

CAPITULO 4:

SIMULACIÓN Y PRUEBAS

4.1. Introducción.

En este capítulo se va a realizar una demostración, de las capacidades básicas del simulador de vuelo implementadas. El objetivo es comprobar el resultado final en vuelo, tanto la actitud en maniobras básicas, como en situaciones adversas, así como la bondad de los sistemas de control de vuelo. Las pruebas que se van a realizar, serán una muestra representativa, a modo de ejemplo, de las posibilidades del simulador, pero dado que pueden darse multitud de combinaciones y variables, se deja al usuario la oportunidad de explorar, y realizar esas tareas.

4.2. Actitud del Cessna172 en Vuelo

Para esta prueba simplemente vamos a realizar unas maniobras sencillas, y se presentarán las variables de estado en forma de gráficas en función del tiempo, de tal modo que sirvan de referencia comparativa para el resto de apartados donde se ensayará el simulador bajo otras condiciones de vuelo.

a. Ascenso

Partiendo de una altura de 1500 metros, se va a realizar una maniobra de ascensión hasta alcanzar los 1750 m, para comprobar los cambios en la velocidad aerodinámica, analizar las fuerzas y algunos coeficientes aerodinámicos..

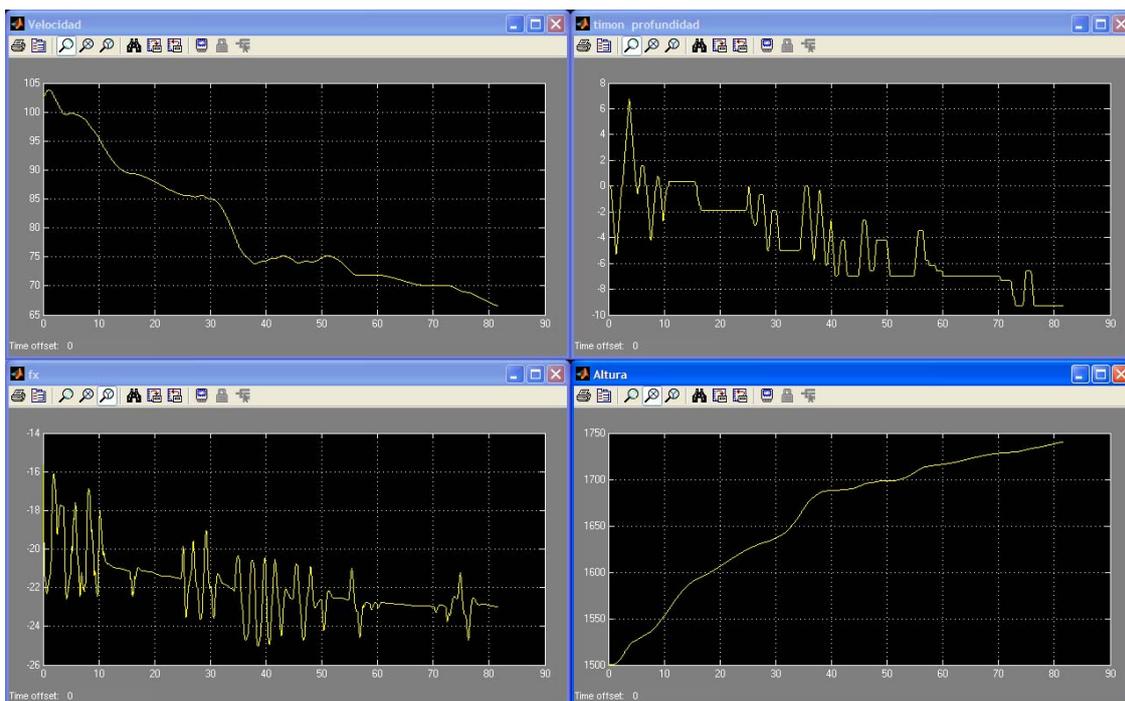


Figura 1. Actitud del Cessna en ascensión

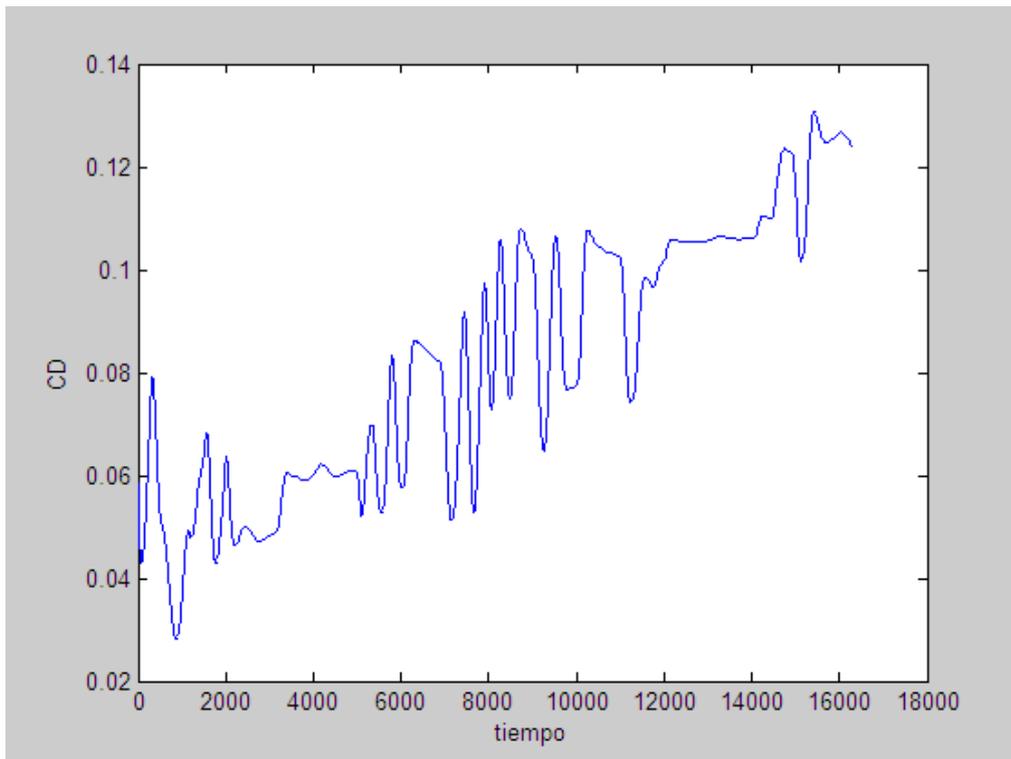


Figura 2. Variaciones del coeficiente de arrastre en ascensión.

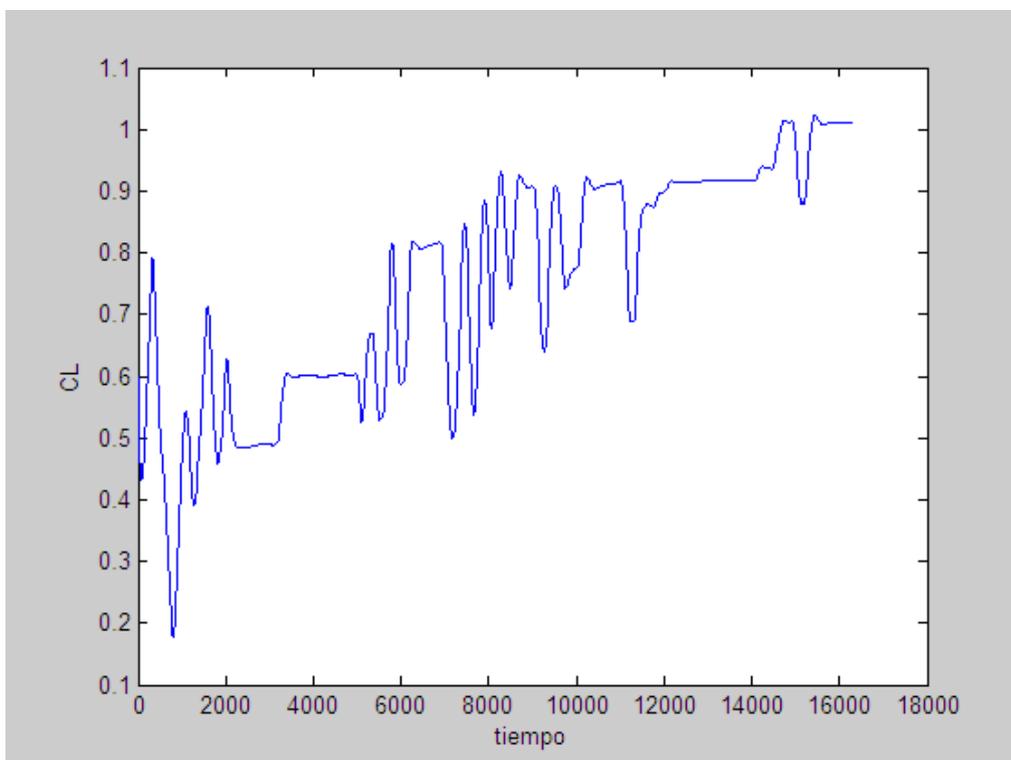


Figura 3. Variación del coeficiente de sustentación en ascensión

b. Entrada en pérdida

Vamos a llevar al límite la aeronave, y observar las mismas variables:

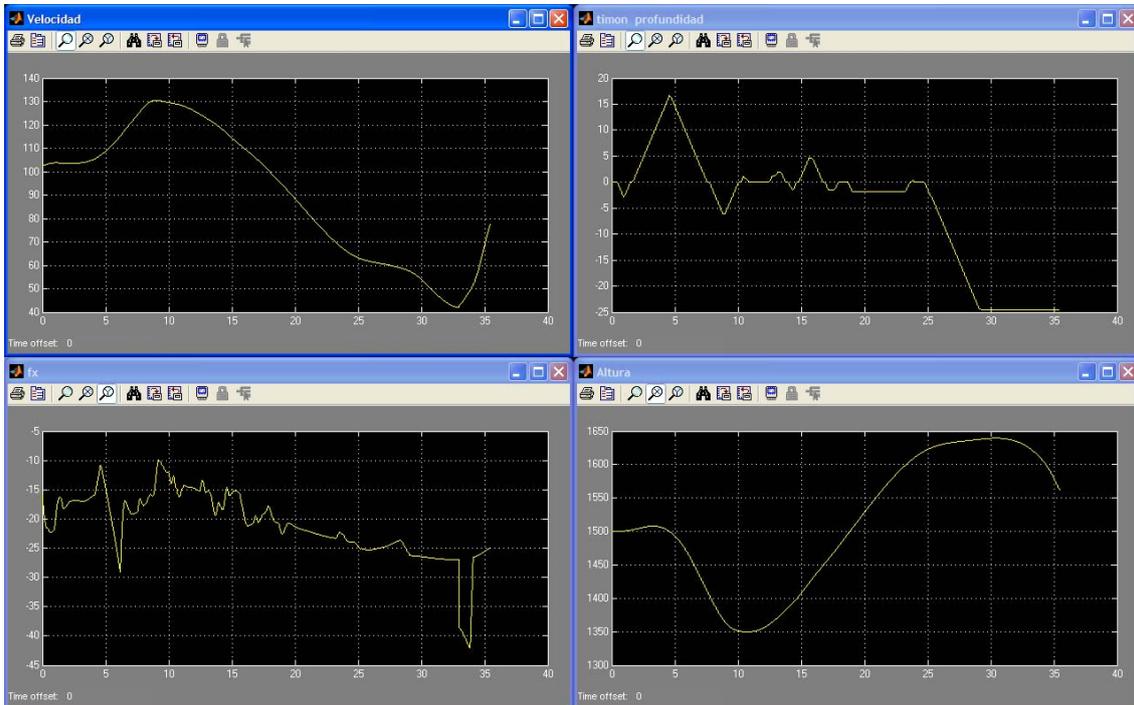


Figura 4. Entrada en pérdida

Sobre estas gráficas tenemos que comentar algunos puntos que resultan de interés. En primer lugar comprobamos como la velocidad y la altura siguen caminos opuestos lógicamente, dado que la maniobra que se ha ejecutado ha consistido en “tirar” del timón de profundidad de forma brusca para ascender rápidamente y provocar la entrada en pérdida.

Observamos también como al tirar tan rápido del timón de profundidad se llega al límite máximo de la velocidad a la que se puede mover el dispositivo, por eso se observa una recta en la gráfica.

A través de la gráfica de la velocidad es fácil ver el punto en que se produce la caída de la aeronave y la entrada en pérdida. Si vemos la tendencia que tiene, la velocidad está disminuyendo a medida que ganamos altura y el pitch aumenta. Entonces se llega a un punto de inflexión a los 41 nudos y la velocidad aumenta bruscamente. Este es el límite de velocidad mínima que puede alcanzar el avión antes de que se pierda el control.

Denotaremos que curiosamente en el panel de mandos del Cessna se marca el límite de seguridad en 50 nudos para dejar un margen de seguridad.

Resulta especialmente interesante observar los coeficientes de sustentación y arrastre en este ejemplo:

Vemos como el coeficiente de arrastre va aumentando paulatinamente, y llegado un punto, exageramos la maniobra bruscamente. Entonces es cuando el arrastre aumenta drásticamente, superando los niveles máximos que se observaban en la maniobra anterior, y llegando casi al límite de 0.22 donde perdemos el control.

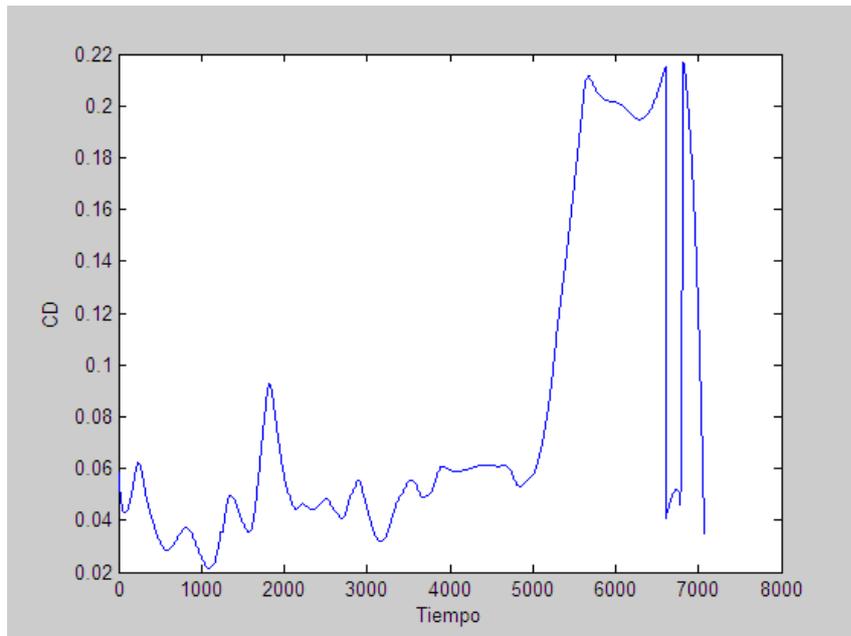


Figura 5. Coeficiente de Arrastre C_D

Tan interesante o más resulta ver el coeficiente de sustentación:

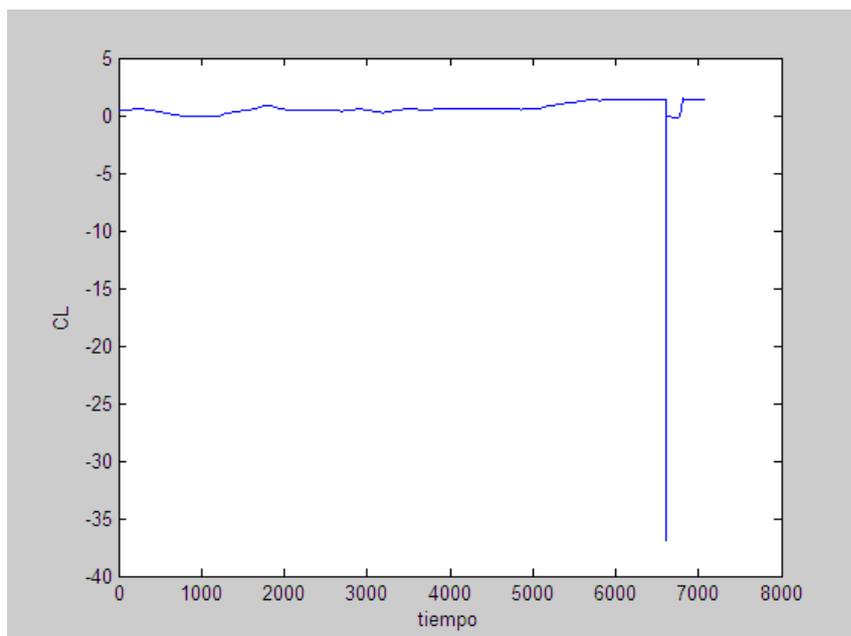


Figura 6. Coeficiente de Sustentación C_L

En esta gráfica tenemos que el coeficiente C_L mantiene unos valores normales próximos a la unidad, aunque no se observan con claridad, debido a la escala, hasta el punto en que el avión entra en pérdida donde pasa a tomar valores negativos.

c. Giro

En este punto vamos a girar el avión simplemente, para ver su actitud “roll”. Señalamos que no es un giro coordinado perfectamente, es decir sin que el avión “derrape” o “resbale” ya que es difícil de conseguir, y para ello es necesario controlar los alerones y el timón de cola simultáneamente de manera bastante experta.

