

## Capítulo 10

# Autopiloto de mantenimiento de altitud, rumbo y velocidad

Siguiendo con la línea ascendente en el grado de automatización de las distintas maniobras, en este capítulo se va a ir un paso más allá, para estudiar el diseño de un piloto automático de mayor sofisticación, encargado de mantener en todo momento un vuelo con una altitud, velocidad y rumbo definidos por el piloto. Se trata de un sistema no muy común en helicópteros (excepto en los aparatos más grandes), pero que es ampliamente utilizado en aeronaves de ala fija, donde facilita enormemente la labor del piloto durante un vuelo de crucero.

Hay que decir que pese a que en el capítulo anterior se diseñó un sistema de control de velocidad que funcionaba adecuadamente, en esta ocasión se va a cambiar la estructura del controlador para integrar al mismo tiempo el control de altitud y velocidad, ya que al estar ambas magnitudes ligadas a la dinámica longitudinal, se pueden producir interacciones entre ellas que provoquen una respuesta inadecuada. Respecto al control del rumbo, se realizará un diseño independiente, basado en la dinámica lateral-direccional, sirviéndose en gran medida del sistema de estabilización que se desarrolló en el capítulo 7. Estos dos sistemas desarrollados separadamente, se integrarán en un único controlador, que actuará sobre el modelo acoplado del helicóptero y será capaz de llevar a cabo las actuaciones que sean requeridas por el piloto tanto en la dinámica longitudinal, como en la lateral-direccional.

### 10.1. Inclusión de la altitud en las ecuaciones del helicóptero

Hasta ahora, se han realizado diseños de distintos sistemas de control y estabilización sin tener en cuenta la altitud a la que volaba el helicóptero. Así, no se han analizado las variaciones de altitud que se producen durante la ejecución de algunas maniobras (como las aceleraciones que se realizaron en el capítulo anterior). Puede que en algunas circunstancias esas variaciones de la altitud de vuelo no sean relevantes, pero en otras muchas (como puede ser un vuelo de crucero controlado) sí lo serán.

Para solventar este problema y poder incluir la altitud en el modelo del helicóptero, es necesario establecer alguna ecuación que la relacione con las variables de estado del problema, de forma que tras linealizarla se pueda incluir en la matriz  $A$ , añadiendo al mismo tiempo una variable más en el vector de estados.

Teniendo en cuenta que la derivada temporal de la altitud es la velocidad ascensional, se puede

realizar el siguiente desarrollo:

$$\dot{h} = V_{asc} = u \sin \theta - w \cos \theta = f(u, w, \theta)$$

linealizando esta expresión:

$$V_{asc} \approx f(u_e, w_e, \theta_e) + \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_e (u - u_e) + \left. \frac{\partial f}{\partial w} \right|_e (w - w_e) + \left. \frac{\partial f}{\partial \theta} \right|_e (\theta - \theta_e)$$

Como se dijo en el capítulo 2, el punto de equilibrio se define para un vuelo horizontal, de modo que  $f(u_e, w_e, \theta_e) = 0$ . Esto permite definir la siguiente ecuación diferencial linealizada, que se puede incluir en la dinámica longitudinal del helicóptero:

$$\dot{h} = \begin{pmatrix} \sin \theta_e & -\cos \theta_e & 0 & u_e \cos \theta_e + w_e \sin \theta_e & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta u & \delta w & \delta q & \delta \theta & \delta h \end{pmatrix} \quad (10.1)$$

Con esto, el nuevo sistema de ecuaciones de la dinámica longitudinal desacoplada queda:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & X_w - Q_e & X_q - W_e & -g \cos \Theta_e & 0 \\ Z_u + Q_e & Z_w & Z_q + U_e & -g \cos \Phi_e \sin \Theta_e & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos \Phi_e & 0 & 0 \\ \sin \theta_e & -\cos \theta_e & 0 & u_e \cos \theta_e + w_e \sin \theta_e & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\theta_0} & X_{\theta_{1s}} \\ Z_{\theta_0} & Z_{\theta_{1s}} \\ M_{\theta_0} & M_{\theta_{1s}} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \theta_0 \\ \theta_{1s} \end{bmatrix} \quad (10.2)$$

Antes de concluir con esta sección, sería conveniente hacer una reflexión sobre los efectos que podrían tener grandes variaciones de altitud en el modelo del helicóptero. Así, como bien es sabido, las distintas fuerzas y momentos aerodinámicos que actúan sobre la aeronave (las cuales están representadas en las derivadas de estabilidad y en las potencias de control) dependen directamente de la densidad del aire en el que se encuentre la aeronave (de hecho, como se menciona en el apéndice, estos parámetros que intervienen en las matrices  $\mathbf{A}$  y  $\mathbf{B}$  están calculados para la densidad existente a nivel del mar).

Por este motivo, no se deben permitir variaciones excesivas en la altitud de vuelo, ya que podría producirse variaciones apreciables en las matrices de estado y de control, perdiendo exactitud en el modelo del helicóptero.

## 10.2. Control óptimo con referencia variable

Siguiendo con la línea general del proyecto, la realización de este sistema de control estará basada en reguladores lineales cuadráticos. Sin embargo, hay que tener en cuenta que este tipo de reguladores funcionan llevando el vector de estados a su valor nulo, por lo que a priori el piloto no tiene control sobre ninguna variable de estado.

Puesto que lo que aquí se pretende es justamente que el piloto sea capaz de seleccionar valores altura, velocidad y rumbo, de forma que el sistema de control lleve el helicóptero a esos valores establecidos por el piloto, es necesario hacer algunas modificaciones al control  $LQR$  para que se pueda lograr tal fin.

A continuación se va a hacer un desarrollo teórico que mostrará cómo adaptar el control  $LQR$  al seguimiento de referencias. Así, partiendo de un sistema dinámico de la forma:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \mathbf{X}(t) &= \mathbf{A} \mathbf{X}(t) + \mathbf{B} \mathbf{U}(t) \\ \mathbf{Y}(t) &= \mathbf{C} \mathbf{X}(t) \end{aligned} \quad (10.3)$$

Si el estado final que se quiere alcanzar es  $X_d$ , se necesitará un control estático para mantener dicho punto final ( $U_d$ ). Así, se puede hacer el cambio de variables:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{X}(t) - \mathbf{X}_d \\ \hat{\mathbf{U}}(t) &= \mathbf{U}(t) - \mathbf{U}_d\end{aligned}\quad (10.4)$$

De este modo el sistema dinámico quedará:

$$\frac{d}{dt}\hat{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}\hat{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{B}\hat{\mathbf{U}}(t) + \mathbf{A}\mathbf{X}_d + \mathbf{B}\mathbf{U}_d\quad (10.5)$$

Puesto que el estado final requerido tiene que ser un punto de equilibrio del sistema, es necesario que se cumpla:

$$\mathbf{A}\mathbf{X}_d + \mathbf{B}\mathbf{U}_d = 0\quad (10.6)$$

Nótese que el sistema de ecuaciones anteriores no es tan fácil de resolver, ya que en la práctica sólo se tienen dos señales de control, para cinco variables de estado (recuérdese que se están tratando por separado los problemas longitudinal y lateral-direccional). Para soslayar este escollo, lo que se hará es fijar los valores de los estados que se desean regular, dejándose libres todos los demás, asegurándose así la compatibilidad del sistema.

Con todo esto se tendrá un nuevo sistema de ecuaciones diferenciales:

$$\frac{d}{dt}\hat{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}\hat{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{B}\hat{\mathbf{U}}(t)\quad (10.7)$$

al que se le podrá buscar una matriz de realimentación óptima mediante la función *lqr* de *Matlab*, de forma que la señal de control necesaria para el sistema 10.7 será:  $\hat{\mathbf{U}}(t) = -\mathbf{K}\hat{\mathbf{X}}(t)$ .

Acudiendo ahora al sistema original, la señal de control quedará:

$$\mathbf{U}(t) = -\mathbf{K}\mathbf{X}(t) + \mathbf{K}\mathbf{X}_d + \mathbf{U}_d = -\mathbf{K}\mathbf{X}(t) + \mathbf{U}_{\text{setpoint}}\quad (10.8)$$

Por último, habrá que calcular  $\mathbf{U}_{\text{setpoint}}$  en función del vector de estados deseado ( $\mathbf{X}_d$ ). Esta tarea se muestra en el siguiente desarrollo:

$$\begin{aligned}\mathbf{X}(t \rightarrow \infty) &= \mathbf{X}_d \\ \frac{d}{dt}\mathbf{X}(t) &= (\mathbf{A} - \mathbf{BK})\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}\mathbf{U}_{\text{sp}} \Rightarrow \\ \Rightarrow 0 &= (\mathbf{A} - \mathbf{BK})\mathbf{X}_d + \mathbf{B}\mathbf{U}_{\text{sp}} \Rightarrow \mathbf{X}_d = -(\mathbf{A} - \mathbf{BK})^{-1}\mathbf{B}\mathbf{U}_{\text{sp}}\end{aligned}$$

La ecuación anterior no tiene por qué tener solución para cualquier  $\mathbf{X}_{\text{sp}}$  si no se tiene el mismo número de señales de control que de salidas. Sin embargo, si solo se especifica el valor de dos de las variables de salida, descuidando el valor que puedan tomar las demás, si se puede resolver el sistema anterior, encontrando las dos señales de control necesarias para mantener el valor de las señales de salida deseadas.

