



Gaceta Cosmonáutica Vol-1

Control del Cabeceo de un avión en un estado estable mediante control PID

Управление тангажом самолета в установившемся режиме с помощью ПИД-регулирования.

H. Moreno Alvarez¹, C.H. Hernández Rivas¹, E. Ochoa Heras¹, N. I. Ovalle Leyva¹

¹Facultad de Ingeniería Universidad Autónoma de Chihuahua, Circuito Número 1 s/n, Nuevo Campus Universitario, Nte. 2, 31125 Chihuahua, México.

Resumen: El control de las superficies de una aeronave es esencial para su maniobrabilidad, ya que permite gobernar los movimientos en los ejes longitudinal, vertical y lateral. Los alerones controlan el “roll”, el timón de cola el “yaw” y el estabilizador horizontal el “pitch”. El movimiento de cabeceo (pitch) es crítico, ya que regula el ascenso y descenso de la aeronave. Esta fase es considerada una de las más sensibles durante el vuelo. Para mejorar su estabilidad, se implementa un controlador PID en el estabilizador horizontal.

Este control automatizado permite compensar perturbaciones de forma rápida y sin intervención humana. El controlador PID actúa sobre la señal de error entre el valor deseado y el real. A partir de esta diferencia, el sistema genera acciones correctivas mediante el actuador. El estudio se centra en el diseño de un controlador PID para estabilizar el ángulo de cabeceo. Finalmente, se comparan los resultados obtenidos con investigaciones previas para validar su desempeño.

Аннотация: правление поверхностями самолета имеет важное значение для его маневренности, поскольку позволяет контролировать движения вдоль продольной, вертикальной и поперечной осей. Элероны контролируют крен, руль направления — рыскание, а горизонтальный стабилизатор — тангаж. Тангаж имеет решающее значение, поскольку он регулирует набор высоты и снижение самолета. Эта фаза считается одной из самых чувствительных во время полета. Для повышения устойчивости на горизонтальном стабилизаторе установлен ПИД-регулятор.

Это автоматизированное управление позволяет быстро компенсировать возмущения без вмешательства человека. ПИД-регулятор воздействует на сигнал ошибки между желаемым и фактическим значениями. На основе этой разницы система генерирует корректирующие действия через исполнительный механизм. В данном исследовании основное внимание уделяется разработке ПИД-регулятора для стабилизации угла тангажа. В заключение полученные результаты сравниваются с результатами предыдущих исследований для подтверждения его эффективности.

Palabras clave: Control PID, Ángulo de cabeceo (Pitch), Superficies de control, Estabilidad de vuelo, Dinámica de aeronaves.

Ключевые слова: ПИД-регулятор, Угол тангажа (Pitch), Управляющие поверхности, Устойчивость полёта Динамика, летательного аппарата.

1 Introducción

El control de actitud en aeronaves constituye un problema central dentro de la ingeniería aeroespacial, particularmente en lo que respecta a la estabilidad longitudinal y el manejo del ángulo de cabeceo (pitch). Este grado de libertad resulta crítico debido a su influencia directa en la trayectoria de vuelo, el control de altitud y la seguridad operativa durante fases sensibles como el ascenso, crucero y aterrizaje. En sistemas aeronáuticos modernos, el control preciso de este eje requiere la integración de modelos dinámicos, sensores y algoritmos de control capaces de compensar perturbaciones externas y variaciones en las condiciones de vuelo .

Desde el punto de vista teórico, la dinámica longitudinal de una aeronave puede describirse mediante modelos no lineales derivados de las ecuaciones de movimiento de seis grados de libertad, las cuales consideran fuerzas aerodinámicas, propulsivas y gravitacionales. Estas formulaciones permiten caracterizar variables clave como el ángulo de ataque, la velocidad angular de cabeceo y la orientación respecto al horizonte, proporcionando una base rigurosa para el diseño de sistemas de control en lazo cerrado .

En este contexto, los controladores Proporcional–Integral–Derivativo (PID) continúan siendo una de las soluciones más utilizadas en aplicaciones aeroespaciales debido a su simplicidad, robustez y facilidad de implementación. Su capacidad para minimizar el error entre una referencia deseada y la respuesta del sistema, mediante la acción combinada de sus tres términos, los convierte en herramientas eficaces para estabilizar sistemas dinámicos sujetos a perturbaciones e incertidumbres.

El presente trabajo aborda el diseño y evaluación de un controlador PID aplicado al control del ángulo de cabeceo en condiciones de vuelo estable. A partir de un modelo dinámico representativo, se analiza el desempeño del sistema en términos de tiempo de respuesta, sobreimpulso y estabilidad, contrastando los resultados obtenidos con metodologías reportadas en la literatura. Este enfoque permite no solo validar la efectividad del control propuesto, sino también aportar una base didáctica y técnica para el desarrollo de sistemas de control en aplicaciones aeronáuticas.

2.1. Superficies de Control

Además de lograr que un avión vuele, es necesario que este vuelo se efectúe bajo el control del piloto; esto quiere decir que el avión se mueva respondiendo a una medida de control determinada. Una de las primeras contribuciones de los pioneros de la aviación fue el sistema de control del avión sobre sus tres ejes, cosa que se menciona con anterioridad en esta investigación. El flyer de los hermanos Wright disponía de un timón de profundidad, timón de dirección y un sistema de torsión de alas que producía el alabeo.

Para ello, primero se da a entender entonces que existen superficies aerodinámicas primarias, que proporcionan control, y secundarias que modifican la sustentación.

Las superficies aerodinámicas primarias son movibles, que, al ser accionadas por el piloto a través de los mandos a su disposición, modifican la reacción aerodinámica de dichas superficies, provocando un vector resultante, que será identificado como un desplazamiento traslacional y rotacional sobre sus ejes, de esta manera dando seguimiento a la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: alerones, timón de profundidad y timón de dirección. El movimiento en torno a cada eje será controlado mediante cada una de esas superficies. La diferencia entonces entre un piloto y un conductor de aviones, es el uso adecuado de los controles para lograr un movimiento coordinado.