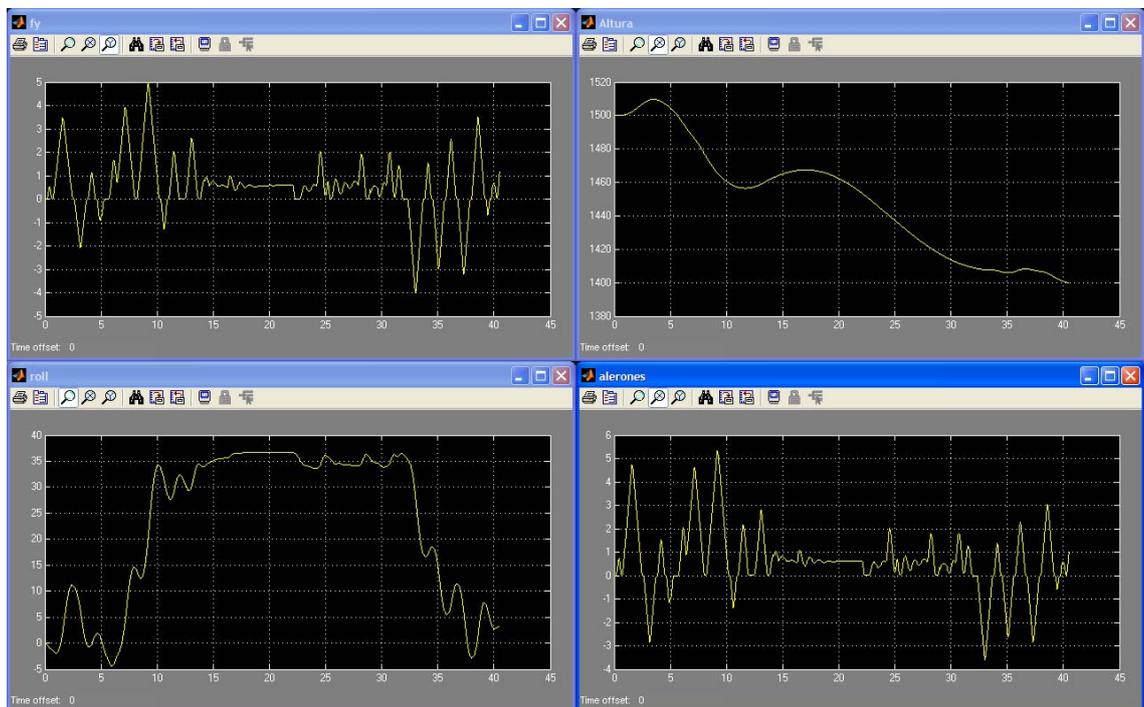


Figura 7. Giro

Vemos como inicialmente la fuerza necesaria es mayor, mientras conseguimos la actitud deseada, de un alabeo de casi 40 grados, el piloto llegaría a percibir hasta cinco kilos. Mientras se consigue la actitud, y el piloto trata de controlar el avión, se producen cambios de sentido repentinos en el giro de los alerones, aunque no muy grandes, pero que provocan cambios bruscos en la fuerza percibida.

Comprobamos también que perdemos altura de vuelo, esto es debido a que no hemos controlado el gas, y en un giro, se produce el efecto natural de pérdida de velocidad y altitud.

d. Descenso

Para terminar se va a realizar una maniobra de descenso desde los 1500 m hasta unos 1000 metros en poco menos de medio minuto.

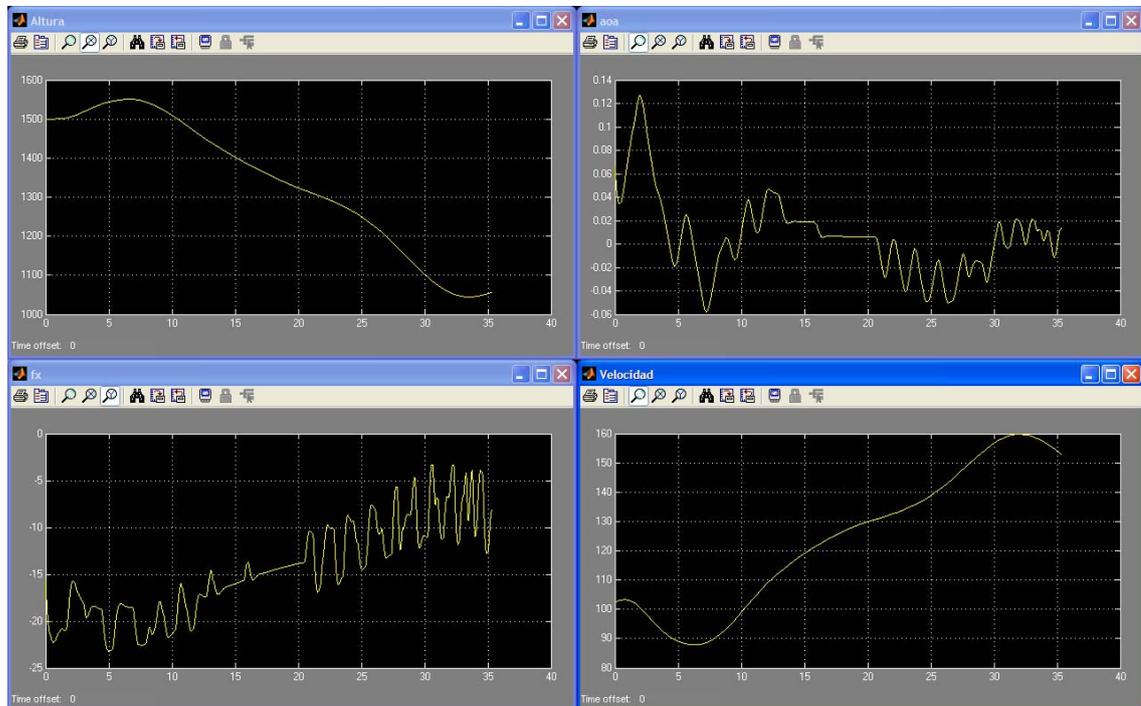


Figura 8. Descenso

De estas gráficas resulta interesante comentar como curiosamente disminuye la fuerza en el Stick de mando de manera progresiva. Esto es debido a que para este avión en particular, y con este ángulo de ataque y la deflexión de las superficies de control que se lleva aproximadamente constante en la maniobra, la velocidad de trimado se encuentra a más de 160 nudos, y a medida que nos acercamos a ella la fuerza a soportar va disminuyendo.

Las oscilaciones se deben a pequeños cambios en la deflexión del timón de profundidad, que debido a la velocidad existente producen fuerzas considerables.

4.3. Piloto Automático

a) Autopiloto de altitud

El piloto automático de altitud, mantiene una altitud fijada mediante la ganancia variable que se encuentra en el monitor de control del modelo Simulink para el simulador, junto al pulsador que activa el piloto automático de altitud.

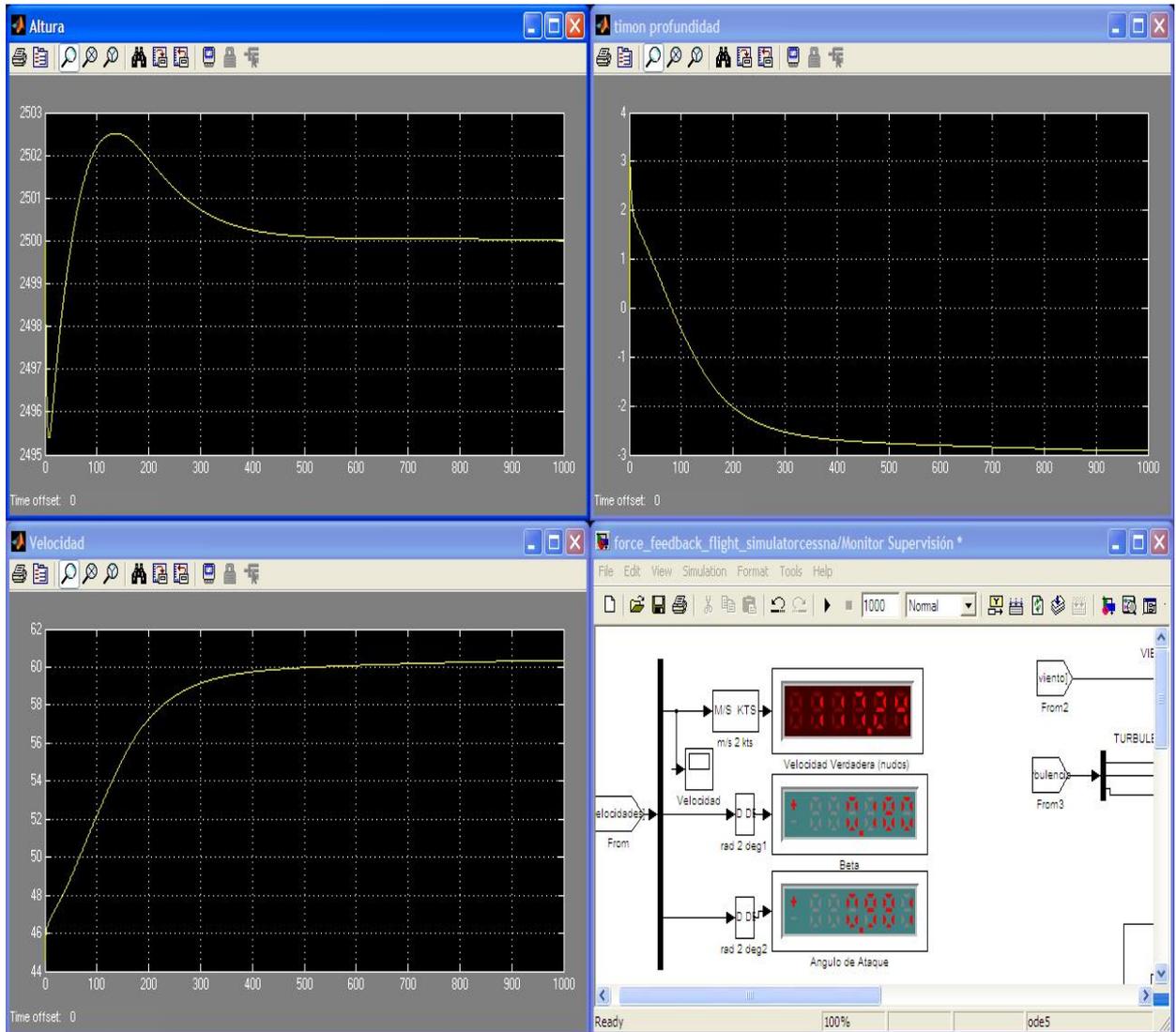


Figura 9. Piloto Automático de altitud

El Cessna parte de 2500 metros, y se produce una pequeña oscilación transitoria, que es inherente al arranque del sistema debido a las condiciones iniciales dadas en el bloque que modela el avión, principalmente relacionadas con la velocidad.

Este piloto automático también permitiría ejecutar una maniobra de ascenso o descenso, dentro de unos márgenes. Si se fija una altura distinta a la actual, el avión intentará seguirla a la mayor brevedad posible. Hay que tener en cuenta que no se controla en ningún momento la velocidad aerodinámica, pudiendo – si la maniobra solicitada es brusca – provocar la entrada en pérdida de la aeronave.

Vemos como se alcanza la altura deseada perfectamente.

b) Autopiloto de rumbo

En esta ocasión probamos el autopiloto de rumbo, diseñado en el Capítulo 2, y que ahora implementado en el modelo completo, lo ajustamos para que siga un rumbo de consigna 30°.

La maniobra se puede seguir bien en FlightGear o bien a través de la pantalla de supervisión de Matlab

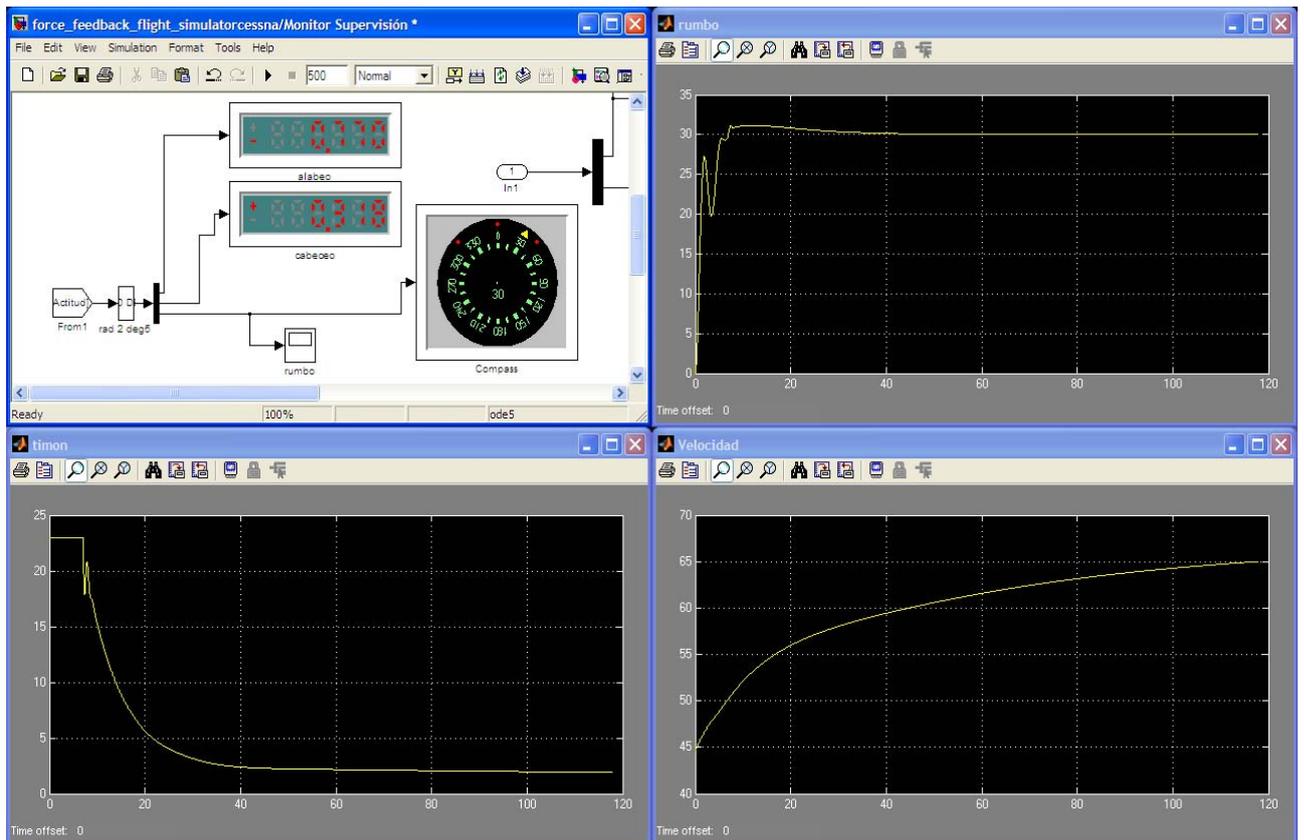


Figura 10. Piloto Automático de rumbo.