Como último comentario, hay que tener en cuenta que en el caso del control de velocidad y altitud, la velocidad de vuelo no aparece estrictamente en el estado, y por tanto no pueden ser fijadas exclusivamente dos de las variables de  $\mathbf{X}_d$ , dejando fijas las demás. Para solucionar esto, se va a trabajar con un vector de salida  $\mathbf{Y}$ , relacionado con el vector de estados de la siguiente forma:

$$\mathbf{Y} = \mathbf{C}\mathbf{X}$$

$$\begin{pmatrix} V_{vuelo} \\ V_{ascensional} \\ q \\ \theta \\ h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\theta_e) & \sin(\theta_e) & 0 & 0 & 0 \\ \sin(\theta_e) & -\cos(\theta_e) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \end{pmatrix} \quad (10.9)$$

Con esto sí se estará en disposición de fijar solo dos de las componentes del vector de salida deseado ( $\mathbf{Y}_d$ ), estado este relacionado con  $\mathbf{U}_{\text{setpoint}}$  a través de la siguiente ecuación:

$$\mathbf{Y}_{\text{sp}} = -\mathbf{C} (\mathbf{A} - \mathbf{BK})^{-1} \mathbf{B} \mathbf{U}_{\text{sp}} \quad (10.10)$$

### 10.3. Desarrollo de los controladores

Como es de esperar este sistema de control de vuelo será dividido en el sistema de control de velocidad y altitud, y en el sistema de control de rumbo, asociados a la dinámica longitudinal y lateral-direccional respectivamente.

Por este motivo, a continuación se detallará el desarrollo de estos controladores por separado basándose en cada caso en su modelo desacoplado, de forma que una vez que se tengan los sistemas de control, se puedan acoplar en el modelo completo del helicóptero y ver así su funcionamiento.

#### 10.3.1. Sistema de control de velocidad y altitud

Lo primero que hay que decir, es que para el desarrollo de este sistema de control se ha trabajado con el modelo longitudinal desacoplado, al que se le ha ampliado el vector de estados para incluir la altitud de vuelo. Asimismo, se ha establecido arbitrariamente como nivel de altitud de equilibrio el valor 0, de modo que la variable de altitud de perturbación coincidirá así con el valor absoluto.

En cuanto a la estructura del sistema de control de velocidad y altitud (la cual se muestra representada en la figura 10.1) hay que señalar que en cierto modo puede verse como una generalización del controlador de velocidad que se hizo en el capítulo anterior. Así, en esta figura se aprecia cómo el controlador consta de dos partes: una encargada de generar las señales adecuadas para eliminar las perturbaciones del vector de estados respecto al punto equilibrio (que vendrá dado por la velocidad de vuelo deseada) y otra encargada de accionar el control adecuado para mantener el helicóptero a una altitud distinta de la de equilibrio.

Así, el primer paso que se dio para el diseño de este nuevo sistema de control de vuelo fue repetir exactamente los pasos dados en el capítulo anterior para el desarrollo del controlador de velocidad. Lo que ocurre, es que ahora se tiene una nueva variable de estados, de modo que habrá que tenerla en cuenta a la hora de calcular las nuevas matrices de ganancias (estas matrices serán ahora de dimensión  $2 \times 5$ ).

Para el cálculo de las distintas matrices  $\mathbf{K}$  se siguió el mismo procedimiento descrito en el capítulo 6, eso sí, con la ampliación de la matriz de pesos  $\mathbf{Q}$  para penalizar los valores de la altitud que se salgan de punto de equilibrio. Además, hay que señalar que el proceso de selección del elemento  $Q_{55}$  requirió de varias pruebas y errores, ya que de él dependía notablemente la capacidad de mantenimiento de altitud del sistema. El resultado de este proceso iterativo puede verse en la figura 10.2, donde se muestra la evolución de las distintas componentes de las matrices de ganancias con la velocidad de vuelo.

Si estas matrices de ganancias se incluyen en un controlador como el que se mostró en el capítulo

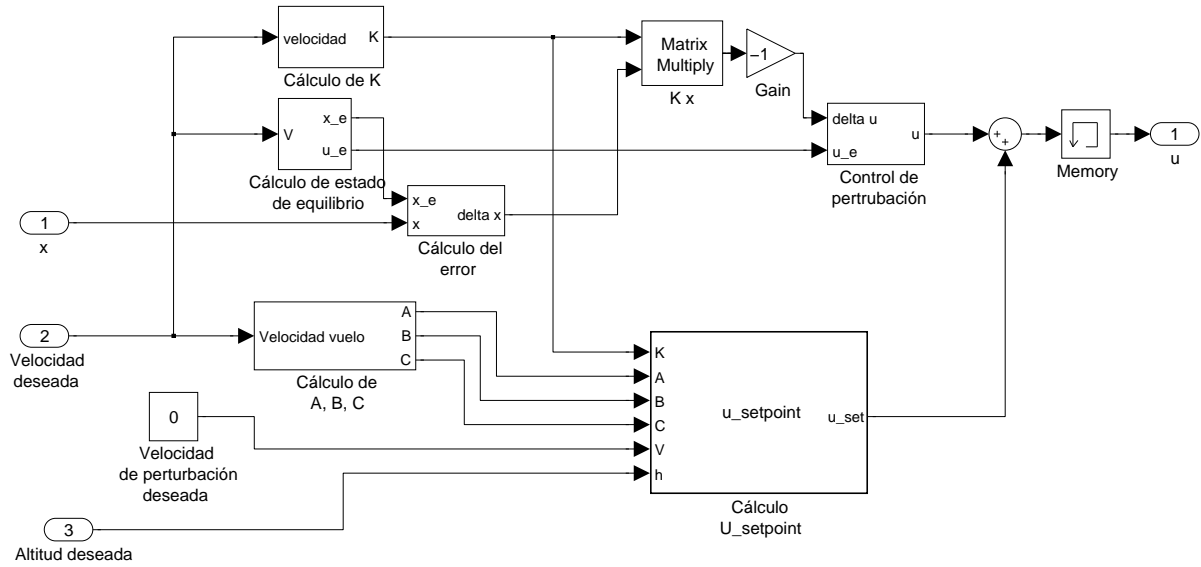


Figura 10.1: Esquema sistema de control de velocidad y altitud.

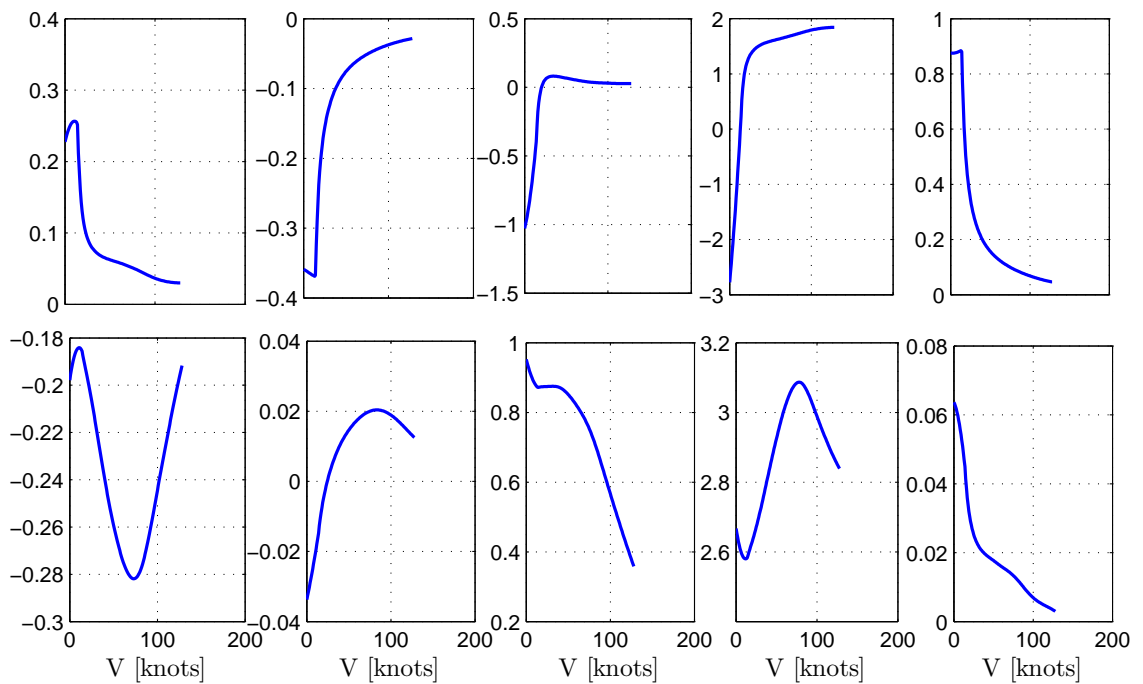


Figura 10.2: Variación con la velocidad de vuelo de las matrices de ganancias del sistema de control de velocidad y altitud.

anterior, el resultado será que el helicóptero tenderá a mantener la velocidad de vuelo indicada por el piloto, llevando todas las variables de estado a su valor de equilibrio a esa velocidad. De este modo, la altitud de vuelo estará siempre en torno a su valor de equilibrio, que es independiente de la velocidad,

y que se estableció arbitrariamente como cero.

