Trabajo Práctico Integrador

* Integrante: Nazareth Nalbandian
* Profesor: Mgtr. Omar Civale
* Materia: Teoría de Control
* Universidad: UTN FRBA
* Carrera: Ingeniería en Sistemas de Información
* Tema: Sistema de control del piloto automático del ángulo de pitch de una aeronave

**Pautas para el desarrollo del Trabajo Final de Teoría de Control**

1. **Objeto de este documento**

Proporcionar una guía de orientación para el desarrollo del **Trabajo de Integración** de Teoría de Control (oportunamente explicitado en sucesivas clases desde el inicio de la cursada).

Contiene el propósito, objetivos del trabajo, las pautas a seguir y las recomendaciones correspondientes.

1. **Próposito**

* Aplicar **la totalidad** de los conceptos fundamentales de la Teoría de Control a un sistema controlado elegido por cada equipo de trabajo.

1. **Objetivos Generales**

* Seleccionar un sistema de control aplicado a una solución tecnológica (**preferentemente, del área de sistemas de la información**).
* Fundamentar el sistema propuesto utilizando, a modo de marco teórico, los conceptos, fundamentos, enfoques y estrategias de la Ingeniería de Control.
* Aplicar diferentes técnicas o herramientas informáticas, en forma creativa, para realizar gráficos, modelos, cuadros comparativos, y, en general para expresar el análisis del problema y la solución propuesta.

1. **Pautas**

* **Desarrollo del trabajo**

El trabajo de investigación será desarrollado por equipos de no más de dos integrantes.

**La fecha de entrega del Trabajo Final será informada mediante la plataforma del webcampus**. Esta fecha permitirá la corrección del mismo antes de la primera fecha de llamado a final.

Para el caso de que el TP no sea aprobado y requiera de correcciones y/o mayor desarrollo, o no haya sido presentado hasta la fecha indicada, **se estipulará una nueva fecha tope de entrega mediante el mismo procedimiento**.

(Preferentemente, y por la condición excluyente de aprobación de la materia se sugiere entregarlo antes de las fechas indicadas).

Una vez aprobado el TP, y en caso de tener cumplimentadas la totalidad de las actividades obligatorias pautadas, el alumno estará en condiciones de firmar la libreta.

Para ello, se pautarán fechas a tal efecto.

La entrega se realizará en formato de archivo PDF por cada alumno en el web campus del curso (en el sitio dedicado a tal efecto).

En cada trabajo se incluirá en la carátula el listado de integrantes del grupo.

Pueden realizarse consultas durante el período de desarrollo.

* **Composición del Trabajo de Investigación**

El trabajo, desde el punto de vista formal, estará compuesto de las siguientes partes:

* **Carátula**: incluye el tema e integrantes del equipo de trabajo.
* Copia del presente documento.
* **índice**: contenido del documento elaborado por el equipo.
* **Introducción**: se referirá al “segmento / mercado” en que se encuadra el trabajo (por ejemplo, “...el control del riego y la fertilización de una plantación...”).
* **Objetivos**: cuales son los objetivos de control a ser alcanzados y cual es la solución que se plantea u ofrece.
* **Alcance**: definir la estructura del sistema considerado, describiendo e identificando clara y explícitamente las diferentes funcionalidades correspondientes al mismo (por ejemplo: contexto; puntos de interconexión con el mundo exterior; tipo de transductores; variables que se desea controlar, tipos unidades y rangos de entradas y salidas, amplificador de error; señales de error y realimentación; elementos de medición, características y variables componentes de las transferencias presentes en el sistema; características de la respuesta; perturbaciones externas e internas a considerar; características y tipo de error; caracterización de la estabilidad; ley de control y tipo de actuación utilizada; relación entre señales analógicas y discretas / digitales; carga/s asociadas al sistema).

El trabajo deberá incluir un programa confeccionado en **LOGO** (en lenguaje de bloques), que permita simular y verificar la funcionalidad del sistema.

**IMPORTANTE**: Tal lo explicitado en clase, no se solicita la descripción genérica del sistema controlado sino la identificación y descripción de su estructura.

En definitiva, **“encontrar” la totalidad de los contenidos y conceptos trabajados y estudiados desde el dominio de la teoría de control**.