Tras un pequeño periodo el piloto automático consigue dirigir el avión hacia el rumbo deseado con solo manipular el timón de cola.

c) Autopiloto de velocidad

El autopiloto de velocidad es el más complicado de ajustar de partida, ya que en este caso no hay intervención del piloto para llevar al avión a una velocidad de crucero y después activar el autopiloto, sino que para probar su capacidad, se parte de una velocidad inicial de 87 nudos (45 m/s) y se le solicita una velocidad de crucero de 97 nudos (aprox. 50 m/s).

Como en los casos anteriores, las posibilidades son muchas. Se dejan como sugerencia, probar a usar el autopiloto para realizar una maniobra de ascenso y/o de descenso manteniendo la velocidad constante.

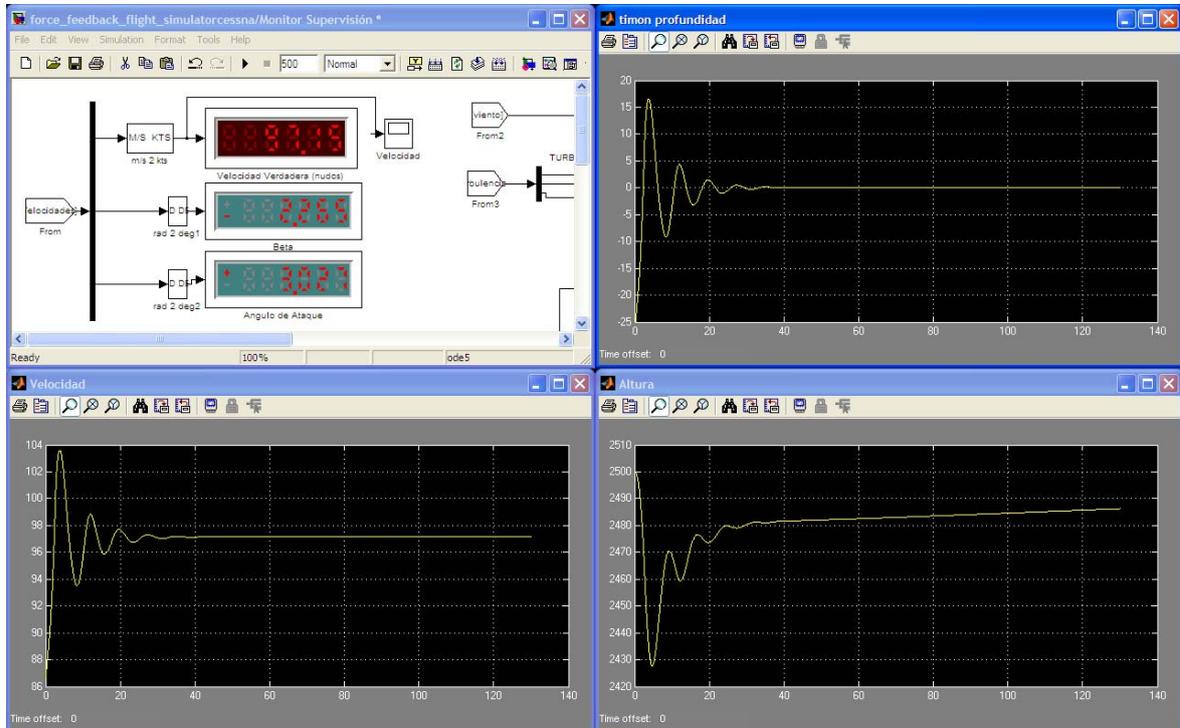


Figura 11. Piloto automático de velocidad.

Conseguir la velocidad de crucero antes o después depende un poco de la pericia del piloto en mantener una actitud inicial, y entonces fijar la velocidad. Téngase en cuenta que aquí lo hemos establecido de partida, haciendo soportar al sistema de control la carga de los transitorios iniciales.

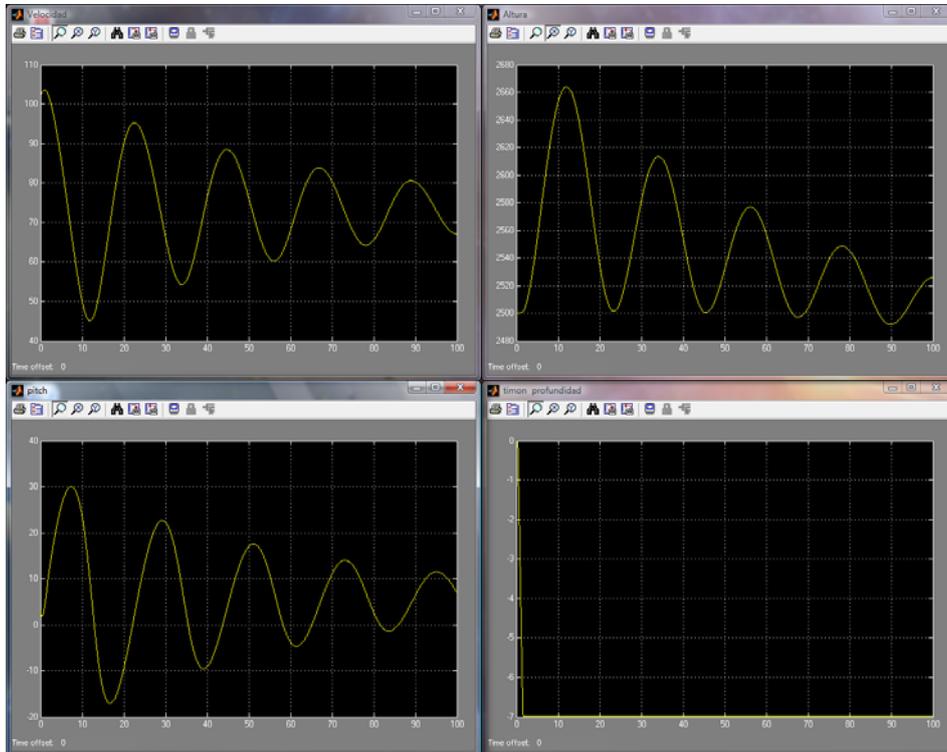
Este piloto automático resulta especialmente útil para realizar la compensación en los mandos de vuelo, ayudando a mantener una velocidad, mientras se anula la fuerza con la rueda de compensación de manera muy precisa.

4.4. Stability Augmentation System

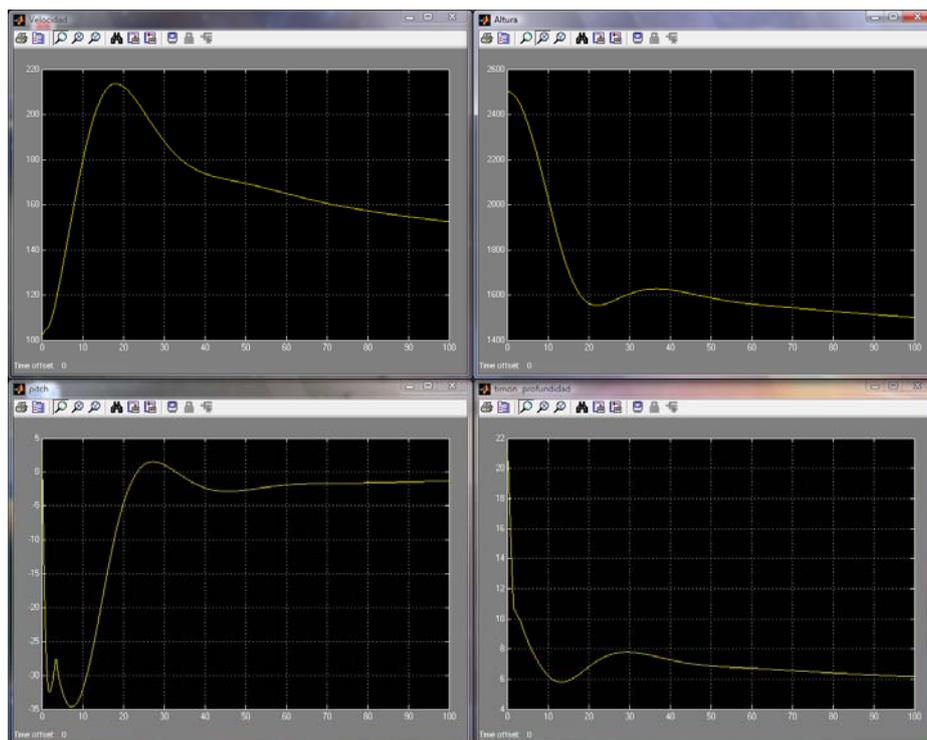
Con este sistema se pueden hacer numerosas pruebas, y de hecho cuando se percibe más su efecto es cuando se está pilotando directamente. El sistema provoca una sensación de facilidad de manejo y maniobrabilidad.

Para la prueba vamos a darle una entrada a modo de vector constante en el lugar del Joystick con los siguientes valores: $[0 \ 0.3 \ 0 \ -1]$

SAS OFF



SAS ON



Vemos como el sistema anula las oscilaciones casi por completo, desciende tal y como corresponde a la orden del timón de profundidad, y de manera muy suave.

Recordemos que el sistema realiza una realimentación del vector de estados mediante una ganancia K , calculada para el modelo lineal en unas condiciones específicas de vuelo, y a pesar de ello, el sistema funciona de un modo bastante aceptable para cualquier condición de vuelo.

4.5. Efecto de Actuadores

Los actuadores, como ya se explicó, se instalaron, debido a que se observó que el modelo del avión procedente de la librería Aerosim, no incluía estos elementos. Como consecuencia de ello, las acciones de control del Joystick provocaban unos cambios bruscos e irreales de la actitud del avión.

Mediante la implementación de los actuadores, se mejora el realismo del vuelo, y el control mismo de la aeronave por parte del piloto.

- Prueba del efecto del actuador para el timón de profundidad.

Comprobemos el efecto de los actuadores descritos en capítulos anteriores, bajo unas condiciones de vuelo óptimas, en las que se aplica una acción de control de -0.1 rad de elevación al timón de profundidad.

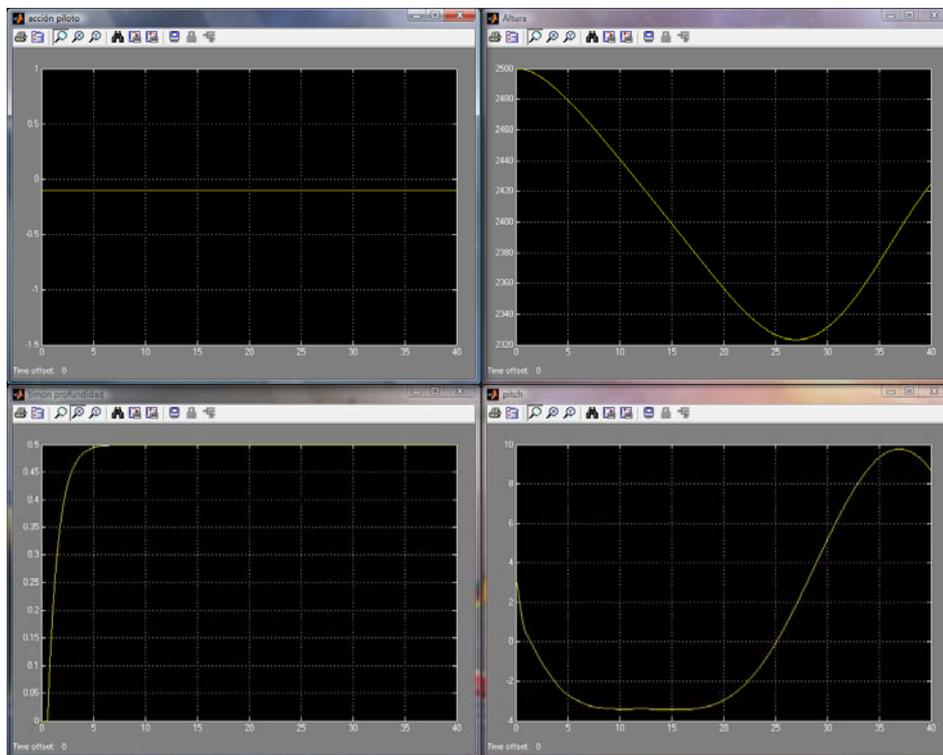


Figura 12.Efecto en superficies de control y variables de estado del actuador

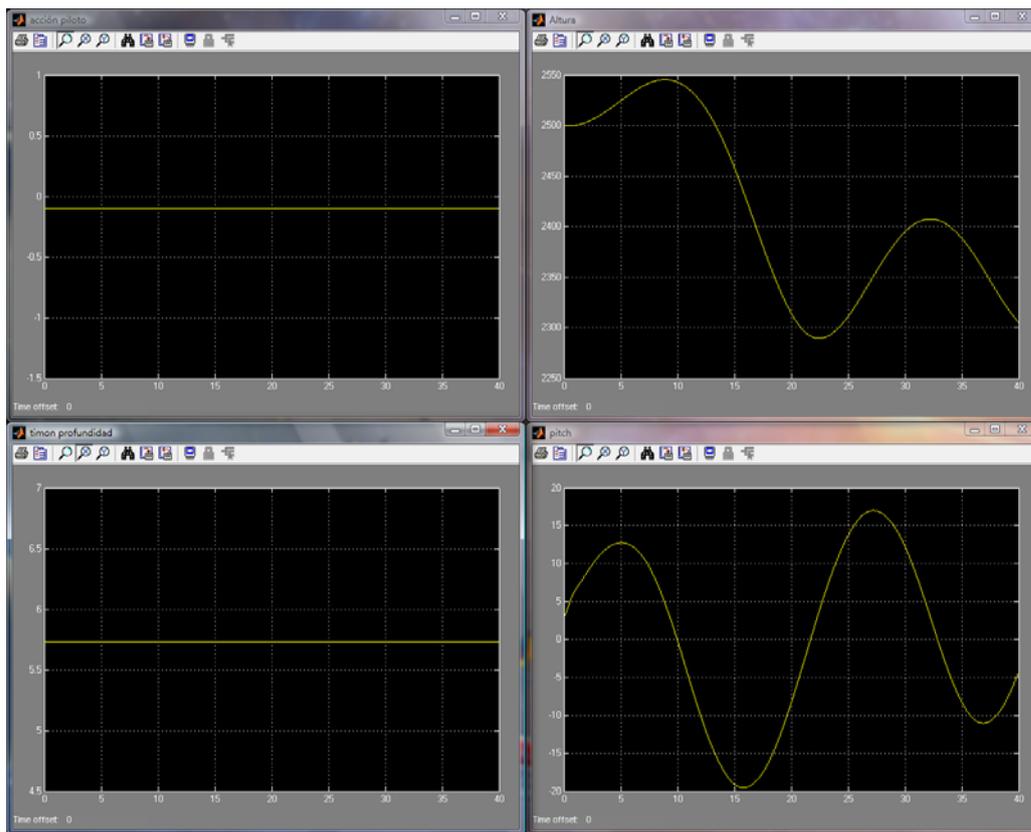


Figura 13. Superficie de control y variables de estado sin actuador

Vemos como aquí la respuesta es instantánea, en cuanto se aplica la acción de control de elevación el avión responde de inmediato elevándose. Sin embargo en el primer caso, cuando incluíamos el modelo del actuador, vemos que partiendo del momento inicial, en el que el avión empieza cayendo de manera natural, cuando aplicamos la acción de elevación, tarda unos segundos en alcanzar la actitud deseada.