Para conseguir que el piloto tenga el control sobre el valor de la altitud que se quiere alcanzar, habrá que utilizar lo descrito en la sección 10.2. Así, hay que tener en cuenta que en cada punto de operación en el que se encuentre la aeronave (que como se ha dicho muchas veces, viene definido por la velocidad de vuelo), el vector de salida deseado  $\mathbf{Y}_{sp}$  será:

$$\begin{pmatrix} V_{vuelo} \\ V_{ascensional} \\ q \\ \theta \\ h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{0} \\ V_{ascensional} \\ q \\ \theta \\ \mathbf{h} \end{pmatrix} \quad (10.11)$$

entendiéndose las variables en negrita como parámetros fijos.

Hay que señalar que la velocidad de vuelo en el vector de salida deseado no es la velocidad a la que realmente quiere volar el piloto, sino cero. Esto es debido a que al trabajar con modelos linealizados, las variables que aparecen en cada componente del vector  $\mathbf{Y}_{sp}$  están referenciadas al equilibrio, el cual se obtiene a partir del vector de estados de equilibrio ( $\mathbf{Y}_e = \mathbf{C}\mathbf{X}_e$ ). Así por la propia definición del punto de equilibrio, la primera componente de  $\mathbf{Y}_e$  es la velocidad de vuelo deseada, de modo que la perturbación respecto de este valor de equilibrio, dada por la primera componente de  $\mathbf{Y}_{sp}$ , ha de ser nula.

Con todo esto, habrá que resolver la ecuación 10.10 para obtener el vector de control necesario para llevar a la altitud a un nuevo punto de equilibrio dado por el valor deseado por el piloto. Como ya se dijo antes, este sistema no tiene solución para cualquier vector  $\mathbf{Y}_{sp}$ , pero sí se puede resolver si solo dos componentes de este vector son fijas, siendo el resto irrelevantes. Así, la solución viene dada por:

$$\begin{pmatrix} 0 \\ h \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \mathbf{C} (\mathbf{A} - \mathbf{BK})^{-1} \mathbf{B} \begin{pmatrix} u_{sp1} \\ u_{sp2} \end{pmatrix} \quad (10.12)$$

Si ahora se acude de nuevo a la figura 10.1, se puede ver como los bloques inferiores de la imagen realizan justamente la resolución del sistema de ecuaciones 10.12, calculando el vector de control necesario para conseguir la altura indicada por el piloto en cada instante.

Una vez descrito el desarrollo del sistema de control de velocidad y altitud, se va a proceder a mostrar los resultados de varias simulaciones hechas con el fin de mostrar su comportamiento.

Una primera imagen bastante ilustrativa para comprobar la necesidad de incluir el control de altitud en el piloto automático es la simulación de un vuelo en una atmósfera con ráfagas de viento, donde el helicóptero está únicamente controlado por el piloto automático de velocidad que se mostró en la sección anterior. Así, puede verse en la figura 10.3 cómo se producen variaciones en la altitud, debidas tanto a la acción de la ráfaga como a la del propio sistema de control de control de velocidad, sin que el sistema tenga tendencia a volver al nivel de vuelo inicial.

El mismo fenómeno se da si se ensaya un vuelo en el que se le pide al piloto automático de velocidad una aceleración constante. Esto se puede ver en la figura 10.4, apreciándose cómo la variación de altitud resulta mucho más exagerada. Esta imagen constituye sin duda un buen ejemplo de la utilidad que tiene la incorporación de un sistema de mantenimiento de altitud, ya que la pérdida de altura que se puede apreciar en la figura 10.4 para una maniobra tan sencilla no resulta admisible en absoluto.

Comprobada la necesidad de sistemas más complejos que conjuguen el control de velocidad con el de altitud, a continuación se van a exponer algunos ejemplos de las maniobras que puede realizar el piloto automático de velocidad y altitud que se acaba de diseñar.

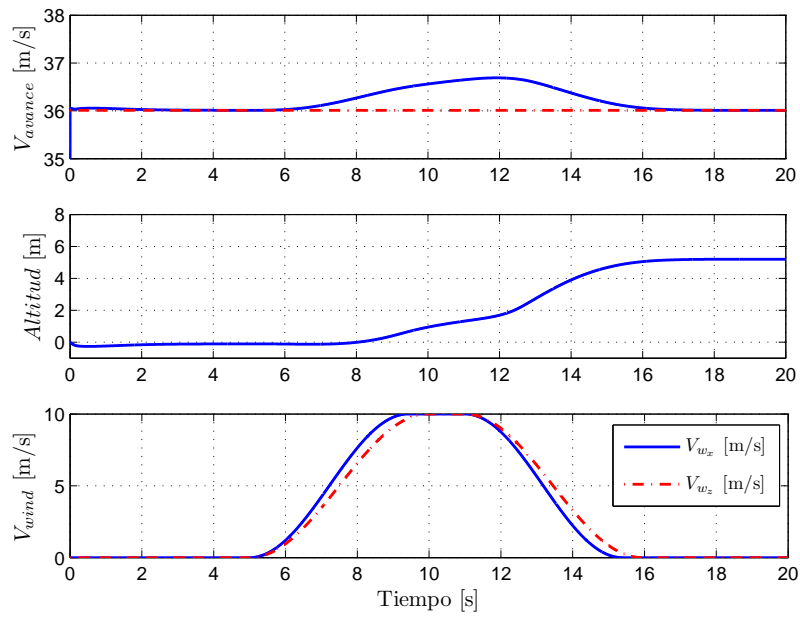


Figura 10.3: Velocidad, altitud y perturbaciones atmosféricas durante un vuelo con el piloto automático de velocidad activado.

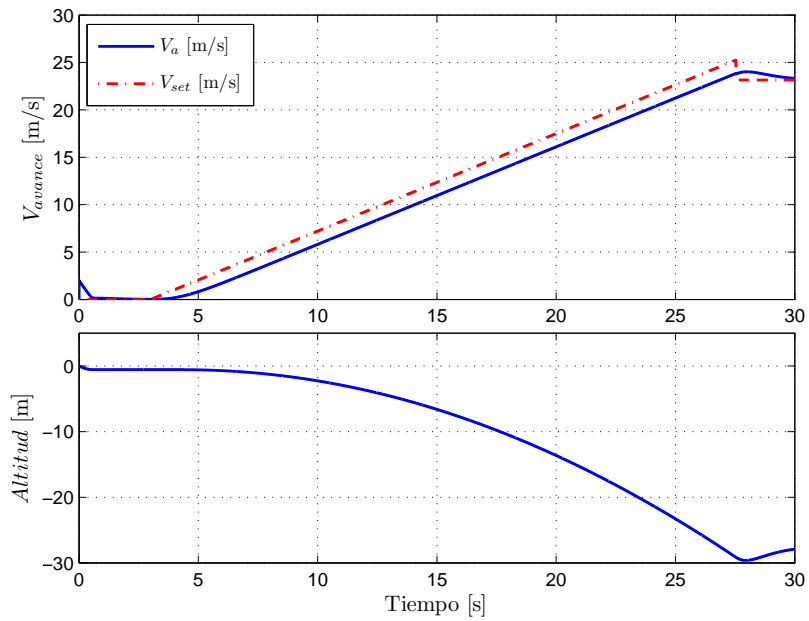


Figura 10.4: Velocidad y altitud durante un vuelo con el piloto automático de velocidad programado para realizar una maniobra de aceleración constante.

Así, en primer lugar, para poder comparar con las figuras 10.3 y 10.4, a continuación se van

a simular las mismas situaciones con el piloto automático de velocidad y altitud activado. Se puede comprobar así la gran diferencia entre los resultados, apreciándose en las figuras 10.5 y 10.6 cómo el sistema es capaz de controlar adecuadamente tanto la velocidad como la altitud para mantenerlos en valores aceptables al mismo tiempo.