Alerones. Su significado etimológico quiere decir “ala pequeña”; son superficies móviles, situadas en la parte posterior del extremo de cada ala y se mueven en direcciones opuestas (arriba y abajo) el uno del otro. Su accionamiento provoca el movimiento del alabeo o “roll”, es decir, su movimiento sobre el eje longitudinal.

Timón de dirección. Es la superficie móvil montada en la parte posterior del empenaje vertical de la cola del avión, también recibe el nombre de estabilizador vertical, sin embargo, su movimiento provoca el movimiento de guiñada o “yaw” del avión sobre su eje vertical. Sin embargo, esto no hace virar al vehículo, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada.

Timón de profundidad. Es la superficie situada en el empenaje horizontal de la cola del avión, que también se encuentra de manera colineal al estabilizador horizontal. Aunque su nombre puede sugerir que se encarga de elevar o descender al avión, realmente su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo o “pitch” sobre su eje transversal.

Cabe mencionar que el movimiento de cabeceo del avión provocado por esta superficie, da como resultado una modificación en el ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque.

Este último movimiento tiene como eje el Centro de Gravedad y su amplitud se encuentra determinada por el mayor o menor movimiento del volante o palanca de control que se tenga en el avión; así como también lo estará por la distancia del timón al Centro de Gravedad y la efectividad aerodinámica de dicha superficie.

En algunos casos, el empenaje horizontal de cola es una sola pieza que se encarga de las funciones de estabilizador horizontal y de timón de profundidad. Y al igual que los alerones, esta superficie se encuentra conectada al volante/palanca de control mediante una serie de cadenas y poleas de modo que es accionado por el piloto empujando o tirando del control.

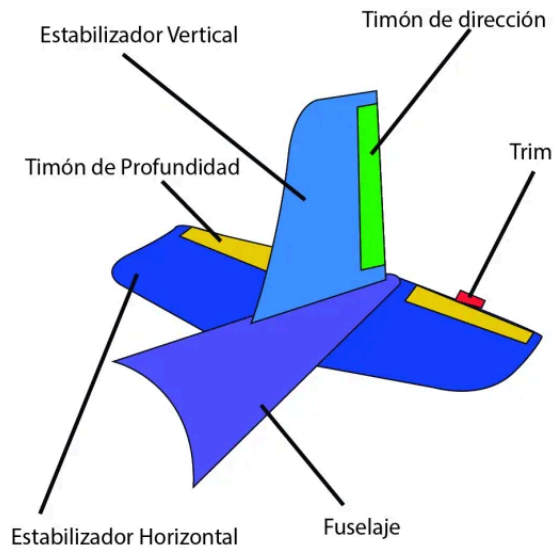


Figura 1.0

2.2 Estabilidad Longitudinal

De todas las características y parámetros que afectan al balance y control del avión, la de mayor importancia es la estabilidad longitudinal. Porque es bastante inseguro y poco comfortable que una aeronave tenga tendencia a entrar en picada de manera repentina, sobre todo cuando una persona que no tiene el control de este vehículo se encuentra bajo los efectos de su movimiento.

La estabilidad longitudinal depende de tres factores. El primero, la localización del ala respecto al centro de gravedad; el segundo, la localización del estabilizador horizontal respecto del centro de gravedad; y como tercer punto, el área de este estabilizador.

Aunque es difícil obtener un grado exacto de estabilidad longitudinal para todas las condiciones de vuelo existente, es necesario que esta se vea resuelta durante las fases principales de un ciclo de vuelo, es decir, durante el taxi, el despegue, crucero y aterrizaje.

La estabilidad en este eje de la aeronave entonces será resuelta principalmente por el estabilizador horizontal. Puesto a propósito en la parte trasera y lo más alejada posible de las alas. Esto es porque este estabilizador aerodinámico genera la fuerza necesaria para contrarrestar el efecto de fuerzas externas. Y al ser la parte más alejada del centro de gravedad, cualquier fuerza, por pequeña que sea, ejercida sobre este dispositivo tendrá un mayor par de fuerza sobre el cuerpo rígido en su totalidad.

Otro aspecto importante sobre este apartado es que, a vista de ese funcionamiento y a la diferencia de grados de inclinación que existen entre las alas y el estabilizador horizontal (decalaje); también es fácil comprender que el centro de gravedad del avión con respecto al centro aerodinámico es lo que ejerce la mayor influencia sobre la estabilidad, así como los cambios de velocidad, actitud, etc.

Si el centro de gravedad y el centro aerodinámico se encuentran en el mismo plano, el avión posee estabilidad neutra, pues ambas fuerzas resultantes tienen el mismo punto de aplicación; por otro lado, si el c.g. se encuentra adelantado del c.a., el avión se puede considerar estable y con tendencia a picar (morro hacia abajo). Y por último, si el c.g. está atrasado respecto al c.a., entonces el avión es inestable y tiende a encabritarse.

Es por este fenómeno que se malinterpreta la estabilidad horizontal al pensar que un avión es estable cuando se encuentra alineado con el horizonte, lo cuál además es una cualidad poco deseable; como ingenieros aeroespaciales, al momento de diseñar, innovar y explicar la dinámica de vuelo, se busca que un avión sea longitudinalmente estable a distintos ángulos de ataque.

Una manera práctica de mantener el control del eje longitudinal, es teniendo una forma de amortiguar adecuadamente al estabilizador horizontal, de manera que se puede automatizar este proceso al introducir un control PID con un algoritmo que se encargue de ofrecer esta función.

2.2 Control PID

Un controlador PID compara una señal de referencia (setpoint) respecto a una señal actual registrada por un sensor (feedback), y con convertidores de frecuencia se ajusta automáticamente el movimiento al acoplar las dos señales. La diferencia registrada en estas dos señales se le llama valor de error (desviación). Es entonces cuando se recurre a un bucle cerrado de retroalimentación donde se ajustan continuamente las salidas (output) en función de la desviación.

