CAPITULO 2:

COMPONENTES

2.1. MOTOR DEL SIMULADOR. MODELO MATLAB-SIMULINK

2.1.1. Librería Aerosim.

La conexión entre **Matlab** y **FlightGear** brindaba la posibilidad de unir un potente software de cálculo con un software libre de simulación aérea para dar como resultado un simulador de vuelo con una buena relación calidad-precio.

La unión de ambos programas se materializa gracias a la librería **Aerosim**; **Aerosim** es un *blockset* para **Matlab** que proporciona un completo conjunto de herramientas para el desarrollo de modelos dinámicos no lineales de 6 grados de libertad, adicionalmente dicha librería contiene modelos completos de aviones predefinidos que pueden ser personalizados.

Aerosim ha sido programado por completo en código portable C/C++, dicho código puede ser generado de manera automática utilizando la herramienta **Real-Time Workshop** de Matlab.

2.1.2. Esquema general del Modelo

El modelo general del simulador de vuelo implementado en Simulink puede dividirse en una serie de bloques principales:

Bloque de controles del avión, bloque de modelo del avión, bloque de cálculo de fuerzas en los mandos, bloque de modelo de la atmósfera, bloque de los sistemas de control de vuelo y la interfaz de comunicación para FlightGear.



Por claridad se omiten las múltiples líneas de comunicación y transmisión de datos que interconectan los distintos bloques.

Este esquema se irá desglosando a lo largo del capítulo, explicando cada módulo de forma detallada. Denotaremos además que las fuerzas en los mandos de control de la aeronave se pueden dividir en dos grupos: las fuerzas longitudinales y las fuerzas laterales. Las fuerzas longitudinales estarán relacionadas de manera fundamental con la posición de los elevadores, además de una gran cantidad de parámetros, y las fuerzas laterales son consecuencia de la acción de alerones y timón sobre el flujo de aire.

El correcto modelado de las fuerzas en el Stick es un aspecto muy importante a la hora de introducir realismo en el simulador, son las encargadas de transmitir al piloto las sensaciones procedentes de la interacción del avión con el medio. De modo que empezaremos desde el nivel más bajo, con esto se pretende ver la complejidad involucrada en este estudio, y qué hipótesis son de obligada formulación para poder simplificar y obtener resultados de utilidad.

2.1.3.1. Fuerzas Longitudinales. Implementación Cualitativa

El modo en que los controles de la cabina (Stick, timón..) son conectados físicamente con las superficies de control de vuelo (elevador, alerón o timón) tiene una gran relevancia en la percepción que el piloto tiene de las características de vuelo de un avión.

Existen muchas formas de realizar la conexión entre piloto y superficies de control de la que hemos hablado, y a todos esos elementos que hacen la conexión reciben el nombre de *Sistemas de Control de Vuelo*.

Podemos hacer una clasificación básica de los sistemas de control de vuelo en dos tipos:

- 1) Sistemas de control de vuelo reversibles
- 2) Sistemas de control de vuelo irreversibles

En un sistema de control de vuelo reversible los controles de la cabina están conectados mecánicamente a las superficies de control de vuelo de tal modo que cualquier movimiento de los mandos provoca un movimiento de las superficies de control de vuelo y viceversa, el movimiento de las superficies de control de vuelo provoca un movimiento en los mandos. Estos mecanismos consisten típicamente en cables y varillas de empuje. En la figura siguiente vemos un ejemplo de un sistema de este tipo:



Figura 1. Ejemplo de un sistema de control de vuelo reversible.

Podemos ver claramente en la figura anterior como cualquier cambio en la presión dinámica se percibirá en las superficies de control. Esta realimentación de la dinámica de vuelo que proporcionan los sistemas de control de vuelo reversible juega por tanto un papel muy importante en el manejo de aviones.

Sin embargo en un sistema irreversible de control de vuelo las órdenes o señales de control procedentes de la cabina y mandos llevan las superficies de control a una posición siguiendo una ley. El sistema de control de vuelo mantiene las superficies de control en una deflexión acorde con una ley de control determinada. Vemos en la siguiente figura un ejemplo de un sistema de control de vuelo irreversible.



Figura 2. Ejemplo de un sistema de control de vuelo irreversible

La idea importante de estos sistemas es que un posible cambio en la distribución de la presión dinámica no provocará ninguna realimentación de este efecto hacia los mandos de control de la cabina.

Denotaremos que existe la posibilidad de un sistema intermedio, llamado "hibrido", que posee algunas de las características de cada sistema, pero no serán tratados en este proyecto.

Entrando en lo que es el funcionamiento de ambos sistemas, estos deben tener características comunes. Como por ejemplo la reacción de las superficies, estas deben proporcionar una respuesta adecuada a las directrices de vuelo del piloto y aunque en la mayor parte del vuelo se trata de no maniobrar nunca en exceso, bajo algunas condiciones de vuelo el movimiento de los mandos de control puede ser muy significativo e importante. Por ejemplo cuando se realizan movimientos laterales en una maniobra próxima al suelo en presencia de fuertes turbulencias.

Sin embargo, en la mayoría de los casos el movimiento de los mandos de control es mínimo. Por esta razón las fuerzas sobre los mandos de control (más que los movimientos de control) son las percepciones más importantes que recibe el piloto de la brusquedad de una maniobra en particular.

Se deduce de esto que no debe haber ningún tipo de inversión en estas fuerzas que pudieran exigirle al piloto que invirtiera sus acciones. Por tanto se toma por convenio lo siguiente:

- a) Tirar de la palanca o Stick siempre alza el morro y frena el avión
- b) Empujar a la palanca siempre bajará el morro y acelerará el avión.

Y requerimientos similares son los que se exigen para las superficies de control de vuelo en dirección lateral.

También hay que decir que la respuesta de los sistemas de control de vuelo reversibles no debe ser siempre perceptible para maniobras pequeñas. El ejemplo en el caso de que el piloto realice un movimiento del Stick tan pequeño que es casi despreciable, pero recibe la percepción en el Stick a través de las fuerzas de que debe empujar la palanca para nivelar el avión, el piloto entonces responderá instintivamente a la palanca empujándola hacia delante sin caer en la cuenta de que el movimiento del avión es muy pequeño.

Teniendo en cuenta todo esto podemos resumir las características que debe presentar un sistema de control de vuelo adecuado:

- 1) El sistema siempre debe ser capaz de mover o re-posicionar las superficies de control de vuelo.
- 2) El sistema debe proporcionar al piloto una sensación adecuada de las fuerzas de control.

En un sistema de control de vuelo reversible las fuerzas en los mandos de control son en gran parte creadas por la realimentación de los momentos vinculares aerodinámicos. En un sistema de control de vuelo irreversible no hay una realimentación natural y debe ser creada artificialmente. En algunos sistemas *fly-by-wire* modernos equipados con determinadas protecciones de vuelo, es posible prescindir de estos requerimientos. El A-320 tiene este tipo de sistema.

De inmediato se observa que es posible incluir una asistencia al pilotaje de la aeronave en estos sistemas, para ayudar al piloto en el control del avión o potenciar diversos factores según los requerimientos, el confort, maniobrabilidad, estabilidad.

Ahora bien, para determinar la relación entre las fuerzas de control en la cabina de mando y los momentos vinculares provocados por las fuerzas aerodinámicas, consideraremos la figura 3. Esta figura muestra un típico mecanismo de unión entre el Stick de control y el elevador.



Figura 3. Sistema de control de vuelo reversible y convención de signos.

La convención de signos es la siguiente:

- 1) Una fuerza de empuje sobre el Stick es considerada positiva.
- 2) Una deflexión hacia arriba del borde de salida del elevador es considera negativa.
- 3) El momento vincular es definido positivo si tiende a llevar el borde de salida del elevador hacia abajo, lo que es denominado deflexión positiva.

Olvidándonos de la fricción existente en este sistema de control, la cantidad de trabajo realizada por el piloto sobre el Stick, debe ser igual a la cantidad de trabajo realizada por los momentos vinculares aerodinámicos en la superficie de control del avión. De la figura 3 podemos deducir la siguiente expresión:

$$Fs = \frac{a \cdot c \cdot e}{l_s \cdot b \cdot d \cdot f} \cdot HM = GeHM$$
(2.1)

Los brazos de los momentos asociados con el Stick, el elevador y los correspondientes a las distintas manivelas pueden ser agrupados en una magnitud llamada *Razón de engranaje del sistema (System gearing ratio)*, Ge:

$$Ge = \frac{a \cdot c \cdot e}{l_s \cdot b \cdot d \cdot f} \qquad (2.2)$$

Observemos que debido a la condición de igualdad de trabajos usada en la ecuación anterior, la unidad física del Ge es rad/ft

Debido a las consideraciones ergonómicas, el diseñador no tiene mucha elección a la hora de definir el parámetro l_s . Además en cuanto a los parámetros a,b,c,d,e y f veremos que el Ingeniero de diseño tampoco tiene mucha libertad a al hora de elegirlos, a causa de que el espacio siempre está bastante limitado. Por estas razones el valor de Ge suele ser muy parecido para la mayoría de aviones: su rango oscila entre **0.7 y 1.7.** Este hecho tiene repercusiones muy importantes para el diseño aerodinámico de las superficies de control. Sabemos que las fuerzas de control del Stick no pueden ser ni demasiado grandes, ni demasiado pequeñas, y con el valor de Ge, limitado en un rango tan estrecho, el diseñador debe centrar su atención las superficies de control de tal manera que el momento vincular aerodinámico sobre el borde de la superficie de control sea coherente con el rango de fuerzas soportables por el Stick.

La figura 4 muestra varias distribuciones de presión aerodinámica sobre una combinación estabilizador-elevador-tab. Cada distribución de presiones puede ser integrada resultando un momento vincular sobre el borde del elevador. Hay cuatro tipos de momentos vinculares considerados.

1) Momento vincular para: $\alpha_h = \delta_e = \delta_{te} = 0$. (No se muestra en la figura 4 debido a que se ha usado un flujo de aire simétrico).

2) Momento vincular para: $\alpha_h \neq 0$, $\delta_e = 0$ y $\delta_{te} = 0$.

3) Momento vincular para: $\alpha_h = 0$, $\delta_e \neq 0$ y $\delta_{te} = 0$.

4) Momento vincular para: $\alpha_h = 0$, $\delta_e = 0$ y $\delta_{te} \neq 0$.

Los momentos vinculares de las superficies de control son expresados de manera más resumida con el coeficiente HM (*Hingemoment Coefficient*). Que para el caso del elevador queda:

$$HM = C_h \overline{q} S_e \overline{c}_e \qquad (2.3)$$

C_h asimismo expresa:

$$C_{h} = C_{h0} + C_{h\alpha}\alpha_{h} + C_{h\delta e}\delta_{e} + C_{h\delta te}\delta_{te}$$
(2.4)

Capitulo II

Donde:

 C_{h0} es el coeficiente del momento vincular del elevador para el caso de $\alpha_h = \delta_e = \delta_{te} = 0$

 $C_{h\alpha}$ es la derivada parcial del coeficiente para el momento vincular del elevador respecto al ángulo de ataque.

 $C_{h\delta e}$ es la derivada parcial del coeficiente para el momento vincular del elevador respecto al ángulo del elevador.

 $C_{h\delta te}$ es la derivada parcial del coeficiente para el momento vincular del elevador respecto al ángulo tab del elevador.



Figura 4. Distribución de presiones en las superficies de control

Observando la figura anterior vemos que las derivadas de los momentos vinculares serán normalmente negativas. Además hay que tener en cuenta una serie de variables que afectan los valores numéricos de los coeficientes de los momentos vinculares y sus derivadas correspondientes a las superfícies de control de vuelo.

- Número de Reynolds
- Deflexión de la superficie de control
- Forma de la nariz
- Nº Mach
- La proporción de la cuerda
- Tamaño holguras de partes móviles.
- Geometría del Tab
- Ángulo de ataque
- Ángulo del borde de salida

La figura 6 representa una interpretación geométrica para dichos parámetros. Los momentos vinculares tienden a ser no lineales incluso para moderados ángulos de ataque y moderadas deflexiones de las superfícies de control.



Figura.6 Hueco interno con balance interno



Figura 7. Parámetros que afectan a los momentos vinculares de la superficie de control

Existen métodos para estimar estos coeficientes para los momentos vinculares y sus derivadas¹.

Sin embargo hemos de reseñar que la experiencia demuestra que incluso con los mejores técnicas de predicción para los momentos vinculares, a menudo son predichos con una un margen de error del +/-30%.

La razón para esta pobre estimación es debida a que la distribución de presiones sobre la parte de popa de la superficie de control está fuertemente influenciada por las características de la capa límite.

Por consiguiente los efectos del número de Reynolds juegan un importante papel. Si la precisión requerida es mayor, la única solución consiste en hacer pruebas en el túnel del viento, preferiblemente a escala real, debido a los fuertes efectos de los números de Reynolds.

Como el lector comprenderá, no sería lógico ni viable emplear tantos medios para resolver un punto dentro de un proyecto fin de carrera. Si el objetivo fuese el diseño de una aeronave, estaría justificado el uso del túnel de viento y otros recursos. Pero para este proyecto, vamos a buscar una solución cualitativa de menor alcance pero de buena precisión.

A título informativo podemos presentar para su estudio unos datos típicos de la literatura para los momentos vinculares obtenidos en el túnel de viento.

¹ Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control. Part VI. Pag 466.



Copied from NACA TN 3497 Figura 8. Coeficientes de Momentos vinculares

Obsérvese la región de linealidad así como la región de no linealidad representada. Los métodos presentados en esta sección son aplicables solamente en la región lineal del ángulo de ataque y de la deflexión de las superfícies de control.

Para el caso en que tengamos la combinación de las superficies de control de estabilizador-elevador-tab, el ángulo de ataque puede ser escrito del siguiente modo:

$$\alpha_{h} = \alpha - \varepsilon + i_{h} = \alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + i_{h} - \varepsilon_{0}$$
 (2.5)

Combinando las ecuaciones 2.1, 2.3 y 2.5, la fuerza del Stick, para deflexión cero del tab, se expresa como:

$$F_{s} = \overline{q}_{h} S_{e} \overline{c}_{e} G_{e} \left[Ch_{0} + Ch_{\alpha} \left\{ \alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + i_{h} - \varepsilon_{0} \right\} + Ch_{\delta} \delta_{e} \right]$$
(2.6)

En un estado estable, en condiciones de vuelo constante, los correspondientes valores para el ángulo de ataque del avión α y δ e son los proporcionados por las siguientes ecuaciones:

$$\alpha_{1} = \frac{(C_{L1} - C_{L0} - C_{Lih}i_{h1})C_{m\&e} + (C_{m0} + C_{mih}i_{h1})C_{L\&e}}{(C_{L\alpha}C_{m\&e} - C_{m\alpha}C_{L\&e})}$$
(2.7)

Ec. 2.1.7

$$\delta_{e1} = \frac{-C_{L\alpha} (C_{m0} + C_{mih} i_{h1}) - C_{m\alpha} (C_{L1} - C_{L0} - C_{Lih} i_{h1})}{(C_{L\alpha} C_{m\delta e} - C_{m\alpha} C_{L\delta e})}$$
(2.8)

Es conveniente escribirlos de una manera más reducida

$$\alpha_1 = \alpha_{C_{L1}=0} + \frac{\partial \alpha}{\partial C_L} C_{L1}$$
 (2.9)

$$\delta_{e1} = \delta_{e_{CL1}=0} + \frac{\partial \delta_{e}}{\partial C_{L}} C_{L1} \qquad (2.10)$$

Donde los términos constantes son expresados por las ecuaciones:

$$\alpha_{C_{L1}=0} = \frac{\left(-C_{L_0} - C_{Lih}i_{h1}\right)C_{m\&e} + \left(C_{m0} + C_{mih}i_{h1}\right)C_{L\&e}}{\left(C_{L\alpha}C_{m\&e} - C_{m\alpha}C_{L\&e}\right)}$$
(2.11)

$$\delta_{eCL1=0} = \frac{-C_{L\alpha} (C_{m0} + C_{mih} i_{h1}) - C_{m\alpha} (-C_{L0} - C_{Lih} i_{h1})}{(C_{L\alpha} C_{m\delta e} - C_{m\alpha} C_{L\delta e})}$$
(2.12)

$$\frac{\partial \alpha}{\partial C_L} = \frac{C_{m\delta e}}{\left(C_{L\alpha}C_{m\delta e} - C_{m\alpha}C_{L\delta e}\right)}$$
(2.13)

$$\frac{\partial \delta_{e}}{\partial C_{L}} = \frac{-C_{m\alpha}}{\left(C_{L\alpha}C_{m\delta e} - C_{m\alpha}C_{L\delta e}\right)}$$
(2.14)

Y realizando las sustituciones de las ecuaciones 2.9 y 2.10 en la ecuación de fuerza del Stick 2.6, obtenemos los siguientes resultados:

$$F_{s} = \overline{q}_{h}S_{e}\overline{c}_{e}G_{e}\left\{C_{h_{0}} + C_{h_{\alpha}}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\left(\alpha_{C_{L_{1}}=0} + \frac{\partial\alpha}{\partial C_{L}}C_{L_{1}}\right)\right\} + \overline{q}_{h}S_{e}\overline{c}_{e}G_{e}\left\{C_{h_{\alpha}}\left(i_{h} - \varepsilon_{0}\right) + C_{h_{\delta e}}\left(\delta_{e_{C_{L_{1}}=0}} + \frac{\partial\delta_{e}}{\partial C_{L}}C_{L_{1}}\right)\right\}$$

(2.15)

En este punto es conveniente recordar que: $\eta_h = \frac{\overline{q}}{\overline{q}_h}$ y $C_{L_1} = C_{L_{trim}} = \frac{W}{\overline{q}S}$

Por tanto la ecuación 2.15 puede reescribirse del siguiente modo:

$$F_{s} = \eta_{h} \overline{q} S_{e} \overline{c}_{e} G_{e} \left\{ C_{h_{0}} + C_{h_{\alpha}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha_{C_{L1}=0} + C_{h_{\alpha}} \left(i_{h} - \varepsilon_{0} \right) + C_{h_{\delta e}} \delta_{e_{C_{L1}=0}} \right\} + \eta_{h} S_{e} \overline{c}_{e} G_{e} \left\{ C_{h_{\alpha}} \frac{\partial \alpha}{\partial C_{L}} \frac{W}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + C_{h_{\delta e}} \frac{\partial \delta_{e}}{\partial C_{L}} \frac{W}{S} \right\}$$

(2.16)

Esta fórmula nos proporcionará los valores de la fuerza que estamos buscando, ahora bien para acotar resultados y tener una idea de las magnitudes que manejamos cabe preguntarse de que orden son las fuerzas que se dan en el Stick en un vuelo corriente.