* **Descripción, desarrollo y fundamentación de la propuesta**: debe ser clara, recomendándose técnicas de escritura conceptual y gráfica.
* **Conclusión**: A modo de conclusión, establecer la necesidad y ventajas comparativas del sistema de control propuesto. Es importante incluir opiniones del grupo en cuanto a posibles mejoramientos, objeciones, etc., que permitan establecer un cierto **criterio ingenieril** desde la perspectiva del equipo de trabajo.
* **Consideraciones especiales**: si aplica, indicar.
* **Bibliografía**: citar libros, documentos de texto y fotográficos, folletos de dispositivos transductores, actuadores, sitios web y papers consultados.

**Índice:**

* **Introducción:** Pág. 5
* **Objetivos:** Pág. 5
* **Objetivos específicos:** Pág. 5
* **Alcance:** Pág. 5
* **Contexto:** Pág. 6
* **Entradas y salidas del sistema:** Pág. 7
* **Controlador:** Pág. 8
* **Actuador:** Pág. 8
* **Elementos de medición**: Pág. 9
* **Perturbaciones externas e internas:** Pág. 10
* **Características de la respuesta:** Pág. 10
* **Ley de Control:** Pág. 12
* **Relaciones entre señales:** Pág. 12
* **Carga:** Pág. 12
* **Descripción, desarrollo y fundamentación de la propuesta:** Pág. 13
* **Conclusión:** Pág. 17
* **Bibliografía:** Pág. 18

**Introducción**

En el presente trabajo se aborda el análisis, diseño y simulación de un sistema de estabilización aplicado a una aeronave de ala fija, enfocado en el control del ángulo de pitch (cabeceo). Este tipo de sistema resulta esencial para garantizar la estabilidad longitudinal del avión dur0ante el vuelo, permitiendo que mantenga una actitud adecuada frente a diversas condiciones atmosféricas y maniobras del piloto.

El segmento tecnológico al que se dirige este trabajo es el de los sistemas de control embebidos en aeronaves.

La estabilización se logra mediante la acción de un controlador, cuya función es corregir desviaciones del ángulo de pitch en base a mediciones obtenidas por sensores como giróscopos. El controlador actúa sobre el elevador, generando los ajustes necesarios para mantener la actitud deseada del avión. En este contexto, se analizan las perturbaciones externas como las ráfagas de viento y la turbulencia, y se evalúa la capacidad del sistema para mantener la estabilidad frente a estas condiciones.