Este principio de retroalimentación opera por los términos de sus siglas [PID]:

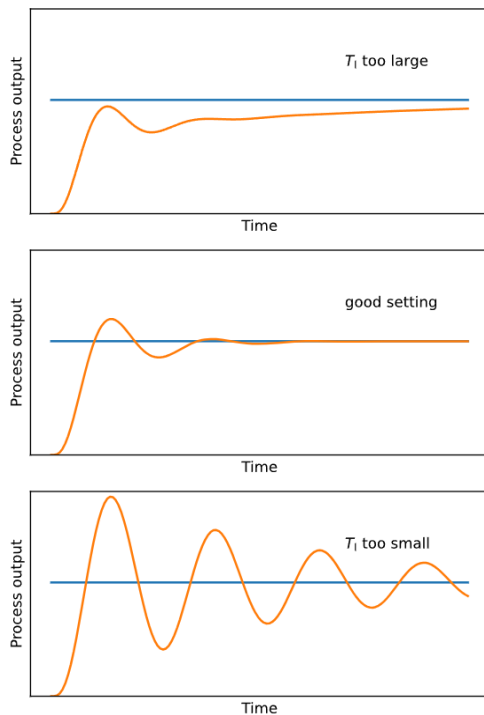
(P) Proporcional, que responde al error directamente, generando un output proporcional a su magnitud. Aplicando una medida correctiva inmediata, dando un resultado rápido a los errores que se generan. Su verdadero problema radica en que esta función llega a un estado de error de posición, o error permanente, es decir, nunca se podrá alcanzar el valor de ajuste que se desea.

(I) Integral, aborda cualquier error que sea persistente o desviaciones a largo plazo del punto de ajuste acumulando el error con el paso del tiempo. Al realizar una integral sobre la señal de error, este término I se asegura de que el sistema logre acercarse al punto de ajuste con precisión. Una característica peculiar de esta función integral, es que al ir acumulando el error conforme pasa el tiempo, existe una sobreoscilación en el sistema, que también resulta contraproducente si se busca respetar un umbral de señal.

(D) Derivativo, busca anticipar cambios futuros en el error evaluando una tasa de cambio. De esta manera se contrarresta el efecto de sobreoscilación al amortiguar y estabilizar el sistema, dando una respuesta más rápida de este.

Así es como funciona en detalle:

Figura 2.0



Cálculo del error: El controlador PID calcula continuamente la señal de error como la diferencia entre el punto de ajuste deseado y la variable de proceso actual.

Control Proporcional: El término proporcional (P) responde al error actual produciendo una salida proporcional a la magnitud del error.

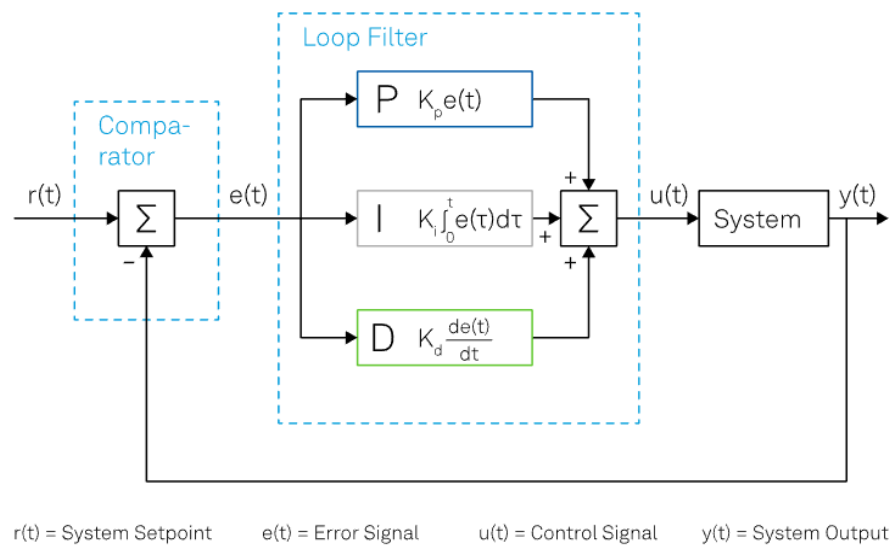
Control Integral: El término integral (I) responde a la suma acumulada de errores pasados y busca eliminar cualquier error en estado estacionario. Se calcula como la integral del error a lo largo del tiempo.

Control Derivativo: El término derivativo (D) responde a la tasa de cambio del error y ayuda a amortiguar los cambios rápidos en el sistema. Se calcula como la derivada del error a lo largo del tiempo.

Salida de Control: La salida de control es la suma de los términos proporcional, integral y derivativo.

Ajuste de la Entrada de Control: La salida de control se aplica como la entrada al sistema que se está controlando. Ajusta parámetros del sistema como posiciones de válvulas, velocidades de motores o elementos de calefacción para acercar la variable de proceso al punto de ajuste.

Bucle de Retroalimentación: La variable de proceso se mide continuamente y se retroalimenta al controlador, cerrando el bucle de control. El controlador ajusta la entrada de control basada en la retroalimentación, con el objetivo de minimizar el error y mantener la variable de proceso en el punto de ajuste.



Esta es la ecuación de bucle cerrado introduciendo la retroalimentación y salida en el sistema.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de}{dt}$$

La variable (e) representa el error o desviación registrado, es decir, la diferencia entre el punto de ajuste (r) y el output actual (y). Esta señal de error (e) es alimentada hacia el control PID, en el cual se integra y deriva la señal de error con respecto al tiempo. La señal de control (u) al sistema será igual a la ganancia proporcional (K_p) multiplicada por la magnitud del error, más la ganancia integral (K_i) multiplicada por la integral del error, más la ganancia derivativa (K_d) multiplicada por la derivada del error.

Esta señal de control (u) es llevada hacia el sistema y la nueva salida (y) es después retroalimentada y comparada con el valor de ajuste para encontrar una nueva desviación (e). El controlador toma esta nueva señal de error y actualiza la entrada (input). Es de esta manera que el proceso continúa mientras el control PID se encuentra en marcha.

La función de transferencia de un control PID se encuentra al tomar la transformada de Laplace de la ecuación anterior.

$$K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s}$$

Donde K_p es la ganancia proporcional, K_i la integral, y K_d la derivativa.