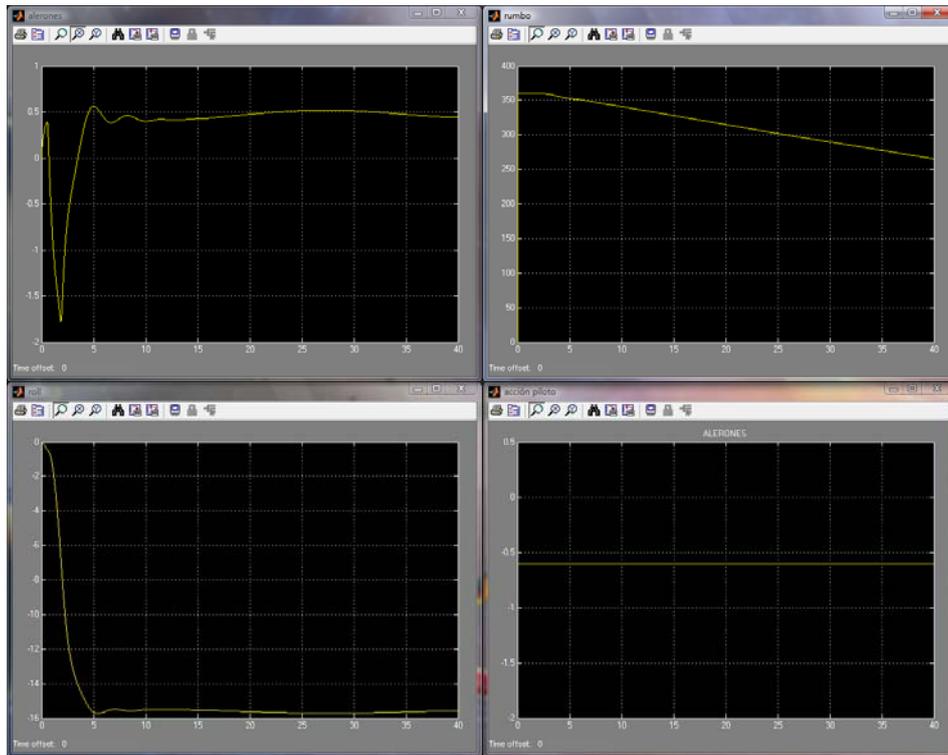
Estas gráficas representan la prueba matemática de la utilidad del actuador, sin embargo la prueba más consistente consiste en pilotar el avión y comprobar su maniobrabilidad, cosa que no se puede presentar lógicamente en la documentación escrita.

- Prueba del efecto del actuador para los Alerones.

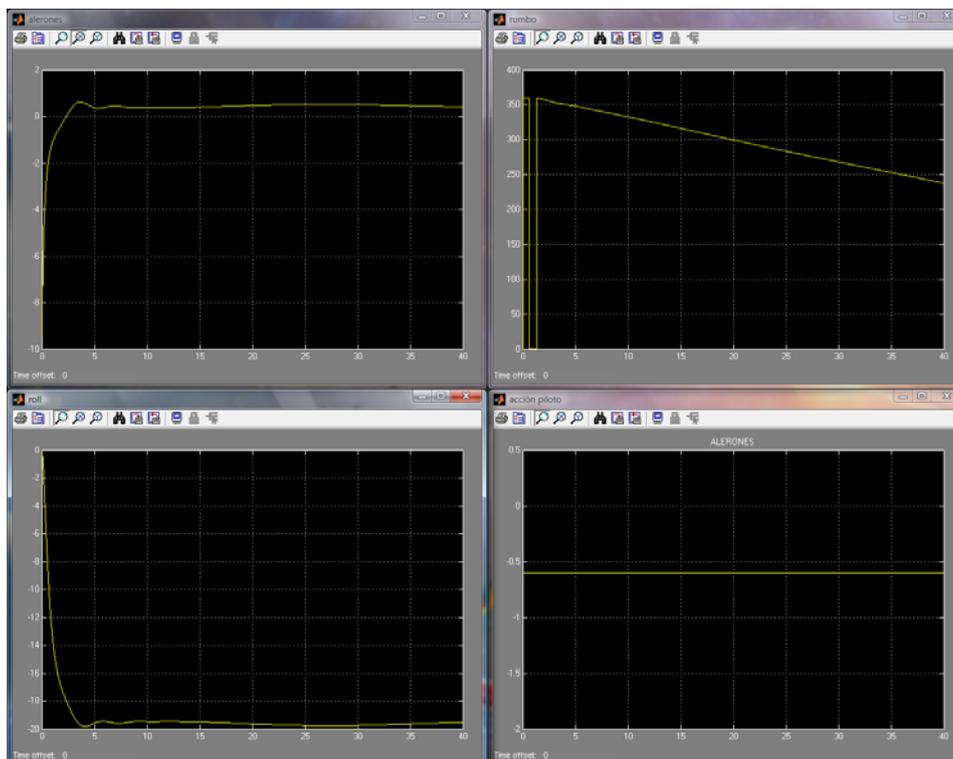
Para comprobar la diferencia de disponer de actuadores o sin ellos, realicemos el mismo experimento que en el caso anterior, aplicando una acción de control de 0.1 rad, y veamos la respuesta del avión con y sin actuador.

Estamos partiendo de que no hay condiciones atmosféricas adversas.

- Efecto del actuador



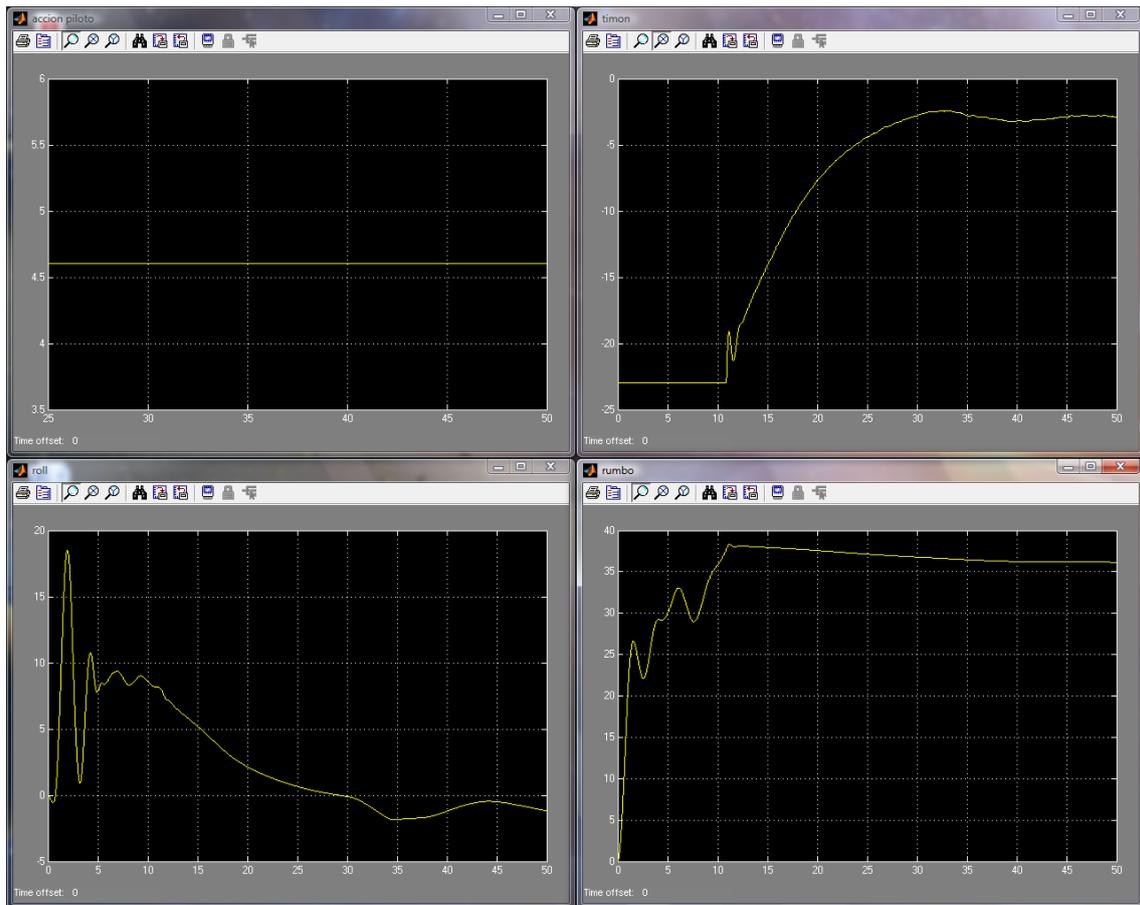
- Sin el actuador de alabeo (alerones)



Vemos la respuesta de los alerones en la última gráfica es casi instantánea, a diferencia de la gráfica anterior donde sube paulatinamente hasta alcanzar el valor definitivo.

Es difícil de comparar esta maniobra, porque los alerones están afectados permanentemente por el efecto del sistema de control del torque.

- Efecto del actuador del timón de cola



Aquí es bastante fácil ver como la acción del piloto (grafica superior izquierda) que es expresada por una acción constante con origen en tiempo 0, es traducida por el actuador en una excitación para el avión, físicamente más real, como se observa en la gráfica denominada “timón”.

4.6. Efecto del Viento y Turbulencias.

- *Efecto del viento*

- Viento N-S

Vamos a probar el efecto del viento cuando intentamos mantener un vuelo nivelado. Dentro del bloque atmósfera, en el subsistema viento, configuramos el viento deseado:

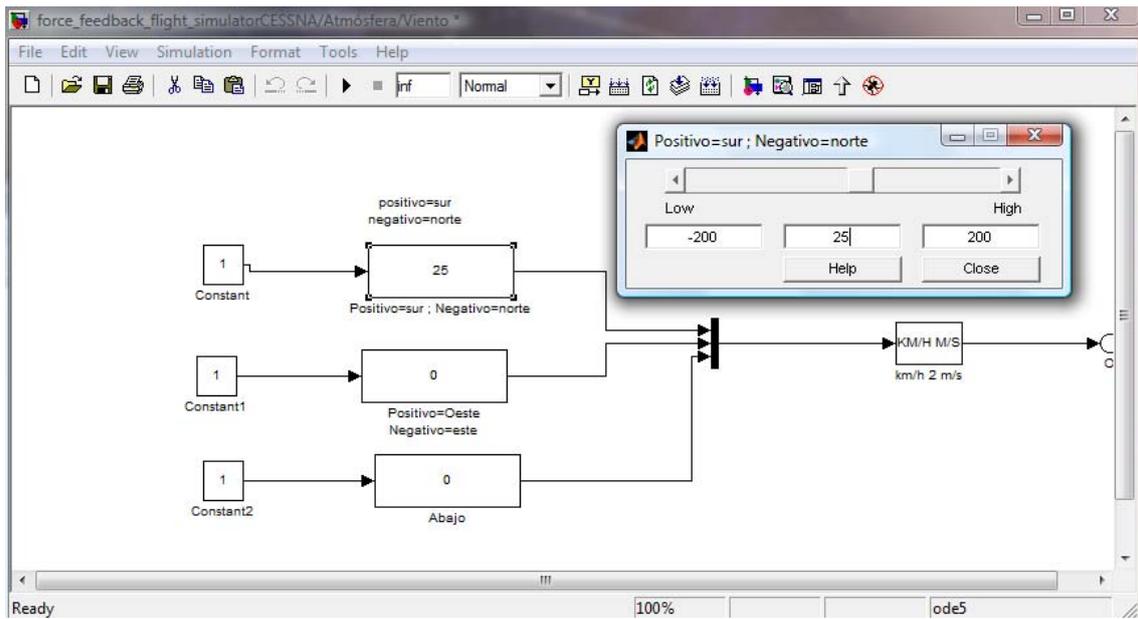


Figura 14. Ajuste de velocidad del viento a 25 Km/h dirección procedente del Sur.

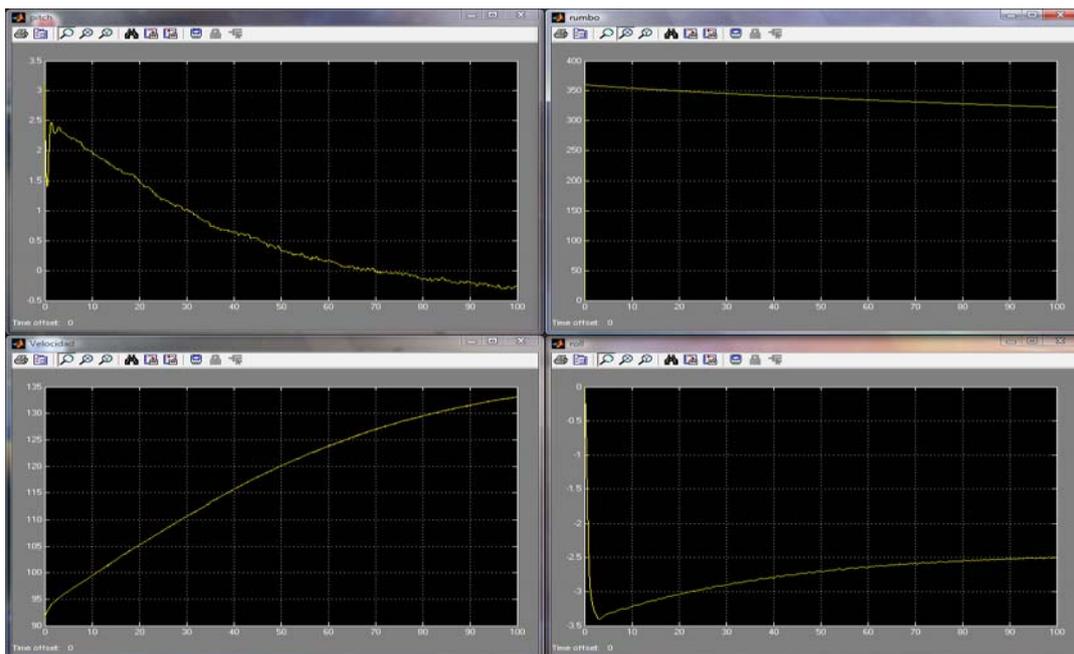


Figura 15. Efecto sobre las variables

El ensayo se ha realizado usando el piloto automático de altitud y una potencia de gas del 100%.

En las gráficas se ven las perturbaciones producidas, en forma de no linealidades, sobre todo en el pitch, teniendo en cuenta que la dirección del viento escogida, choca de frente con el vector velocidad del Cessna.