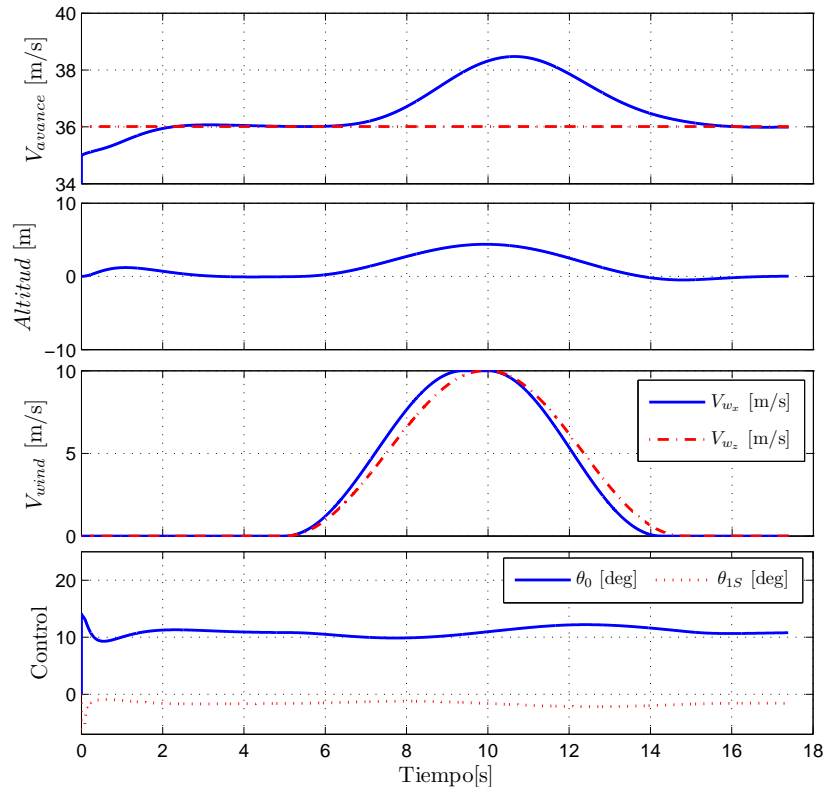


Figura 10.5: Velocidad, altitud y perturbaciones atmosféricas durante un vuelo con el piloto automático de velocidad y altitud.

Para no resultar demasiado redundante excesivas simulaciones, se va a concluir este apartado referente al diseño del sistema de control de velocidad y altitud con la simulación de un vuelo en el que se le pide al helicóptero que acelere desde vuelo a punto fijo hasta una velocidad de crucero de 70 nudos, al mismo tiempo que se le ordena un cambio de nivel de vuelo con una velocidad ascensional de  $3,5 \text{ m/s}$ , ascendiendo desde los 0 metros hasta los 100  $m$ .

El resultado de esta simulación puede verse en las figuras 10.7 y 10.8. Se aprecia sin duda el excelente seguimiento que se hacen de las dos referencias simultáneamente, manteniendo unos errores bastante aceptables, y un comportamiento de todas las variables de estado poco oscilatorio. Se trata sin duda de un sistema de control prometedor, pero que tendrá que ser validado en el modelo acoplado del helicóptero.



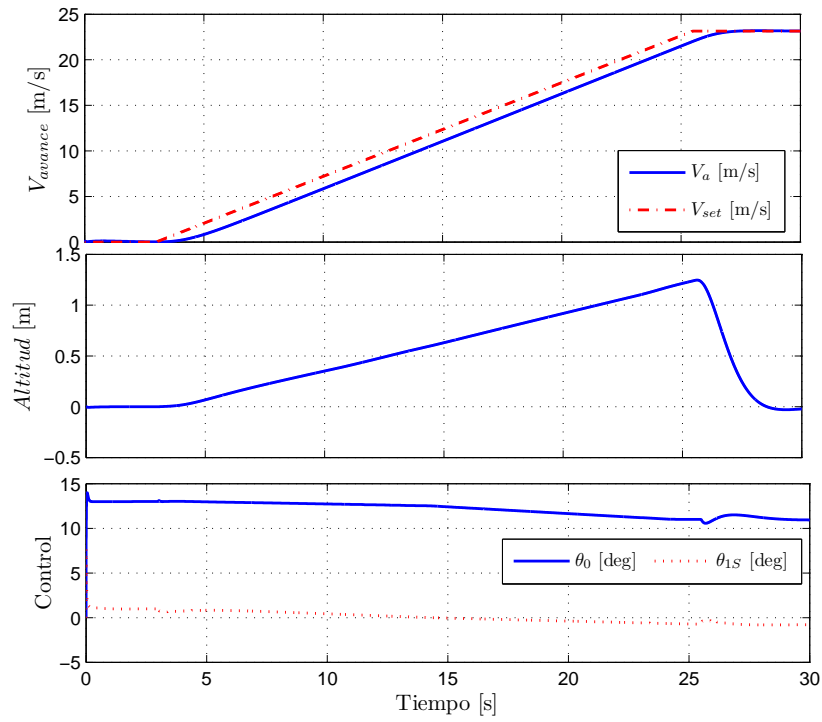


Figura 10.6: Velocidad, altitud y controles durante un vuelo con aceleración constante controlado por el piloto automático de velocidad y altitud.

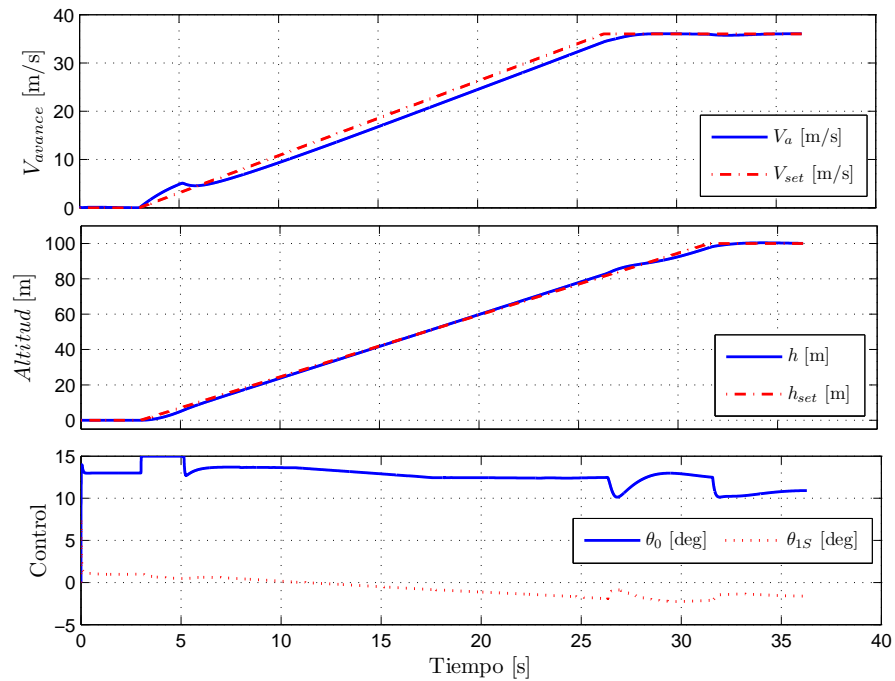


Figura 10.7: Velocidad, altitud y control durante un vuelo en el que el piloto automático de velocidad y altitud realiza una maniobra de ascenso y aceleración horizontal.

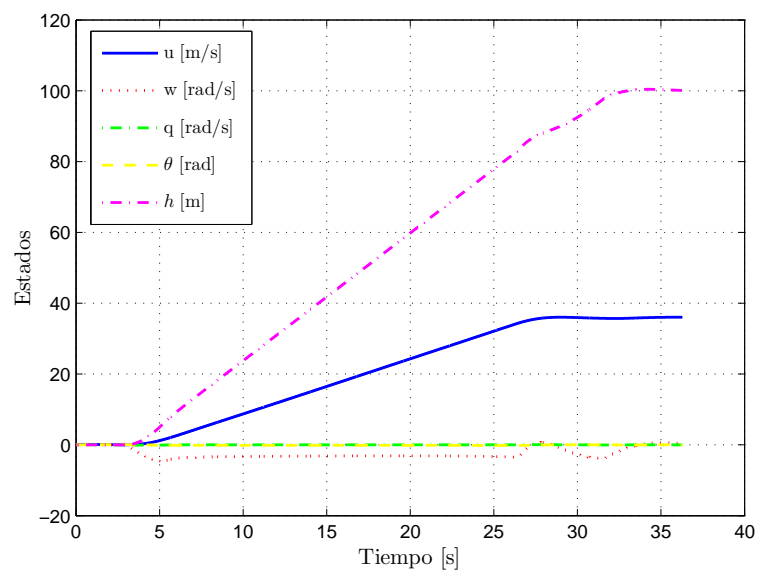


Figura 10.8: Variables de estado durante un vuelo en el que el piloto automático de velocidad y altitud realiza una maniobra de ascenso y aceleración horizontal.