Mediante el uso de una framework como lo son MATLAB y simulink, se puede definir un control PID utilizando el modelo de la función de transferencia directamente, por ejemplo.

```
Kp = 1;
```

```
Ki = 1;
```

```
Kd = 1;
```

```
s = tf('s');
```

```
C = Kp + Ki/s + Kd*s
```

$$C = \frac{s^2 + s + 1}{s}$$

Función de transferencia en tiempo continuo

Para conocer los efectos generales de cada parámetro del control (Kp, Kd, Ki) en un sistema de bucle cerrado, se puede recurrir a la siguiente tabla, donde se explica su comportamiento en la mayoría de los casos.

Parámetro	Tiempo de Ascenso	Sobreimpulso (Overshoot)	Tiempo de estabilización	Desviación (s-s Error)
Kp	Disminuye	Aumenta	Cambio pequeño	Disminuye
Ki	Disminuye	Aumenta	Aumenta	Disminuye
Kd	Cambio pequeño	Disminuye	Disminuye	No cambia

Aunque si se necesita conocer los efectos detallados de optimizar el control para cada ganancia individual, se requiere de un mayor análisis, o en su defecto, realizar pruebas sobre el sistema específico con el que se encuentre trabajando.

Es de suma importancia sintonizar o “tunear” los parámetros de este control PID. Esto implica ajustar los 3 parámetros para lograr un rendimiento deseado en el sistema, como estabilidad, capacidad de respuesta y un mínimo sobreimpulso. Existe una amplia variedad de métodos, que serán explicados a continuación.

3. Modelo Matemático del Movimiento de Una Aeronave

Para poder plantear un sistema de control es indispensable modelar un sistema matemático que emule al sistema físico en cuestión que se busca controlar, para ello hay que descomponer el fenómeno mediante leyes y teoremas físicos y matemáticos conocidos.

La notación estándar para describir el movimiento de las fuerzas aerodinámicas y momentos que actúan en un sistema de referencia del cuerpo (véase la figura 3.0), donde las variables x , y y z representan los ejes de coordenadas con un origen en el centro de masa del vehículo.

El eje x se encuentra en el plano de simetría de la aeronave, orientado hacia la "nariz" de esta. El eje z se encontrará de igual manera en el plano de simetría de la nave, perpendicular al eje x y apuntando hacia abajo. El eje y completa el sistema ortogonal que representa a la regla de la mano derecha, mismo eje que apunta hacia la dirección externa del ala derecha del vehículo.

Las variables u , v y w representan la velocidad lineal instantánea en las direcciones de los ejes x , y y z respectivamente. Mientras que las variables X , Y y Z representan los componentes de fuerza aerodinámica de la velocidad rotacional en sus respectivos ejes. Las variables p , q y r representan la velocidad angular a lo largo de los ejes x , y y z .

Estas ecuaciones de movimiento que rigen la dinámica de vuelo se derivan de la Segunda Ley de Newton, que establece que la medida de una interacción externa sobre un cuerpo se manifiesta provocando un cambio en su estado de movimiento. Dicho estado se define por su cantidad de movimiento, que depende de su masa y velocidad. Esta ley implica que toda variación en ese estado responde directamente a la acción de una interacción no equilibrada, siendo esta interacción la causa física del cambio observado; a su vez, la adición de momentos que actúan sobre este mismo cuerpo, serán de la misma magnitud que la medida de su momento angular.

Esta ecuación de fuerza se expresa de la siguiente manera.

$$1. \quad \sum F = \frac{d}{dt}(mv)$$

F representa los componentes de fuerza (F_x , F_y , F_z) en los ejes x , y y z . Cuando se trata de lidiar con conceptos de aceleración para cada elemento de masa (m), v representa las contribuciones de velocidad tanto lineal (u , v , w) como rotacional (p , q , r) sobre los ejes x , y y z respectivamente.

Los componentes de fuerza están formados de contribuciones de fuerzas aerodinámicas, propulsivas y gravitacionales que actúan sobre la aeronave. La ecuación de momento entonces, se puede expresar de la siguiente manera.

$$2. \quad \sum M = \frac{d}{dt}(H)$$

M representa las componentes de momento L, M, N en sus respectivos ejes x, y y z. Además, H representa el momento o torque (Hx, Hy, Hz) en sus respectivos ejes.

Deepa, S.N. (2016)

Para lograr obtener el cabeceo de una aeronave, la derivación de los modelos matemáticos de balance de masa y de energía es importante. Basándose en artículos de investigación y libros con similitud en el tema, se utilizan ecuaciones obtenidas de la conversión de un set de seis ecuaciones no lineales.

Se puede partir en un principio de las ecuaciones de los 6 grados de libertad, las cuales describen completamente el comportamiento dinámico de un cuerpo rígido en un espacio tridimensional, y por consiguiente también se ofrecen sus términos trigonométricos, los cuales incluyen velocidad angular, posición y velocidad.

Traslacional - (Segunda Ley de Newton en 3 dimensiones)

3. **Fuerza en el eje X:**

$$m(\dot{u} + qw - rv) = X$$

4. **Fuerza en el eje Y:**

$$m(\dot{v} + ru - pw) = Y$$

5. **Fuerza en el eje Z:**

$$m(\dot{w} + pv - qu) = Z$$

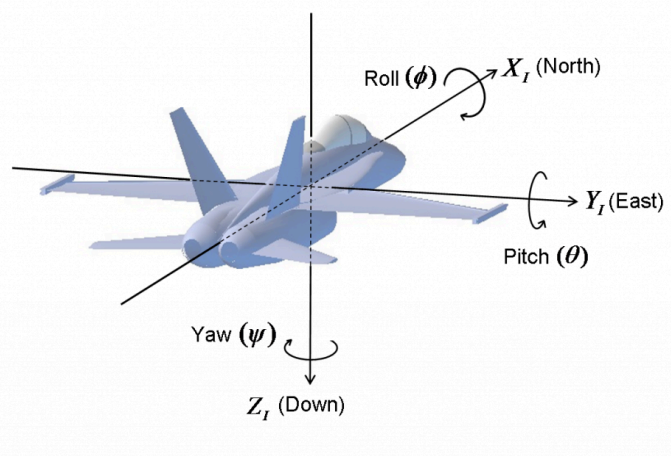


Figura 3.0

Rotacional - (Ecuaciones de Euler para el movimiento rotacional)