- Viento O-E

Velocidad del viento: 100 km/h;

Dirección: oeste

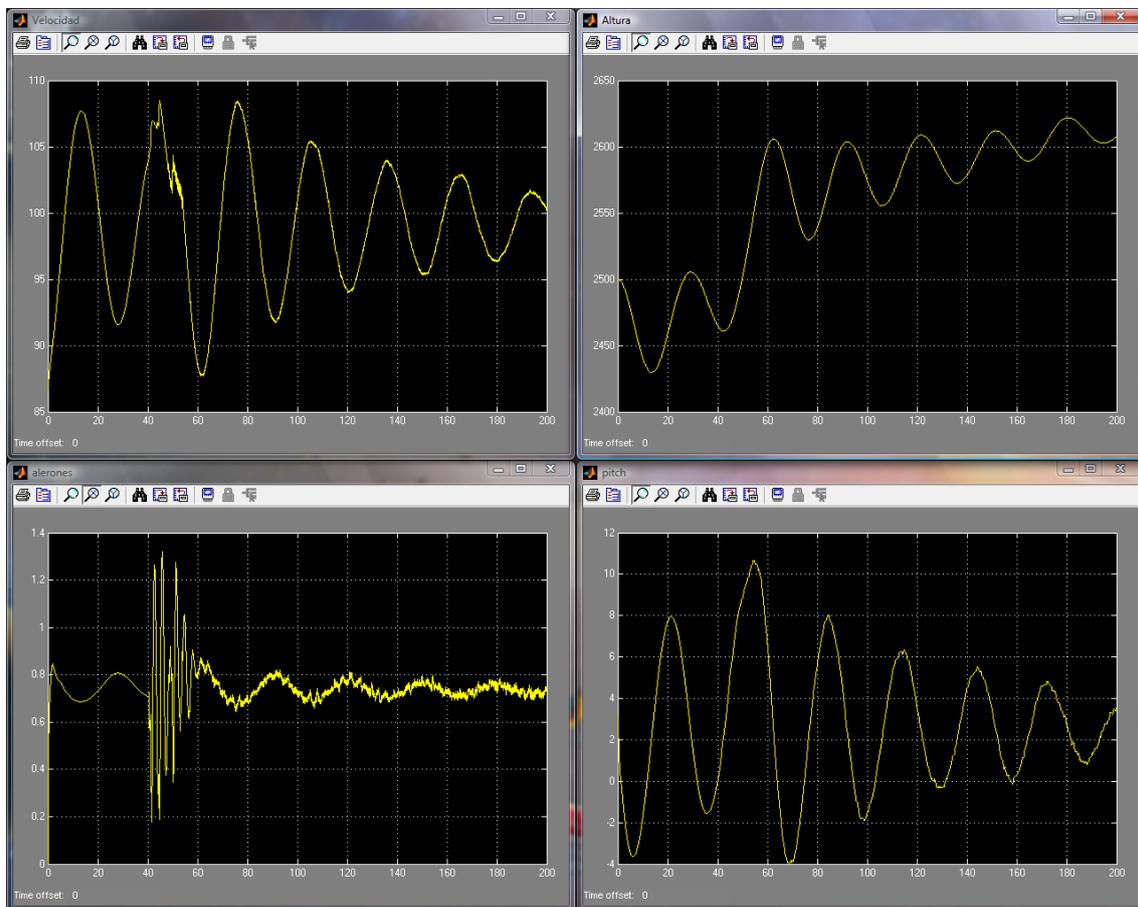


Figura 16. Velocidad, Altura, Alerones y Cabeceo del avión.

Vemos claramente como afecta a la velocidad en el punto en el cual comenzamos a incrementar manualmente la acción del viento hasta los 100 km/h. Al ser una velocidad muy alta, vamos haciendo un incremento paulatino.

Obsérvense las irregularidades y no linealidades producto del viento

- Viento Descendente-Ascendente

Simulamos para las siguientes condiciones:

Velocidad: 50 Km/h.

Dirección: ascendente.

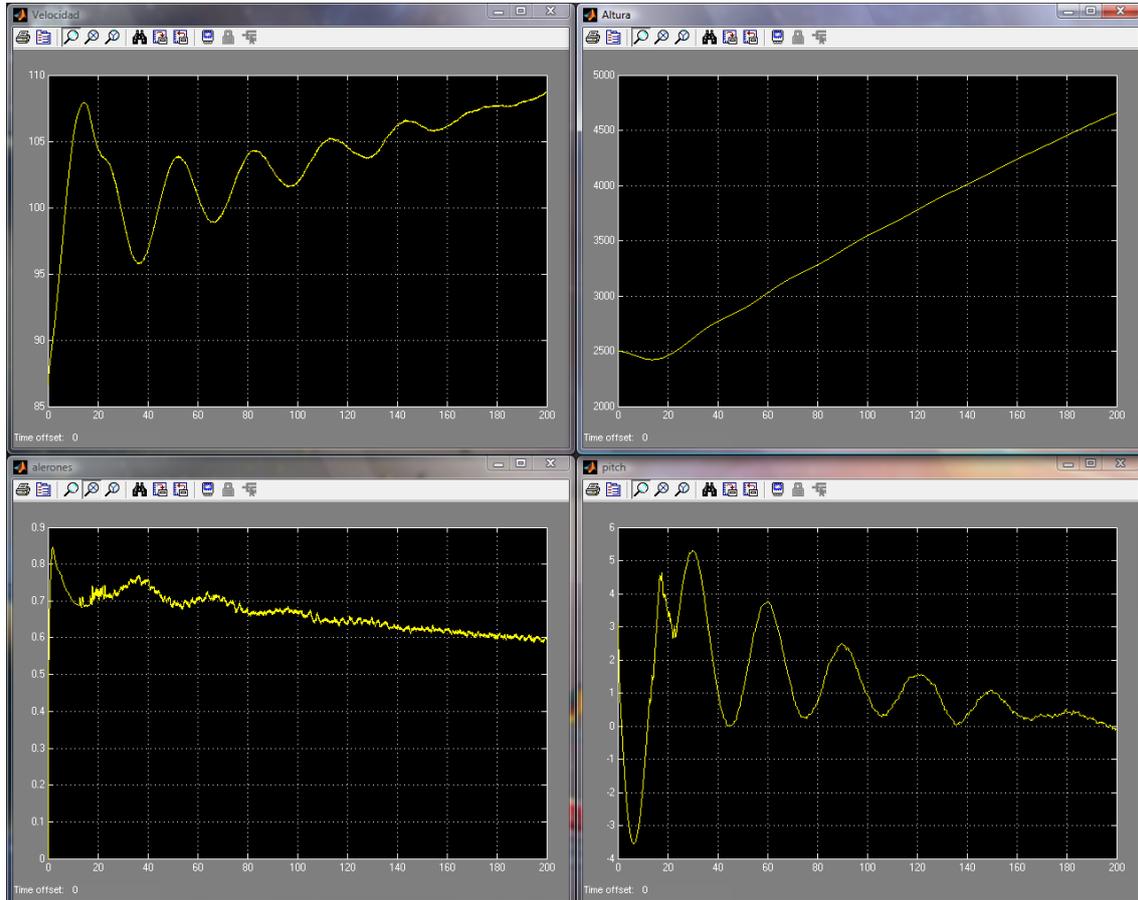


Figura 17. Efecto del Viento

Observamos como el viento es tan fuerte que es capaz de elevar el avión, de hecho gana gran altura en un breve periodo de tiempo. Y como se observan de nuevo las irregularidades en la forma de las oscilaciones, tanto en el cabeceo como en la velocidad. Se perciben con claridad el efecto de las turbulencias sobre los alerones. Esto es debido a que el sistema de control del par de la hélice que sigue activo, recalcula rápidamente la acción de control, cuya referencia se ve continuamente afectada por las turbulencias, ya que el avión se balancea con brusquedad haciendo cambiar el alabeo o roll.

- *Efecto de las Turbulencias*

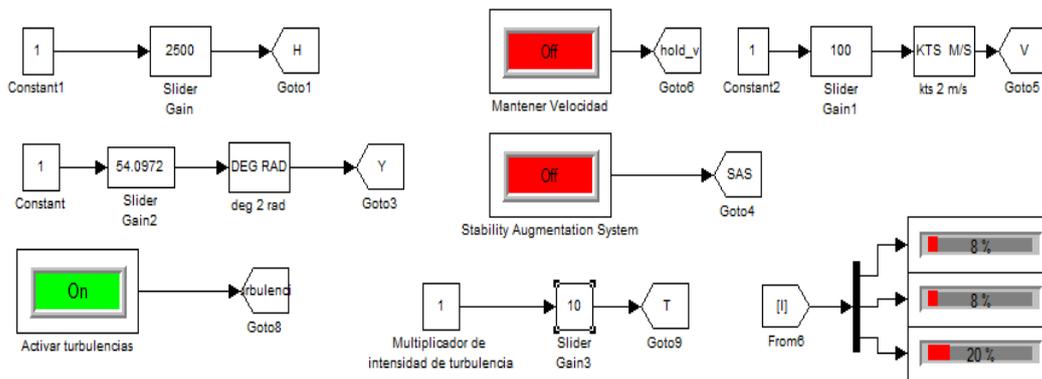
Vamos a probar la acción de las turbulencias sobre el piloto automático de altitud en diferentes intensidades. Se deja al usuario las distintas pruebas de igual carácter sobre los distintos sistemas de control, o sobre el pilotaje manual. Esta

La mayoría de los estudios clasifican las turbulencias en función de su efecto sobre la aeronave. Tal como se explica en el capítulo II.

- Intensidad1. El avión se somete a golpes laterales frecuentes y a un ligero balanceo; es necesaria una ligera acción sobre los mandos.

Las condiciones de vuelo son:

- Mandos [0 0 0 -0.9]:
 - Alerones=0°
 - Timón de profundidad=0° (Esta orden queda anulada por el autopiloto de altitud).
 - Timón de cola=0°
 - Gas= 90%
- Monitor de control



En la imagen vemos como se debe activar el pulsador para que el simulador aplique las turbulencias, y las magnitudes porcentuales de intensidad de turbulencia. Las cuales son calculadas instantáneamente, haciendo por tanto que los valores de intensidad fluctúen rápidamente, pero oscilando en torno a una magnitud media, en función de la multiplicación del efecto que provoca la ganancia variable.

Para mayor variedad, se van a combinar pruebas, y en la primera que veremos, estará activado el sistema de control de altitud, sin embargo en los siguientes lo desactivaremos, dejando solo la acción del piloto.

Y los resultados de simulación para un tiempo de 100 segundos son:

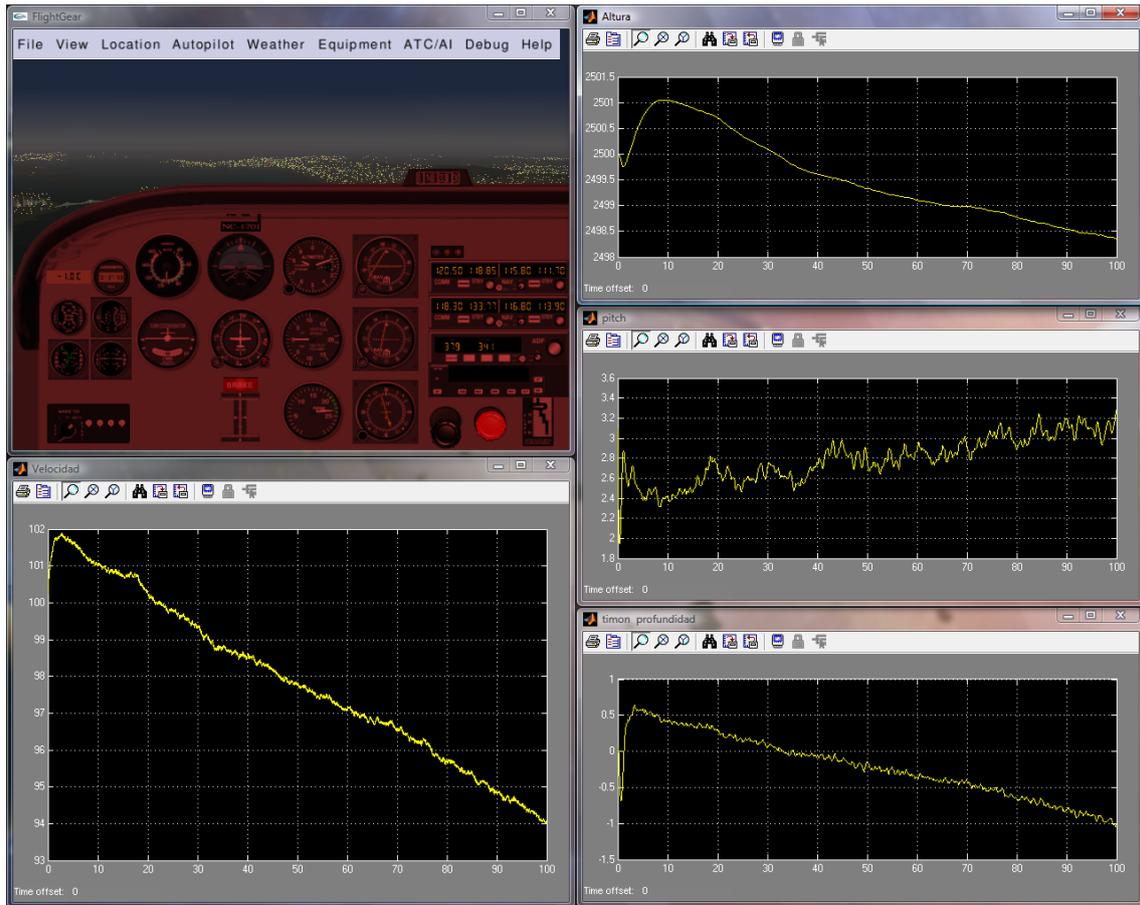


Figura 20. Cessna 172 bajo turbulencias de Intensidad 8%

Con el viento y turbulencias dados por:

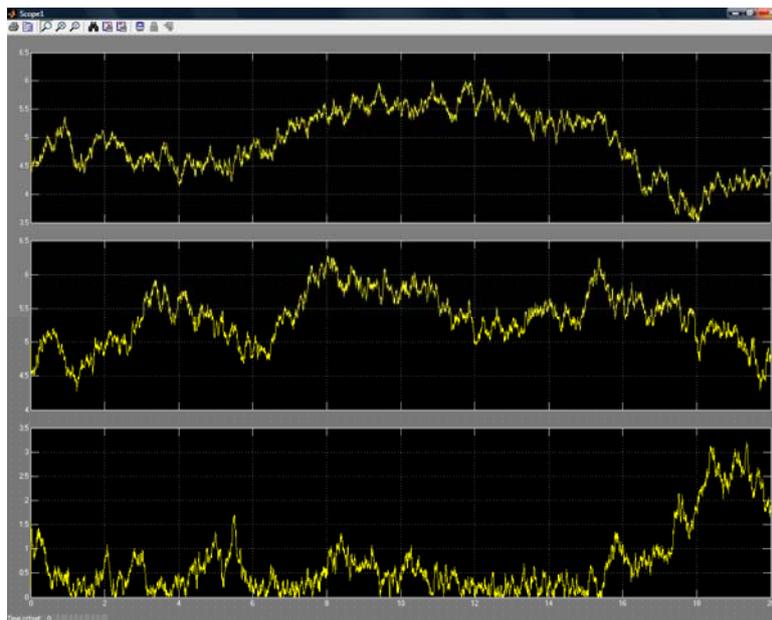


Figura 21. Viento más turbulencias

En la Figura es difícil de apreciar, pero el avión tiene orientado su eje longitudinal en la dirección Este-Oeste, de ahí los efectos tan acusados de las turbulencias en el *pitch*.

- Intensidad 2: El avión se separa de la línea de vuelo; cabecea, se balancea y está sujeto a movimientos verticales bruscos. Es preciso actuar con fuerza sobre los mandos para mantener el equilibrio y la línea de vuelo. Los pasajeros, a veces, pierden por un instante el contacto con su asiento
- Mismas acciones iniciales sobre los mandos.