Ahora tenemos que tener en cuenta que las fuerzas máximas admisibles en el Stick son definidas en las regulaciones. Normalmente, las regulaciones definen todas las fuerzas soportables en la cabina del piloto en términos temporales y prolongadas condiciones de vuelo.

Para ello se han clasificado las maniobras del avión en un vuelo en dos tipos según la situación:

- Condiciones de vuelo temporales
- Condiciones de vuelo prolongado.

Se habla de condiciones de vuelo temporales cuando se dan en un breve espacio de tiempo, provocadas por un fallo, avería o evento inesperado y que requieren unas mayores fuerzas de control en la cabina del piloto para mantenerlo bajo control. Por ejemplo:

- Una fuerza en el pedal requerida por un repentino fallo de motor.
- Una fuerza sobre el Stick requerida por un repentino fallo en los flaps.

Se habla de condiciones de vuelo prolongado a aquellas dentro de un vuelo normal o después de haber reajustado el *trim* tras un problema o fallo en la aeronave.

Se presenta a continuación una tabla con unos valores de referencia para las fuerzas de control admisibles en situaciones temporales y prolongadas de vuelo.

En concreto son especificaciones militares, que normalmente son más exigentes, particularmente para aviones de la marina. Normativa FAR 23 y FAR 25 (Federal Aviation Regulations)

Máximas fuerzas de control admisibles en la cabina			
Fuerzas de control en libras	Pitch	Roll	Yaw
o pedal(es) del timón			
a) En situaciones temporales			
Sitck	60	30	
Rueda (para el trim)	75	60	
Pedal(es) del timón			150
b) En situación prolongada	10	5	20

Tabla 2.1.

Un estudio detallado de la ecuación 2.16 revela el hecho de que la magnitud de la fuerza del Stick es mayor dependiendo de la posición del centro de gravedad, así las fuerzas del Stick, tienden a ser mayores para centros de gravedad situados más hacia delante, y menores para centros de gravedad situados mucho más hacia popa.

Además podemos distinguir dos términos con características distintas dentro de la misma ecuación;

- El primer término es dependiente de la presión dinámica.
- El segundo término no depende de la presión dinámica.

Sabemos también que un comportamiento característico en las maniobras consiste en que a medida que el gradiente se hace más negativo, el avión debe tomar una referencia de velocidad estable, esta estabilidad condicionada por el trimado se manifiesta provocando un retorno hacia la velocidad de trimado o velocidad estable, a través de los propios mandos del avión.

Capitulo II

La mayoría de aviones son diseñados para tener cierta capacidad de mantener una estabilidad longitudinal. Esto se manifiesta cuando un avión estando en condiciones de vuelo estable (trimado) es perturbado por una condición exterior, el avión entonces mostrará una tendencia a volver a las mismas condiciones de vuelo que presentaba antes de sufrir la perturbación.

Cada avión presentará esta característica en mayor o menor medida, dependiendo del diseño. Un avión con un alto grado de estabilidad longitudinal será por tanto más "resistente" a las perturbaciones y ofrecerá más resistencia a desplazarse desde su condición de equilibrio. Claro que esto mismo ofrece como contrapartida una maniobrabilidad más limitada, es decir, se necesitarán unas acciones sobre las superfícies de control, mayores además de unos elevados requerimientos de esfuerzos del motor para mover el avión de las condiciones de equilibrio. De modo que un avión con un bajo nivel de estabilidad longitudinal permitirá más maniobrabilidad y requerirá menos esfuerzos por parte del piloto.



Figura 10. Estabilidad longitudinal ante maniobras

El ingeniero de diseño se enfrenta a un conflicto entre maniobrabilidad y estabilidad, que se resuelve con un compromiso que a veces favorece a una u otra parte dependiendo del tipo de avión, uso, o características de las misiones que se espera que realice. Los dos extremos quedarían representados por un avión de transporte y un avión de combate. Así en aviones de carga, la estabilidad será el factor que prime y en aviones de combate se fomenta la maniobrabilidad.

El equilibrio entre estabilidad y maniobrabilidad puede ser medido a través de la fuerza del Stick que debe ejercer el piloto para cambiar el factor de carga o "g" en el avión. El gradiente de esta magnitud, en inglés "*Stick force per g*" (s-f-p-g), como veremos más adelante, es una herramienta de uso común en el diseño de aviones, y están especificados los valores máximos y mínimos que debe tener un avión dependiendo de si son cazas de combate, bombarderos, aviones de carga etc.

El "windup turn" es una maniobra común de elevación, como la que se representa en la figura 10, que describe la maniobrabilidad, y con la que se establece el s-f-p-g a un número de Mach concreto y velocidad.

Observamos en la figura 11, gráficamente como, asumiendo que el avión es perturbado por una ráfaga de viento, ΔU , quedando denotada por el punto A, la nueva fuerza sobre el Stick, para hacer que vuelva a su posición estable. El Stick ejercerá una fuerza positiva hacia el piloto, y el piloto debe empujar al Stick hacia delante ("pull"). Por tanto este gradiente que provoca una fuerza no debe ser tan pequeño como para que resulte imperceptible, esto es también muy importante, ya que muestra al piloto el efecto de las perturbaciones sobre las condiciones de vuelo estable que había fijado con el trimado.

Un valor típico para la pendiente mínima aceptable es 1 libra (0.45 kg) por 6 nudos de velocidad. Si estudiamos con cuidado la ecuación 2.16 muestra que el s-f-s-g se hace más pequeño a medida que la posición del centro de gravedad se desplaza a popa. En algún punto el vuelo del avión llega a ser difícilmente controlable, y el avión desarrolla una tendencia a que la velocidad diverja y no se anule, tal comportamiento puede ser peligroso.

Otro fenómeno peligroso se produce debido a los efectos perniciosos de la fricción en los mandos de vuelo, esto puede provocar que el retomar la velocidad de trimado no sea tan fácil. Lo vemos en la siguiente figura:



Figura 11. Fuerza en el Stick y banda de fricción.

Como resultado de la fricción en el sistema de control de vuelo el avión no volverá a la original velocidad de trimado, sino que la fricción compensará la fuerza del piloto y la posición neutra quedará a una velocidad U_B . Esto nos lleva a pensar que deberá haber límites en la fricción soportable por el sistema de control.

• IMPLEMENTACION CUALITATIVA DE FUERZAS LONGITUDINALES

Hasta este punto hemos visto varias expresiones para las fuerzas, derivado de este estudio debemos concluir que todo este abanico de ecuaciones son muy útiles a la hora del diseño físico de una aeronave de tal modo que las fuerzas en los mandos no superen los valores recomendados en la norma, pero para el propósito de este proyecto debemos decantarnos por una expresión que cumpla unos requerimientos concretos, como son: proporcionar una sensibilidad adecuada al piloto y una sensación amplificada y suficiente de las fuerzas para conseguir realismo.

Sin embargo, ya se ha comentado que no es una tarea fácil predecir el comportamiento aerodinámico sobre los elevadores y las fuerzas provocadas como consecuencia del flujo aerodinámico, teniendo una fuerte repercusión el efecto de ruptura de la capa límite. Sabiendo que la precisión más optimista alcanza un +-30% del valor real y que el interfaz físico (joystick) está limitado a la hora de reproducir esas fuerzas, no interesa sumergirnos en exceso en una complejidad improductiva en el campo de la háptica y simulación de fuerzas.

Vamos a implementar un sistema de control reversible del tipo *estabilizadortimón de profundidad-tab*. Y a partir de ahí vamos a realizar una serie de hipótesis para simplificar las ecuaciones y que han dado buenos resultados.

Partiremos en primer lugar de la ecuación más general, sin estar en vuelo estable y nivelado:

$$F_{s} = \overline{q}_{h}S_{e}\overline{c}_{e}G_{e}\left[Ch_{0} + Ch_{\alpha}\left\{\alpha\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + i_{h} - \varepsilon_{0}\right\} + Ch_{\delta e}\delta_{e}\right]$$

(2.17)

Vamos a analizar todos los parámetros implicados para ver su relevancia. En primer lugar observamos cómo podemos distinguir cuatro grupos globales de variables y parámetros:

- 1.- Presión dinámica
- 2.- Parámetros geométricos.
- 3.- Coeficientes de los momentos vinculares para las superficies de control.
- 4.- Variables aerodinámicas.

La relevancia de la presión dinámica, o lo que es lo mismo la velocidad de la aeronave es notable, manteniendo una relación directa que no admite ninguna modificación.

Del mismo modo podemos tratar los parámetros geométricos específicos del avión. Y en cuanto a los coeficientes de los momentos vinculares vamos a revisarlos más detenidamente:

Sabemos en primer lugar que el coeficiente del momento vincular global Ch se descompone en:

$$C_h = C_{h0} + C_{h\alpha}\alpha_h + C_{h\delta e}\delta_e + C_{h\delta_e}\delta_{te}$$
(2.18)

Según la Figura 4, que hemos vito anteriormente observamos que el último término de la ecuación $C_{h\delta_{te}}\delta_{te}$ ejerce una fuerza que es despreciable con respecto al resto, ya que la presión que genera la deflexión del tab, es mucho menor.

Además de que en vuelo estable, en las ecuaciones de fuerza del Stick, se considera también esta contribución al momento vincular del tab como nula. Esto no significa que no se vaya a tener en cuenta. El efecto de la deflexión del tab vendrá cuantificado en el término de la ecuación donde tiene mayor efecto, que es en la modificación del ángulo de ataque α_h , sobre el conjunto elevador-estabilizador-tab, y que constituye el término donde se dan las presiones más elevadas y consecuentemente las fuerzas más elevadas.

Vamos a descomponer el ángulo de ataque según la siguiente ecuación:

$$\alpha_{h} = \alpha - \varepsilon + i_{h} = \alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + i_{h} - \varepsilon_{0}$$
 (2.19)

Ahora analizamos cada término:

- ε Es lo que se conoce como *downwash angle*, y es el ángulo que forma el flujo de aire a la salida del ala con respecto a la horizontal. Podemos ver como el *downwash* se ve físicamente:



Figura 12. Efecto del Downwash angle

O según la representación de la siguiente figura:



Figura 13. Upwash y Downwash

El ángulo del Downwash y el ángulo de ataque están fuertemente relacionados como hemos visto de la expresión matemática anterior. La descomposición realizada nos permite estudiar el diferencial del Downwash con respecto del ángulo de ataque individualmente.



Figura 14. Efecto del downwash sobre la sustentación.

Bajo la hipótesis de que nos encontramos en régimen subsónico el gradiente del Downwash tiende a variar con el número de Mach como es predicho por la transformación Prandtl-Glauert

$$(d\varepsilon/d\alpha)_{M} = (d\varepsilon/d\alpha)_{M=0}\sqrt{(1-M^{2})}$$
(2.20)

En la literatura hay suficientes estudios e incluso existe software para estimar el gradiente del downwash con respecto al ángulo de ataque. Pero teniendo en cuenta que para el tipo de aeronaves que se va a simular, este gradiente no oscila demasiado, como se verá en la siguiente gráfica, no merece la pena entrar a calcular explícitamente un parámetro que está tabulado, y que no constituye la variable más significativa en el cálculo de las fuerzas.



Figura 15. Variación del gradiente downwash con el número de Mach

Por lo que vamos a tomar un valor $(d\varepsilon / d\alpha)_{M=0} = 0.4$, correspondiente a un avión de una escala parecida al Cessna 172.

 ih, constituye el ángulo de incidencia del tab de trimado, y vamos a hacer que pueda ser modificado externamente, del mismo modo que en los aviones reales.
 Este no lo podemos medir directamente, pero si lo podemos estimar indirectamente a través del ángulo de ataque².

$$i_h \approx \alpha + \delta_{t_e}$$
 (2.21)

Con $\delta_{te} < 0$ cuando el tab deflecta hacia arriba.

- $\varepsilon_0=0$, para nuestro perfil de ala.

² Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. Part I. Jam Roskam. Pag. 244

También podemos suponer $Ch_0=0$ para las superficies principales de los perfiles no simétricos³.

Por tanto la ecuación queda finalmente como sigue:

$$F_{s} = \overline{q}_{h} S_{e} \overline{c}_{e} G_{e} \left[Ch_{\alpha} \left\{ \alpha \left(1 - \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}_{M=0} \sqrt{(1-M^{2})} \right) \right) + i_{h} \right\} + Ch_{\delta e} \delta_{e} \right]$$
(2.22)

En condiciones estacionarias: $\overline{q} = \frac{1}{2} \rho U_1^2$ y por consiguiente, la fuerza del Stick puede ser una forma parabólica desviada de la velocidad como se muestra en la figura 7. De este modo es posible expresar la fuerza del Stick de forma reducida para condiciones estacionarias:

$$F_{s} = F_{S_{V_{p=0}}} + \frac{1}{2} \frac{\partial F_{s}}{\partial V_{p}} V_{p} \qquad (2.23)$$

Donde $F_{S_{V_{p=0}}}$ se denomina fuerza a velocidad nula. Aunque lo que se quiere expresar es que este término es que no depende directamente de la presión dinámica, aunque sí indirectamente a través de una serie de coeficientes que se independizan de la Vp en la situación de trimado. Lo que implica que solo debemos tener en cuenta esta magnitud durante el vuelo, a velocidades próximas a la de trimado, pues aproximar Fs a Fsvp=0 a Vp=0 sería falso físicamente aunque totalmente válido según la matemática.

$$\frac{\partial F_s}{\partial V_P}$$
 Se conoce como "Stick-force-speed-gradient" (s-f-s-g). Esta variación de

la fuerza del Stick con la velocidad real del avión a es muy importante para el piloto, y matemáticamente se obtiene derivando directamente la ecuación 2.16 con respecto de la velocidad.

³ Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. Part VI. Jan Roskam. Pag 466



Figura 16. Fuerza en el Stick frente a velocidad del avión

Para n° de Mach constante obtenemos:

$$\frac{\partial F_s}{\partial V_p} = \rho \eta_h V_p S_e \overline{c}_e G_e \left[C_{h_0} + C_{h_\alpha} \left\{ \alpha_{C_{L1}=0} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + i_h - \varepsilon_0 \right\} + C_{h_{\delta e}} \delta_{e_{CL1=0}} \right]$$
(2.24)

El s-f-s-g depende realmente de una gran cantidad de variables, los que más influencia tienen son la velocidad de vuelo, Vp en sí misma, la posición del centro de gravedad (a través de $\delta_{e_{C_{L1}=0}}$, que en giros depende de C_m, el cual en giros depende a su vez de la posición del centro de gravedad) y de varios coeficientes de derivadas de momentos vinculares.

La característica fundamental del s-f-s-g es que toda maniobra de regulación provoca un s-f-s-g negativo. Lo que significa que el esfuerzo que realizamos sobre la palanca irá decreciendo a medida que el avión adopta la posición deseada.

Y es la que finalmente se implementa en el archivo "**fx.m**" de Matlab que usa el simulador para calcular las fuerzas para cada instante de tiempo, en función de todos los parámetros descritos anteriormente. También se incluye en el proyecto, el archivo "fuerza_longitudinal.m", que es independiente del modelo del simulador y que permite calcular las fuerzas para los parámetros configurados por el usuario.

2.1.3.3. Otros modelos para las fuerzas longitudinales.

A continuación vamos a estudiar una segunda forma de expresar la fuerza del Stick y que también es común en la literatura.

La ecuación para la fuerza en el Stick se puede aproximar ahora por esta expresión:

$$F_{s} \approx \eta_{h} G_{e} S_{e} \overline{c}_{e} \left(\overline{q} A + \frac{W}{S} \frac{C_{h_{\delta e}}}{C_{m_{\delta e}}} SM_{free} \right)$$
(2.25)

Donde
$$A = \left[C_{h\sigma} + C_{h\alpha} \left\{ \left(i_h - \varepsilon_0 \right) + \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha_{C_{L1}=0} \right\} + \delta_{e_{C_{L1}=0}} C_{h_{\delta e}} \right]$$
 (2.26)

Nótese que la fuerza del Stick depende de la posición del centro de gravedad a través de dos términos: SM_{free} y $\delta_{e_{C_{LI=0}}}$. Desde un punto de vista pragmático, el término SM_{free} es el efecto más fuerte. La siguiente figura muestra como las magnitudes A y SM_{free} influyen en la variación de la fuerza del Stick con la velocidad.