### 10.3.2. Sistema de control de rumbo

Como ya se mencionó anteriormente, el sistema de control de rumbo estará íntimamente ligado con el regulador de perturbaciones lateral-direccional que se diseñó en el capítulo 7.

De hecho, si se piensa detenidamente, lo único que necesita el sistema de aumento de estabilidad lateral-direccional para convertirse en un controlador de rumbo es añadirle algunos bloques para el cálculo de la señal de control  $\mathbf{U}_{sp}$ , según se vio en la sección 10.2.

Puesto que para tal efecto es necesario fijar dos parámetros del vector de estados (ya que se disponen de dos señales de control), se considerará que el ángulo  $\psi$  lo fija el piloto al establecer el rumbo deseado, mientras que la velocidad  $v$  se mantendrá nula para favorecer la ejecución de virajes coordinados durante los cambios de rumbo<sup>1</sup>.

Con todo esto, se puede establecer una estructura del controlador como la que se muestra en la figura 10.9.

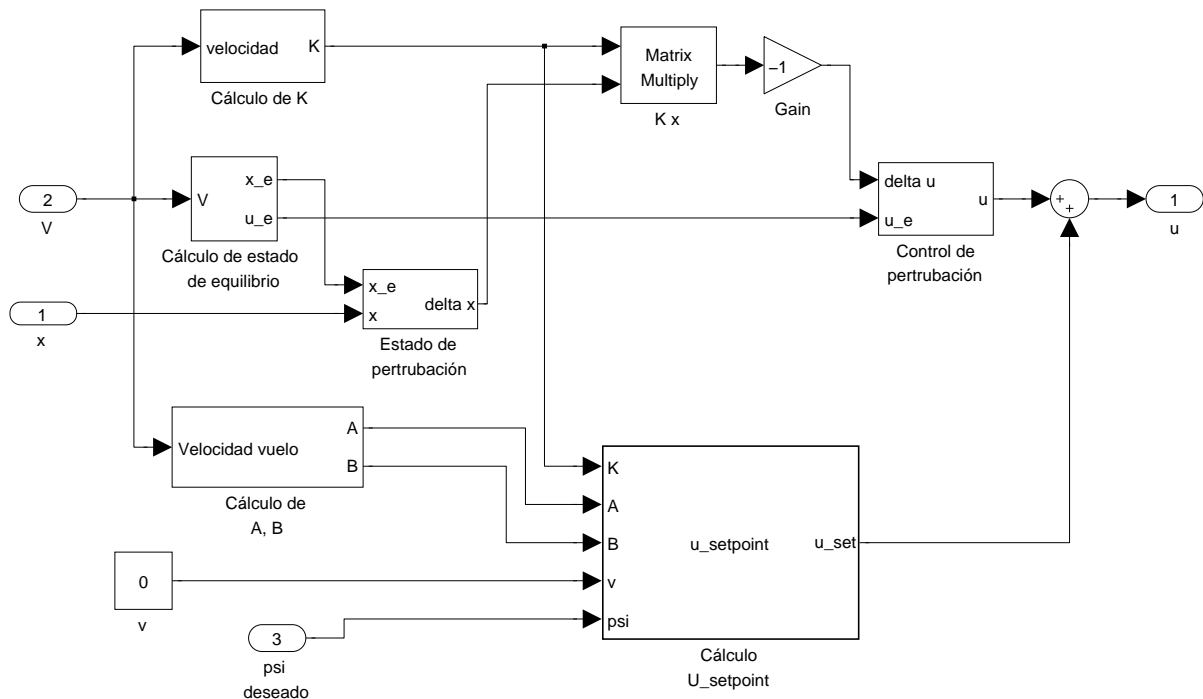


Figura 10.9: Esquema sistema de control de rumbo.

Pasando a mostrar el comportamiento del sistema de control, se va a realizar una simulación de un viraje de  $180^\circ$  en un entorno con ráfagas de viento lateral. El resultado puede verse en la figura 10.10.

De este modo, se puede apreciar el buen comportamiento del sistema de control, siendo capaz de seguir fielmente la referencia de rumbo marcada por el piloto, realizando los virajes con un ángulo de resbalamiento reducido, y contrarrestando las acusadas ráfagas de viento que tienen lugar en algunos momentos del vuelo.

<sup>1</sup>Se dice que un viraje es coordinado cuando el ángulo de resbalamiento de la velocidad  $\beta = \frac{v}{V_{vuelo}}$  permanece nulo durante la ejecución de la maniobra.

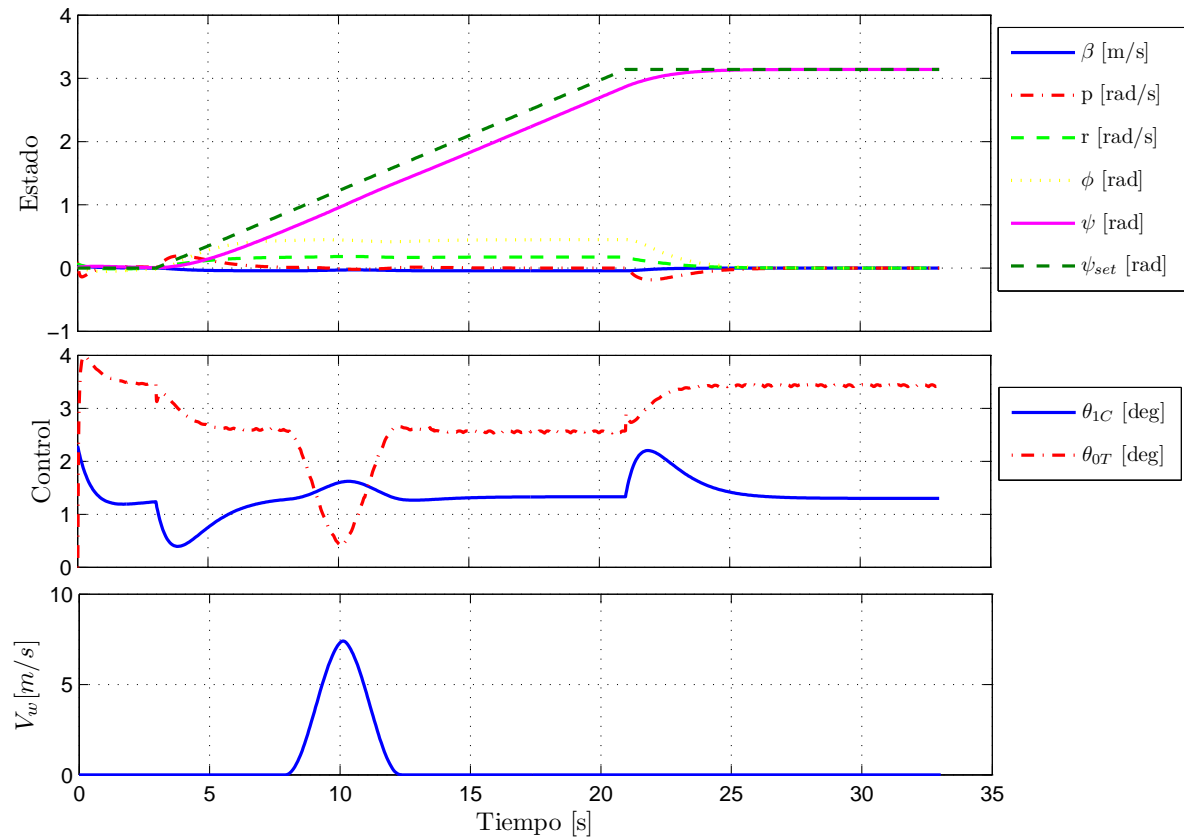


Figura 10.10: Variables del estado lateral-direccional, señales de control y perturbaciones durante un viraje coordinado de  $180^\circ$  gestionado por el controlador de rumbo.

## 10.4. Simulación en el modelo acoplado

Una vez que se han desarrollados los controladores de velocidad y altitud, y de rumbo, basados en los modelos desacoplados, es hora de incorporarlos en un único sistema de control integral. Con esto se generará un piloto automático capaz de realizar las tres maniobras que se dan con mayor frecuencia durante vuelos de crucero, como son las de control de velocidad, rumbo y altitud.

La estructura del sistema de control resultante puede verse en la figura 10.11, pudiendo comprobarse cómo se ha realizado el acople de los dos subsistemas diseñados en las secciones anteriores.

A continuación, se van a realizar varias simulaciones, ensayando varias situaciones posibles para poder evaluar así las características del sistema de control, comprobando si existen acoplamientos que puedan incidir negativamente en las prestaciones totales.