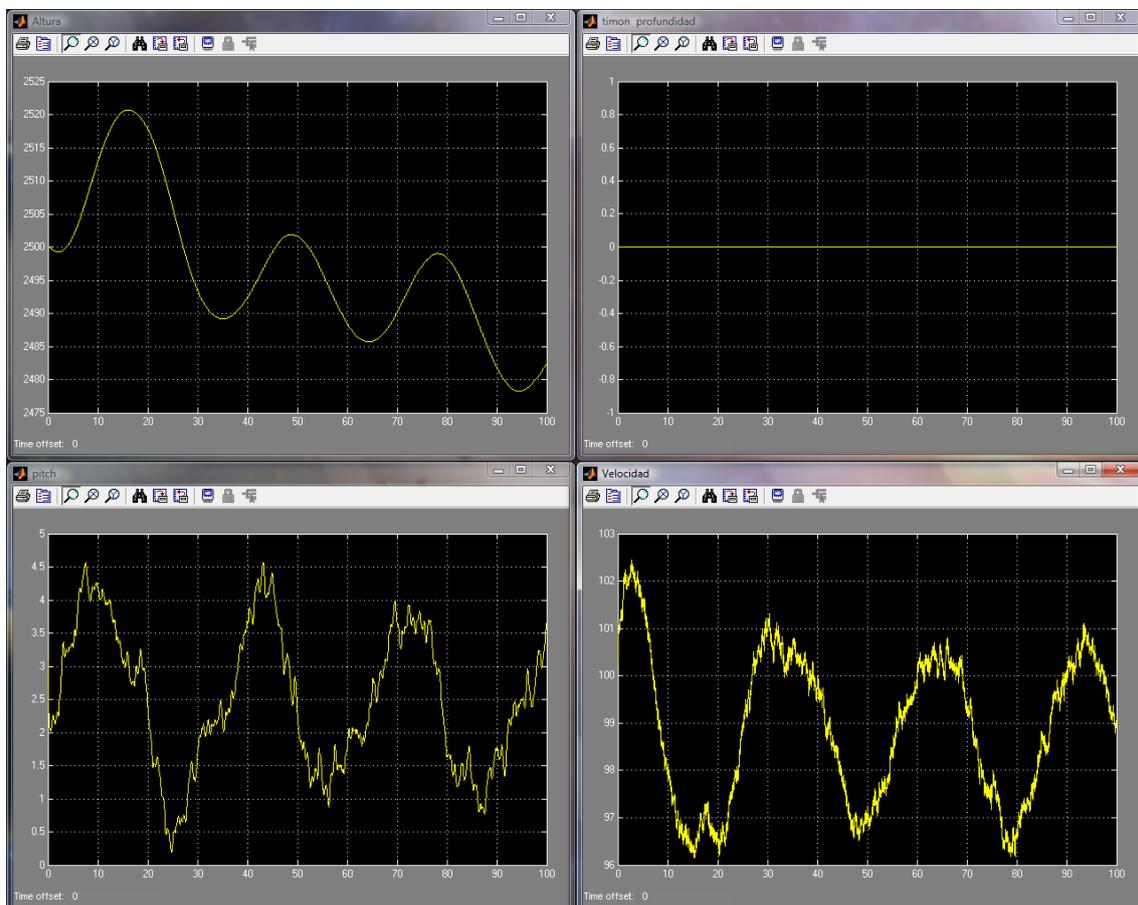
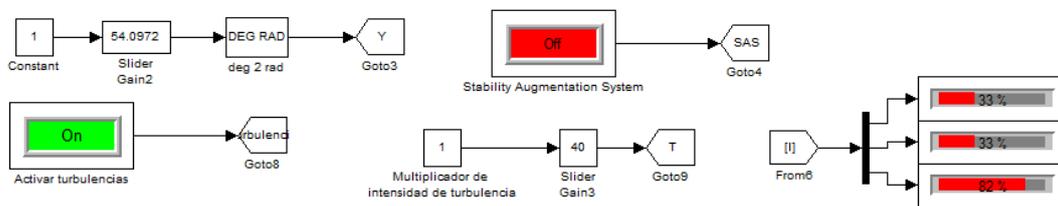
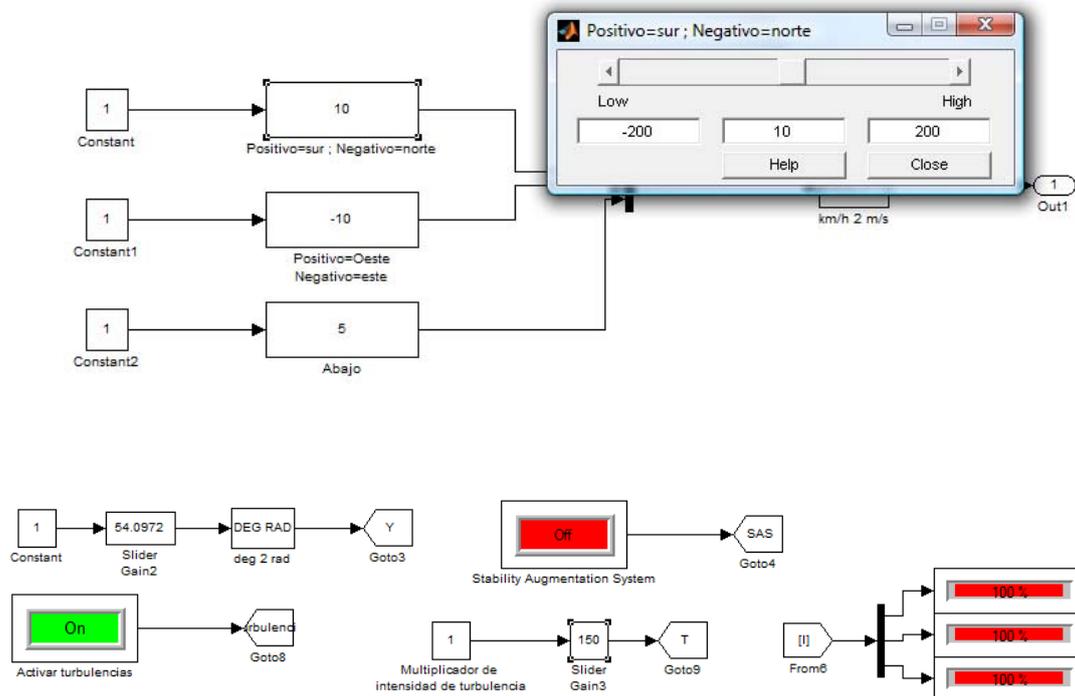


Figura 22. Turbulencias de Intensidad 2

Se observa en la gráfica como ahora el rizado de las ondas es mayor. Sobre todo en el caso de la velocidad. Denotaremos que en las gráficas de intensidad 1, el sistema de control para la altura estaba activo. No siendo así en este segundo caso.

- Intensidad 3. El avión se separa con frecuencia y bruscamente de la línea de vuelo, cabecea y se balancea fuertemente. Obedece con dificultad a los mandos; y, los pasajeros, pierden el contacto con sus asientos, manteniéndose solo gracias a los cinturones de seguridad.



Para esta prueba vamos a aumentar un poco la velocidad del viento base, porque aunque como hemos explicado queremos ver el efecto aislado de las turbulencias, sin el viento, es necesario tener un viento base alto, para que el bloque turbulencias genere turbulencias de cierta magnitud, y dado que vamos a multiplicar mucho la velocidad de las mismas, el efecto sobre el avión no es interferido por la velocidad del viento

Veamos lo que sucede:

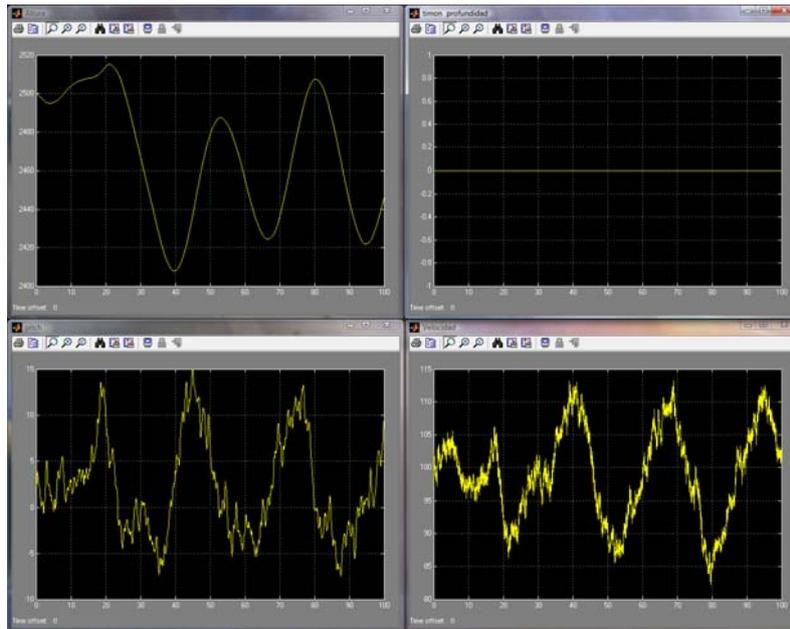


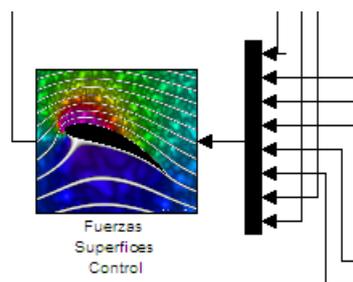
Figura 23. Turbulencias de Intensidad 3

Vemos los fuertes cambios en el pitch, el avión pega fuertes cabeceos y perdemos la altura de vuelo con facilidad.

4.7. Fuerzas en el Joke y compensación

En este apartado veremos como se han implementado las fuerzas en el simulador, su efecto y compensación.

El bloque que calcula las fuerzas longitudinales y laterales es el siguiente.



Dentro de él hallamos dos módulos *MATLAB function*, que llaman a las funciones *fx.m* y *fy.m* respectivamente para devolver los valores de cada fuerza en Kg. Ambas se pueden activar y desactivar manualmente si se prefiere, para independizar los efectos. Nótese que ha sido programada la desactivación de las fuerzas laterales en caso de que se esté usando el control de rumbo. Esto es debido a que dichas fuerzas mueven el stick por si solas, interfiriendo en el control de rumbo.

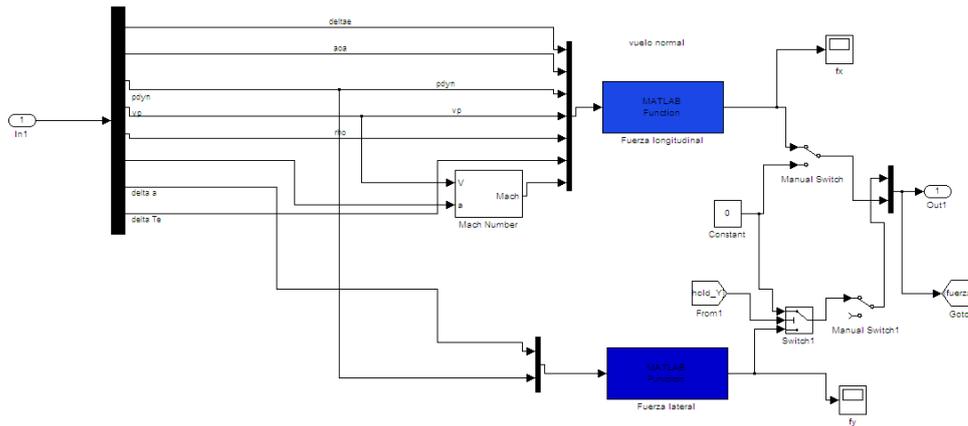
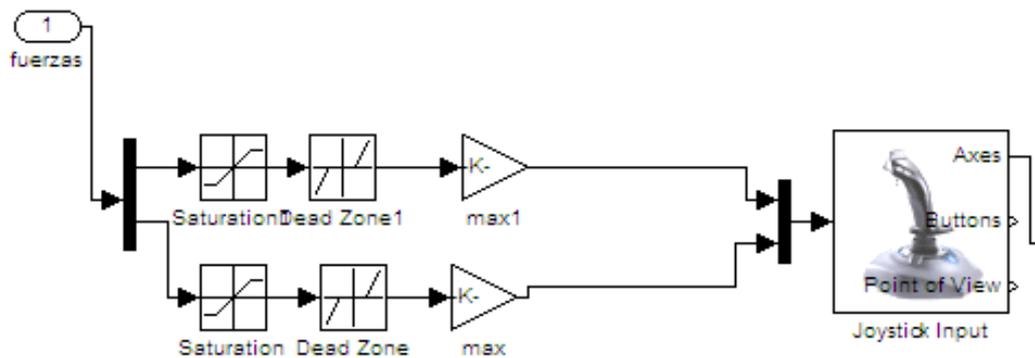


Figura 24. Modelo para el cálculo de las fuerzas en el Stick

Los valores calculados son introducidos en el Joystick, previo paso por el siguiente sistema que pasamos a explicar:



Los módulos de saturación son para los valores de las fuerzas máximas y mínimas que admite este avión según la norma. Los módulos para las zonas muertas modelan las típicas no linealidades de los mecanismos reales donde los efectos de la fricción y el desgaste provocan que para entradas pequeñas de las fuerzas no se produzca respuesta. Y finalmente las ganancias dividen la magnitud de la fuerza entre su valor máximo de saturación, proporcionando una entrada entre -1 y 1, que es lo que admite el Joystick.

Veamos algunos ejemplos:

- Elevación brusca del morro

En esta maniobra, vamos ver las fuerzas longitudinales que tendría que soportar el piloto.

Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática
Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla

- Condiciones en los mandos del piloto [alergones, timón de profundidad, timón de cola, gas]:

[0 0.5 0 -1]

Recordamos que estas entradas implican una deflexión del 50% del máximo en el timón de profundidad (12.5°) y el gas al 100%

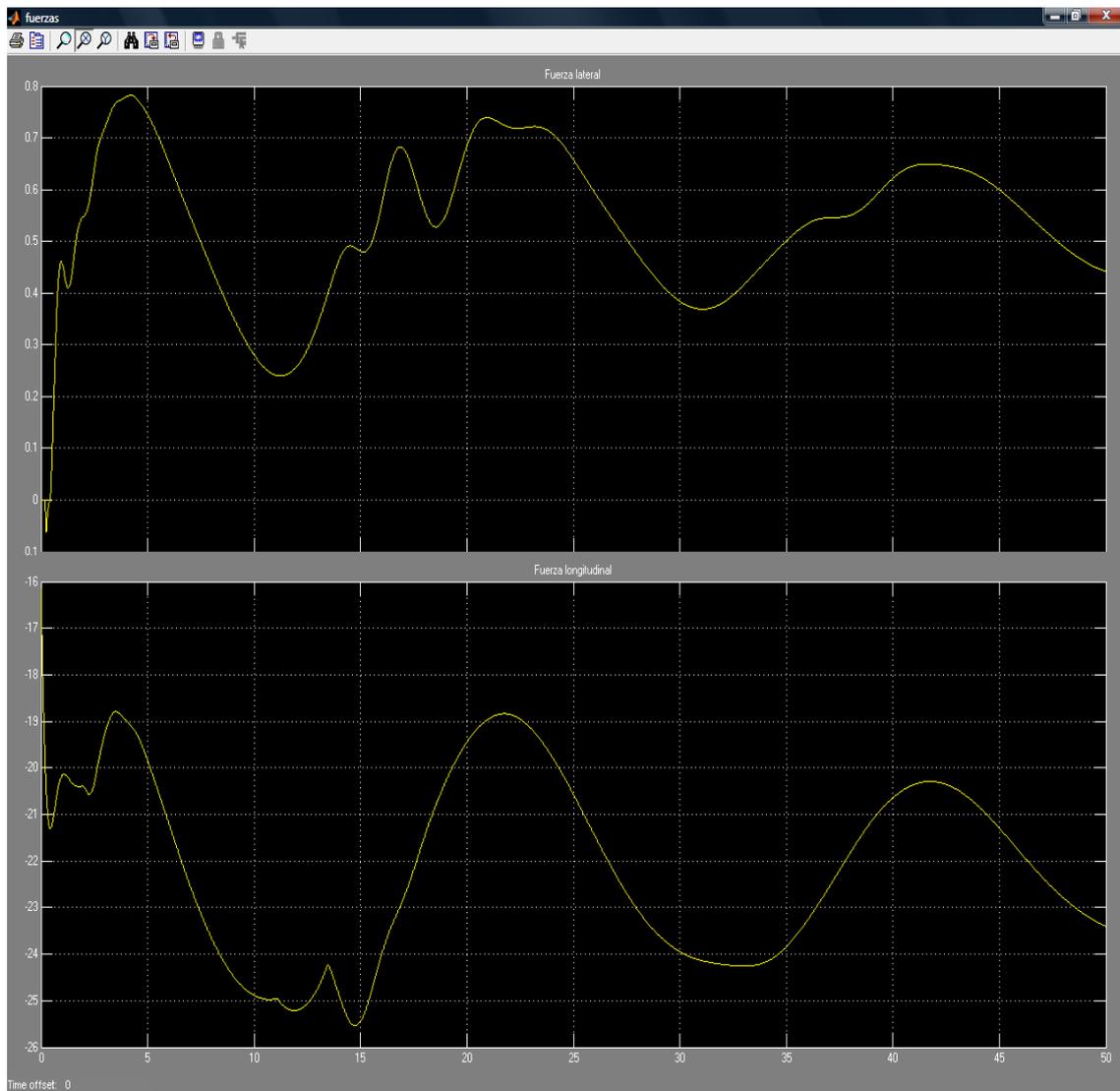


Figura 25. Arriba: Fuerza lateral. Abajo: Fuerza longitudinal.