El gradiente de la velocidad con la fuerza del Stick a cualquier velocidad (s-f-s-g) se puede obtener derivando la ecuación 2.25

$$\frac{\partial F_s}{\partial V_p} = \rho \eta_h G_e S_e \overline{c}_e V_p A \qquad (2.27)$$

Mediante una selección adecuada del balance aerodinámico de las superficies de control del avión, el ingeniero de diseño puede afectar a varios coeficientes de momentos vinculares y derivadas que hacen elevar la magnitud A, de tal modo que el gradiente de la fuerza del Stick con la velocidad sea adecuado y de tal modo que se pueda conseguir el "trim" del avión dentro de un rango apropiado de localizaciones del centro de gravedad y dentro de los rangos de velocidad requeridos. El balance aerodinámico de los momentos vinculares es la mayoría de veces realizado con la ayuda de los tabs. El efecto de varios tipos de tabs se verá en otra sección.

• Fuerza del Stick por "g"

Otra forma de que el piloto perciba la relación entre la fuerza del Stick y la severidad de las maniobras de control que realiza, consiste en estudiar la fuerza del Stick requerida para producir un cambio en el factor de carga *n*. _Esta relación se expresa como *Stick-force-per-g* y se representa por el símbolo $\frac{\partial F_s}{\partial n}$.

Vamos a considerar una maniobra sencilla de *pull-up* en la que obligamos al avión a ganar altura:



Las ecuaciones que modelan esta maniobra quedan representadas por el siguiente sistema en forma matricial. La obtención de este sistema se puede ver en la bibliografía.

$$\begin{bmatrix} C_{L_{\alpha}} & C_{L_{\beta e}} \\ C_{m_{\alpha}} & C_{m_{\beta e}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha_{1} \\ \delta_{e1} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} nC_{L_{trim}} - C_{L_{0}} - C_{L_{ih}}i_{h1} \\ -C_{m_{0}} - C_{m_{ih}}i_{h1} - C_{m_{q}}\frac{\overline{c}g}{2U_{1}^{2}}(n-1) \end{Bmatrix}$$
(2.28)

Partimos de la siguiente ecuación para la fuerza del Stick que ya ha sido vista anteriormente:

$$F_{s} = \eta_{h} \overline{q} S_{e} \overline{c}_{e} G_{e} \left(C_{h0} + C_{h\alpha} \alpha_{h} + C_{h_{\delta e}} \delta_{e} \right)$$

$$(2.29)$$

En una maniobra de ascensión simétrica, el ángulo de ataque de las superficies horizontales de cola se puede escribir como:

$$\alpha_h = \alpha - \varepsilon + i_h + Q_1 \left(\frac{x_{ac_h} - x_{cg}}{U_1} \right)$$
(2.30)

Y sabiendo que $Q_1 = g(n-1)/U_1$ y que $\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha$, obtenemos:

$$\alpha_{h} = \alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_{0} + i_{h} + (n-1)g \frac{\left(x_{aC_{h}} - x_{cg} \right)}{U_{1}^{2}}$$
(2.31)

Tomando el ángulo de ataque para este tipo de maniobras la siguiente expresión:

$$\alpha = \alpha_{0_L} + \frac{nC_{L_{min}}}{C_{L_{\alpha}}}$$
(2.32)

Mediante la combinación de las ecuaciones 2.29 y 2.30 el ángulo de ataque para las superficies de cola horizontales se convierte en:

$$\alpha_{h} = \alpha_{0_{L}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_{0} + i_{h} + \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \frac{nC_{L_{trim}}}{C_{L_{\alpha}}} + (n-1)g \frac{\left(x_{aC_{h}} - x_{cg} \right)}{U_{1}^{2}}$$
(2.33)

El ángulo del elevador necesario para realizar el trimado en este caso se obtiene resolviendo el sistema de ecuaciones 2.28 y considerando para la solución del δ_e la siguiente hipótesis: $C_{m\alpha} C_{L\delta} \ll C_{L\alpha} C_{m\delta e}$. Obtenemos:

Capitulo II

$$\delta_{e} = \delta_{e(n=1 \text{ y } C_{\text{Ltrim}}=0)} - \frac{C_{m_{q}}(n-1)\left(\frac{\overline{c}g}{2U_{1}^{2}}\right)}{C_{m_{\delta e}}} - \frac{C_{m_{\alpha}}nC_{L_{trim}}}{C_{L\alpha}C_{m_{\delta e}}}$$
(2.34)

Ahora bien, el coeficiente C_{mq} que estima la variación del coeficiente del momento de pitch con la variación del pitch, tiene además la siguiente expresión:

$$C_{m_q} = -2.2C_{L_{a_h}} \eta_h \overline{V}_h (\overline{x}_{ac_h} - \overline{x}_{cg})$$
(2.35)

Y el coeficiente $C_{m\delta e}$ que estima también la variación del coeficiente del momento del pitch o cabeceo con la deflexión angular del elevador es a su vez:

$$C_{m_{\delta e}} = -C_{L_{\alpha_h}} \eta_h \overline{V}_h \tau_e \tag{2.36}$$

Al introducir estos dos últimos coeficientes en la ecuación 2.33 podemos re-escribirla como sigue:

$$\delta_{e} = \delta_{e(n=1 \text{ y } C_{\text{Ltrim}}=0)} - (n-1) \left[1.1g \, \frac{\left(x_{aC_{h}} - x_{cg} \right)}{\tau_{e} U_{1}^{2}} \right] + \frac{nC_{\text{Ltrim}}}{C_{m_{\delta e}}} SM_{fix}$$
(2.37)

A continuación solo queda sustituir las ecuaciones 2.36 y 2.32 en la ecuación de la fuerza 2.25, introduciendo la definición del margen estático para el Stick libre (SM_{free})

$$SM_{free} = NP_{free} - \overline{x}_{cg}$$

Con NP_{free}

$$NP_{free} \approx \overline{x}_{aC_{wf}} + \frac{C_{L_{ach}}}{C_{L_{awf}}} \eta_h \frac{S_h}{S} \overline{x}_{aCh} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left[1 - \frac{C_{h_\alpha} \tau_e}{C_{h_{\delta_e}}} \right] \approx NP_{fix} - \frac{C_{L_{ach}}}{C_{L_{awf}}} \eta_h \frac{S_h}{S} \overline{x}_{aCh} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left[\frac{C_{h_\alpha} \tau_e}{C_{h_{\delta_e}}} \right] \approx NP_{fix} + \frac{C_{m_{\delta_e}}}{C_{L_{awf}}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left[\frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_{\delta_e}}} \right]$$

$$(2.38)$$

y \overline{X}_{cg}

$$\bar{X}_{cg} = NP_{free} = \frac{\overline{x}_{ac_{wf}} + \frac{C_{L_{ah}}}{C_{La_{wf}}} \eta_h \frac{S_h}{S} \overline{x}_{ac_h} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \left[1 - \frac{C_{h\alpha}\tau_e}{C_{h_{\delta e}}}\right]}{1 + \frac{C_{L_{ah}}}{C_{L_{wf}}} \eta_h \frac{S_h}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \left[1 - \frac{C_{h\alpha}\tau_e}{C_{h_{\delta e}}}\right]}$$
(2.39)

De modo que derivando con respecto al factor de carga obtenemos finalmente la ecuación que describe la fuerza del Stick por "g".

$$\frac{\partial F_s}{\partial n} = \eta_h \overline{q} S_e \overline{c}_e G_e \left[C_{L_{trim}} \left[\frac{C_{h_{\delta e}}}{C_{m_{\delta e}}} \right] SM_{free} + \left\{ \frac{g(x_{ac_h} - x_{cg})}{U_1^2} \right\} \left[C_{h\alpha} - \frac{1.1C_{h_{\delta e}}}{\tau_e} \right] \right]$$

(2.40)

Debido a que los aviones inherentemente inestables deben tener un margen estático positivo, se ve que la derivada de la fuerza del Stick por g tendrá el signo adecuado siempre que se cumpla la condición $(C_{h_{\alpha}} - C_{h_{\delta e}} / \tau_e) > 0$. Pero en algunos casos nos encontramos que la condición anterior es difícil de cumplir. En tales casos el gradiente puede ser artificialmente aumentado con la ayuda de un contrapeso o plomada.

Para un avión con un sistema de control de vuelo reversible, el punto de maniobra del Stick libre, MP_{free}, se define como la posición del centro de gravedad para la cual el gradiente $\partial F_s / \partial n$ se anula.

Con la ecuación 2.37 podemos demostrar que:

$$MP_{free} = \overline{x}_{cg_{\partial F_s/\partial n}=0} = NP_{free} + \left[\frac{g(x_{ac_h} - x_{cg})}{U_1^2}\right] \left[C_{h\alpha} - \frac{1.1C_{h_{\delta e}}}{\tau_e}\right] \frac{C_{m_{\delta e}}}{C_{h_{\delta e}}}$$
(2.41)

En definitiva la característica principal de esta derivada de la fuerza con el factor de carga es que depende de manera fundamental de la localización del centro de gravedad del avión debido al término SM_{free} o margen estático para el Stick libre.

2.1.3.4. Tipos de Tabs y efectos.

Para ayudar en vuelos de larga duración a que el piloto no tenga que hacer un esfuerzo continuo sobre la palanca, los ingenieros desarrollaron unos elementos denominados tabs que compensan la fuerza de control en los mandos a medida que se adaptan los gradientes de las fuerzas de control con la velocidad y con el factor de carga.

Los tabs para el trimado son empleados fundamentalmente en los sistemas de control de vuelo reversibles con el propósito de ajustar el momento de trimado.

Veamos los tipos de mecanismos más comunes de asistencia al trimado:



Figura 19. Tabs de trimado o compensadores

Las figuras A y C muestran tabs que solo son ajustables cuando el avión esta en tierra. En la figura C vemos un tab que se puede controlar desde la cabina de mando.

Veamos en la siguiente figura como sería el esquema mecánico de un tab de trimado controlado desde la cabina:



Figura 20. Sistema mecánico de trimado

Este es el tipo de tab o compensador que incorpora el Cessna 172 que modelaremos en el simulador.

El funcionamiento de este mecanismo básicamente es el siguiente: cuando el piloto da una señal de mando para modificar el tab de posición el efecto es que físicamente está controlando el coeficiente C_h que estaba dentro de la ecuación de fuerza del Stick 2.16 cambiando el valor de α_h según la ecuación 2.19.

Y esta es por tanto la forma en que se ha modelado el compensador del timón de profundidad en el simulador. El análisis detallado de los efectos del compensador se verá posteriormente.

Paro otros mecanismos de tabs, cuyo movimiento está asociado al del timón de profundidad por alguna biela o enlace mecánico, la ecuación de las fuerzas requiere ser modificada por tanto, dado que su movimiento estará asociado al del timón de profundidad.

Para estos casos en la literatura se expresa la ecuación para la fuerza del modo:

$$F_{s} \approx \eta_{h} G_{e} S_{e} \overline{c}_{e} \left(\overline{q} \left(A + C_{ht} + \frac{W}{S} \frac{C_{h_{\delta e}}}{C_{m_{\delta e}}} SM_{free} \right)$$
(2.42)

Donde A viene dada por la ecuación 2.26, y sabiendo que el ángulo de incidencia del estabilizador, i_h ahora se mantiene en un ángulo fijo, tenemos que:

 C_{ht} es el coeficiente para el momento vincular del elevador inducido por el tab de acuerdo con la ecuación:

$$C_{ht} = C_{h_{\delta te}} \delta_t \tag{2.43}$$

La figura 2 ilustra como la deflexión del tab se define de forma relativa al elevador. Nótese que el efecto del tab en la ecuación 2.42 es cambiar la dependencia del término de la velocidad en la ecuación de la fuerza del Stick. El ángulo de trimado del tab requerido se puede calcular haciendo cero la fuerza del Stick y despejando:

$$\delta_{l_{trim}} = \frac{C_{h_{trim}}}{Ch_{\delta_{le}}}$$
(2.44)

Donde

$$C_{h_{trim}} = \left\{ -A - \frac{1}{\overline{q}_{trim}} \frac{W}{S} \frac{C_{h_{\delta e}}}{C_{m_{\delta e}}} SM_{free} \right\}$$
(2.45)

La fuerza en el Stick para cualquier velocidad, U, distinta de la velocidad de trimado, U_{trim} , se deduce sustituyendo la ecuación 2.45 en la ecuación 2.42.

Capitulo II

$$Fs \approx \eta_h G_e S_e \overline{C}_e \left(-\frac{1}{\overline{q}_{trim}} \frac{W}{S} \frac{C_{h_{\delta e}}}{C_{m_{\delta e}}} SM_{free} + \frac{W}{S} \frac{C_{h_{\delta e}}}{C_{m_{\delta e}}} SM_{free} \right)$$
(2.46)

Y esto puede ser re-ordenado para dar:

$$Fs \approx \eta_h G_e S_e \overline{c}_e \left(\frac{W}{S} \frac{C_{h_{\delta e}}}{C_{m_{\delta e}}} \right) SM_{free} \left\{ 1 - \left(\frac{V_p}{U_{trim}} \right)^2 \right\}$$
(2.47)

La figura 21 muestra ejemplos de cálculo de la variación de la fuerza del Stick con la velocidad para un avión típico de entrenamiento de la segunda Guerra Mundial, teniendo en cuenta la deflexión del tab y la posición del centro de gravedad.

Todas las regulaciones de vuelo requieren que para velocidades por debajo de la velocidad de trimado se hace necesario tirar del Stick en la dirección del piloto, mientras que para velocidades por encima de la velocidad de trimado se requiere empujar la palanca de mando. La ecuación 2.47 muestra que este requerimiento se satisface mientras el margen estático del Stick libre se mantenga positivo. Vemos como esta característica se cumple para el ejemplo de avión de la figura:



Figura 21. Variación en la fuerza del Stick con la velocidad

Como hemos dicho la variación de la fuerza del Stick con la velocidad Vp del avión es muy importante, veamos de nuevo la expresión de dicho gradiente para la nueva expresión de la fuerza en la que hemos tenido en cuenta el efecto de los tabs:

Capitulo II

$$\left\{\frac{\partial F_s}{\partial V_P}\right\}_{U_{trim}} \approx -\left(\frac{2}{U_{trim}}\right)\eta_h G_e S_e \overline{c}_e \left\{\frac{W}{S}\frac{C_{h_{\delta e}}}{C_{m_{\delta e}}}SM_{free}\right\}$$
(2.48)

Se ha conseguido esta expresión derivando la ecuación 2.47 y sustituyendo V_{p} por U_{trim}

Podemos comprobar viendo la ecuación 2.48 que el gradiente de la velocidad de trimado es función a su vez de dicha velocidad de trimado, lo que significa que para altas velocidades de trimado, la variación de la fuerza del Stick con la velocidad irá disminuyendo. Lo que quiere decir que todos los aviones tienen la tendencia a "perder" esa capacidad de volver al punto de velocidad de trimado a altas velocidades. Esto puede ser particularmente crítico para centros de gravedad situados a popa, porque el margen estático del Stick libre será menor, contribuyendo así a disminuir la fuerza del Stick y perjudicando su estabilidad.

2.1.3.5. Fuerzas Laterales. Implementación Cualitativa

En esta sección vamos a estudiar las fuerzas producidas en el Stick (o en la rueda de los alerones, según sea el caso) cuando la aeronave ejecuta un movimiento de alabeo o *"Roll"*. El movimiento de *roll*, cuantificado por el *bank angle* proporciona una capacidad de movimiento esencial y garantiza un vuelo seguro, adquiriendo mayor importancia aún en la aviación militar donde se hace esencial la maniobrabilidad en las misiones de combate.

Asumiremos como primera hipótesis que los sistemas de control de vuelo, hablando en este caso de los sistemas para el *bank angle* no se ven afectados significativamente por los fenómenos de aeroelasticidad.

Observemos la figura 22 en la que se muestra el movimiento de los alerones en una aeronave genérica.

La convención de signos es la siguiente:

- Una deflexión positiva de los alerones es aquella que produce un movimiento de Roll positivo.

La deflexión del alerón se denota por δ_a , y se define como la media de la deflexión del alerón izquierdo y el derecho:

$$\delta_a = \frac{1}{2} \left(\delta_{al} + \delta_{ar} \right)$$

(2.49)



Figura 22. Criterio de signos en la deflexión de alerones

El alerón izquierdo se define a veces como el alerón que baja y el derecho como el que sube. La ecuación 2.49 contempla el hecho de que en ocasiones el alerón izquierdo o el derecho puedan tener distinta deflexión.

Una vez tenemos el criterio de signo, podemos expresarla fuerza requerida para mantener ambos alerones en cierto ángulo según la siguiente ecuación:

$$F_a = -G_{al}HM_{al} + G_{ar}HM_{ar}$$
(2.50)

Donde G_{al} y G_{ar} son las razones de engranaje del sistema ("system Gearing ratios"), para el alerón izquierdo y derecho respectivamente, ambos definidos positivos y ambos en rad/ft.

 HM_{al} y HM_{ar} son los momentos vinculares para el alerón izquierdo y derecho respectivamente. El momento vincular es definido positivo si tiende a llevar la superficie de control hacia abajo y viceversa como se observa en la figura anterior.

Para profundizar en la relación entre los alerones, comprobemos las expresiones para los momentos vinculares del alerón izquierdo y derecho:

$$HM_{al} = C_{h,i} \overline{q} S_a \overline{c}_a \text{ y } HM_{ar} = C_{h,i} \overline{q} S_a \overline{c}_a \tag{2.51}$$

Una vez hecho esto, es lícito hacer las siguientes hipótesis fundamentales:

- Donde se asume que los dos alerones tienen igual área superficial, S_a, y la misma cuerda \overline{c}_a .
- Los coeficientes para los momentos vinculares, $C_{h_{al}}$ y $C_{h_{ar}}$ se consideran funciones lineales del ángulo de ataque y el ángulo de deflexión de los alerones.

$$C_{h_{al}} = C_{h_{0a}}\alpha_{al} + C_{h_{\delta a}}\delta_{al} \text{ y } C_{h_{ar}} = C_{h_{0a}}\alpha_{ar} + C_{h_{\delta a}}\delta_{ar}$$
(2.52)

Donde δ_{al} y δ_{ar} son las deflexiones angulares de los alerones izquierdo y derecho respectivamente, en grados o radianes.