**Objetivos**

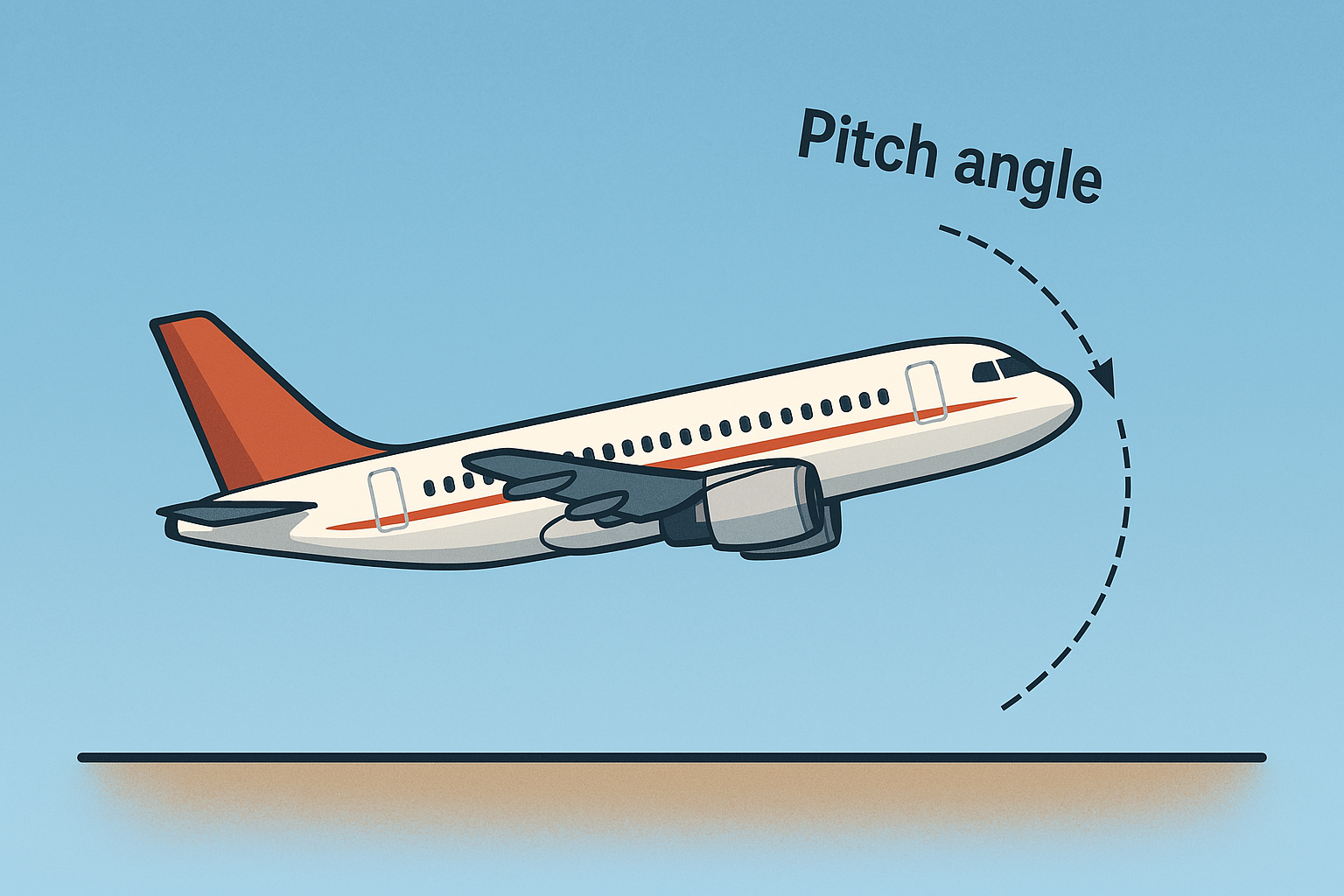
El objetivo principal de este trabajo es implementar un sistema de control que permita estabilizar el ángulo de pitch de una aeronave de ala fija frente a perturbaciones externas, manteniendo una actitud de vuelo deseada en condiciones normales y adversas.

**Objetivos específicos:**

* Modelar matemáticamente el comportamiento dinámico longitudinal de una aeronave, focalizándose en la relación entre la deflexión del elevador y el ángulo de pitch.
* Analizar la estabilidad del sistema utilizando herramientas de teoría de control (función de transferencia, respuesta al escalón, análisis de polos y ceros).
* Simular el sistema completo (planta + controlador) bajo diversas condiciones de entrada y perturbaciones externas, evaluando su robustez.
* Verificar que el sistema realimentado mantenga el control aún en presencia de ruido, turbulencia y ráfagas de viento.

**Alcance**

Este sistema se encuadra dentro de un esquema clásico de control en lazo cerrado, compuesto por una planta (el avión), un controlador PI y sensores de medición.



**Contexto**

El sistema opera en el dominio mecánico y eléctrico, donde se busca mantener una actitud constante o corregir desviaciones ante perturbaciones.

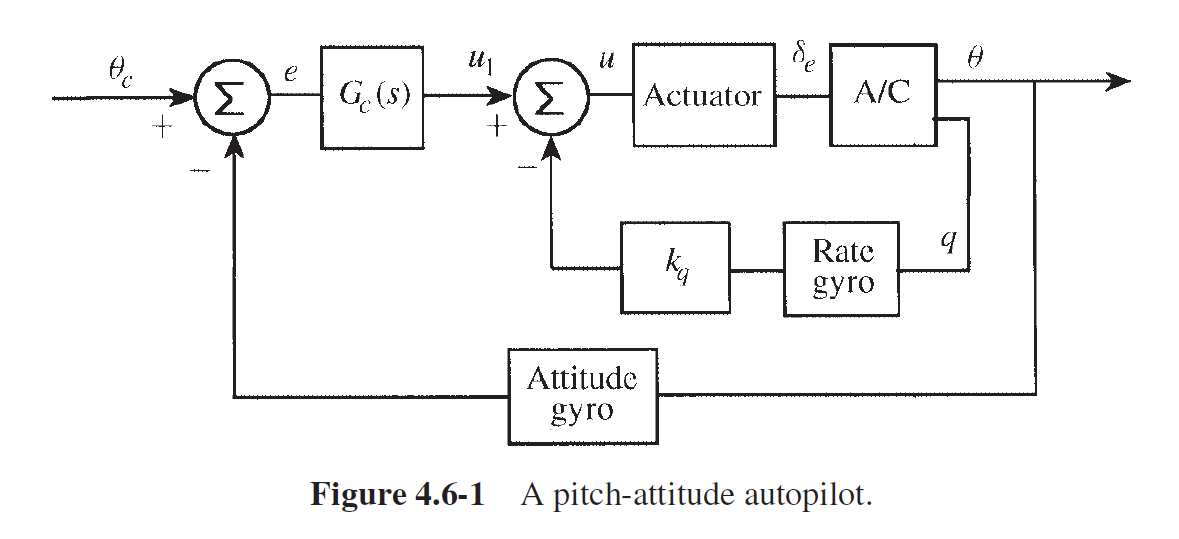
Para que el sistema funcione correctamente, se deben considerar las condiciones ambientales de operación, entre las cuales se destacan:

* **Intensidad de viento:**

El sistema puede mantener la actitud deseada con vientos de hasta 30 nudos (55 km/h) de intensidad en ráfagas, y condiciones de viento sostenido de hasta 20 nudos (37 km/h) sin perder estabilidad. Ráfagas más intensas pueden generar perturbaciones significativas, por lo que el controlador y la realimentación de tasa ayudan a amortiguar estos efectos.

* **Condiciones climáticas:**
  + **Temperatura de operación:** de –10°C a +40°C, rango típico de operación de los componentes electrónicos y sensores en aeronaves de aviación general.
  + **Presión atmosférica:** desde 950 hPa (altitudes bajas) hasta 750 hPa (altitudes moderadas), sin afectar la precisión del giroscopio de actitud ni del de tasa.
  + **Humedad relativa:** hasta 95% sin condensación, asegurando funcionamiento correcto del sistema de control.
  + **Turbulencia moderada:** el sistema está diseñado para mantener el control durante turbulencia de intensidad moderada (clasificación ICAO), pero puede presentar sobreoscilaciones leves en turbulencia severa.

Estas condiciones aseguran que el **sistema de estabilización de pitch funcione de manera robusta** en un rango amplio de entornos de vuelo, permitiendo el mantenimiento de la actitud deseada frente a perturbaciones ambientales típicas durante ascenso, crucero y descenso.

**Modelo del sistema de control:**

DAC

(t)

(t)

(t)

[k]

(t)

(t)

(t)

**A continuación, se describirán los componentes de este modelo:**

**Entradas y salidas del sistema**

* Ángulo de pitch deseado (θc):

θc = γ+α

El ángulo de pitch (θ) se compone de las siguientes dos variables:

γ: Trayectoria de vuelo o flight path angle, es el ángulo entre la horizontal y la dirección del vector velocidad del avión.

α: Ángulo de ataque, es el ángulo entre la cuerda del ala y el vector velocidad relativa del aire.

**Tipo:** Escalón.

**Unidad:** Grados (°) o radianes (rad).

**Rango operativo típico:** de –10° a +15°.

**Descripción:** Representa la actitud deseada de la aeronave con respecto al eje de pitch. Valores positivos indican una inclinación de nariz hacia arriba (pitch-up), y valores negativos una inclinación hacia abajo (pitch-down). En vuelo nivelado, θc suele ser cercano a 0°. Este rango cubre condiciones normales de ascenso, crucero y descenso.

* Ángulo real de pitch (θ):

**Unidad:** Grados (°) o radianes (rad).

**Rango operativo típico:** de –10° a +15°, similar a θc.

**Descripción:** Es la actitud actual de la aeronave en el eje de cabeceo. Se compara con θc para obtener la señal de error.

**Señal de error**

La señal de error se define como la diferencia entre la referencia deseada del ángulo de pitch (𝜃𝑐) y el valor medido del ángulo real (𝜃):

𝑒(t)=𝜃𝑐(𝑡)−𝜃(𝑡)

Esta señal representa cuánto se desvía el sistema respecto del objetivo deseado. Esta señal es continua.

**Realimentación negativa**

El sistema emplea una realimentación negativa, característica esencial de los sistemas en lazo cerrado. Hay dos tipos de realimentación implementadas:

* **Realimentación de actitud** (ángulo de pitch 𝜃):

Sensor: Gyro de actitud.