Observamos la forma sinusoidal de las oscilaciones, debida a las variaciones de velocidad y altitud

Comprobamos que los valores de las fuerzas entran dentro de los límites de diseño de la norma. Nótese también que las fuerzas laterales no son nulas, a pesar de haber dado una orden de mando de alergones 0°, esto es debido a que los alergones están

siendo movidos por el sistema de control automático del torque, por tanto el ángulo de los alerones no es nulo, y percibimos una fuerza.

Aunque lo más indicado para ver lo que está ocurriendo en el avión en esta prueba es ver un video, presentamos algunas de las variables, para dar una idea de la situación de vuelo.

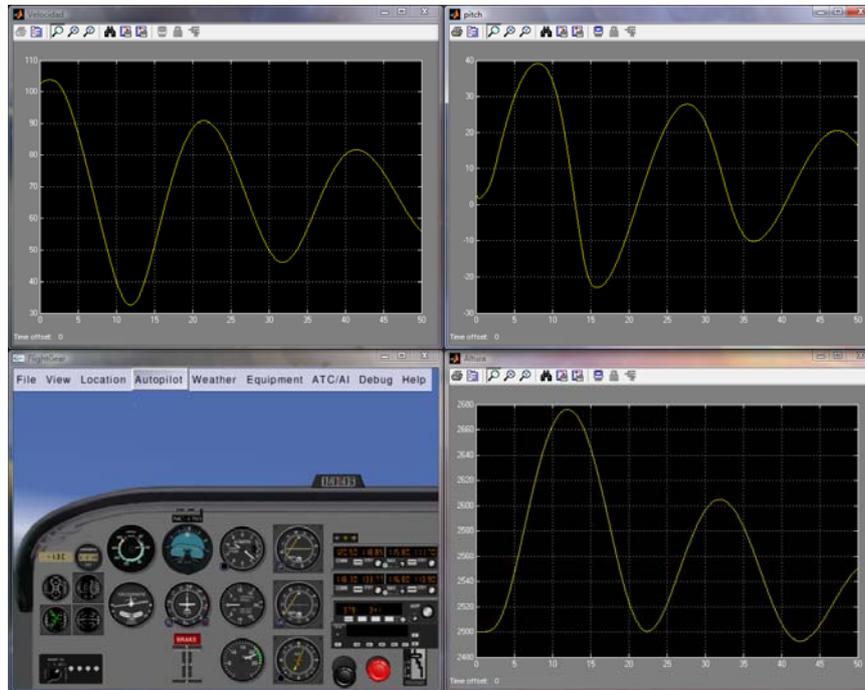


Figura 26. Acción de elevación sobre el timón de profundidad

Comprobemos ahora las fuerzas laterales implementadas en el modelo, mediante una maniobra de giro. Vamos a dar un valor constante a los alerones de 5° (ángulo medio de los alerones)

- Maniobra de giro

Acción de control: $[0.5 \ 0 \ 0 \ -1]$; que tras la adaptación debida equivale a 10° en los alerones y 100% de gas.

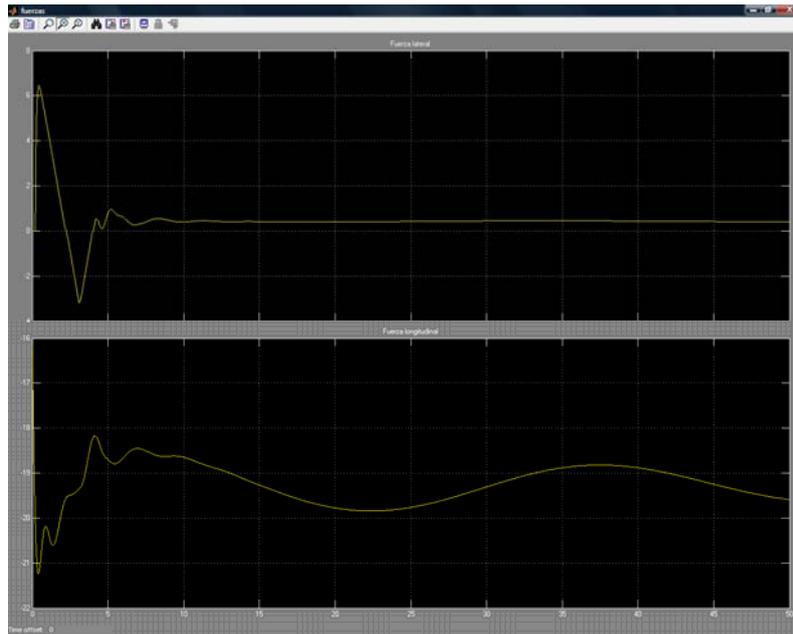


Figura 27. Arriba: Fuerza lateral. Abajo: Fuerza longitudinal.

Vemos que en el transitorio la fuerza lateral alcanza los 6 kg. Luego se estabiliza en torno a 1 kg. La fuerza longitudinal alcanza brevemente los 21 kg y después oscila en forma sinusoidal sobre los 19 kg.

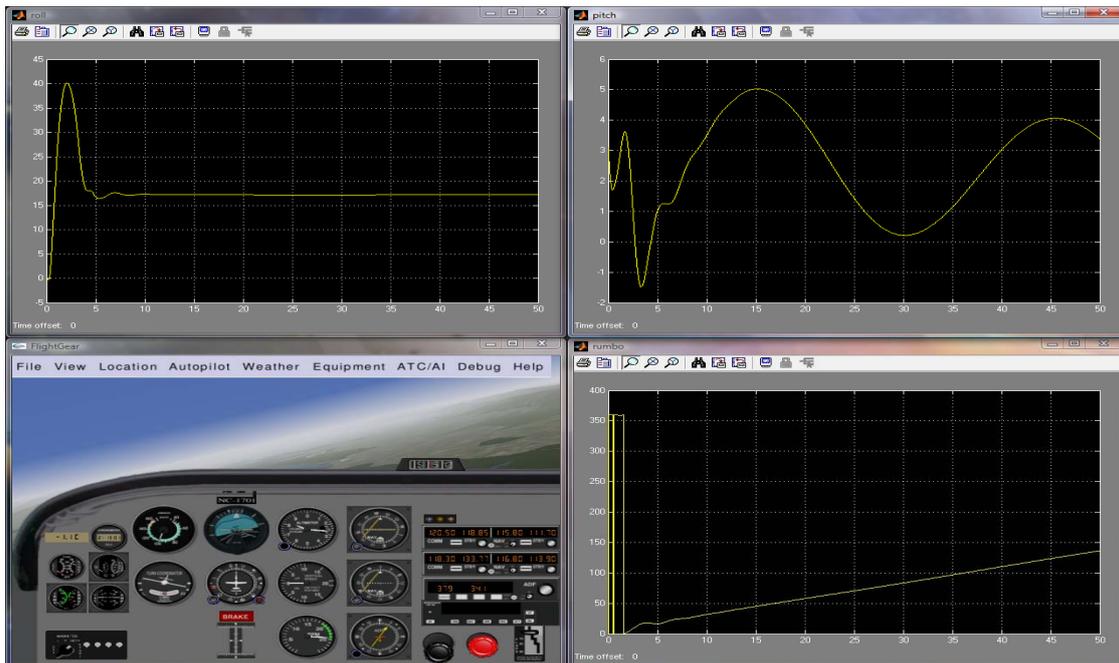


Figura 28. Acción de giro sobre los alerones

- En vuelo nivelado

Acción de control: [0 0 0 -0.8]

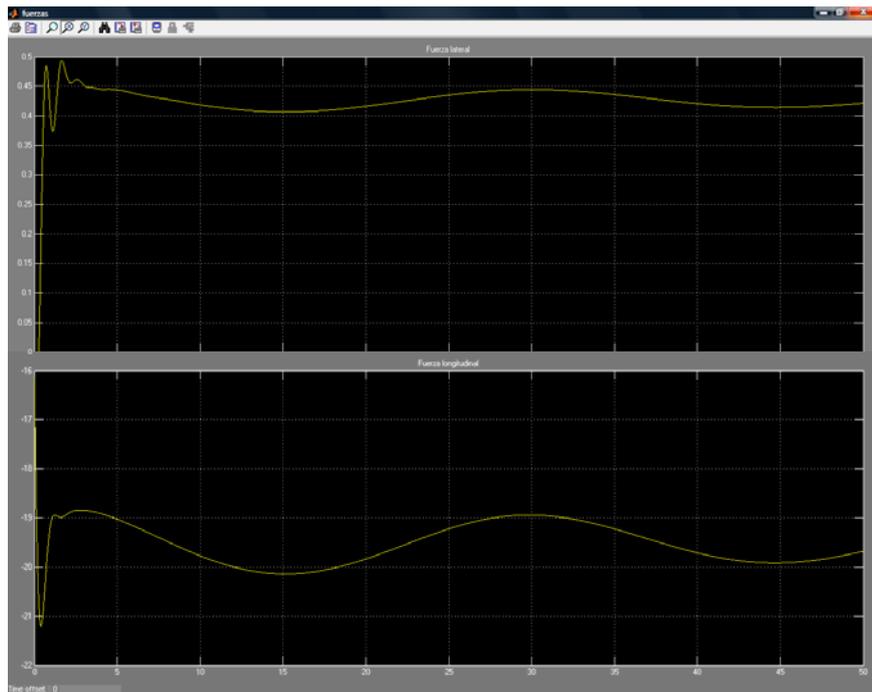


Figura 29. Arriba: Fuerza lateral. Abajo: Fuerza longitudinal.

La fuerza lateral es muy leve al estar el avión nivelado, y la fuerza longitudinal oscila entre los 19 y 21 Kg, sin cambios bruscos.

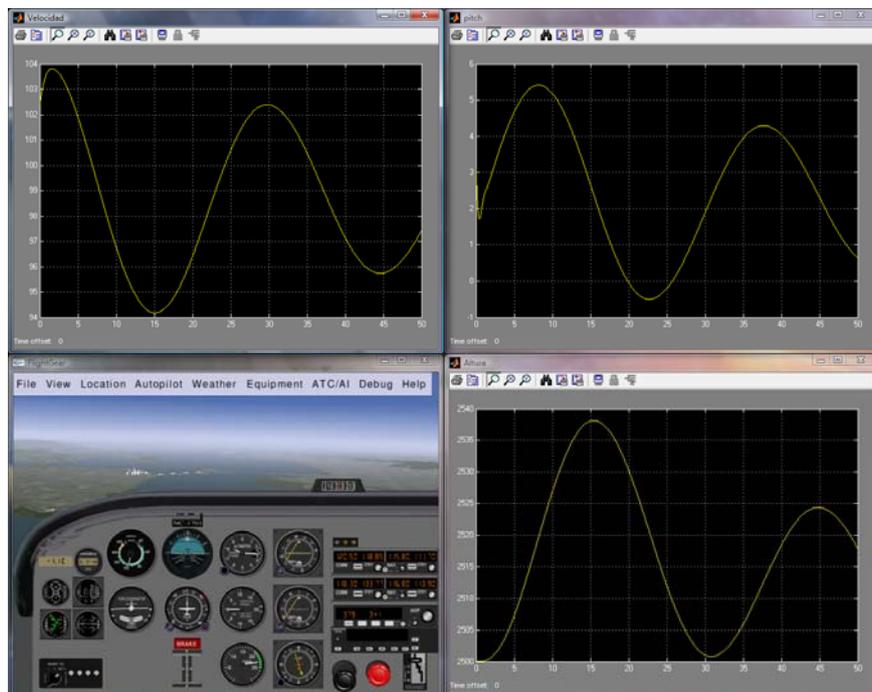


Figura 30. Vuelo nivelado.

- Con viento fuerte

Esta prueba pretende mostrar que las fuerzas en los mandos también se ven afectadas por las condiciones atmosféricas en el simulador.

- Acción de control: $[0 \ 0 \ 0 \ -0.8]$
 Condiciones atmosféricas: Viento -80 norte; 80 oeste.

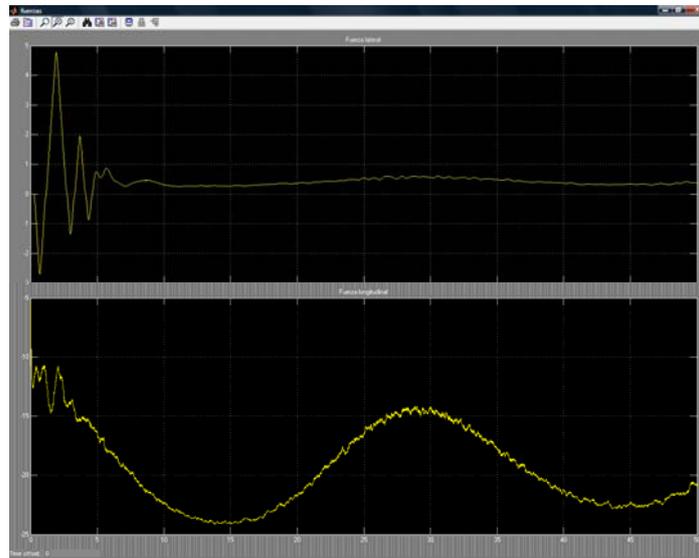


Figura 31. Arriba: Fuerza lateral. Abajo: Fuerza longitudinal.

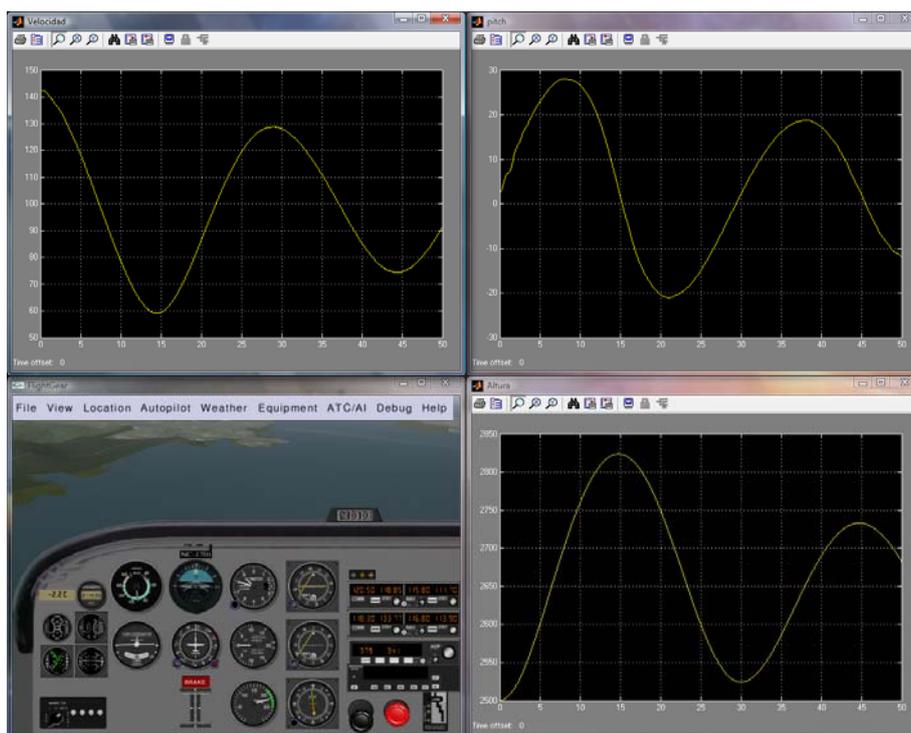
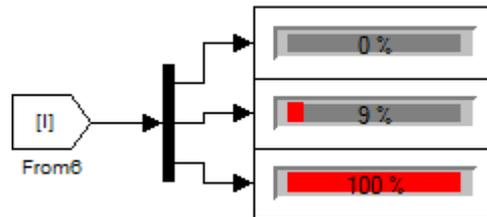


Figura 32. Cessna 172 bajo viento

- Fuerzas y turbulencias

Lógicamente la introducción de turbulencias tiene grandes efectos sobre las fuerzas que percibe el piloto en el Stick y que dificultan el pilotaje sobremanera. Dichos efectos son los que vamos a ver ahora.