Y α_{al} y α_{ar} representan el ángulo de ataque "medio" sobre la envergadura del alerón para el alerón izquierdo y el derecho respectivamente. Estos ángulos de ataque son la suma del ángulo ataque de ala y el ángulo de ataque inducido por la variación estable del *roll* en caso de que el avión esté haciendo un rolling o alabeo.

En la figura siguiente vemos como se define el ángulo de ataque medio:

Se consideran dos casos:

- Variación del alabeo constante
- Vuelo recto en condiciones estacionarias.



• Variación del alabeo constante

Estudiando la zona donde la media del ángulo de ataque es considerada, y que queda designada en la gráfica por y_{a.} Asumiendo que la variación del alabeo constante es $\dot{\phi}_{ss}$, se puede definir lo siguiente para los ángulos de ataque en los alerones.

$$\alpha_{al} = \alpha_w - \frac{\dot{\phi}_{ss} y_a}{U_1} y \alpha_{ar} = \alpha_w + \frac{\dot{\phi}_{ss} y_a}{U_1}$$
(2.53)

Donde $\dot{\phi}_{ss}$ es la variación de alabeo constante correspondiente a una deflexión del alerón dada por δ_a . La expresión que los relaciona es la siguiente:

$$\dot{\phi}_{ss} = \frac{L_{\delta a}\delta_a}{-L_p} \tag{2.54}$$

Hay que tener en cuenta que $L_{\delta a} = \frac{\overline{q}_l SbC_{l_{\delta a}}}{I_{xx}}$ y $L_p = \frac{\overline{q}_l Sb^2 C_{l_{\beta}}}{2I_{xx}U_1}$

Por consiguiente la ecuación de la fuerza para los alerones puede ser escrita del siguiente modo;

$$F_{a} = \overline{q}S_{a}\overline{c}_{a}\left\{-G_{al}\left(C_{h_{0a}} + C_{h_{\alpha a}}\alpha_{al} + C_{h_{\delta a}}\delta_{al}\right) + G_{ar}\left(C_{h_{0a}} + C_{h_{\alpha a}}\alpha_{ar} + C_{h_{\delta a}}\delta_{ar}\right)\right\}$$

$$(2.55)$$

Una vez que tenemos planteada la ecuación general podemos hacer ciertas simplificaciones asumiendo que el alerón izquierdo y derecho tienen la misma relación de engranaje: $G_{al}=G_{ar}=G_a$, en tal caso resultará que los alerones se moverán el mismo ángulo: $\delta_a = \delta_{al} = -\delta_{ar}$. Y recordando que el momento vincular es positivo para una deflexión positiva del alerón derecho y negativo para el alerón izquierdo, la fuerza en el

$$F_{a} = \overline{q}S_{a}\overline{c}_{a}G_{a}\delta_{a}\left\{C_{h_{aa}}\left(\frac{2L_{\delta_{a}}y_{a}}{-U_{1}L_{p}}\right) - 2C_{h_{\delta a}}\right\}$$
(2.56)

Que puede ser reescrita del siguiente modo:

Stick o timón de alerones se reduce a:

$$F_{a} = -2\overline{q}S_{a}\overline{c}_{a}G_{a}C_{h_{\delta a}}\delta_{a}\left\{1 - \frac{C_{h_{\alpha a}}}{C_{h_{\delta a}}}\left(\frac{L_{\delta_{a}}y_{a}}{-U_{1}L_{p}}\right)\right\}$$

(2.57)

Se debe tener presente que las derivadas $C_{h_{\alpha a}}$ y $C_{h_{\delta a}}$ se aplican a cada alerón por separado, esta es la razón del factor 2 en la ecuación 2.57

El coeficiente $C_{h_{aa}}$, es la derivada de flotación del alerón y tiene un efecto significativo en la fuerza de control sobre el alerón en el movimiento de alabeo. Si los alerones han sido diseñados de tal modo que tienen tendencia a la flotación debido a su borde de salida, entonces la fuerza de control requerida para el alabeo será menor que si se han diseñado con menor tendencia a la flotación.

También podemos deducir de la ecuación 2.57 que para un conjunto dado de derivadas de momentos vinculares indudablemente las fuerzas de control lateral se ven incrementadas con la presión dinámica. En aviones con sistemas de control de vuelo reversible la máxima fuerza que un piloto es capaz de ejercer puede por tanto tener un límite a la hora de conseguir ciertas variaciones en el alabeo (*roll rates*). En la figura mostrada seguidamente podemos ver de modo genérico el efecto de la fuerza lateral de los alerones para conseguir una variación en el alabeo en el caso de un avión rígido (sin considerar aeroelasticidad).

Capitulo II



Figura 23. Efecto de las fuerzas de control lateral en una variación de alabeo estable para distintas presiones dinámicas a una altura constante.

• Vuelo recto en condiciones estacionarias

Partiendo de la ecuación 2.55:

$$F_{a} = \overline{q}S_{a}\overline{c}_{a}\left\{-G_{al}\left(C_{h_{0a}} + C_{h_{\alpha a}}\alpha_{al} + C_{h_{\delta a}}\delta_{al}\right) + G_{ar}\left(C_{h_{0a}} + C_{h_{\alpha a}}\alpha_{ar} + C_{h_{\delta a}}\delta_{ar}\right)\right\}$$

$$(2.58)$$

Y haciendo las siguientes hipótesis:

- El coeficiente $C_{h_{\alpha}}$ es nulo; La variación del coeficiente para el momento vincular del ángulo de ataque se considera nula ya que estamos en vuelo recto estacionario.
- Las relaciones de engranajes G_{al} y G_{ar} son iguales $G_{al}=G_{ar}=G_{ar}$
- o La deflexión de los alerones será la misma.

Quedando reducida la ecuación a la siguiente expresión:

$$F_{a} = -2\overline{q}S_{a}\overline{c}_{a}G_{a}C_{h_{\delta a}}\delta_{a}$$
(2.59)

Finalmente, aunque lo deseable sería introducir ambas ecuaciones, (2.59) y (2.57), tenemos que decir, que lamentablemente no disponemos del coeficiente $C_{h_{\alpha\alpha}}$, no encontrado ni en la literatura más especializada. Y aunque existen métodos de

estimación, no son sencillos, de hecho se requiere un software especializado. Y profundizar tanto en el cálculo de un sólo coeficiente no es crítico en este proyecto. Por lo que finalmente usaremos la ecuación 2.59, la cual es una aproximación satisfactoria para nuestros propósitos.

2.1.3.7. Trimado

Trimar o compensar un avión significa emplear los medios adecuados para que el avión se mantenga en todo momento en vuelo estable. Esto se traduce en el empleo de las superficies de control "tabs" o compensadores, de las que hemos hablado anteriormente.

Como sabemos, el avión se mantendrá en el aire, pero intentará subir o bajar el morro dependiendo de su velocidad. Por lo tanto a una velocidad determinada, deberemos *trimar* el avión para que el morro se mantenga en la línea de horizonte

La implementación en el simulador ha sido la siguiente:

Se han incluido tres compensadores modelados por ganancias variables, limitadas según las deflexiones máximas de las superficies de control. Los valores de las deflexiones máximas de las superficies tabs para el Cessna, no es información que se suela encontrar con facilidad.

Por cortesía de personal técnico cualificado, y anteriormente empleado en el sector, conocemos que dichos ángulos para un avión tipo Cessna son:

Compensador del timón de profundidad: +/- 30° Compensador de alerones: +/- 23° Compensador de timón de cola: +/-23°

Sí conocemos que el Cessna 172 solo posé compensadores para el timón de profundidad, sin embargo, en el modelo se han incluido todos los posibles, pudiendo usarse o no.

Los compensadores en este simulador están en el subsistema del mismo nombre:



Figura 24. Bloque Simulink para los compensadores del Cessna 172

La implementación en Simulink de estos compensadores ha sido la siguiente:



Figura 25. Compensadores en el modelo Simulink

El funcionamiento del trim-tab para el elevador emula el funcionamiento de la misma rueda de compensado de la que disponen los pilotos en la cabina de vuelo de este tipo. Y el funcionamiento lógicamente es el mismo:

Manipulando los *trim tabs* compensamos el par que provoca el elevador sobre los mandos del piloto. El ángulo del tab que marcamos, lo introducimos en el bloque para el cálculo de las fuerzas.



Figura 26. Ejemplo de funcionamiento de un compensador

Entonces las fuerzas longitudinales son corregidas por este parámetro, cambiando de tal modo que para cierto ángulo de deflexión y dependiendo de la velocidad, llega a anularse la fuerza sobre el Stick que antes estaba actuando, liberando al piloto de mantener el esfuerzo sobre la palanca de mando.

Podemos ver la clásica gráfica de Fuerza en el Stick frente a Velocidad del avión, mostrada anteriormente, pero ahora con los parámetros del Cessna y calculada según la ecuación que se implementa en el simulador.

Veamos, la evolución de la fuerza teórica que se obtendría si se pudiesen mantener los ángulos de deflexión impuestos a distintas velocidades. Desde 20 m/s, hasta 60 m/s, sin usar el compensador


Figura 27. Fuerza en el Stick frente a Velocidad aerodinámica indicada

Los elevadores mantienen un ángulo de 5° y el ángulo de ataque es de 10°.

Comprobamos que la gráfica tiene una forma parabólica característica, esto es debido a la dependencia de la presión dinámica. Destacamos también como para cierta velocidad, en este caso de 40 m/s la fuerza en el Stick se anula, es lo que se denomina velocidad de trimado. También podemos observar que los valores límite de las fuerzas están comprendidos en los márgenes que especifica la norma.

Se pueden obtener muchos ejemplos de curvas de fuerza frente a velocidad para distintas configuraciones en los ángulos de las superficies de control. Lo importante es ver aquí, la forma parabólica, la velocidad de trimado U_{trim} y los órdenes de magnitud de las fuerzas.

Seguidamente vemos que sucede si usamos los compensadores a 5º



Figura 28. Fuerza en el Stick compensada frente a Velocidad aerodinámica indicada

Vemos que ahora la velocidad de trimado ha cambiado por efecto del tab del elevador. Habiéndose desplazado toda la gráfica hacia el margen derecho. Veamos las curvas para 0, 5 y 10 grados (rojo, azul, verde) conjuntamente.



Figura 29. Fuerza en el Stick para distintos ángulos en los compensadores

Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla Podemos ver como el sentido de la fuerza cambia, de tal modo que si volásemos a 45 m/s, podríamos anular la fuerza, como se observa en la curva de color azul, mediante un ángulo de 5° en el compensador del elevador.

2.1.4. Modelo del Avión

Para modelar el avión vamos a hacer uso de las herramientas que proporciona *Aerosim* para implementar modelos **no lineales de 6 grados de libertad**. Estos bloques incluyen varios subsistemas donde se incluyen las ecuaciones que caracterizan la aerodinámica, sistema de propulsión y la inercia del avión, afectadas por las condiciones atmosféricas y el modelo matemático de la tierra. Los parámetros resultantes servirán para calcular las fuerzas y momentos, que introducidos en las ecuaciones de movimiento nos permiten, previa integración, definir el estado el avión.



Podemos ver en el siguiente esquema la estructura de dicho bloque:



El funcionamiento es el siguiente:

El modelo para la aerodinámica, la propulsión y los modelos para la inercia calculan las fuerzas y momentos como funciones de las acciones de control y del entorno. Las aceleraciones resultantes de las ecuaciones de movimiento son integradas para obtener los estados del avión (posición, velocidad, altitud, velocidades angulares). Los estados del avión entonces afectarán a las salidas de los bloques que modelan el entorno en la siguiente iteración, es decir, un cambio en la altitud generará un cambio en la presión atmosférica en la siguiente iteración, cambios en la longitud y latitud provocarán cambios en la gravedad terrestre.

Estos modelos funcionan a través de un conjunto de parámetros y coeficientes que permiten caracterizar a cada aeronave. Estos parámetros son pasados al bloque del modelo del avión a través de un archivo de extensión ".*mat*", que se genera mediante la a aplicación *config_template.m* cuyo uso detallado explicaremos en el anexo *Guia de configuración para cualquier avión*.

2.1.4.1. Hipótesis y convenciones.

Para empezar vamos a especificar una serie de puntos de referencia que se han tomado a la hora de definir los puntos geométricos de gran importancia implicados en los parámetros que definen el avión.

La localización de los puntos de referencia se define a partir del sistema de referencia que se observa en la figura 31. Los puntos a colocar son: CG (centros de gravedad), sin carga de combustible y para el tanque lleno, los puntos de aplicación de las fuerzas aerodinámicas y la fuerza de propulsión.

La orientación de los ejes del cuerpo debe ser elegida como en la figura 31. El punto X en la posición delantera, y el punto Y en el lado derecho de la punta del ala.



Figura 31. Puntos de referencia del avión.

Denotaremos, que para la aerodinámica, Aerosim emplea términos de primer orden, por tanto los resultados del modelo aerodinámico serán aceptables siempre que estemos tratando con pequeños ángulos, es decir, donde tengamos condiciones aerodinámicas lineales. Sin embargo como hemos expresado, las ecuaciones que integramos para obtener el estado, "las ecuaciones de movimiento" serán no lineales.

A pesar de que en Aeronáutica es común el uso del sistema de unidades anglosajón, nosotros emplearemos el Sistema Internacional de unidades.

2.1.4.2. Modelo Genérico: Navion.

El Modelo Navion (High-performance general-aviation airplane) está implementado a partir de un bloque 6-DOF Aircraft Model (with body-axis EOM) de la



librería Aerosim. El archivo de parámetros del avión se llama navionefg.mat que ha sido generado con la aplicación navioneonfig.m.

La estructura interna es equivalente a la de cualquier avión que se haya generado con el bloque 6-DOF Aircraft Model (with body-axis EOM). Veámosla:



Figura 32. Estructura interna del modelo

El lector puede comprobar cómo este esquema difiere levemente del esquema por defecto que presenta Aerosim. Esto es debido a que ha sido necesario agregar ciertas modificaciones sobre el esquema básico para añadir prestaciones al simulador.

A continuación pasaremos a describir detalladamente la ventana de configuración del bloque para el modelo *Navion*.

Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla Haciendo doble clic sobre el bloque se nos presenta la siguiente pantalla:

🗟 Block Parameters: North American Navion 🛛 🔹 🔀
6-DOF Aircraft Model (mask)
Nonlinear 6-DOF aircraft model with equations of motion in body frame.
Parameters
Aircraft configuration file:
'navioncfg.mat'
Initial velocities:
[40 0 0]'
Initial angular rates:
[0 0 0]
Initial attitude:
[[1 0 0 0]'
Initial position:
[[37.628599"pi/180 -122.393040"pi/180 500]'
Initial fuel mass:
1200
Initial engine speed:
Ground altitude:
WMM coefficient file:
'c:\archivos de programa\aerosim\wmm.cof'
Simulation date:
[09 01 2002]
Sample time:
0.003
<u>Q</u> K <u>C</u> ancel <u>H</u> elp <u>Apply</u>

Los parámetros que se observan responden a la siguiente descripción:

- *Aircraft Configuration File:* Es el archivo .mat con los datos correspondientes del avión, que se ha generado previamente. En este caso el archivo ya existe, y se encuentra en el directorio *samples* de Aerosim.
- *Initial Velocities:* El vector 3x1 con las velocidades iniciales del avión en m/s referidos en los ejes del avión. [u v w]
- *Initial angular rates:* El vector 3x1 con las velocidades angulares iniciales en rad/s del avión [p q r].
- *Initial attitude:* El vector 4x1 con el cuaternión inicial.

- *Initial position:* El vector 3x1 con la posición inicial del avión. [Latitud Longitud Altura]. Los valores que se observan corresponden a la latitud y longitud del aeropuerto de San Francisco, introducidos con la transformación a radianes requeridas de los grados decimales.
- Initial Fuel mass: La cantidad inicial de combustible del avión en kg.
- *Initial engine speed:* Revoluciones iniciales del motor del avión en rad/s. El ralentí de una avioneta de este tipo está en torno a las 900 r.p.m.
- Ground Altitude: Altura sobre el suelo en la vertical del avión.
- *WMM coefficient file:* Establece el path al archivo del modelo magnético del campo magnético terrestre.
- Simulation date: la fecha empleada para el campo magnético terrestre.
- *Sample time:* frecuencia de muestreo para el modelo del avión. Este tiempo de muestreo debe ser igual al tiempo de muestreo de la interface a FlightGear.

Definiendo todos estos elementos el modelo *navion* queda listo para usarse en Simulink.

2.1.4.3. Modelo Especifico Cessna 172p

En esta sección se explica cómo se ha creado el modelo del avión Cessna 172p para el simulador, además de servir como ejemplo del modo alternativo de simulación de la dinámica de aviones mediante las estructuras **JSBSim**.

Empezaremos describiendo las características básicas del Cessna 172p



Figura 33. Cessna 172p

El Cessna 172 Skyhawk es un avión monomotor de ala alta con capacidad para 4 personas. El Cessna 172 es el avión más fabricado de la historia y probablemente el avión de entrenamiento más popular del mundo.