6. **Roll**

$$I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr + I_{xz} \dot{r} + (I_{xz}pq - I_{xz}qr) = L$$

7. **Pitch**

$$I_y \dot{q} - (I_z - I_x)pr - I_{xz}(p^2 - r^2) = M$$

8. **Yaw**

$$I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq + I_{xz} \dot{p} + (I_{xz}qr - I_{xz}pq) = N$$

Donde:

u,v,w	Componentes de la velocidad en el sistema de referencia del cuerpo
p,q,r	Componentes de la velocidad angular (balanceo, cabeceo, guiñada)
X,Y,Z	Fuerzas aerodinámicas y de propulsión en cada eje
L,M,N	Momentos aerodinámicos (alabeo, cabeceo, guiñada)
Ix,Iy,Iz	Momentos de inercia
m	Masa de la aeronave

Si se plantea un modelo en el cual la aeronave se encuentra en un estado de vuelo crucero a una velocidad y altitud constante; ocurrirá en esta asunción que las fuerzas aerodinámicas (thrust, drag, weight, lift) se balancean entre ellas a lo largo de los ejes x y y. Asimismo se asumirá que el cambio en ángulo de cabeceo no cambia la velocidad del sistema, por lo que es posible plantear el sistema de la siguiente manera:

El movimiento longitudinal es gobernado por las variables:

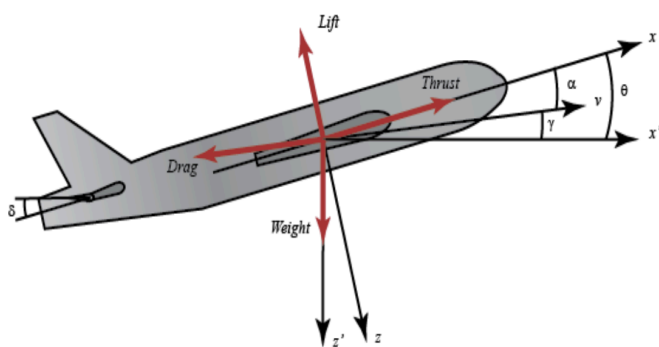


Figura 3.1

Ángulo de ataque (α): Ángulo entre el vector de velocidad del avión y su eje longitudinal del fuselaje.

Velocidad de cabeceo (q): Velocidad angular alrededor del eje lateral (eje de cabeceo).

Ángulo de cabeceo (θ): Orientación del avión con respecto al horizonte.

Desarrollando estas variables como ecuaciones de movimiento no lineales, será lo siguiente:

1. Ángulo De Ataque: el cambio en el ángulo de ataque $\dot{\alpha}$ depende de:

- El Lift (L) y el Drag (D)
- La Velocidad de Cabeceo (q)

De forma adimensional esto se puede describir como:

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{mV}(L + T \sin(\alpha) - mg \cos(\gamma)) + q$$

Donde:

T = Thrust

m = Masa

V = Velocidad

γ = Ángulo de Trayectoria

2. Dinámica de la velocidad de cabeceo:

El cambio en la velocidad de cabeceo (\dot{q}) está dada por el momento aerodinámico M y la inercia en el eje del cabeceo (I_{yy}).

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}}$$

3. Ángulo de Cabeceo:

El ángulo de cabeceo evoluciona conforme q .

$$\dot{\theta} = q$$

Expresando las fuerzas y el momento (M) como coeficientes resulta en:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L, \quad D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D, \quad M = \frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c} C_M$$

Sustituyendo y Simplificando lo anterior, las fórmulas obtenidas serán:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \mu\Omega\sigma[-(C_L + C_D)\alpha + \frac{1}{\mu-C_L}q - C_w \sin \gamma\theta + C_L] \\ \dot{q} &= \frac{\mu\Omega}{2i_{yy}}[(C_M - \eta(C_L + C_D))\alpha + (C_M + \alpha C_M(1 - \mu C_L))q + \eta C_W \sin \gamma\delta] \\ \dot{\theta} &= \Omega q \end{aligned}$$

A continuación para simplificar el modelado del sistema de ecuaciones, se le asignan valores numéricos a los coeficientes; aproximados a los de un avión comercial moderno, resultando en:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= -0.313\alpha + 56.7q + 0.232\delta \\ \dot{q} &= -0.0139\alpha - 0.426q + 0.0203\delta \\ \dot{\theta} &= 56.7q \end{aligned}$$

Este modelo matemático describe el comportamiento de la aeronave en un estado estable y es en base a este mismo que se diseñará el sistema de control .

4. Metodología

El diseño del control PID propio de los autores para este modelo matemático en específico es de gran ayuda para la comprensión de este método de control en la industria aeronáutica y cómo es que este se compara con los resultados de otras investigaciones; para poder evaluar el desempeño del sistema diseñado se establecieron los siguientes criterios bajo los cuales se optimizan los parámetros del control. Estos son:

- Overshoot = 7.5% < 10%
- Rise time = 0.413 seconds < 2 seconds
- Settling time = 9.25 seconds < 10 seconds

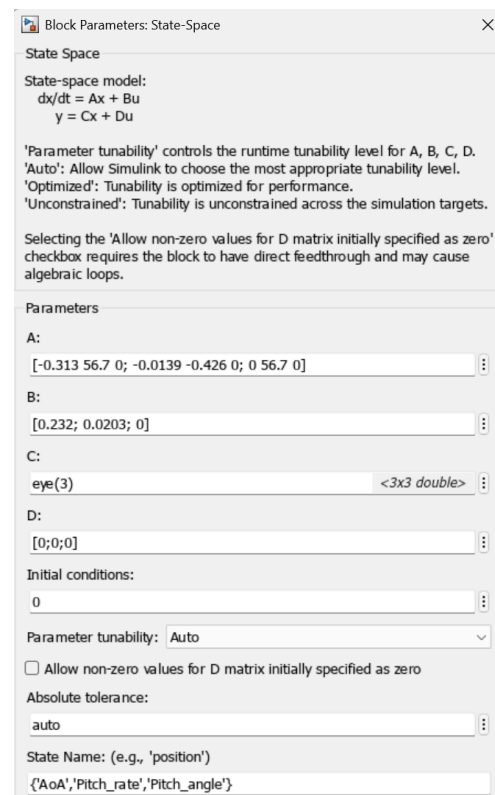
La configuración de Simulink comienza con la inserción de un bloque de espacio de estados y la introducción de los valores de las matrices, correspondientes a las variables A, B, C y D obtenidos de la función de transferencia. Después de ingresar las matrices, se asignan nombres a los estados, como ángulo de ataque, ángulo de cabeceo y velocidad de cabeceo, siguiendo la secuencia de las matrices.