Vamos a ensayar con unas turbulencias no demasiado severas, como las que se ven en la figura:



Esta intensidad relativamente baja es suficiente para que veamos los efectos sobre las fuerzas y el stick del piloto.

Simulando y abriendo la representación gráfica de las fuerzas en la ventana de supervisión, vemos lo siguiente:

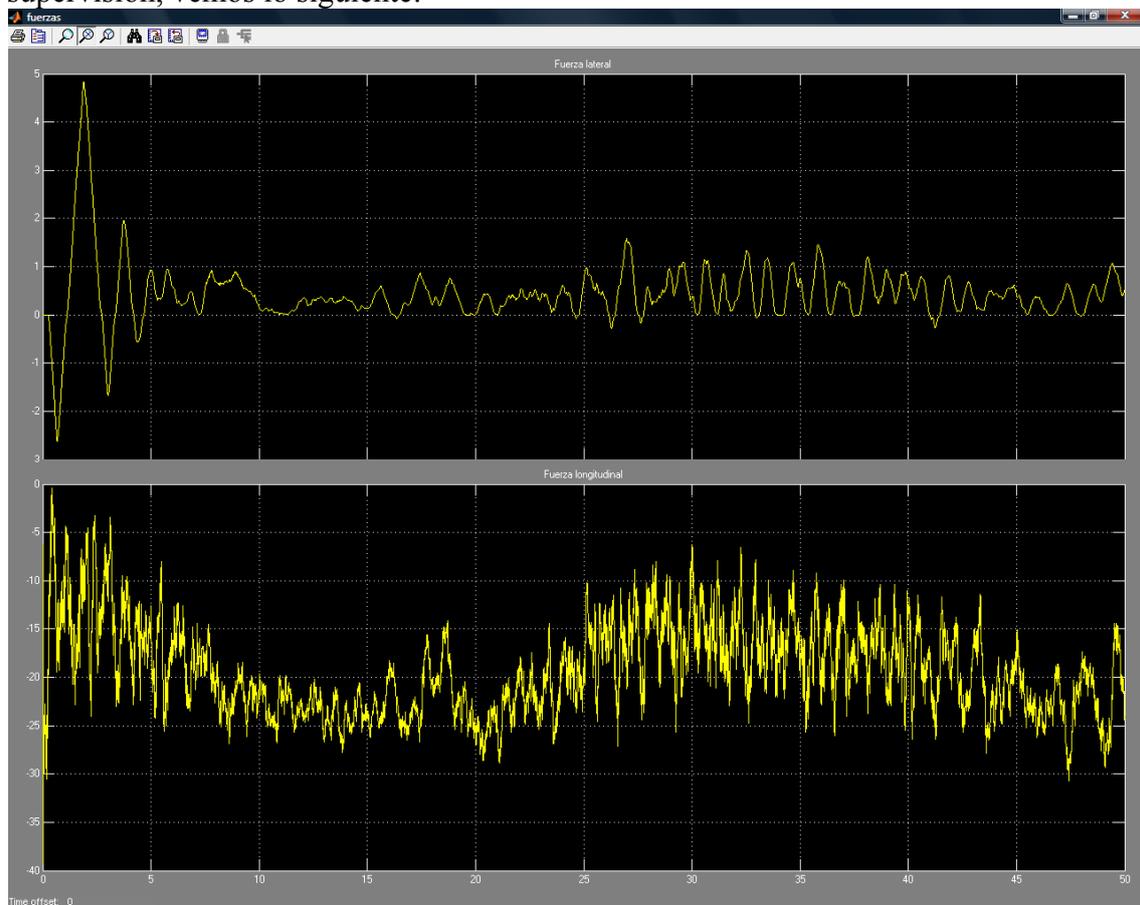


Figura 33.Fuerzas en el stick cuando se presentan turbulencias.

Estos fuertes efectos son apreciables físicamente en el stick, provocando bruscas oscilaciones, y dificultando considerablemente la acción de control del piloto.

- Compensación de fuerzas con los estabilizadores tab.

Para realizar este ensayo se puede partir de cualquier condición, pero lo preferible es simular una actitud real del avión, por ejemplo en este caso vamos a ensayar la compensación de fuerzas para una velocidad cercana a la de crucero, y partiendo de una altura suficiente (2500 m).

Para evitar que interfiera la pericia del piloto en cuestión sobre la prueba, vamos a ayudarnos del control de velocidad para mantener una actitud, además esto es doblemente ventajoso, ya que se verán con más claridad los efectos del factor más importante sobre las fuerzas en el stick, que es la velocidad del avión. De modo que activando el control de velocidad:

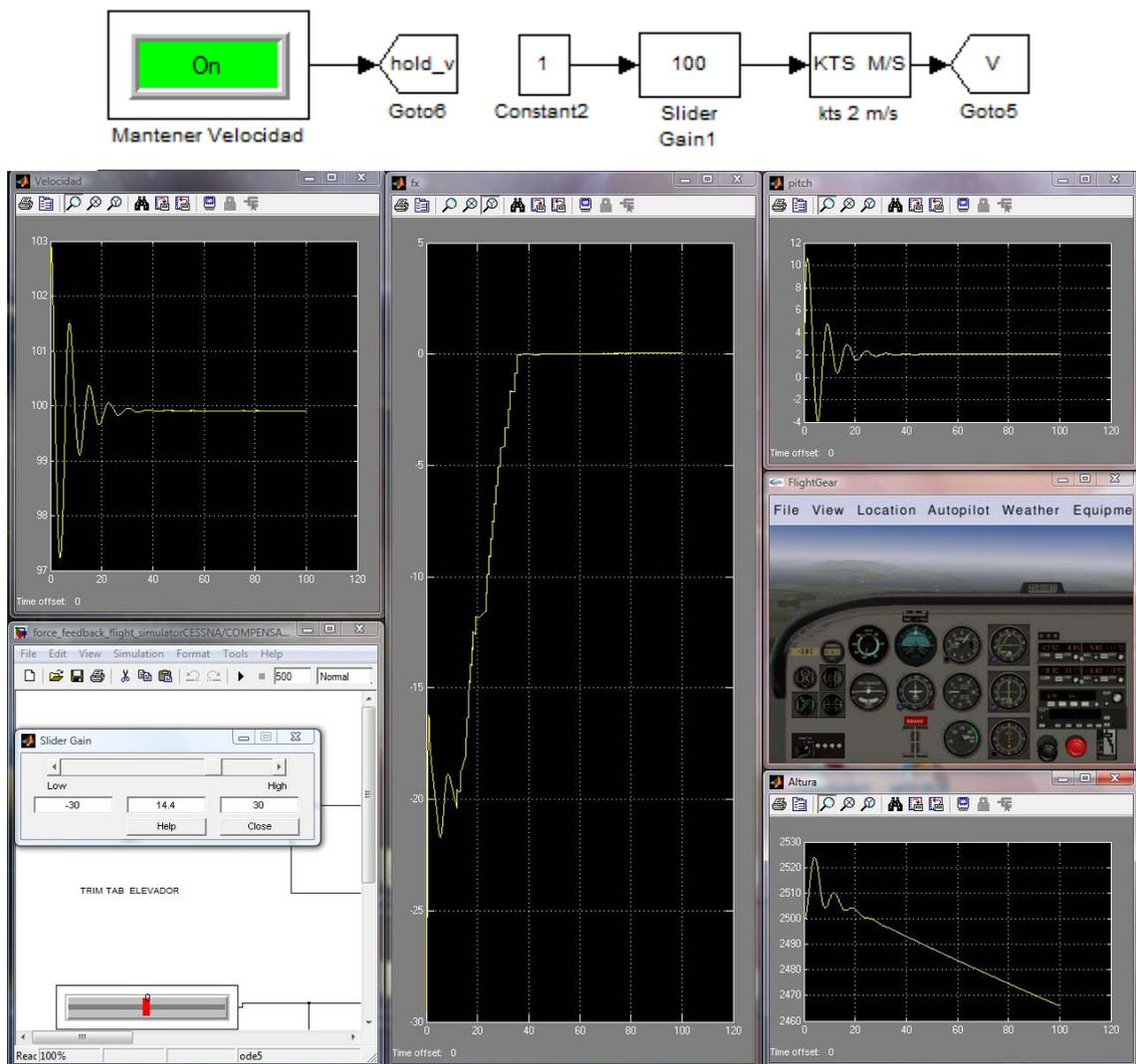


Figura 34. Compensación de Fuerzas mediante el Trim para el elevador.

En estas imágenes lo que se pretende mostrar es la compensación de la fuerza longitudinal sobre el stick que se efectúa con los tabs o compensadores. Cuando la

velocidad es constante, y el avión mantiene una determinada actitud, para no tener que ejercer una fuerza continua sobre los mandos, se va modificando la ganancia variable del compensador del timón de profundidad, lo que cambia el ángulo α_h que entra en la ecuación de fuerzas relacionado con el ángulo de ataque, hasta que la fuerza se anula como se ve en la figura.

Finalmente es curioso comprobar otra característica de la compensación de fuerzas en aeronaves, que es la capacidad de volver a la velocidad de trimado o “return to trim capability”.

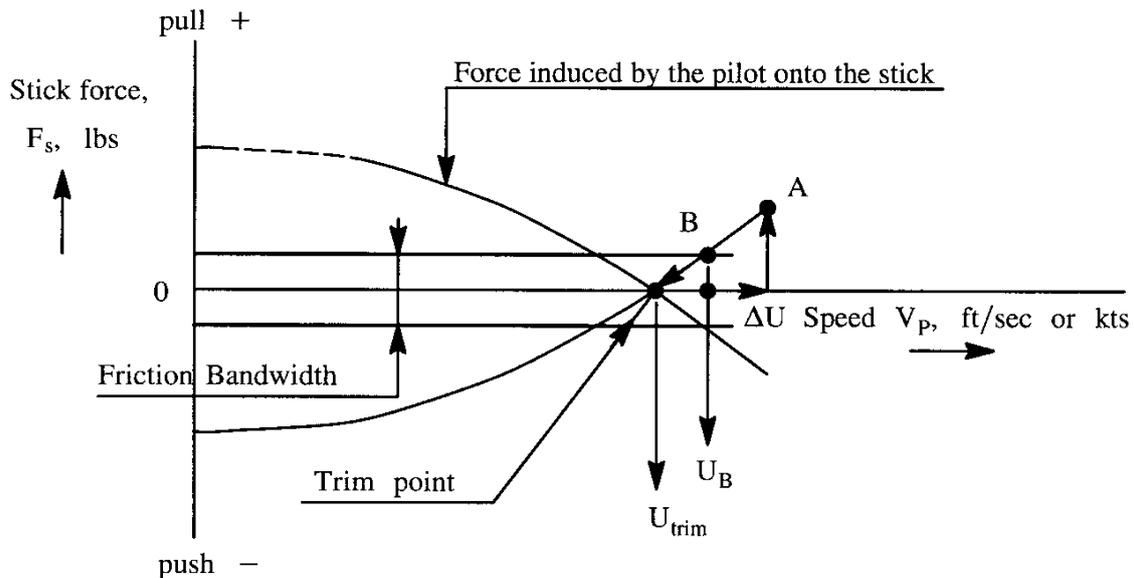


Figura 35. Capacidad de retorno a la velocidad de trimado

Como vemos en la figura superior, si la velocidad del avión cambia, por alguna perturbación externa, entonces la fuerza en el Stick cambia de signo y lo intenta mantener en la posición neutra, si el avión es inherentemente estable. Esto se puede cumplir hasta cierto límite, teniendo en cuenta que pueden existir no linealidades, como la fricción. O los cambios en la estabilidad que se producen a altas velocidades, como consecuencia del desplazamiento del centro de gravedad.

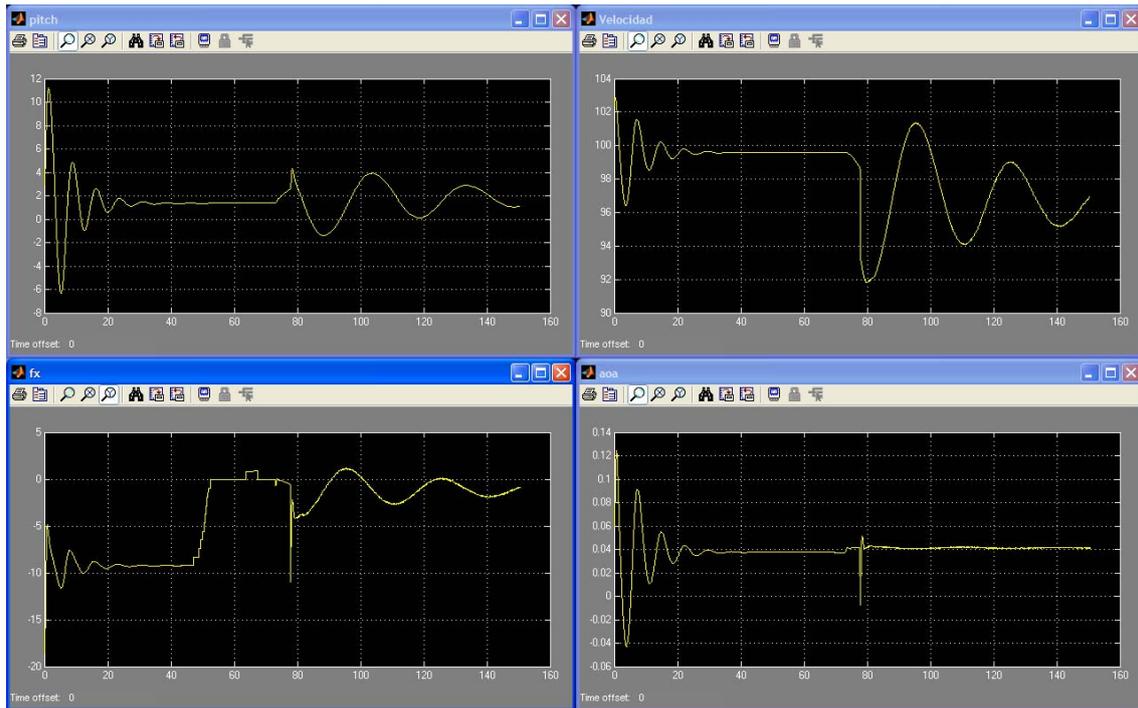


Figura 36. Simulación de la capacidad de retorno a la velocidad de trimado

Estas gráficas representan los resultados de simular la aeronave para probar esta capacidad. En primer lugar se lleva el avión a unas condiciones de vuelo estables, asistidos por el piloto automático de velocidad, una vez hecho esto, se compensa el avión, anulando la fuerza “ f_x ” tal como se observa en la gráfica, entonces se ha procedido a desconectar el piloto automático.

Tras desconectar, el avión se mantiene en vuelo estable, sin tener que sujetar la palanca de mandos. Es entonces cuando desde el panel de control activamos la ráfaga de viento, para provocar una perturbación y desestabilizar el avión perturbando el equilibrio.

Esto ocurre a los 80 segundos de simulación, como se puede comprobar en las gráficas, en las que se ve un cambio repentino en las tendencias. Y si contemplamos la gráfica de la velocidad, esta se ve seriamente afectada, debido a la magnitud de la ráfaga de viento. Pero comprobamos como se produce el efecto de vuelta a la velocidad de trimado, efectivamente, si comparamos la gráfica de fuerzas y la de velocidad, se ve claramente la asociación que trata de recuperar el estado inicial de equilibrio.