• Especificaciones:

Rendimiento	Skyhawk SP
Máxima velocidad de crucero	126 ktas (233 km/h)
Techo de servicio	14,000 ft (4,267 m)
Distancia de despegue	1,633 ft (498 m)
Distancia de aterrizaje	1,335 ft (407 m)
Razón de ascenso a nivel del mar	730 fpm (223 mpm)
Rango	610 nm (1,130 km)

Maximum Weights	Skyhawk SP
Ramp Weight	2,558 lb (1,160 kg)
Takeoff Weight	2,550 lb (1,157 kg)
Landing Weight	2,550 lb (1,157 kg)
Zero Fuel Weight	N/A lb (N/A kg)
Usable Fuel Capacity	318 lb (144 kg)
Typically-Equipped Empty Weight	1,717 lb (779 kg)
Useful Load	841 lb (381 kg)
Maximum Payload	833 lb (378 kg)
Full-Fuel Payload	523 lb (237 kg)

Dimensions	Skyhawk SP
Exterior	
Height	8 ft 11 in (2.72 m)
Length	27 ft 2 in (8.28 m)
Wingspan	36 ft 1 in (11 m)
Cabin	
Height	48 in (121.92 cm)
Width	39.5 in (100.33 cm)
Length	11 ft 10 in (3.61 ft)
Standard Seating Capacity	4
Baggage Capacity	30 cubic ft (0.8 cubic



Figura 34. Vistas Cessna 172p

Powerplant	Skyhawk SP
Manufacturer	Textron Lycoming
Model (Number)	IO-360-L2A (1)
Time Between Overhauls	2,000 hr

Estas características han sido tomadas de la web de la empresa Cessna <u>http://www.cessna.com</u>.

Bien, una vez dicho esto el bloque para modelar el modelo Cessna 172p que usaremos en Matlab es el siguiente:



Figura 35. Bloque Simulink para el modelo del Cessna 172p

Este es uno de los bloques dentro de la librería Aerosim, sección *FlightGear-Compatible*, *complete Aircraft*. Cuya estructura interna sigue las mismas directrices que el esquema explicado en el punto 2.1.4.

Es necesario precisar un detalle importante sobre este modelo. Se verá más adelante como la interfaz gráfica de simulación la constituye el programa **FlightGear 0.9.8.** Sin embargo estos bloques para los modelos de aviones que están incluidos en la librería Aerosim como "FlightGear compatible" fueron diseñados para unas estructuras de datos que sólo se encuentran en la versión de **FlightGear 0.9.2**.

Las estructuras de datos de los modelos dinámicos de aviones que presenta FlightGear en versiones 0.9.8. en adelante, no son posibles de ser extraídos mediante las herramientas que proporciona Matlab y Aerosim. Estas herramientas son los llamados *parseadores*, el ejecutable de Matlab que hace esto se denomina *xml_parser.m* y es el que emplea a su vez Aerosim en los bloques *Complete Aircraft* para obtener los modelos de aviones. Como el parser de Matlab fue diseñado para estructuras xml de versiones anteriores a las estructuras de FlightGear 0.9.8 no es posible usar los FDM (Flight Dynamic Model) de esta versión.

Para resolver este inconveniente se procedió a realizar lo siguiente:

Se procedió a obtener la versión de FlightGear 0.9.2 donde está el archivo para el modelo Cessna 172 que podemos usar, el cual se encuentra en formato XML. Una vez hecho esto el bloque para el Cessna de la librería es capaz de parsear y usar el modelo, con el parseador que incorpora Matlab si se le proporciona simplemente el path donde se encuentra el archivo con los parámetros del Cessna 172.

Hay que decir sobre las estructuras JSBSim que es un lenguaje de código abierto para crear modelos dinámicos de vuelo. Este sistema ha sido empleado por FlightGear para desarrollar los modelos de aviones que vienen implementados por defecto.

La principal ventaja del JSBSim es que permite a los desarrolladores de modelos de vuelo dinámicos obtener la configuración de las aeronaves mediante archivos XML, que están estructurados de una manera muy intuitiva y fácil de leer. Esto es de gran utilidad, ya que el problema de los estándares para el intercambio de modelos en la comunidad de simulación de vuelo es sobradamente conocido y surge frecuentemente cuando en los proyectos están involucrados varios contratistas obligando a los desarrolladores a intercambiar los modelos de aviones entre sí.

La comunidad de código abierto, y JSBSim en particular, han tomado el primer paso para establecer un estándar para modelos de aviones basados en XML.

2.1.5. Modelo de la Atmósfera.

Dentro del modelo general del simulador se incluye un subsistema que resuelve el modelado de la atmósfera e implementa prestaciones como la variación de las condiciones de viento permitiendo ensayar el vuelo si se quiere, en las condiciones más adversas.



Figura 36. Bloque para el modelo de la atmósfera

Este bloque está constituido por varios subsistemas que se detallan a continuación:



Figura 37. Modelo de la atmósfera

• Densidad del aire y velocidad del sonido.

Para modelar las características físicas de la atmósfera que interviene de manera crucial en un simulador de vuelo, se va a usar un bloque de la librería Aerosim denominado *Standard Atmosphere*. Esto nos permitirá modelar de manera precisa un factor muy importante del ambiente que influye en el cálculo de las fuerzas aerodinámicas, y que son las variaciones en la densidad del aire que se produce con el cambio de altura.

El bloque empleado es el siguiente:



Figura 38. Bloque para el cálculo de la densidad del aire

Este bloque lo realiza una interpolación sobre unas tablas a las que accede internamente, donde se encuentran datos del aire para alturas comprendidas entre 0 y 86000 metros.

El elemento que emplearemos será el de la densidad del aire (*rho*) que es calculado para la altura instantánea a la que se encuentra la aeronave. Con esto es fácil calcular la presión dinámica en cada instante de tiempo. Además obtendremos la velocidad del sonido, que se usará para el calculo de las fuerzas en el stick.

• Viento

El subsistema "viento" que se ha introducido, constituye un grupo de ganancias variables que introducen perturbaciones en la velocidad y dirección del viento a gusto del usuario. Lo que se pretende con esto es dar la posibilidad de modificar las condiciones atmosféricas, para poder poner a prueba tanto al piloto como a los sistemas de control de vuelo.



Figura 39. Bloque para el Viento

Vemos que la estructura interna es sencilla e intuitiva:



A las salidas de este bloque se le suman, en caso de haberlas, turbulencias y otros efectos, y los resultados se envían como entradas al bloque para el modelo del Cessna.

• Turbulencias. Breve resumen e implementación

La turbulencia atmosférica se define como la variable física que caracteriza el comportamiento del proceso aleatorio de la fluctuación de la velocidad del viento alrededor de una media cuasi-estacionaria.

Estos flujos irregulares producen sobre las aeronaves cambios repentinos en la trayectoria y pérdidas de sustentación.

Clasificación de turbulencias:

- **Turbulencia Mecánica:** debida a los rozamientos del aire con las irregularidades del terreno; predomina por tanto, en las capas inferiores.
- **Turbulencia Térmica:** debida a una inestabilidad térmica del aire. Suele predominar en las altitudes medias, a excepción de la CAT (turbulencia en aire claro) que es frecuente en la alta troposfera y la baja estratosfera.

Es evidente que los efectos de las turbulencias dependen mucho, también, de las dimensiones y del peso del avión; una avioneta ligera se verá muy afectada por una turbulencia que no afectaría lo más mínimo a un gran avión de línea. Al mismo tiempo, un avión rápido recibirá sacudidas más violentas que uno lento, ya que las atraviesa en menos tiempo.

En función de los efectos de las turbulencias sobre las aeronaves podemos hacer otra clasificación:

Escala empírica de la turbulencia:

- **Turbulencia 0:** El avión únicamente está sometido a oscilaciones muy ligeras de vez en cuando.
- **Turbulencia 1:** El avión se somete a golpes laterales frecuentes y a un ligero balanceo; es necesaria una ligera acción sobre los mandos.
- **Turbulencia 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.
- **Turbulencia 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.

Sin embargo la forma más usual de clasificar las turbulencias sigue el siguiente orden, englobando la clasificación anterior:

- *Turbulencia ligera (LIGHT):* engloba la turbulencia 0 y la 1.
- *Turbulencia moderada (MODERATE):* engloba la turbulencia 2.
- *Turbulencia fuerte (SEVERE):* engloba la turbulencia 3.

La turbulencia más común de estas tres será la turbulencia ligera seguida de la moderada y la fuerte. Según algunos estudios, se sabe que alrededor de un 10% del tiempo de vuelo sobre el Atlántico Norte transcurre con turbulencia ligera, un 1% con turbulencia moderada y un 0.01% con turbulencia fuerte.

Una característica muy significativa de las turbulencias es que la mayoría de las turbulencias están asociadas a distintos tipos de nubosidad:

- Los cúmulos indican turbulencia térmica
- Las nubes lenticulares y rotor indican onda de montaña
- Los cúmulo-limbos indican cizalladura

Sin embargo, hay un tipo de turbulencia llamada CAT (clear air turbulence), que no está asociada a nubosidad que la delate, ahí radica su importancia peculiar. Es un fenómeno que sorprende a las tripulaciones, exigiéndole al piloto mayor velocidad de reacción para mantener el control de la aeronave.

La aparición de la turbulencia CAT se da en los niveles más altos de la atmósfera (aproximadamente el 70% de los incidentes por CAT ocurren a unos 30.000 pies), y está asociada en un 70% de los casos a la corriente del chorro.

Su intensidad puede ser de moderada a fuerte, aunque si coincide con la turbulencia de onda de montaña (caso frecuente), su intensidad llega a ser severa e incluso extrema.

Se produce en capas de aire claro de no más de 2000 pies de espesor y con una superficie de decenas de millas. Al tratarse de un fenómeno tan local, es extremadamente difícil de predecir, aunque existen técnicas basadas en las avalanchas que podrían predecir turbulencias por un periodo de 3 a 6 horas; las avalanchas crean ruido el cual puede ser detectado con unos sensores colocados a cierta distancia.

Otro tipo de turbulencia que cabe destacar por su gran impacto aeronáutico es la Onda de Cizalladura (Windshear). Las variaciones del viento súbitas a baja altura, han sido consideradas desde siempre como un serio peligro para las aeronaves que se encuentran en las fases de aterrizaje o despegue, al tener muy poca altura respecto al suelo para maniobrar y mantener el control sobre la aeronave.

Se considera que la cizalladura es fuerte cuando los cambios en el viento inducen a la aeronave a velocidades verticales de más de 500 pies por minuto (152.4 metros por minuto).

Estos cambios en el viento pueden tener su origen en gran variedad de condiciones meteorológicas: inversiones térmicas, brisas marinas, tormentas, vientos fuertes en superficie, etc. El *microburst*, es el mecanismo que produce las cizalladuras más fuertes;

suelen aparecer junto con techos de nubes bajos y visibilidad reducida; la vida media de estos fenómenos rara vez supera los treinta minutos.

Si una aeronave sufriera Windshear, deberá aumentar su velocidad para así poder tolerar pérdidas súbitas en la velocidad del viento que pudiesen colocar a la aeronave en situaciones críticas.

Si se examina con detenimiento el modelo para el avión Cessna, se comprobará que implementa en su propio bloque de la atmósfera todo este tipo de tipo de turbulencias descritas. Pero dado que estos fenómenos no son manipulables, sino que actúan de un modo realista, generándose de forma aleatoria, en función de la altura y coordenadas del avión, se pensó que sería de utilidad para diversas pruebas que el simulador dispusiera de la capacidad de generar turbulencias de distinta intensidad a voluntad del instructor.

El bloque para las turbulencias artificiales se encuentra dentro del subsistema Atmósfera



Figura 40. Blouqe para las turbulencias

Y en él se modelan los siguientes efectos que se describen seguidamente:

- Ráfaga de viento

Se ha usado para modelar este fenómeno el módulo **AeroSpace Blockset** de Matlab, donde se encuentra el siguiente bloque



El modelo discreto de ráfaga de viento implementa una ráfaga de viento en la forma estandar "1-coseno". Este bloque sigue la norma militar MIL-F-8785C. La ráfaga se aplica a cada eje de manera individual, o a los tres simultáneamente. El usuario puede especificar la amplitud de la ráfaga (el aumento en la velocidad del viento generado por la ráfaga), la longitud de la ráfaga (metros sobre los cuales la ráfaga perdura), y el tiempo de comienzo del fenómeno.

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



La siguiente figura muestra la forma de la ráfaga comenzando a los 0 segundos.

La representación matemática de la ráfaga de viento es la siguiente:

$$V_{wind} = \begin{cases} 0 & x < 0\\ \frac{V_m}{2} \left(1 - \cos\left(\frac{\pi x}{d_m}\right) \right) & 0 \le x \le d_m \\ V_m & x > d_m \end{cases}$$

Donde V_m representa la amplitud de la ráfaga, d_m es la longitud de la ráfaga, x es la distancia a la que afecta, y V_{wind} es la velocidad del viento resultante según los ejes centrados en el cuerpo.

Como esta perturbación se va a sumar a otras, como las turbulencias y al viento existente, deben estar referidas al mismo sistema de referencia.

Sabiendo que

$$DCM \cdot V_{windNED} = Wind_{VelBODY}$$
$$V_{windNED} = DCM^{1} \cdot Wind_{VelBODY}$$
$$(2.60)$$

Ya podemos sumar estas acciones a las corrientes de viento, tal como viene implementado en el simulador.

Vemos en la siguiente gráfica un ejemplo de simulación:



Figura 41. Ráfaga de Viento

- Turbulencias en x,y, z

La variable física que caracteriza el comportamiento del proceso aleatorio de la fluctuación de la velocidad del viento alrededor de una media cuasi-estacionaria se conoce como Turbulencia, la cual es causada por la disipación de la energía cinética del viento en energía térmica mediante la creación y destrucción progresiva de pequeños vórtices (remolinos o ráfagas). Sin embargo, siendo la turbulencia atmosférica un proceso completamente aleatorio, esta tiene ciertos rasgos distintivos que son determinados por propiedades estadísticas.

Para generar las turbulencias se ha empleado simplemente el mismo bloque de Aerosim, que encontrábamos en el avión.



Las entradas corresponden a la siguiente descripción:

VelW: Vector velocidad del viento relativa al avión [velocidad verdadera; Sidelip ; Ángulo de ataque].

AGLAlt: Altitud del avión sobre el terreno.

Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla WindVel: Vector Velocidad del Viento en los ejes del cuerpo

Este último término: WindVel proviene del bloque para modelar el viento atmosférico, dentro del subsistema atmósfera. Siempre necesitamos un viento base para el cálculo de las turbulencias, pero para independizar los efectos sobre la aeronave, se puede seleccionar una velocidad del viento pequeña y aumentar por medio de la ganancia variable situada en el panel de control, el efecto de la turbulencia.



Figura 42. Aumento de intensidad de turbulencia

La intensidad de turbulencia se define como la relación entre la desviación estándar y la media de los datos correspondientes a las series de velocidad de viento en un período de tiempo corto (no mayor a una hora) y por convención usualmente igual a diez minutos

$$I.T = \frac{\sigma_u}{\overline{U}} \qquad (2.61)$$

Otros parámetros importantes a definir:

- Función de densidad de probabilidad de la velocidad del viento, el cual describe la tendencia que presenta la velocidad del viento en torno a un valor medio

Viene expresado por:

$$p(u) = \frac{1}{\sigma_u \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(u-\overline{U})^2}{2\sigma_u^2}\right]$$
(2.62)

- Función de auto-correlación: suministra información respecto al valor medio alrededor del cual se desarrolla la función de densidad de probabilidad y se define como:

$$R(r \cdot \delta t) = \frac{1}{\sigma_u^2 (N_s - r)} \sum_{i=1}^{N_s - r} u_i \cdot u_{i+r}$$
(2.63)

- Escala integral de tiempo y escala integral de longitud: La escala integral de tiempo se define como la medida temporal promedio sobre la cual las fluctuaciones de la velocidad del viento están auto-correlacionadas y se determina mediante la integración de la función de auto-correlación desde un tiempo de retardo r igual a cero hasta el punto en donde la función intercepta por primera vez el eje de las abscisas.

El producto de la escala integral de tiempo por la velocidad media de viento suministra la escala integral de longitud Lx

$$L_x = T \cdot \overline{U} \qquad (2.64)$$

Este concepto se conoce también como macro-escala y representa el tamaño medio de los vórtices de mayor tamaño presentes en el flujo de aire.

- Función de densidad espectral de potencia (PSD): Es la función que describe la relación entre las frecuencias presentes en el proceso real y la amplitud de las ondas sinusoidales variantes que generan la fluctuación de la velocidad del viento.⁴

La base para cualquier método de simulación de turbulencia atmosférica es la función de densidad espectral de potencia (PSD). De aquí que sean variados los modelos propuestos por diferentes autores, y que se ajustan de acuerdo con el tipo de análisis que se desee realizar. Los modelos más conocidos son los de Von Karman, Kaimal, Davenport y Frost entre otros. Siendo los de Von Karman y Davenport los modelos que mejor aproximan el fenómeno.⁵

$$S(f) = \frac{4 \cdot (5.7 \cdot u_*^2) L_x / \overline{U}}{1.339 \cdot (1 + 39.48 \cdot (f \cdot L_x / \overline{U})^2)^{5/6}} \quad (2.65)$$

⁴ Determinación de la función de densidad espectral en un proceso de simulación del viento Atmosférico. Gómez Rivera w.; Llano Sánchez L.E. Universidad de los Andes

⁵" Simulación del viento Atmosférico y Aplicación experimental". Universidad Militar Nueva Granada. Bogotá (Colombia).

$$S(f) = \frac{2 \cdot X^2 \cdot \sigma^2}{f \cdot (3 \cdot (1 + X^2)^{4/3})} \qquad \text{con} \quad X = \frac{f \cdot L}{\overline{U}}$$
(2.66)

El bloque "*turbulence*" implementa el modelo de turbulencias de Von Karman, el cual usa la representación espectral de Von Karman para crear turbulencias, pasando una banda limitada de ruido blanco a través de los filtros apropiados.