Figura 4.0

La configuración continúa con la adición de un bloque demultiplexor (Demux) para desarrollar aún más el modelo, lo que indica un avance hacia componentes más complejos en el diseño del control automático o autopiloto. Este bloque demux se utiliza para dividir la salida en múltiples valores, específicamente aislar el ángulo de cabeceo para un análisis posterior. Después, se introduce un bloque terminador para gestionar las salidas desactivando las innecesarias, permitiendo centrarse únicamente en el ángulo de cabeceo desconectando las otras salidas. Luego, se incorpora un bloque osciloscopio para proporcionar una representación visual de la salida, esencial para monitorear el comportamiento del ángulo de cabeceo. Posteriormente, se incluye una función escalón como entrada, que representa un valor constante para simplificar el modelo.

Se observa que esta configuración resulta en un sistema en lazo abierto, sin retroalimentación, lo que lleva a una inestabilidad en la salida observada en el osciloscopio. La salida sigue creciendo sin estabilizarse, lo que indica la necesidad de realizar ajustes para lograr un sistema estable, y se sugieren varios métodos para mejorarla.

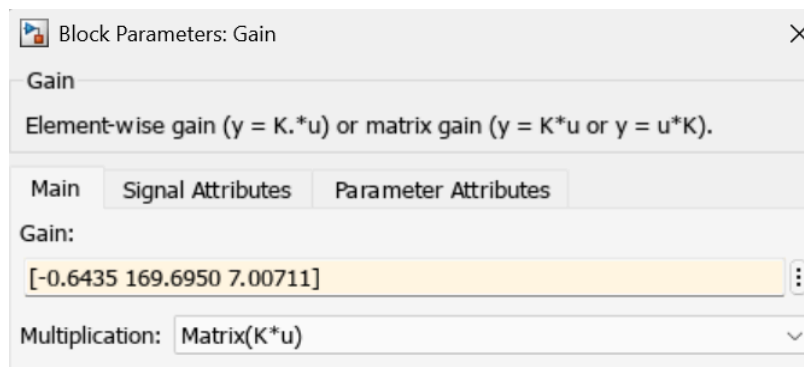
Para esta parte es necesario establecer un lazo de retroalimentación para mejorar la estabilidad del sistema. La ganancia se introduce como un componente crucial, que toma la salida y la multiplica por



un valor determinado antes de volver a incorporarse al sistema. Esto de manera que la salida se mantenga dentro de un rango deseado en relación con la entrada. Para facilitar los cálculos del error, se añade un bloque suma, que permite operaciones tanto de suma como de resta. El bloque suma está configurado para realizar una función de resta, conectándolo entre la entrada escalón y la etapa del sistema. El bloque de ganancia se vincula a la entrada de resta, ayudando a determinar el error calculando la diferencia entre el ángulo real y el ángulo de entrada. Esta configuración requiere múltiples valores de ganancia para diferentes entradas, asegurando que el sistema pueda estabilizarse efectivamente ajustándose según los errores calculados.

Es importante utilizar diferentes valores de ganancia para una estabilización efectiva en un modelo de simulación de vuelo. Para lograr esto, se asignan varios valores de ganancia a diferentes elementos, específicamente para α , q y θ , lo que mejora el rendimiento general del sistema. Estos valores serán acomodados en una matriz, asignándoles los valores de $\alpha = -0.6435$, $q = 169.6950$ y $\theta = 7.0711$. Al ejecutar el modelo, se observa una mejora notable en la estabilización, ya que el sistema ya no se comporta como un sistema en lazo abierto. Esta mayor estabilidad indica que se han realizado ajustes exitosos, preparando el camino para futuras modificaciones y optimizaciones. La atmósfera refleja un sentido de progreso y logro, ya que las métricas de rendimiento de la simulación muestran avances significativos.

Figura 4.1



Para este punto el sistema generado tiene la siguiente estructura:

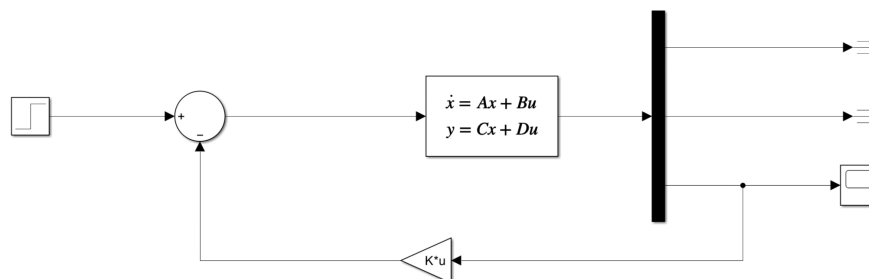


Figura 4.2

Teniendo una vez hecho el sistema acomodado de esta manera, se pueden hacer ensayos de su funcionamiento. Sin embargo el sistema se puede reducir a un modelo de SIMULINK más simple. Para ello se establece un sistema PID, cuyo objetivo es minimizar el tiempo de respuesta del sistema,

asegurando que el piloto automático reaccione rápidamente a cualquier entrada o discrepancia. Esta respuesta rápida es esencial para un control de vuelo efectivo.

A medida que avanza la discusión, se realizan ajustes en los valores PID, con un énfasis particular en lograr un tiempo de respuesta y un tiempo de estabilización bajos.