Propósito: proveer la medida del ángulo actual, que se resta de la referencia para obtener el error.

Salida: señal analógica proporcional al ángulo de pitch.

* **Realimentación de tasa de pitch** (velocidad angular 𝑞 = 𝜃):

Sensor: Gyro de tasa.

Propósito: mejorar el amortiguamiento del sistema.

Acción: su señal se multiplica por una ganancia 𝑘𝑞 y se resta de la salida del controlador PI, implementando una acción derivativa efectiva.

Esto permite anticipar el comportamiento dinámico, suavizando la respuesta ante perturbaciones (e.g., ráfagas de viento).

**Transferencias del sistema**

* **Controlador**

El bloque Gc(s) representa el controlador principal del sistema de autopiloto en el eje de pitch. Su función es procesar la señal de error entre el ángulo de pitch deseado (θc) y el medido (θ), y generar una señal de control digital adecuada que, luego de considerar otras realimentaciones internas, actúe sobre el actuador del elevador. Internamente tiene un ADC para pasar la señal analógica a digital.

En este diseño, Gc(s) es un controlador PI, lo que significa que combina una acción proporcional y una integral de la señal de error:

Gc(s)=Kp⋅(s+zc)/s

Donde:

• Kp es la ganancia total del controlador,

• zc es 1/τi.τies la constante de tiempo integral.

Esta estructura tiene dos objetivos fundamentales:

1. La acción proporcional (K) mejora la respuesta transitoria y genera una señal de control inmediata ante cualquier error.

2. La acción integral (1/s) permite corregir el error de forma acumulativa eliminando el error en estado estacionario, asegurando que el ángulo de pitch converja al valor deseado.

* **Actuador**

El **actuador** del sistema es el **mecanismo que mueve el elevador del avión**, la superficie de control ubicada en la parte trasera del estabilizador horizontal. Su función es transformar la señal de control generada por el compensador en una **deflexión del elevador** (δe). Este actuador es electromecánico ya que recibe como entrada una señal eléctrica y la convierte en un movimiento de deflexión.

Ga(s)= 1/(τs+1), donde τ es la constante de tiempo del actuador. La constante de tiempo indica qué tan rápido responde el actuador ante una señal de entrada.

Antes de éste, se pasa la señal de control digital por un DAC y de esta manera el actuador recibe una señal de control analógica.

* **Proceso (A/C)**

El proceso, representado en el diagrama de bloques como A/C (Aircraft), corresponde a la planta del sistema de control, es decir, al modelo dinámico que describe el comportamiento longitudinal del avión frente a las entradas de control aplicadas sobre el elevador.

Este proceso transforma la señal de entrada, la deflexión del elevador 𝛿𝑒, en dos posibles variables de salida observables, cada una con su correspondiente función de transferencia:

θ(s) representa el ángulo de pitch y q(s) representa la velocidad angular, por lo tanto, es la derivada de θ(s).

q(s) = s θ(s)

a) Transferencia de la tasa de pitch

q(s) respecto a 𝛿𝑒(𝑠):

Gp(s) = 𝑞(𝑠)/𝛿𝑒(𝑠) = (𝐾𝑞 (𝑠+𝑧p)) / (𝑠2+𝑎1𝑠+𝑎0)

b) Transferencia del ángulo de pitch

θ(s) respecto a 𝛿𝑒(𝑠):

Entonces: Gp(s) = 𝜃(𝑠)/𝛿𝑒(𝑠)= (𝐾𝑞 (𝑠+𝑧p)) / (s(𝑠2+𝑎1𝑠+𝑎0))

𝐾𝑞 representa la ganancia dinámica de la aeronave en pitch, es decir, cuánto responde la velocidad angular de cabeceo ante una deflexión del elevador

**Elementos de medición**

* Gyro de actitud (Attitude Gyro):

**Función:** Transductor que mide el ángulo de pitch actual (θ).

**Unidad de entrada física:** Ángulo de rotación en grados (°) o radianes (rad).

**Unidad de salida eléctrica (señal):** Voltios (V) proporcional al ángulo medido.

**Uso:** Su señal se compara con la referencia θc​ para calcular el error de actitud.

**Transferencia:** 𝐻𝜃(𝑠) = 1

**Datasheet Gyro de Actitud**

**Gyro de Actitud: Mid-Continent 4300-xxx Series Electric Attitude Indicator**

**Fabricante:** Mid-Continent Instruments and Avionics  
**Modelo:** 4300-xxx Series (ej. 4300-206)  
**Tipo:** Indicador de actitud eléctrico (Gyro de actitud)

**Descripción:**

Este instrumento simula el horizonte de la Tierra, proporcionando indicación visual en tiempo real del ángulo de pitch y roll de la aeronave respecto a un avión simbólico en el display. Funciona como indicador primario o de respaldo y utiliza un giroscopio vertical interno con mecanismo de auto-erección.