El bloque sigue la representación matemática de la norma MIL-F-8785C y el Military Handbook MIL-HDBK-1797. Para más información el lector debe dirigirse a las normas anteriormente citadas.

2.1.6. Sistemas de control de Vuelo Automático.

Este apartado trata de los Sistemas Automáticos de Control de Vuelo, o en inglés, Automatic Flight Control Systems (AFCS). Cabe destacar que el control de un avión es muy complicado, ya que tiene 6 grados de libertad.

Vamos a empezar definiendo dos conceptos muy importantes que son la estabilidad y la controlabilidad. Las cualidades de un avión que hacen que éste se resista a cambiar su vector de velocidad, ya sea en magnitud o en dirección, constituyen la estabilidad. La facilidad con la que el avión puede cambiar el vector de velocidad está relacionada con su controlabilidad.



Figura 43. Eurofighter 2000

Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla Los aviones comerciales son diseñados muy estables y por lo tanto poco controlables o maniobrables. Sin embargo con el tiempo se ha hecho evidente que un avión que es inherentemente muy estable, es susceptible de ser afectado por turbulencias atmosféricas, por lo que tampoco es bueno hacerlos demasiado estables. El AFCS en estos aviones está más enfocado a la seguridad y a la ayuda en su pilotaje de forma que la carga de trabajo del piloto y navegador sea lo más baja posible. El AFCS también es capaz de suprimir en cierto grado perturbaciones no deseadas que afectan al vuelo.

Los aviones militares modernos sin embargo, se diseñan de forma que sean muy inestables (aerodinámicamente) y por lo tanto muy maniobrables. Estos aviones también usan el AFCS para aliviar la carga de trabajo del piloto y aumentar la seguridad de vuelo, pero la diferencia es que no pueden volar sin el AFCS. Necesitan un sistema de control muy potente y perfeccionado ya que el piloto literalmente no vuela el avión, sino que lo hace el AFCS. El piloto solo le dice al ordenador lo que quiere que haga el avión mediante los controles de vuelo y éste manda señales de control apropiadas a las superficies de control (alerones, timones, etc). Para hacerse una idea de lo que estamos hablando: en aviones de combate más antiguos el piloto era capaza de llevar el avión recto y nivelado con pocas correcciones en los mandos de vuelo, pero en aviones más modernos para conseguir esto mismo el piloto tendría que hacer muchas correcciones por segundo sobre los mandos de vuelo.

Debido a la importancia de de este tipo de AFCS, usan un control redundante triplicando o incluso cuadruplicando los sistemas de control. Uno de los primeros aviones de combate que usó esta tecnología fue el F-16, al que apodaban "el avión eléctrico".

Bajo ciertas condiciones los sistemas de control realimentados, tienen tendencia a oscilar disminuyendo la estabilidad. Aunque usando altos valores de ganancia en los lazos de realimentación puede conseguirse una respuesta rápida y precisa, también se disminuye la estabilidad, por lo que los diseñadores de AFCSs están obligados a elegir un balance adecuado entre estabilidad y control.

2.1.6.1. S.A.S.

El "*Stability Augmentation System*" (*SAS*), es un sistema de control que tiene como función aumentar la estabilidad dinámica y/o estática de la aeronave en bucle abierto. Este sistema actúa de forma suplementaria a las acciones del piloto.

- Algunos ejemplos del uso de sistemas SAS:
- El Northrop B35/49. Motivó un significativo desarrollo en los sistemas SAS.
- Problemas significativos de los primeros sistemas:
 - ✓ Lógica hidráulica y neumática.
 - ✓ Sistema primitivo de computación analógica.
 - ✓ Sensores y actuadores poco precisos.

- ✓ Limitados modelos matemáticos de los componentes del sistema.
- ✓ Aproximaciones no analíticas para diseño e implementación.

El sistema SAS se basa en el control de las superficies de control mediante una realimentación del vector de estados. Para poder aplicar dicha realimentación del vector de estados, tenemos que poder disponer lógicamente del estado de nuestro sistema.



Figura 44. Aeronaves con sistema SAS



Figura 45. Esquema del Sistema SAS

Para diseñar este y el resto de sistemas de control de vuelo automático es necesario disponer del modelo lineal del avión para obtener las funciones de transferencia necesarias.

Por tanto todo el diseño de estos sistemas pasa por el importante punto de la linealización del modelo del avión Cessna 172p.

Con este objetivo se ha programado el archivo **cessna_trim.m.** Que pasamos a explicar sucintamente.

El método para linealizar que se ha seguido abarca los siguientes pasos:

1. El primer paso es identificar el sistema. Para ello es necesario identificar el número de estados del sistema y cuáles son, para ello se emplea el comando *sim* de Matlab.

El objetivo de este primer paso es conseguir un índice que identifique la posición de los estados dentro de un vector de estados que definiremos nosotros como representativo del espacio de estado a partir de un vector que nos devuelve el comando sim de matlab tras simular el archivo cessna_trim41.mdl bajo unas condiciones iniciales que hemos establecido y que permiten una identificación fácil de los estados del avión.

Este paso es de radical importancia, ya que al simular el Cessna, Simulink devuelve más estados de los que queremos y en otro orden distinto al que hemos establecido nosotros en nuestro vector de estados. 2. El segundo paso consiste en calcular una estimación de las entradas para unas condiciones de vuelo que podemos definir desde teclado.

Para nuestro modelo de Cessna se ha realizado la linealización para las siguientes condiciones de vuelo:

- Velocidad del avión: 110 Nudos (56 m/s), correspondiente a la velocidad de crucero del avión.
- Altitud: 2000 m.
- Ángulo de Bank : 0 rad.
- Combustible Inicial: [50, 50] (dos tanques)
- Flaps: 0 rad.

Definiendo unos umbrales de error para la velocidad, altitud y ángulo de bank de 0.5 m/s; 4 m y 0.1° respectivamente, simulamos el modelo, mediante el comando $\langle sim \rangle$ de Matlab, pasándole los valores necesarios de las entradas (elevador, aileron, rudder, throttle) corregidas según los errores medidos en cada simulación de velocidad, altura y ángulo de bank, hasta que las salidas se encuentren dentro de los márgenes de error que hemos definido como admisibles.

3. En este paso se hace uso del comando *<trim>* de Matlab. *Trim* resuelve los parámetros del espacio de estados para unas determinadas entradas, salidas, y condiciones de estado.

Estas condiciones para las que ejecutamos el comando *<trim>* serán las condiciones calculadas anteriormente, para las cuales ha convergido el modelo.

Resultados:
INPUTS:
Elevator = 0.0609
Aileron = 0.0072
Rudder = -0.0015
Throttle = 0.7748
STATES:
u = 56.36 m/s
v = -0.02 m/s
w = -0.00 m/s
Alt = 2000.00 m
Fuel = 50.00 kg
Fuel = 50.00 kg
Engine = 2334 rot/min
OUTPUTS:
Airspeed = 56.00 m/s
Sideslip = -0.03 deg
AOA = 0.60 deg

Los resultados tras "trimar" el avión son los siguientes:

Bank = 0.00 deg
Pitch = 0.59 deg
Heading = 0.00 deg
Altitude = 2000.00 m

4. Una vez tenemos todos estos parámetros, es decir, los estados, entradas y salidas para unas condiciones de vuelo estables, podemos pasar a linealizar el sistema.

Esto se ha llevado a cabo mediante el comando de Matlab *dlinmod*. Este comando obtiene las matrices que representan el espacio de estados de modelos discretos. Nos vemos obligados a usar *dlinmod* y no su homologo continuo *linmod* al tratarse nuestro modelo de un híbrido entre discreto y continuo.

El problema de tener que usar el comando en su versión discreta radica en la elección del tiempo de muestreo. Ya que se observó que las soluciones que se obtenían al linealizar variaban conforme se cambiaba dicho tiempo de muestreo.

El criterio por el cual se selecciono el tiempo más adecuado de muestreo fue el siguiente: Se procedió en primer lugar a obtener los autovalores para el modelo de avión genérico *Navion*. Este avión como se ha explicado ya anteriormente presenta una estructura con bastantes similitudes al Cessna 172.

Tras proceder a la linealización bajo las mismas condiciones de vuelo del Cessna 172, se estudiaron los autovalores, y observando los modos característicos, se procedió a ejecutar un sub-programa de búsqueda dentro del mismo archivo *cessna_trim*, de tal modo que se van probando sucesivos tiempos de muestreo de manera iterativa hasta obtener una solución que se asemeje de manera lógica a la solución del Navion.

Después de sucesivas iteraciones, se ha comprobado que la solución más cercana de manera global, es la que trata de identificar los modos oscilantes de los autovalores en cada iteración, además discriminamos las soluciones inestables, acorde con la solución de los autovalores del *navion*, las cuales muestran autovalores estables, para las mismas condiciones de vuelo.

Los autovalores que se obtuvieron fueron los siguientes:

• Para la matriz que describe la dinámica longitudinal, Alon:

```
\begin{array}{l} 0.86525\\ -0.47688 + & 0.51213i\\ -0.47688 - & 0.51213i\\ -0.00079982 + & 0.0065075i\\ -0.00079982 - & 0.0065075i\\ 0.00069778 \end{array}
```

• Para la matriz que describe la dinámica lateral, Alat:

1.0001 0.81058 -0.10141 0.046436 0.00054769

En estos momentos nos encontramos en posición de diseñar el *Stability Augmentation System* para nuestro avión.

SAS. Dinámica longitudinal:

- Eliminamos los modos oscilantes, eligiendo

P=[-0.86525 -0.47688 -0.47688 -0.0008 -0.0008 -0.0006978];

- Y calculando la realimentación "K" mediante el comando *place* obtenemos el siguiente resultado:

K = [-5.0958e-005 -4.7444e-005 0.00028227 -0.00042275 1.1956e-005 -9.0894e-007 1.6836e-009 -2.2265e-010 8.6784e-010 -6.4255e-011 2.7414e-010 2.2996e-011]

El cálculo de la K para el sistema S.A.S. se puede realizar de manera directa mediante el archivo StabAugS.m que se ha programado para ello.

Que además comprueba que los autovalores del sistema realimentado Alon-Blon·K, son los que habíamos especificado.

-0.86525
-0.00069778
-0.47688
-0.47688
-0.00079982
-0.00079982

Y para comprobar que la realimentación del vector de estados funciona, antes de implementarlo en el complejo modelo del simulador, hemos empleado el siguiente esquema en Simulink:

(2.67)



Figura 46. Esquema Simulink SASlong.mdl

El modelo consta de un bloque para describir el modelo en el espacio de estados, que toma los valores calculados del modelo linealizado para las matrices que describen la dinámica longitudinal del Cessna.

De la expresión

$$\dot{X} = AX + BU$$

Donde $U = -K \cdot X$

Obtenemos

$$\dot{X} = (A - BK)X \tag{2.68}$$

Y mediante el archivo graf_estado.m presentamos los resultados:



Figura 47. Variables de estado longitudinales

Comprobamos que al haber estabilizado los autovalores artificialmente mediante la realimentación del vector de estados, los estados en régimen permanente tienden a cero.

Sin embargo se observó lo siguiente. Al implementar el sistema en el modelo no lineal para el Cessna y probar su funcionamiento real se obtenían unos valores para los actuadores del elevador irreales, es decir de una magnitud muy superior al ángulo que podrían girar realmente.

Ante esta situación se decidió cambiar la ubicación de los polos y los autovalores seleccionados mediante el comando *place* de Matlab, buscando unas acciones de control más suaves, sin embargo esto no dio resultado, y no se conseguían valores aceptables de las ganancias de realimentación ante la disparidad entre los autovalores provocadas por la frecuencia de muestreo al linealizar el sistema. O se modificaban tan poco que la "K" era muy débil y no se producía realimentación alguna del vector de estados.

Vistos los resultados, se encontró una última solución:

Era necesario linealizar el sistema usando comandos para sistemas discretos debido a que el modelo no lineal que tratábamos de linealizar era un híbrido entre discreto y continuo.

Una vez hecho esto, la solución consistía en transformar las matrices que describen el sistema linealizado en discreto a continuo y ejecutar el mismo procedimiento para calcular la realimentación del vector de estados descrita anteriormente, para el modelo lineal continuo.

Los resultados fueron mucho más satisfactorios que los obtenidos con sistemas en el espacio de estados discreto, y son los que se presentan finalmente, y se implementan el modelo para el simulador.

La transformación de los sistemas para la dinámica longitudinal y lateral se realiza con Matlab mediante el comando >>d2cm y usando el método 'tustin' como opción de transformación.

[Alonc,Blonc,Clonc,Dlonc] = D2CM(Alon,Blon,Clon,Dlon,1,'tustin');

Los nuevos autovalores para el modelo continuo son los siguientes:

-0.0083
-0.1301 + 0.2167i
-0.1301- 0.2167i
-0.9875
-1.7759
-2.0000

Véase el archivo "**calc_sas.m**", donde se transcriben todos los comandos necesarios y la construcción de los sistemas en el espacio de estados.

Además ya directamente se obtienen los valores de la "K" para la realimentación del vector de estados en cada caso. Para ello se llama a la función "**StabAugS.m**", a la cual se le pasan los autovalores de la matriz "A" para la dinámica longitudinal y lateral en cada caso, y las propias matrices A y B de dichas dinámicas. La función devuelve el valor de K, calculada mediante el comando *place* eligiendo el vector "P" para *place* tal que elimine los modos oscilantes.



Figura 48. Esquema Simulink SASLongCM.mdl

El esquema constituye una representación gráfica de las propias ecuaciones 2.67 y 2.68, y en el mismo exportamos las variables de estado y las salidas del sistema al espacio de trabajo de Matlab.



Representando las variables de estado para la dinámica longitudinal conjuntamente:

Figura 49. Variables de estado longitudinales

Estas son las gráficas del estado una vez realimentado mediante la ganancia K, como observamos son estables.

Veamos ahora que sucede con las salidas:



Figura 50. Salidas del modelo lineal

Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla Las salidas no muestran modos oscilantes, tal como queríamos. El sistema funciona correctamente.

- Vamos a ver ahora cómo se comporta ante un impulso el sistema linealizado sin realimentación:

Ejecutando en el pront de Matlab: impulse(syslongcm,50) Obtenemos lo siguiente:



Figura 51. Respuesta ante impulso en el timón de profundidad

Mediante esta respuesta de las salidas del avión podemos hacernos una idea del comportamiento del mismo. Vemos que tiene una dinámica bastante lenta y que los valores negativos de todos los autovalores se confirman aquí comprobando la estabilidad del avión ante un impulso. Se observan también las oscilaciones propias del modo Phugoid, aunque son bastante pequeñas. Como se comprobará más adelante en el modelo no lineal, dichas oscilaciones no son las mismas, se mostrarán bastante mayores, y tardarán bastante más en extinguirse.



Figura 52. Respuesta ante un impulso en el Gas

Después mediante el modelo SASinput.mdl podemos ver la interacción de ambas entradas juntas y la respuesta del sistema realimentado, que es la que se muestra a continuación:



Figura 53. Respuesta del SAS ante un impulso en timón de profundidad y Gas

Los resultados son satisfactorios. ¿Pero qué ocurriría si implementamos el sistema de control sobre el modelo no lineal?

Para verificar nuestro sistema de control antes de implementarlo en el modelo para el simulador se construyo el esquema Simulink siguiente:



Figura 54. Modelo SAS c172fg No lineal

Modelo no lineal de Simulink dentro de la librería Aerosim. El modelo ha sido modificado para obtener las salidas necesarias para implementar el sistema de control de vuelo.

Condiciones de vuelo:

- Posición inicial: [37.6*pi/180 -122.3*pi/180 2000]
- Velocidades iniciales: [60 0 0]'
- Velocidades angulares iniciales: [0 0 0]' -
- Cuaternión inicial: [1 0 0 0]'
- Revoluciones del motor: 2500*pi/30
- Volumen en tanques de combustible: [50 50]

Estas son las mismas condiciones para las que se ha linealizado el modelo del Cessna y se ha diseñado el sistema SAS.

Descripción:

El sistema de control de vuelo recibe los estados para la dinámica longitudinal de las salidas del modelo del avión, estos multiplicados por la realimentación del vector de estados Klon, calculada anteriormente, nos proporciona las acciones necesarias para controlar el avión, estas acciones sobre elevador y gas son restadas a las acciones directas del piloto sobre los mandos elevador y gas respectivamente.

El modelo se somete a un escalón en la entrada de los elevadores a los 10 segundos de simulación.

El subsistema S.A.S para la dinámica longitudinal contiene simplemente la realimentación "Klon" que multiplica al vector de estados que recibe como entrada, y da como salida los valores del elevador y gas necesarios para controlar el avión. El sistema se puede activar y desactivar mediante un switch.

Vemos los resultados en la página siguiente:





Figura 56. SAS ON

Se puede comprobar que han desaparecido las oscilaciones, por tanto hemos conseguido cambiar la dinámica, estabilizándolo mediante la realimentación del vector de estados.

Además podemos comprobar como los valores de deflexión del elevador no toman unos valores demasiado altos:



Figura 57. Timón de profundidad accionado por el sistema de control

Como vemos, una vez superado el transitorio inicial de apenas un par de segundos, donde la deflexión calculada si toma valores altos en cualquier caso, debido a los valores iniciales de los que parten los integradores del modelo, se observa como la deflexión del elevador ronda los 10°, con pequeñas variaciones controladas por el sistema de control de vuelo automático, para mantener la estabilidad.

2.1.6.2. Piloto Automático: Control de Altitud, Rumbo y Velocidad

Para disminuir el esfuerzo del piloto, particularmente en vuelos de larga duración, la mayoría de los aviones son equipados con algunos sistemas de control de vuelo automático. Los sistemas de piloto automático abarcan desde los más sencillos hasta los más sofisticados, la capacidad de estos sistemas depende de las necesidades particulares de la aeronave.