Como resultado el sistema se vería de la siguiente manera:

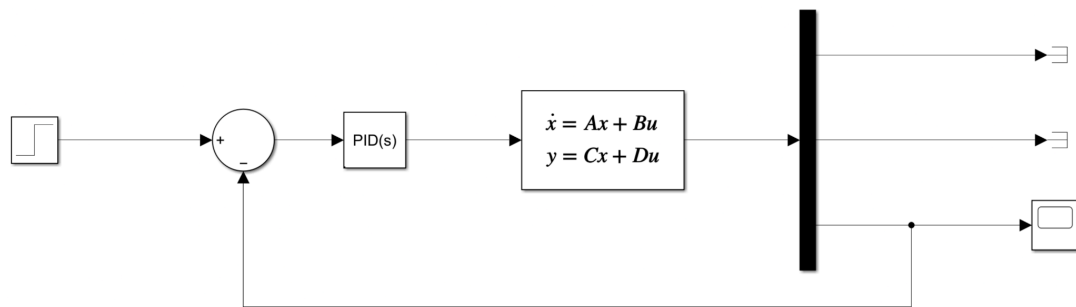


Figura 4.3

Graficando los datos propios, se optimiza la respuesta de manera manual y posteriormente es posible visualizar los resultados que mejor se acercan a los valores óptimos que se buscan, los cuales fueron definidos en el objetivo.

5. Resultados

Se observa una curva que inicia en cero, sube rápidamente, presenta un sobreimpulso (overshoot) que supera momentáneamente el valor de referencia (1), luego oscila ligeramente y finalmente se estabiliza en el valor deseado (línea de referencia, también en 1).



Figura 5.1 La gráfica muestra la respuesta temporal de un sistema controlado por un PID **ajustado (Tuned)**.

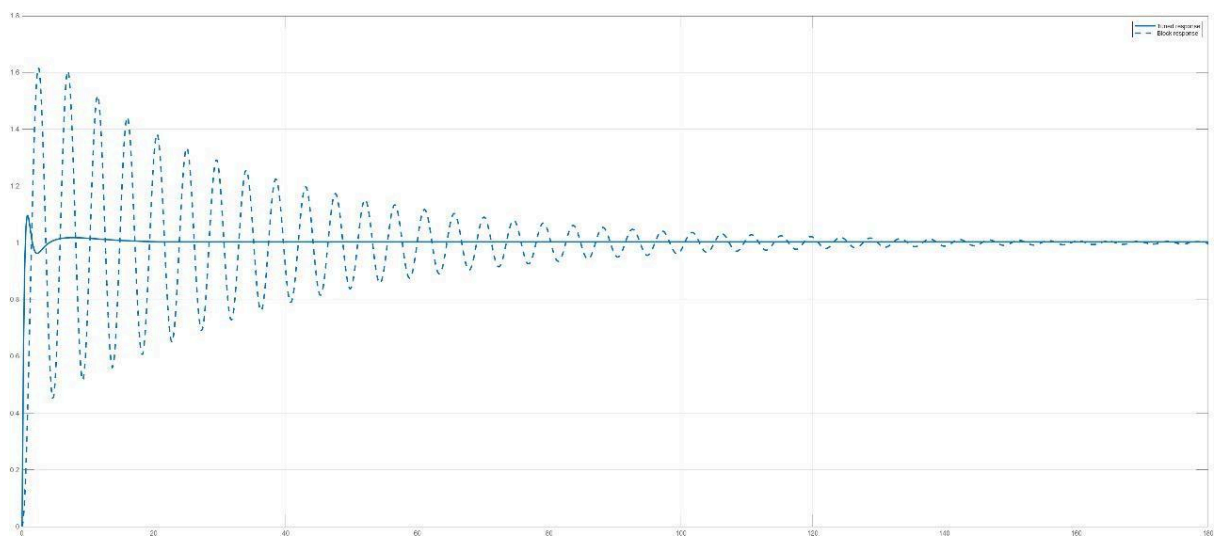


Figura 5.2 Gráfica de respuesta temporal del sistema PID Tuned y el sistema PID Block

Controller Parameters		
	Tuned	Block
P	5.4915	1
I	2.2442	1
D	3.0592	0
N	41.9589	100
Performance and Robustness		
	Tuned	Block
Rise time	0.355 seconds	0.938 seconds
Settling time	3.17 seconds	122 seconds
Overshoot	9.63 %	61.5 %
Peak	1.1	1.62
Gain margin	-Inf dB @ 0 rad/s	2.1 dB @ 1.51 rad/s
Phase margin	69 deg @ 4 rad/s	3.58 deg @ 1.38 rad/s
Closed-loop stability	Stable	Stable

Figura 5.3 Resultados de los parámetros del controlador PID y su desempeño, mostrando valores ajustados (Tuned) . Se incluyen métricas de tiempo de subida, tiempo de asentamiento, sobreimpulso, márgenes de ganancia y fase, así como la estabilidad en lazo cerrado.

Métrica	Resultado Ajustado
Tiempo de subida (rise time)	0.355 s (rápido)
Tiempo de asentamiento (settling time)	3.17 s (rápido, controlado)
Sobreimpulso (overshoot)	9.63 % (moderado, bien contenido)

Parametros	Manual	FA	PSO
Tiempo de Subida	0.355	3.11	3.35
Tiempo al Pico Maximo	1.1	29	33.5
Establecimiento	3.17	55	6.32

Table 1: Comparacion de resultados obtenidos v resultados de Ponrani, Godweena (2021)

Parametros	Valores
Tiempo de Subida	0.355
Tiempo al Pico Maximo	1.1
Establecimiento	3.17
Overshoot	9.63%
Phase Margin	69 deg @ 4 rad/s

Table 2: Resultados de los parámetros del controlador PID y su desempeño, mostrando valores ajustados (Tuned) . Se incluyen métricas de tiempo de subida, tiempo de asentamiento, sobreimpulso, márgenes de ganancia

Parametros	Manual	FA
P	5.49	1
I	2.22	1
D	3.05	0
N	41.95	100

Table 3. Tabla comparativa de los parámetros del controlador PID obtenidos manualmente y por el algoritmo FireFly

6. Conclusiones

Se observa que los parámetros ajustados del PID presentan un incremento notable en los valores proporcional (P), integral (I) y derivativo (D) respecto a los valores básicos. El valor de $P=5.4915$ en el sistema Tuned frente a $P=1$ en el Block indica una acción proporcional más fuerte, que permite corregir rápidamente los errores. Asimismo, el término integral $I=2.2442$ frente a $I=1$ refuerza la eliminación del error en estado estacionario, mientras que el derivativo $D = 3.0592$, que está ausente en el Block ($D=0$), introduce una acción anticipatoria que ayuda a suavizar las oscilaciones y evitar sobreimpulsos. La diferencia en el filtro derivativo N también es notable: el Tuned usa un valor menor (41.9589) que el Block (100), lo cual indica un filtrado menos agresivo de las señales de alta frecuencia, favoreciendo una respuesta más ágil pero cuidando el ruido.