En primer lugar, se va a ensayar un vuelo una aceleración, rumbo y altitud constantes, pasando la velocidad de avance desde los 0 nudos hasta los 70 nudos. El resultado aparece reflejado en las figuras 10.12, 10.13 y 10.14.

Puede verse como a pesar de notarse algunas interacciones entre modos longitudinales y laterales-direccionales (ya que éstos se hacen más oscilatorios), en líneas generales no se tiene un mal comportamiento de este sistema de control de vuelo. Así, se aprecia como el seguimiento en velocidad es

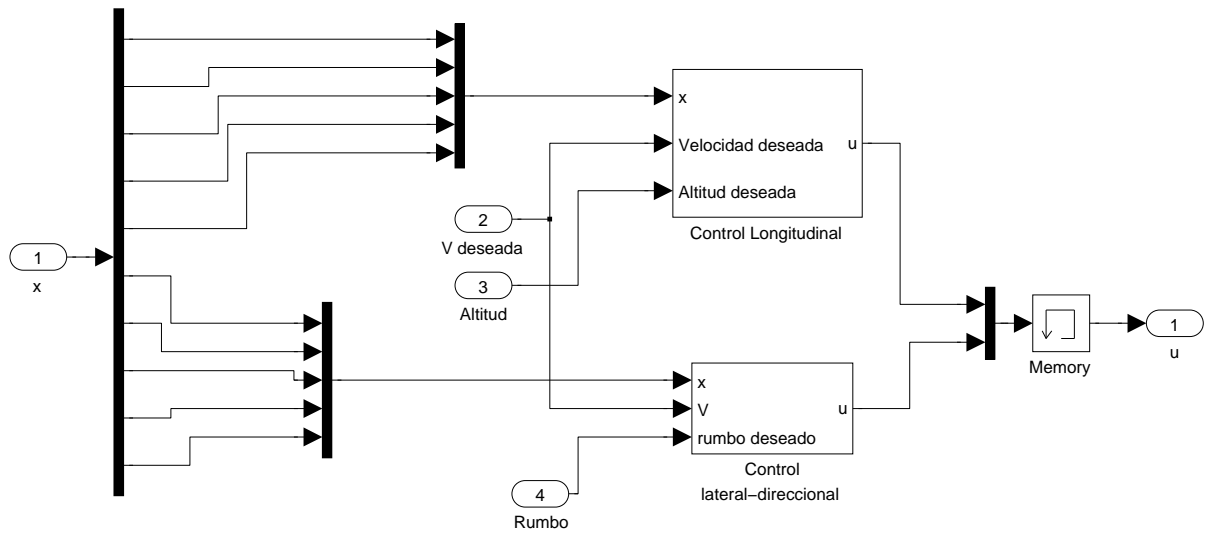


Figura 10.11: Esquema del piloto automático de velocidad, rumbo y altitud.

adecuado, a la vez que se mantiene el rumbo sin apenas errores. Como contrapartida, el control de altitud parece mostrar un deterioro, pudiendo alcanzar desviaciones de entorno a dos metros respecto del valor deseado. No obstante, se aprecia cómo al cesar la aceleración se recupera inmediatamente la altitud deseada.

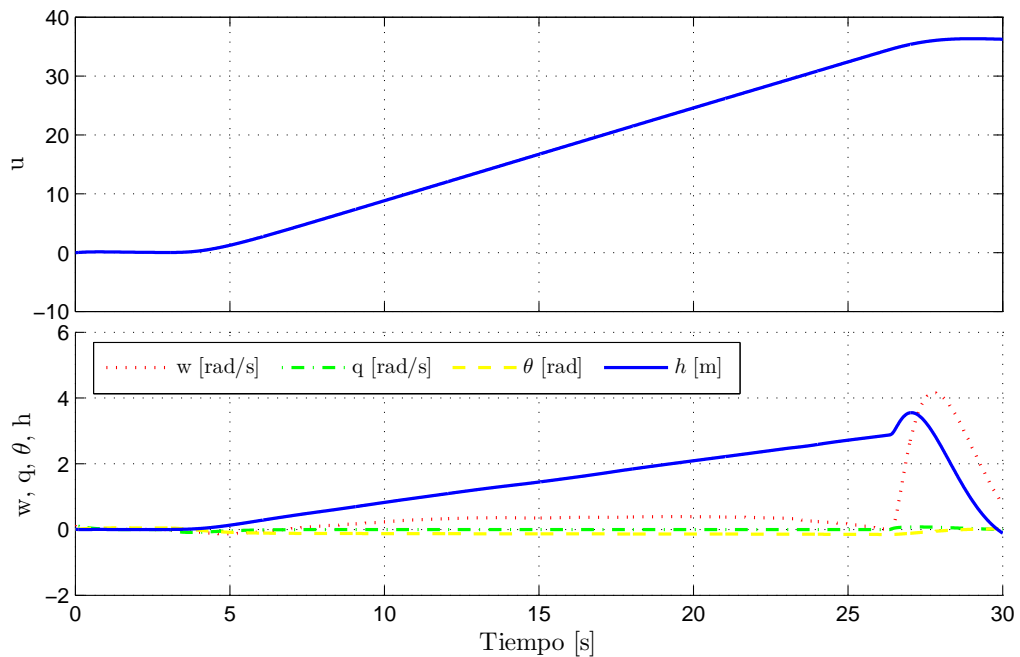


Figura 10.12: Evolución del vector de estados longitudinal durante un vuelo de aceleración gestionado por el piloto automático de velocidad rumbo y altitud.

Otro vuelo característico que puede ser simulado es un cambio de nivel de vuelo, en el que la

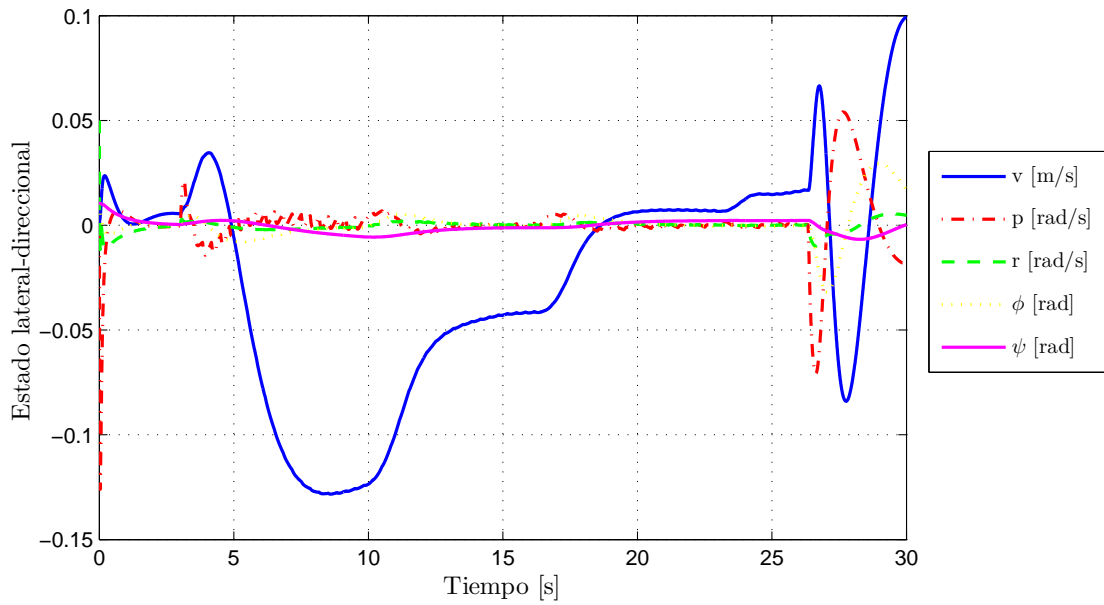


Figura 10.13: Evolución del vector de estados lateral-direccional durante un vuelo de aceleración gestionado por el piloto automático de velocidad rumbo y altitud.

altitud varía, mientras la velocidad como el rumbo permanecen constantes.

El resultado de esta simulación puede verse en las figuras 10.15, 10.16 y 10.17, apareciendo un comportamiento general bastante parecido al caso anterior.

Por último, se va a estudiar el último vuelo, que en principio, resultará el más exigente para el sistema de control de vuelo. Así, se va a programar una maniobra en la que el helicóptero realice una ascensión, una aceleración y un viraje de  $90^\circ$  de forma simultánea. Se tendrá así una velocidad de referencia que va desde 0 a 70 nudos (con una aceleración de 3 nudos por segundo); una altitud que va desde 0 a 50 metros (con velocidad ascensional de  $3.5 \text{ m/s}$ ); y una velocidad de giro de  $10^\circ$  por segundo.