Existen por tanto multitud de autopilotos, algunos de los cuales se citan a continuación, en función de la variable o parámetro que controlan:

- Actitud de cabeceo
- Altitud
- Velocidad o número de Mach
- Velocidad de descenso.

- Ángulo de bank
- Ángulo de cabeceo.
- Velocidad de giro a altitud y velocidad constante.
- Aceleración lateral nula.

Es decir, el abanico es muy grande, e implementar todos estos sistemas, engrosaría el volumen del proyecto en exceso y se saldría del objetivo del mismo, que es precisamente proporcionar una herramienta para probar sistemas de control de vuelo automáticos. Por tanto se han diseñado algunos sistemas fundamentales de control y se deja la estructura necesaria para dar la posibilidad de probar futuros sistemas de control de vuelo sobre el simulador.

CONTROL DE ALTITUD

Para diseñar este sistema de control del piloto automático, en este caso el control de altitud, se va a implementar un controlador clásico de tres términos o PID.

$$Gc = K \left(1 + T_d s + \frac{1}{T_i s} \right) \tag{2.69}$$

Para ello necesitaremos la función de transferencia que relaciona los elevadores y altura:

Esta función de transferencia se va a obtener del modelo linealizado anteriormente para el avión Cessna172. Separando la entrada y salida deseadas:

Para ello ejecutamos: sys11=syslongcm('h','elevador');

y la función de transferencia se obtiene tras ejecutar:

G_altitud=tf(sys11) es la siguiente:

$$\frac{h(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-2.057s^6 + 24.99s^5 + 92.58s^4 - 41.62s^3 - 336.1s^2 - 233.4s - 5.388}{s^6 + 5.032s^5 + 8.625s^4 + 5.777s^3 + 1.425s^2 + 0.2354s + 0.001856}$$
(2.70)

Mediante la herramienta *rltool*,o *rlocus* de Matlab podemos ver el lugar de las raíces y el diagrama de bode de la función de transferencia anterior:


Figura 58. Lugar de las raíces para la función de transferencia Elevator-altitud

Vemos como nos enfrentamos a un sistema de fase no mínima. Además si analizamos el diagrama de bode:



Figura 59. Diagrama de Bode de la función de transferencia en bucle abierto

Analizamos la estabilidad del bucle cerrado de control en función del diagrama de bode en bucle abierto.

Comprobando los márgenes de fase y ganancia encontramos que:

El sistema será imposible de controlar en bucle cerrado mediante la realimentación negativa, por mucho que cambiemos la ganancia. Por tanto la única solución es partir de una realimentación positiva y diseñar el controlador a partir de ahí.

Esto se puede efectuar directamente con la misma herramienta anteriormente nombrada rlocus. Los resultados se muestran a continuación.



Figura 60. Lugar de las raíces del sistema con realimentación positiva

Ahora comprobamos como presenta mucho mejor aspecto, se intuye que modificando la ganancia de la retroalimentación podremos llegar a controlar el sistema.

Es interesante ver también como cambia el diagrama de bode:





Figura 61. Bode de la función de transferencia Elevator-Altitud con realimentación positiva

Mediante el diagrama de Bode podemos medir los márgenes de fase y ganancia:

MG=-43.6 dB MF= inf

Sin embargo ahora sí es posible ajustar la el margen de ganancia hasta el límite crítico.



Figura 62. Diagrama de Bode con la nueva ω_c

Calculamos el valor numérico:

$$K = 10^{(\frac{M.G}{20})} \quad (2.71)$$



Resultando: K=0.0066

Esta K nos define una nueva ω_c = 0.687 rad/sec. Que también veíamos en el diagrama de Bode.

Y sabiendo que:

$$\frac{1}{\tau_2} = \frac{\omega_c}{\sqrt{10}}$$
$$\frac{1}{\tau_1} = \frac{\omega_c}{10\sqrt{10}}$$
$$(2.72)$$
$$\tau_1 = 46.0302$$
$$\tau_2 = 4.6030$$

De aquí podemos calcular fácilmente los términos del controlador PID

$$T_{i} = \tau_{1} + \tau_{2} = 50.6333$$
$$T_{d} = \frac{\tau_{1} \cdot \tau_{2}}{T_{i}} = 4.1846$$

Con lo que finalmente la expresión del controlador queda como sigue:

$$G_c = 0.0066 \left(1 + 4.1846s + \frac{1}{50.6333s} \right)$$

Según la norma MIL-F-8785C para este tipo de avión se nos impone la restricción de estabilidad longitudinal para el modo Phugoid, como un factor de amortiguamiento de al menos $\zeta_p=0.04$

Mediante la herramienta *rltool*, podemos diseñar el controlador fácilmente, acorde con las limitaciones impuestas por la norma.

En la siguiente figura se muestra el lugar de las raíces y el diagrama de bode para la función de transferencia más el controlador y una la realimentación positiva:



Figura 63. Lugar de las raíces y diagrama de bode. Diseño del controlador.

Se puede observar como los polos oscilantes se encuentran justo en el límite del factor de amortiguamiento impuesto por la norma. Pero veámoslo más de cerca:



Figura 64. Detalle, lugar de las raíces

Es decir no podemos aumentar más la ganancia, aunque quede un pequeño margen hasta que el sistema se hace inestable, porque ya estaríamos incumpliendo la norma, incurriendo en sobre-oscilaciones incómodas para el aparato.

Podemos ver una primera muestra de la actuación del controlador con las propias herramientas de rltool.



En la pestaña *análisis* > *Response to step command* y también podemos usar *Rejection to step disturbance*.



Figura 65. Herramienta "rejection to step disturbance" y "response to step command"

También resulta interesante ver los diagramas de bode conjuntos de la función de transferencia, controlador y el sistema completo. (Azul, verde y rojo, respectivamente)



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

Antes de implementarlo en el modelo completo del simulador, el controlador se ha probado sobre el modelo no lineal, de manera aislada.

Hay que destacar que el controlador diseñado mediante la función de transferencia aislada del elevador y la altura, de ningún modo se comportará igual cuando se implementa en el sistema linealizado, y la respuesta será más alejada de la esperada aún cuando se implemente sobre el modelo no lineal, y vamos a comprobar también en el capítulo 4, como se comporta interactuando en el modelo del simulador de vuelo completo, con perturbaciones atmosféricas y multitud de controladores funcionando simultáneamente.

Comprobamos en primer lugar la respuesta del controlador en el modelo linealizado:



Figura 66. Respuesta de la salida altitud ante entrada escalón en el modelo lineal

Observamos una sobreoscilación del 25% probablemente debido a las condiciones iniciales de las variables de estado.

A continuación veamos la respuesta del sistema de control de altitud en el modelo no lineal



Figura 67. Altura del vuelo de la aeronave en el modelo no lineal del Cessna.

Efectivamente, como sospechábamos, en el modelo no lineal, introduciendo las condiciones iniciales adecuadas, funciona correctamente; se observa una sobreoscilación inferior al 4%, con lo que podemos concluir que cumple las especificaciones de la norma.

Tenemos que señalar en primer lugar que en el modelo utilizado "hold_altitud_c172fg_No_lineal" se ha implementado un pequeño control para el roll, dado que si se deja libre el avión se inestabiliza, impidiendo ver la actuación del piloto automático para la altitud.

CONTROL DE RUMBO

Para realizar el piloto automático que mantenga el rumbo se va a emplear la función de transferencia que relaciona el timón y la guiñada. Esta función de transferencia se obtiene como en el caso anterior del modelo lineal seleccionando la variable de entrada y salida del sistema linealizado, en este caso para la dinámica lateral.

Sys22=syslatcm('psi','timon');

Se omite la presentación de las matrices resultantes por claridad, en lugar de eso podemos ver con más claridad el modelo mediante la función de transferencia asociada:

G_rumbo=tf(sys22)

$$\frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-0.003421s^5 + 0.1428s^4 + 0.03298s^3 - 0.6052s^2 - 0.009319s - 2.654e - 0.05}{s^5 + 9.286s^4 + 23.65s^3 + 18.18s^2 + 0.8217s - 6.063e - 0.06}$$
(2.73)

Seguidamente pasamos a analizar el lugar de las raíces de la función de transferencia para el diseño del controlador.



Figura 68. Lugar de las raíces

De nuevo comprobamos, observando el lugar de las raíces, que no presenta un aspecto con disposición a ser controlado. Así que realizamos una realimentación positiva.



Figura 69. Lugar de las raíces del sistema con realimentación positiva

En la representación superior, ahora disponemos de posibilidad de movernos al semiplano izquierdo, trasladar los polos a esa situación, como sabemos, haría estable la respuesta del sistema.

Por tanto la estrategia de control seguirá la misma línea que en el caso anterior, realizaremos la realimentación positiva, y estudiando el diagrama de bode ajustaremos la ganancia según el margen de ganancia disponible. La nueva ω_c obtenida nos servirá para diseñar el controlador PID para el piloto automático.



Figura 70. Diagrama de bode de la función de transferencia

Empleando de nuevo la herramienta *SISOtool* de matlab, conseguimos medir con presición los márgenes de fase y ganancia, que resultan los siguientes:

Calculamos

$$K = 10^{(\frac{M.G}{20})}$$

Esa K nos define una nueva ω_c = 5.25e-007 rad/sec. Como vemos en el bode:



Figura 71. Diagrama Bode función de transferencia para el control de rumbo

Y sabiendo que:

Capitulo II

$$\frac{1}{\tau_2} = \frac{\omega_c}{\sqrt{10}}$$
$$\frac{1}{\tau_1} = \frac{\omega_c}{10\sqrt{10}}$$

$$\tau_1 = 6.0234e+007$$

 $\tau_2 = 6.0234e+006$

Y de aquí podemos calcular fácilmente los términos del controlador PID

$$T_{i} = \tau_{1} + \tau_{2} = \boxed{6.6257\text{e}+007}$$
$$T_{d} = \frac{\tau_{1} \cdot \tau_{2}}{T_{i}} = \boxed{5.4758\text{e}+006}$$

$$G_c = 0.2291 \left(1 + 5.4758 \cdot 10^6 \text{s} + \frac{1}{6.6257 \cdot 10^7 s} \right)$$

Sin embargo observando el diagrama de bode del *pid* con la función de transferencia de nuestro sistema, comprobamos que el sistema es inestable, y que por mucho que modifiquemos la ganancia, no lograremos estabilizar la respuesta.



Figura 72. Análisis de estabilidad mediante diagrama Bode y Lugar de las raíces.

Si queremos estabilizar el sistema modificando la ganancia, esto se puede hacer desde el bode, manualmente, con Matlab.



Figura 73. Incompatibilidad entre margen de fase y ganancia para alcanzar la estabilidad

Sin embargo, nos encontramos, que siempre que queremos hacer el margen de fase negativo, el margen de ganancia se hará positivo, y a la inversa. Con lo cual resulta imposible estabilizar el sistema.

A pesar de ello se ha encontrado una solución, estudiando el diagrama de bode de la función de transferencia, sin el controlador PID. Cuando ajustamos el margen de ganancia, mediante la ganancia calculada por $K = 10^{\left(\frac{M.G}{20}\right)}$, nos desplazamos al corte con el eje de abscisas de la margen izquierda, y particularmente el diagrama de esta planta posee otro corte con el eje de abscisas en la margen derecha, que nos daría otra K. Esta K se puede calcular cualitativamente mediante Matlab, de modo manual, con bastante precisión. Y la diferencia está que una vez realizado esto, si dibujamos el bode de la planta más el controlador, ahora sí conseguimos ajustar la ganancia para que el sistema sea estable.

	Open-Loop Bode Editor (C)											
20		<u> </u>	<u> </u>	- F F F F F F F F F F F F F F F F F F F	 	INC. I.	r r r r r r r r r r r r r r r r r r r					
10												
10												
		- I I I 🗖 I III 📉 I I I I				IIII I I I I I I I I I I I I I I I I I						
0		-++++++++-+++++++++++++++++++++++++++++	· + − − − + + + + + +	- - - + + + - + -	+ - + + + + + + + + + + + + + + + + + +	1++1+++++++	F FI4 HIH - + + FI4IH					
							E E E E E E E E E E E E E E E E E E E					
<u>.</u>		/	NII IIIIIII									
5 -10	חודודום בוד		י חוחות רודור אחוי	ד ה חודודות ה ד	חדרד - תחוח ד	- חוחוד רודוד בוחור	ר רוח חוח – ד ד רוחוח					
tride		- V										
g -20 -		_ L L U U U _ L J J L U	. שוב בו אלי דו שוב י		エロロのニュココモ	ב שוע ביבים בועי						
ž												
-30	- - + + +	- + + + + + + - + - + + + +		- - - + + + - + -	+ ⊢।нн = + + + =	T##===================================	+ - + + +					
-40	GM - 12.8 dB -											
40	Freq: 0 rad/sec											
	Stable loop					IIII I I I I I I I I I I I I I I I I I						
-50												
405	PM: 77.4 deg											
360		/sec - + + + + + - + + + +			+ + + + + + + + + + + + + + + + + + + +	# = = = = ± # = =						
315			יהוד הברביה בותוי									
270												
~ 270												
- 225 -	- - + + +				+	ımı− − <mark>1</mark> ×ı−ı+ımı⊢ −						
		+ 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1	IIII I I I I I I I I I I I I I I I I I									
8 180 E												
135 -	- - + + +	- + + + + + + + + + + + + + + + + + + +			+ - + + + - -	1411-1-1+1 A UE -						
		- I I I I I I I I I I I I I I I I I I I										
90 -			י חוחות הוהוה הוחוה	ד – חודודו – ד	דרר – החחד	- חוחוד ורורור – וחור	תודו ד ד ד חוח רו ד					
45												
40												
0 6		<u>_ + + H H H _ + + + + H</u>	<u> - - - + + + </u>	- - - - + + - + -	<u>+</u>	141						
10	⁻⁷ 10 ⁻⁶	10 ⁻⁵	10 ⁻⁴ 10 ⁻³	10 ^{'2}	10 ⁻¹	10 ⁰ 10 ¹	10 ² 10 ³					
				Frequency (rad/sec)								

Figura 74. Primera solución analítica insatisfactoria

La figura muestra la primera solución calculada, que a posteriori se confirma insatisfactoria.



Figura 75. Solución final.

En esta otra, se muestra la otra alternativa de solución, encontrada de manera cualitativa, analizando visualmente el diagrama de Bode. Y la que finalmente es adoptada.

Mediante el procedimiento nombrado, obtenemos una K=47.5, con una frecuencia de ω_c = 4.32 rad/sec.

Con estos parámetros podemos re-calcular el controlador para el piloto automático del rumbo, resultado

$$Gc = \frac{254.5s^2 + 382.5s + 47.5}{8.052s} \tag{2.74}$$

Representando el controlador y la función de transferencia en el lugar de las raíces,



Nos percatamos que se hace necesario un reajuste de la ganancia para estabilizarlo.



Figura 76. Diseño del controlador mediante restricción en sobre-oscilación

Marcando un límite en la sobreoscilación del 80%. La nueva ganancia resulta de:

K=9.3100

Con este valor, el sistema ya es estable, y la respuesta ante escalón es la que se presenta a continuación:



Figura 77. Respuesta de rumbo frente a escalón en el timón

El paso siguiente es probar el piloto automático en el modelo linealizado. Es sabido que todos los actuadores tienen limitaciones. En nuestro caso tendremos limitaciones en el ángulo de deflexión, debido a que un ángulo demasiado elevado provocaría unas fuerzas demasiado elevadas de soportar por la estructura del avión.

Así que añadimos en el modelo la saturación correspondiente al actuador. Es decir tenemos que tener en cuenta que el ángulo del timón de dirección deflecta un ángulo de +/- 23° como máximo. Esto produce en este caso el conocido problema de saturación o "*wind-up*". Es decir, ante una referencia en el rumbo excesivamente alejada de la actual, el actuador del timón girará hasta el máximo, pero el termino integral seguirá sumando el error de posición del rumbo, mientras más tiempo tarde en alcanzar la referencia más error se sumará, llegando al punto que cuando se verdaderamente se halla alcanzado el rumbo deseado, el timón no volverá a su posición normal, dado que el controlador habrá acumulado un error muy grande debido a la suma del término integral.



Figura 78. Referencia de rumbo (amarillo) frente a rumbo actual (morado)

Como vemos, la respuesta del avión no es la que buscábamos.

Es como si el sistema trabajase en lazo abierto, es decir, se mantiene la misma acción de control independientemente de la variable de salida yaw.

Este defecto lo ocasiona el término integral del PID, que continúa sumando mientras existe error. Se produce como hemos dicho por cambios grandes en el setpoint o magnitudes importantes de perturbaciones.

La solución a esto se consigue mediante el diseño de un sistema *anti-wind-up*. Existen distintas soluciones para esto, la que aquí se presenta es conocida como el método del **retro-calculo**.

Este método empieza a funcionar cuando se satura el actuador, entonces la acción integral se re-computa de forma que el nuevo valor no alcance la magnitud de saturación. Es ventajoso ya que no se produce un apagado del modo I (integral) sino que se le gobierna dinámicamente empleando una constante T_t .

El sistema tiene un paso retro alimentado extra que se genera al medir la salida del actuador directamente, o como en este caso de un modelo del mismo conformando una señal de error e_s dada por la diferencia entre la salida del controlador v y la del actuador u. Luego e_s es alimentada a la entrada del modo integrador pasando por la ganancia 1/ Tt. La señal e_s será nula siempre que no haya saturación. De este modo no producirá ningún efecto mientras el sistema funcione normalmente. Cuando el actuador satura e_s será distinto de cero y tendrá el signo correspondiente al tipo de saturación que se produzca incorporándole al modo I suficiente magnitud de error de signo adecuada para evitar el crecimiento de la señal de control v.