Desde el punto de vista del desempeño temporal, los resultados muestran mejoras claras. El tiempo de subida (rise time) se reduce de $0.938s$ en el Block a apenas $0.355s$ en el Tuned, evidenciando una respuesta mucho más rápida. El tiempo de asentamiento (settling time) se reduce drásticamente, pasando de unos lentos $122s$ a solo $3.17s$, lo que significa que el sistema ajustado alcanza la estabilidad mucho antes y, por lo tanto, es más eficiente y usable. El sobreimpulso (overshoot) también cae de un preocupante 61.5% a un controlado 9.63% , mostrando que el sistema ajustado no solo es más rápido, sino también menos propenso a rebasar excesivamente el valor objetivo.

En cuanto a los márgenes de estabilidad y robustez, el margen de fase del sistema Tuned es significativamente mejor, con 69° frente a los apenas 3.58° del Block, lo que indica que el sistema ajustado puede tolerar mucho mejor variaciones de fase antes de volverse inestable. Sin embargo, el margen de ganancia reportado como $-\infty$ dB para el Tuned sugiere que, aunque la respuesta temporal es excelente, existe un riesgo potencial si se enfrenta a cambios significativos en la ganancia del sistema, pues puede acercarse peligrosamente a condiciones de inestabilidad. Esto requeriría un análisis adicional para garantizar robustez completa, especialmente si el sistema debe operar bajo condiciones variables o con incertidumbre en el modelo.

En términos de estabilidad de lazo cerrado, ambos sistemas son reportados como estables, pero claramente la estabilidad del sistema Tuned es superior desde una perspectiva práctica, ya que responde más rápido, con menos oscilaciones y con una capacidad mucho mayor de mantenerse estable frente a perturbaciones de fase.

Finalmente, podemos concluir que el proceso de ajuste del PID ha tenido éxito al transformar un sistema lento, con alto sobreimpulso y pobre robustez (Block), en un sistema ágil, preciso y mucho más robusto (Tuned). No obstante, el detalle del margen de ganancia sugiere que, para aplicaciones críticas, podría ser necesario aplicar técnicas adicionales de robustez, como análisis H^∞ , compensadores adicionales o rediseño de filtros para asegurar que el sistema mantenga su desempeño incluso bajo condiciones extremas.

A partir del análisis de los datos presentados, se observa que el controlador PID ajustado manualmente ofrece un rendimiento superior en términos de tiempo de respuesta ($0.355s$ de tiempo de subida) y estabilidad ($3.17s$ de establecimiento, 9.63% de sobreimpulso), demostrando ser eficaz para aplicaciones que requieren precisión y rapidez. Por otro lado, los métodos de optimización automatizada (FA y PSO) muestran un desempeño variable, con tiempos de respuesta

más prolongados (ej: 3.11 s para FA) pero posibles ventajas en escenarios específicos, como la convergencia a largo plazo en el caso de PSO (6.32 s de establecimiento). Los datos adicionales sugieren la importancia de validar experimentalmente estos parámetros mediante pruebas repetidas (ej: 30x40min), lo que refuerza la necesidad de equilibrar el diseño teórico con la implementación práctica. En resumen, mientras el ajuste manual del PID es ideal para sistemas dinámicos con requerimientos estrictos, los métodos automatizados como PSO podrían ser útiles en contextos donde la flexibilidad y la adaptabilidad sean prioritarias. La selección final del método dependerá de los objetivos específicos del sistema y de un análisis exhaustivo que considere tanto simulación como validación experimental.

8. Nomenclatura

α = Ángulo de ataque.

q = Velocidad de cabeceo.

θ = Ángulo de cabeceo.

δ = Ángulo de deflexión del elevador.

$$\mu = \frac{\rho S \bar{c}}{4m}$$

ρ = Densidad del aire.

S = Área planiforme del ala.

\bar{c} = Longitud media de la cuerda aerodinámica.

m = Masa de la aeronave.

$$\Omega = 2U \cdot \bar{c}$$

U = Velocidad de vuelo en equilibrio.

C_T = Coeficiente de empuje.

C_D = Coeficiente de resistencia aerodinámica.

C_L = Coeficiente de sustentación.

C_W = Coeficiente de peso.

C_M = Coeficiente de momento de cabeceo.

γ = Ángulo de trayectoria de vuelo.

$\sigma = 1 + \mu C_L$ = Constante.

i_{yy} = Momento de inercia normalizado.

$\eta = \mu \sigma C_M$ = Constante.

9. Referencias

Ponrani, M. A., & Godweena, A. K. (2021). Aircraft Pitch Control using PID Controller. 2021 International Conference On System, Computation, Automation And Networking (ICSCAN), 1-4.

<https://doi.org/10.1109/icscan53069.2021.9526373>

Nelson, R. C. (1998). *Flight Stability and Automatic Control*.

[https://home.engineering.iastate.edu/~shermanp/AERE355/lectures/Flight Stability and Automatic Control_N.pdf](https://home.engineering.iastate.edu/~shermanp/AERE355/lectures/Flight%20Stability%20and%20Automatic%20Control_N.pdf)

Deepa, S. N., & Sudha, G. (2016). Longitudinal control of aircraft dynamics based on optimization of PID parameters. *Thermophysics And Aeromechanics*, 23(2), 185-194.

<https://doi.org/10.1134/s0869864316020049>

Control Tutorials for MATLAB and Simulink - Introduction: PID Controller Design. (s. f.).

<https://ctms.engin.umich.edu/CTMS/index.php?example=Introduction&ion=ControlPID>

Navarro, M. Á. M. (s. f.). *Superficies de mando y control*.

https://www.manualvuelo.es/lpbav/15_supma.html