En las figuras 10.18, 10.19 y 10.20 puede apreciarse el resultado de esta simulación. Sin duda alguna, sirve para corroborar la efectividad de este sistema de control automático, capaz de vencer las perturbaciones que producen tanto las ráfagas como los acoplamientos para llevar a cabo las tres maniobras simultáneamente, con errores de seguimiento aceptables.

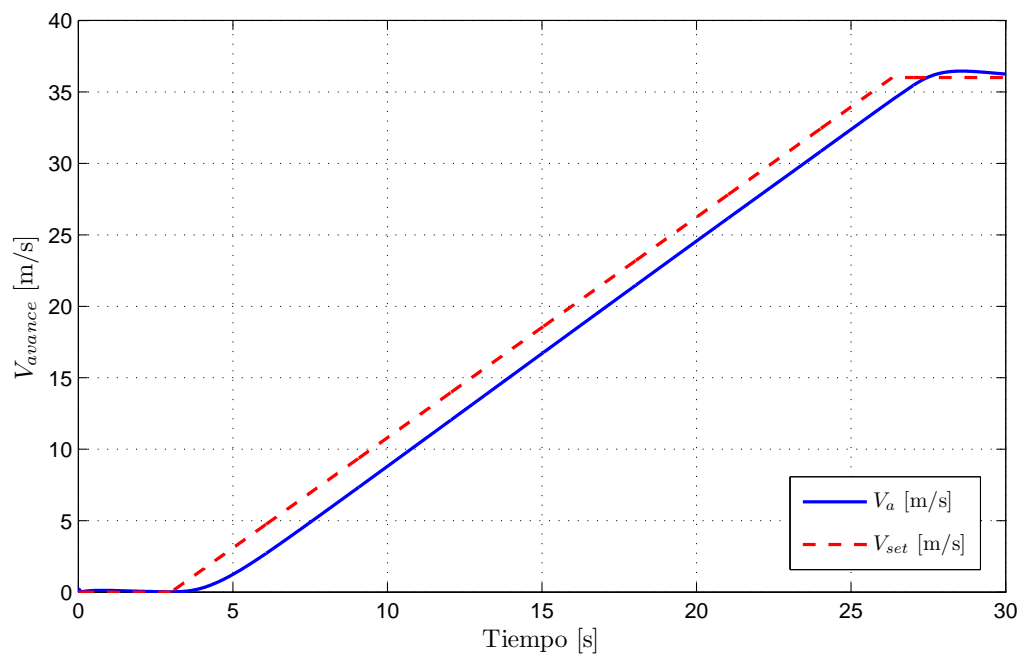


Figura 10.14: Velocidad durante un vuelo de aceleración gestionado por el piloto automático de velocidad rumbo y altitud.

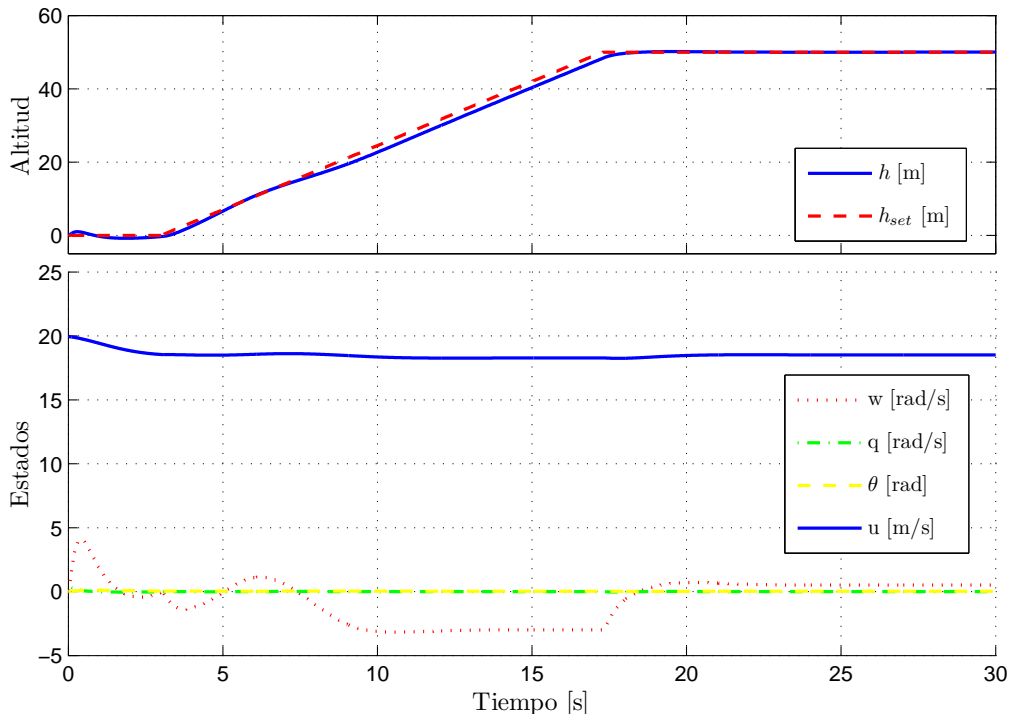


Figura 10.15: Evolución del vector de estados longitudinal durante un vuelo de subida gestionado por el piloto automático de velocidad rumbo y altitud.

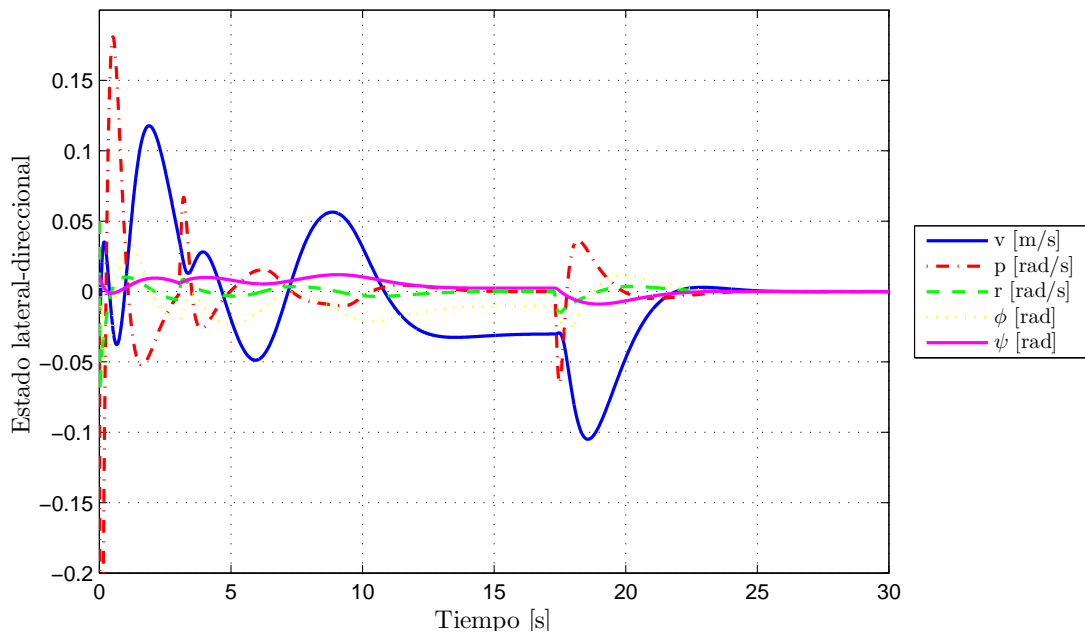


Figura 10.16: Evolución del vector de estados lateral-direccional durante un vuelo de subida gestionado por el piloto automático de velocidad rumbo y altitud.