El esquema sería el siguiente:



Figura 79. Esquema del Anti wind-up

La entrada del integrador resulta:

$$e_{s} = -K \frac{T_{t}}{T_{i}}e$$

$$(2.75)$$

$$e_{s} = u - v$$

El efecto de cambiar los valores de T_t se ilustra en la Figura 79 donde puede apreciarse que es más ventajoso que T_t tome valores pequeños ya que posibilita anular rápidamente el modo I. Sin embargo cuando se lo utiliza conjuntamente con el modo derivativo se deben tomar precauciones de que algunos errores espurios puedan causar saturación y que pudieran anular accidentalmente al modo I. Una regla heurística recomienda el uso de $T_i = \sqrt{T_i \cdot T_d}$



La implementación en Simulink es la siguiente:



Figura 81. Modelo lineal para la dinámica lateral con controlador de rumbo más anti-wind up

En este modelo denominado "hold_yaw", se ha implementado el sistema de control descrito anteriormente. Excitamos las entradas mediante un escalón y almacenamos las variables de salida en el Workspace de Matlab. De nuevo estamos usando el modelo linealizado.



Y ahora el resultado del autopiloto con anti wind-up:

Figura 82. Referencia de rumbo y salida

CONTROL DE VELOCIDAD

Para el diseño del piloto automático de la velocidad existen dos opciones. Mantener la velocidad mediante el control del timón de profundidad, o mediante el control del gas.

Vamos a presentar el control más común, que es usar los elevadores (timón de profundidad) para mantener una velocidad de crucero.

Para realizar esto, como es lógico necesitaremos la función de transferencia que relaciona los elevadores y la velocidad.

sys44=syslongcm('va','elevador');

y la función de transferencia se obtiene tras ejecutar:

G_velocidad=tf(sys44)

$$\frac{V_a(s)}{\delta_a(s)} = \frac{-1.515s^6 - 10.23s^5 - 12.35s^4 + 31.27s^3 + 73.58s^2 + 38.63s + 0.2063}{s^6 + 5.032s^5 + 8.625s^4 + 5.777s^3 + 1.425s^2 + 0.2354s + 0.001856}$$
(2.76)

En este punto necesitamos ver, como en los casos anteriores, el diagrama de bode y la localización de los polos y ceros, mediante el lugar de las raíces.



Figura 83. Lugar de las raíces Va/deltae

A primera vista, se observa como probablemente tendremos que emplear una ganancia pequeña para el controlador PID. Si es que finalmente se usa dicho controlador.

Y el diagrama de bode, donde podemos ver los márgenes de fase y ganancia es el siguiente:



Figura 84. Diagrama Bode Va/δ_e

Margen de ganancia: -3.61 dB Margen de fase: infinito. El sistema es inestable, como podemos verificar dándole una entrada en escalón:



Figura 85. Respuesta de la velocidad ante un escalón en el timón de profundidad

Para solucionar esto tendremos que ajustar la ganancia de otro modo distinto al del cálculo analítico que hemos empleado en otros controladores.

Por ejemplo, podemos movernos hasta situarnos en el semiplano izquierdo, ajustando la ganancia del sistema tal que la sobreoscilación no supere un margen aceptable. Un margen aceptable para este caso sería una sobreoscilación menor al 40%.



Figura 86. Ajuste de ganancia mediante restricciones en sobreoscilación sobre el lugar de las raíces

Añadiendo la restricción a la representación del lugar de las raíces y moviendo manualmente los polos hasta situarnos en el límite marcado por la franja naranja. Obtenemos K=0.0108

Con esto ya podemos diseñar el controlador.

$$\frac{1}{\tau_2} = \frac{\omega_c}{\sqrt{10}}$$
$$\frac{1}{\tau_1} = \frac{\omega_c}{10\sqrt{10}}$$

$$\tau_1 = 77.1287$$
 $\tau_2 = 7.7129$

Y de aquí podemos calcular fácilmente los términos del controlador PID

Capitulo II

$$T_i = \tau_1 + \tau_2 = \boxed{8.0521}$$
$$T_d = \frac{\tau_1 \cdot \tau_2}{T_i} = \boxed{0.6655}$$

$$G_c = 0.0108 \left(1 + 0.6655s + \frac{1}{8.0521s} \right)$$

Y ahora si analizamos la función de transferencia con el controlador, resulta:



Figura 87. Análisis de estabilidad mediante Bode y Lugar de las raíces del conjunto controlador y función de transferencia.

El controlador PID no es apropiado en este caso, dado que se nos hace inestable, además no existe posibilidad de ajustar la ganancia para estabilizarlo.

La solución más eficaz consiste en simplificar. En este caso esto se traduce en usar un control más sencillo, como es un PI.

Usando este controlador se pueden obtener muy buenos resultados, como vemos a continuación:



Figura 88. Ajuste de la ganancia del controlador

$$G_c = \frac{0.9163s + 0.0108}{84.84s} \tag{2.77}$$

Ahora vamos a probarlo finalmente, sobre el modelo del avión linealizado, como se realizado en los otros casos:





El modelo permite ver las variables de salida, y la evolución de la velocidad con la referencia fijada para este caso a 50 m/s.

Y la entrada del gas la mantenemos constante. Igual al 70% del máximo.

🚺 va							- 8 ×
ð 🗎		I.					
120							
100							
80							
60							
40							
	V						
, i							
20							
0-0-0	200	400	600	800	1000	1200	1400
Time offs							

Se ha tenido en cuenta la saturación de los elevadores, aunque no la dinámica de estos. El resultado es bueno, no presentando sobreoscilaciones exageradas, y alcanzando el setpoint con error en régimen permanente del 0%.

2.1.6.3. Compensación del torque.

La compensación del torque (o par) producido por la hélice del avión al girar es un elemento esencial en avionetas de este tipo. Esta compensación se debe realizar para que el piloto no tenga que ejercer una acción continua sobre los mandos.

La compensación del par de la hélice se puede realizar de distintos modos. En este proyecto se ha realizado la compensación, controlando el ángulo *bank* con los alerones.

Para ello obtenemos la función de transferencia que relaciona dicha entrada (alerones) con la salida bank, y realizamos el control con un PID clásico

$$\frac{\phi}{\delta_a} = \frac{0.0003897s^5 - 0.004645s^4 - 0.00769s^3 + 0.02106s^2 + 0.03164s + 0.000908}{s^5 + 9.286s^4 + 23.65s^3 + 18.18s^2 + 0.8217s - 6.063e - 0.06}$$

(2.78)

Como el procedimiento es el mismo que se ha citado en los apartados anteriores vamos a omitir algunos pasos por claridad.



Figura 90. Ajuste de la ganancia del controlador



Figura 91. Detalle del ajuste de la ganancia del controlador PID.

$$G_c = \frac{2.1e004s^2 + 1.534e004s + 926}{16.56s} \tag{2.79}$$

Este y los otros controladores están integrados en el simulador dentro del bloque "Sistemas de Control de Vuelo"



Figura 92. Bloque donde se agrupan todos los sistemas de control de vuelo automáticos de la aeronave.

2.1.7. Actuadores en los mandos principales.

La integración de los modelos de los actuadores dentro del simulador se decidió tras observar la respuesta del avión a las acciones directas procedentes del joke.

Aunque a nivel teórico la respuesta que se obtenía era válida para el estudio de la dinámica del avión ante los sistemas de control. El movimiento del avión era demasiado rápido ofreciendo una respuesta demasiado rápida, casi inmediata a las acciones en los mandos, que estaba demasiado lejos de la respuesta que debe presentar un avión de simulación y real.

Para ofrecer una respuesta algo más realista de cara al entrenamiento de pilotos, se decidió implementar los modelos de actuadores para el timón de profundidad alerones y timón de cola.

La mayoría de los aviones, sobre todo de envergadura, disponen de actuadores entre los mandos y las superficies de control. Sin los cuales sería imposible para el piloto ejercer la fuerza necesaria para vencer las fuerzas aerodinámicas. Los actuadores son accionados por un sistema hidráulico, asistido por lo que se denomina planta de potencia, la cual suministra la presión al aceite o fluido hidráulico.



Figura 93. Actuador convencional para el timón de profundidad

Sin embargo el Cessna 172 acopla directamente mediante cables de acero las acciones de los mandos de control con las superficies de control⁶, careciendo de sistema hidráulico.



Figura 94. Actuadores primarios⁷

En cualquier caso el análisis de los sistemas de control en bucle cerrado, se presentan situaciones donde la función de transferencia de los sistemas mecánicos, electro-mecánicos, hidráulicos y/o electro-hidráulicos son requeridas. De ahí que debamos estudiar esos dispositivos.

En muchos de estos casos la función de transferencia es muy difícil de obtener de las ecuaciones de movimiento. La razón de esto puede ser la presencia de no linealidades y fricción. Y lo que se realiza es un test de respuesta de frecuencia del



⁶ Jackson MRaes. All the World's Aircraft 2005-2006.

⁷ Automatic Flight Control. E.H.J. Pallett & Shawn Coyle

sistema, y obteniendo el diagrama de bode, usando el método de aproximación asintótica deducir la función de transferencia.

Evidentemente tenemos consciencia y comprensión en cuanto a que de ningún modo se puede realizar tal experiencia por no disponer del Cessna 172 físicamente. Por tanto habrá que buscar u modelo más sencillo para los actuadores.

Consideramos que un pequeño avión de estos incluye un sistema servo cuya función de transferencia típica viene dada por:

$$Gs = \frac{a}{s+a} \tag{2.80}$$

Los servomotores se encuentran intercalados en una estructura de este tipo



Figura 95. Servo motor

La estructura ideal a implementar tendría esta configuración



Debido a la sencillez de este mecanismo, y a los numerosos puntos que toca este proyecto se decidió que un sistema de primer orden sería suficiente para modelar los actuadores. Dejando como línea futura la ampliación en complejidad del modelo, añadiendo la dinámica de sensores por ejemplo.



Sabemos también que en estos sistemas, la capacidad de movimiento depende directamente de la fuerza del piloto para vencer las fuerzas aerodinámicas, que fueron calculadas anteriormente, y traducidas a esfuerzos por los motores del joystick, pero estos motores, realmente no pueden jamás producir una fuerza significativa que emule el actuador mecánico del Cessna. Por tanto el movimiento de la palanca del Joystick es mucho más rápido que el movimiento real de la palanca del avión. De ahí que se hayan incluido otros elementos además de la función de transferencia de primer orden, que pasamos a explicar.





El bloque que modela el actuador del timón de profundidad se encuentra dentro del subsistema *Mandos de Vuelo* conectado a continuación del bloque para el joke, de este modo las acciones del piloto son pasadas a través del actuador antes de llegar al modelo del avión.

El modelo para el actuador es el que se presenta a continuación y que pasamos a explicar:



Dado que la entrada procedente del joke está comprendida entre los valores [-1, 1], para las deflexiones máximas y mínimas, usamos unas ganancias para conseguir los grados máximos y mínimos de deflexión para el Cesssna 172.



Se ha introducido así mismo un retardo, correspondiente a los mecanismos propios de la aeronave, y que se ha estimado en 0.2 segundos, de acuerdo con la ayuda de un piloto profesional, además de la función de transferencia típica de primer orden.

Así mismo se ha añadido como se observa un limitador a la velocidad de cambio de la señal de mando y una zona muerta. El limitador de velocidad se ha implementado debido a que en la realidad la velocidad con la que el piloto mueve los mandos en este tipo de aviones, depende directamente de la fuerza que el piloto sea capaz de ejercer sobre los mismos. Como la resistencia que ejerce nuestro joke de simulación es bastante menor, para compensar este efecto el limitador de velocidad ejerce una buena función, además de la zona muerta, para modelar la no respuesta del sistema ante pequeños movimientos, que en la realidad tampoco se producen debido a la fricción en los mecanismos.

Para los alerones y timón el esquema es el mismo, y su explicación idéntica. Los cambios en los valores asignados a cada bloque corresponden como es lógico a los valores que caracterizan estas superficies de control.

Los valores elegidos para los actuadores están basados en sistemas mecánicos clásicos tomados de la bibliografía, y ajustados gracias al consejo de Ingenieros que han



trabajado en el sector Aeronáutico durante años y el asesoramiento de un comandante de vuelo comercial, ya que la información exacta de datos técnicos sobre el Cessna 172, en este tema, es muy exigua.

2.1.8. Interfaz para el Instructor.

Para supervisar las variables de estado y las condiciones de vuelo para las cuales se está simulando se ha construido una interfaz de supervisión, así como de control de las distintas opciones del simulador desde el ordenador que ejecute Matlab.



Figura 96. Monitor de Supervisión

Desde esta pantalla podemos ver las magnitudes más importantes para supervisar el vuelo del avión, de una manera tan clara o más de la que se puede tener al visualizar el panel de instrumentos de la aeronave, de tal modo que no sería necesaria la representación en FlighGear. Esta pantalla es muy útil a la hora de poder mantener un control visual de gran cantidad de variables de manera simultánea. Verdaderamente tiene más interés para el Ingeniero, o el instructor que para el piloto.

Podemos ver por un lado los valores instantáneos de Velocidad Verdadera, ángulo sideslip y ángulo de ataque. Justo debajo vemos la actitud del avión reflejada por el alabeo, cabeceo y guiñada. La guiñada se representa en un compás para mayor claridad.

Se presentan justo a la derecha de la actitud los valores instantáneos de las superficies de control del avión. También se presentan los valores de los trim-tabs, procedentes del bloque de los compensadores.



Otros elementos que se pueden supervisar son por supuesto, la altura de vuelo, las fuerzas en el Stick, la velocidad del viento por componentes y las turbulencias existentes.

Además en otro subsistema, justo encima del monitor de supervisión, se encuentra el monitor de control, que presenta el siguiente aspecto.



Figura 97. Monitor de control

Se ha incluido en el modelo, para facilitar el uso del simulador al instructor o usuario, de tal modo, que no tenga que ir a otros subsistemas para desactivar y activar switches.

Mediante esta pantalla el instructor puede activar y desactivar los distintos sistemas de control implementados en el simulador de un modo sencillo: El autopiloto para rumbo, altitud y velocidad, así como el Stability augmentation System. La desactivación del control del torque ha de efectuarse dentro del bloque de sistemas de control de vuelo, ya que se deja activado por defecto debido a la necesidad continua de su uso.

La activación del piloto automático de altitud y velocidad anulan la acción del piloto sobre el timón de profundidad puenteando la señal. Igualmente el piloto automático para el rumbo puentea la actuación del piloto sobre el timón de cola.

También es posible la activación de las turbulencias, el control de la intensidad de las mismas, así como la creación de una ráfaga de viento.



2.2. INTERFAZ GRÁFICA: *FlightGear*.

2.2.1. Sobre FlightGear.

El simulador de vuelo FlightGear es un software de código abierto disponible gracias a la licencia general pública o *General Public License (GPL)*.

La interfaz especial proporcionada por la librería Aerosim de Matlab, constituye una interfaz unidireccional de transmisión de datos mediante el protocolo de intercambio binario net-fdm creado por flightGear. Los datos son transmitidos mediante paquetes de red UDP para ser ejecutados por FlightGear. El blockset soporta múltiples distribuciones de estándares binarios.

2.2.2. Como Obtener FlightGear.

FlightGear se puede obtener de forma gratuita en la zona de descargas de la página <u>www.flightgear.org</u>. El área de descargas contiene además extensa documentación para la instalación y configuración de dicho software. Como FlightGear se caracteriza por ser un proyecto de código abierto, el código fuente del programa está también disponible en la web, de tal modo que se pueden personalizar y mejorar aspectos o funciones determinadas.

2.2.3. Configuración del ordenador para FlightGear.

En primer lugar el ordenador que ejecuta FlightGear debe disponer de los drivers adecuados. En concreto el hardware debe soportar aceleración gráfica OpenGL[®]. Para información detallada sobre los gráficos OpenGL, el lector puede dirigirse a <u>www.opengl.org</u>.

Para activar los gráficos OpenGL[®] de la tarjeta gráfica, debemos acceder al menú de configuración a través de Inicio>Panel de control>Pantalla o haciendo clic derecho sobre el escritorio y accediendo a propiedades de pantalla.

Sobre la pestaña de configuración debemos hacer clic en opciones avanzadas que abre la ventana de configuración de gráficos de la tarjeta de video. Ahí activar la aceleración gráfica al máximo nivel.

2.2.4. Descripción del blockset para la interfaz.

En esta sección describiremos el bloque de Matlab usada para transmitir los datos calculados en Matlab a FlightGear. El bloque se denomina *FlightGear Interface*, que no es más que un driver para comunicar mediante el protocolo UDP ambos programas.

En nuestro simulador este bloque materializará la unión entre Matlab y FlightGear proporcionándonos una visión en tiempo real del avión y sus maniobras.



Este bloque coloca a FlightGear en modo "Externo", es decir, FlightGear deja de usar sus modelos matemáticos para el cálculo del estado del avión y permite la entrada de datos calculados mediante otro programa, de tal modo que FlightGear actúa solo como una representación gráfica.



Figura 98. Interfaz de comunicación

Los parámetros que hay que proporcionarles son los siguientes:

- **Host Name**: El nombre o la dirección IP de la computadora que ejecuta FlightGear.
- **Port**: El número del puerto en la máquina Host a través del cual la interface debe conectarse.
- Simple time: La frecuencia con la que se enviarán a FlightGear los datos.

Es importante tener en cuenta la versión de la interfaz que se usa y la versión de FlightGear, ya que no funcionará si las versiones no coinciden.

