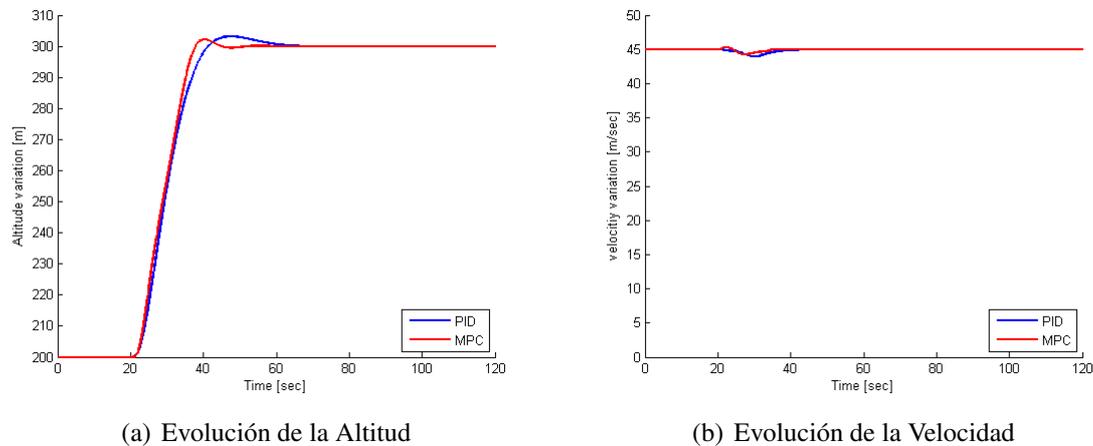


Figura 7: Maniobra de Ascenso a Velocidad Constante

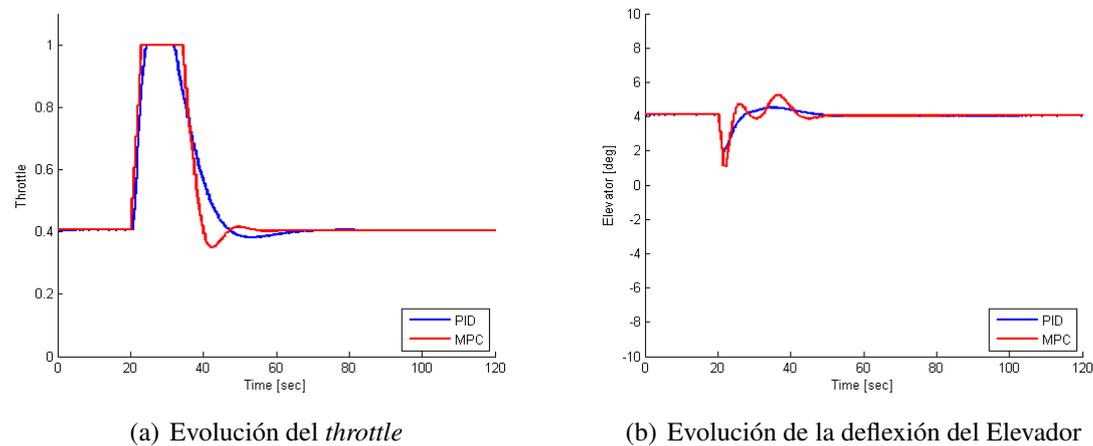


Figura 8: Evolución de las Entradas de Control

En las Figs. 8(a) y 8(b) se muestra la evolución de las entradas de control *throttle* y elevador, respectivamente. Con ambas técnicas de control, las entradas de control se “mueven”, en promedio, de forma similar sin presentar variaciones significativas.

5. CONCLUSIONES

En este trabajo se presentó un sistema de control automático para el vuelo longitudinal de aviones. El sistema de control se basa en el controlador proporcional-integral-derivativo (PID), el cual ha sido implementado en el simulador de vuelo *Excalibur*. Dicho simulador de vuelo es de suma utilidad a la hora de ajustar los parámetros del PID, permitiéndonos rápidamente observar los efectos de las variaciones de los mismos.

Para el control longitudinal del avión, se diseñaron dos controladores PID independientes, uno de altitud y uno de velocidad. En ambas entradas de control se tuvieron en cuenta restricciones, tanto de valores máximos y mínimos como de variaciones máximas y mínimas.

Si comparamos las técnicas de control PID y MPC, podemos destacar que en el caso de MPC, la solución es una respuesta óptima debido a que las entradas de control se obtienen como resultado de una minimización de una función de costo. Además la inclusión de restricciones,

dentro del problema, es más sencilla. Otra ventaja de MPC radica en que no es necesario conocer la física del problema. En el caso del controlador PID es necesario saber cómo funciona un avión; es decir, es necesario saber cuáles son los parámetros que se deben utilizar como variables de error y que entradas de control son modificadas por dichas variables. En cuanto al control basado en PID, una ventaja es su bajo costo computacional. Mientras que en MPC se debe resolver un problema de optimización *online*, con PID solo es necesario resolver ecuaciones sencillas.

Finalmente, mediante la realización de una maniobra de ascenso a velocidad constante se pudo demostrar que es factible la utilización del control PID para diseñar un piloto automático para el control longitudinal de aviones.

REFERENCIAS

- Aström K.J. *Pid controllers: Theory, design and tuning*. Instrument Society of America, 1995.
- Aström K.J. y Hägglund T. The future of pid control. *Control engineering practice*, 9(11):1163–1175, 2001.
- Aström K.J. y Hägglund T. *Advanced PID control*. Isa, 2006.
- Åström K. y Hägglund T. Revisiting the ziegler–nichols step response method for pid control. *Journal of process control*, 14(6):635–650, 2004.
- FlightGear. Flightgear flight simulator. <http://www.flightgear.org/>, 2013.
- JSBSIM. Jsbsim. <http://jsbsim.sourceforge.net/>, 2013.
- Limache A., Rojas P.S., y Murillo M. Diseño de un moderno simulador de vuelo en tiempo real. 2010.
- Maciejowski J. *Predictive control: with constraints*. Prentice Hall, 2002.
- Minorsky N. Directional stability of automatically steered bodies. *Journal of ASNE*, 42(2):280–309, 1922.
- Morari M. y Lee J.H. Model predictive control: past, present and future. *Computers and Chemical Engineering*, 23(4):667 – 682, 1999. ISSN 0098-1354. doi:10.1016/S0098-1354(98)00301-9.
- Stevens B.L. y Lewis F.L. *Aircraft Control and Simulation*. John Wiley & Sons Inc., 2003.
- Turkoglu K., Ozdemir U., Nikbay M., y Jafarov E.M. Pid parameter optimization of an uav longitudinal flight control system. *Engineering and Technology*, 35, 2008.
- Wahid N. y Hassan N. Self-tuning fuzzy pid controller design for aircraft pitch control. En *Intelligent Systems, Modelling and Simulation (ISMS), 2012 Third International Conference on*, páginas 19–24. IEEE, 2012.