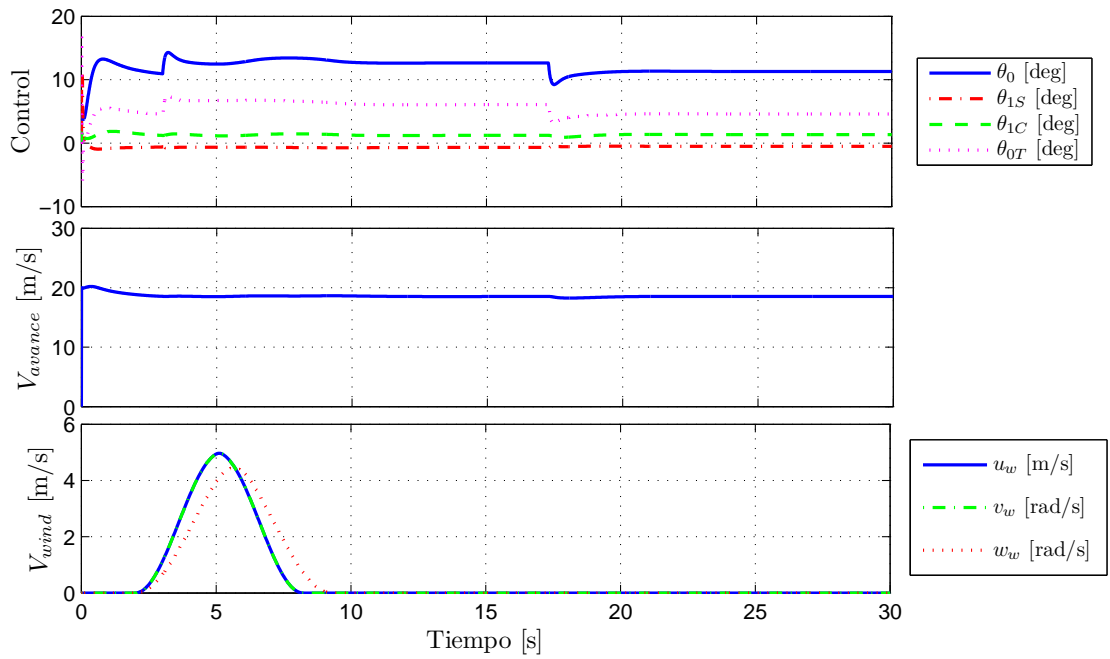


Figura 10.17: Señales de control, velocidad de vuelo y ráfagas durante un vuelo de subida gestionado por el piloto automático de velocidad rumbo y altitud.

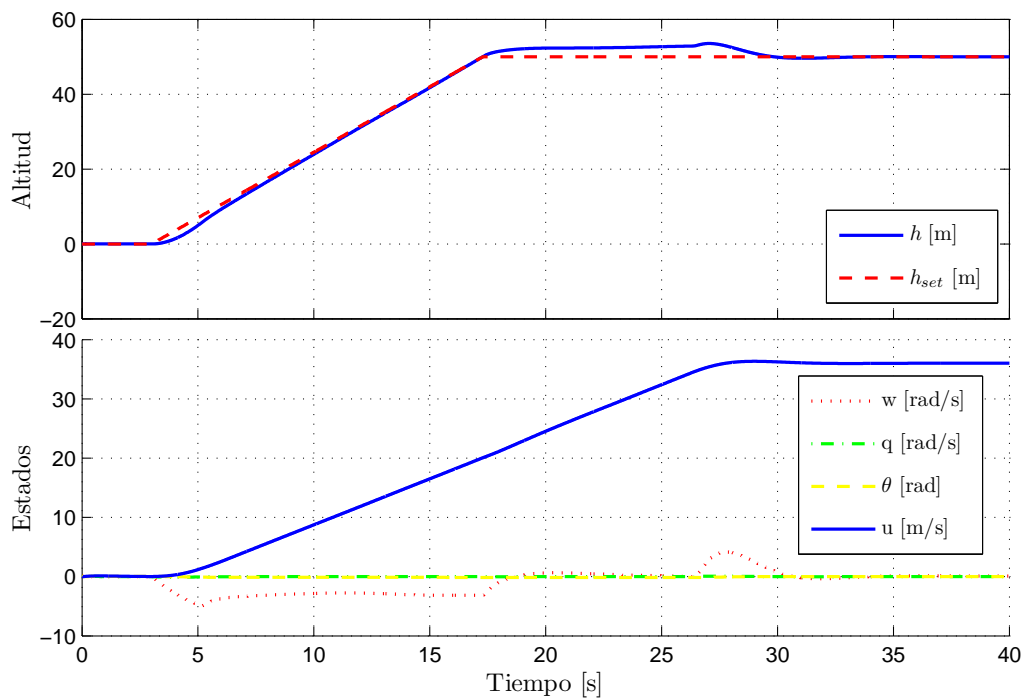


Figura 10.18: Evolución del vector de estados longitudinal durante un vuelo de subida, aceleración y viraje gestionado por el piloto automático de velocidad rumbo y altitud.

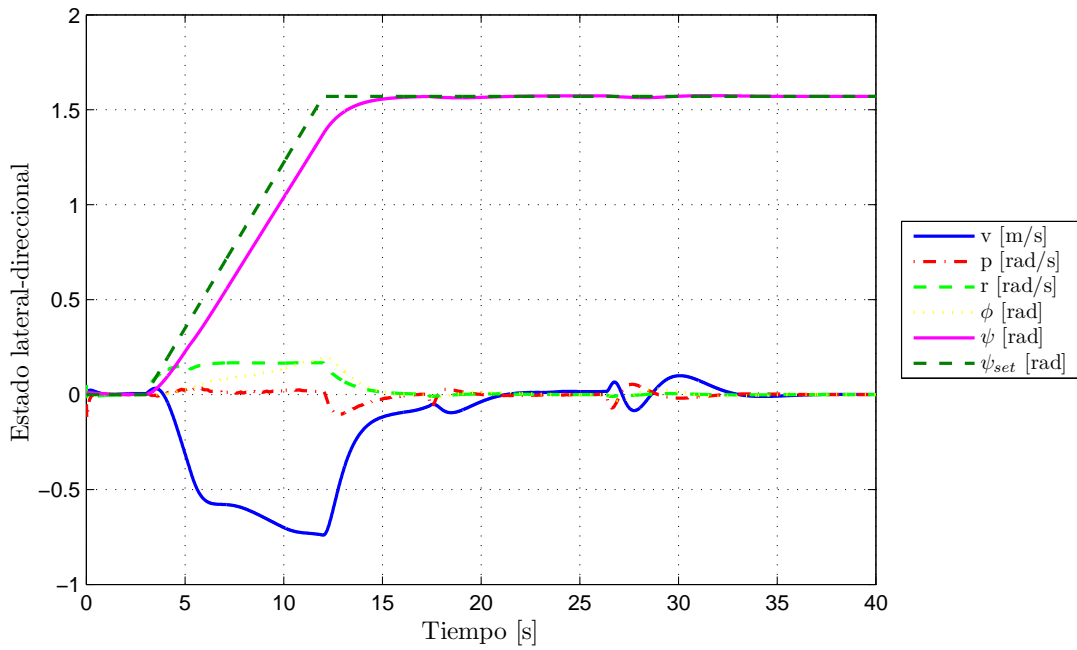


Figura 10.19: Evolución del vector de estados lateral-direccional durante un vuelo de subida, aceleración y viraje gestionado por el piloto automático de velocidad rumbo y altitud.

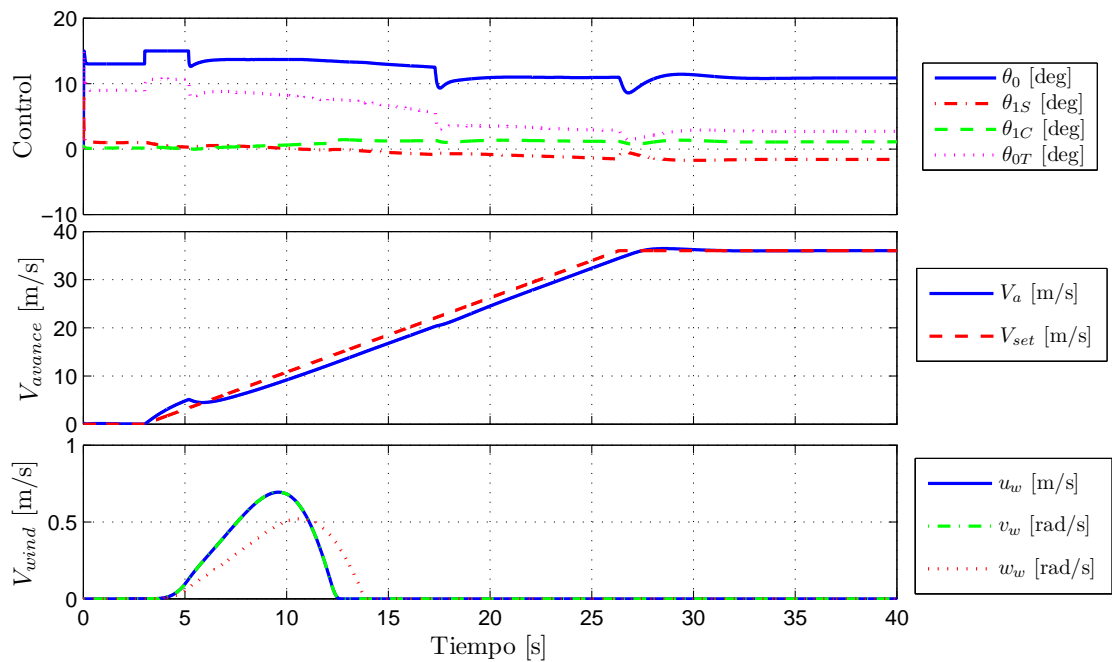


Figura 10.20: Señales de control, velocidad de vuelo y ráfagas durante un vuelo de subida, aceleración y viraje gestionado por el piloto automático de velocidad rumbo y altitud.