**Especificaciones principales:**

|  |  |
| --- | --- |
| **Parámetro** | **Valor** |
| **Rango de pitch** | ±55° (indicación continua) |
| **Precisión** | ±1° en condiciones estables |
| **Rango de alimentación** | 10–32 VDC |
| **Consumo en arranque** | máx 1.5 A @ 14 VDC, 0.7 A @ 28 VDC |
| **Consumo en operación** | 0.55 A @ 14 VDC (±15%), 0.27 A @ 28 VDC (±15%) |
| **Temperatura de operación** | –20°C a +55°C |
| **Peso** | 1.22 kg (2.7 lbs) máx |
| **Dimensiones** | 6.6” profundidad, 3.28” x 3.28” frontal |
| **MTBF** | 7,500 horas |
| **Auto-erección** | 2.5°/min (mínimo) hasta alcanzar vertical local |
| **Alerta de fallo** | Bandera roja de advertencia por pérdida de alimentación |
| **Opciones de iluminación** | 5V, 14V, 28V (azul/blanco, blanco, rojo) |
| **Montaje** | Trasero, opción de frontal con adaptador |

* Gyro de tasa (Rate Gyro):

**Función:** Transductor que mide la tasa de cambio del ángulo de pitch (q = dθ/dt).

**Unidad de entrada física:** Velocidad angular en grados por segundo (°/s) o radianes por segundo (rad/s).

**Unidad de salida eléctrica (señal):** Voltios (V) proporcional a la velocidad angular.

**Uso:** Su señal se multiplica por la ganancia kq​ y se realimenta negativamente, generando una acción derivativa que mejora el amortiguamiento del sistema. kq controla cuánto influye la velocidad angular en la señal de control final.

**Transferencia:** 𝐻𝑞(𝑠) = 1

**Datasheet Gyro de Tasa**

**Rate Gyro: Murata SCA3300-D01**

**Fabricante:** Murata Electronics  
**Modelo:** SCA3300-D01  
**Tipo:** Sensor MEMS de 3 ejes (acelerómetro + giroscopio digital por SPI)

**Descripción:**

El Murata SCA3300-D01 es un acelerómetro/giroscopio de alta estabilidad y precisión, con interfaz SPI, utilizado para mediciones de tasa de cambio de ángulo de pitch (q = dθ/dt) en sistemas de estabilización, navegación y control inercial. Incorpora autodiagnóstico, bajo ruido y alta estabilidad térmica, ideal para sistemas embebidos de control de pitch de aeronaves. Internamente tiene un ADC para pasar la señal analógica a digital.

**Especificaciones principales:**

|  |  |
| --- | --- |
| **Parámetro** | **Valor** |
| **Rango de medición (acelerómetro)** | ±1.5g, ±3g, ±6g seleccionable |
| **Rango de medición (giroscopio)** | ±150°/s (referencia aplicación, lectura indirecta por aceleración angular) |
| **Sensibilidad** | 5400 LSB/g (±1.5g), 2700 LSB/g (±3g), 1350 LSB/g (±6g) |
| **Resolución de ruido** | 37 µg/√Hz |
| **Voltaje de alimentación** | 3.0–3.6 VDC |
| **Consumo de corriente** | 1.2 mA típico |
| **Temperatura de operación** | –40°C a +125°C |
| **Interfaz de salida** | SPI digital (hasta 8 MHz) |
| **Tamaño** | 8.6 x 7.6 x 3.3 mm |
| **MTBF** | Alta confiabilidad industrial |
| **Autodiagnóstico** | Incluido |
| **Tasa de actualización** | 2000 Hz |

**Perturbaciones internas y externas**

El sistema de control está expuesto a perturbaciones temporales que pueden afectar su desempeño, las cuales se clasifican en:

**Externas:** son aquellas que provienen del entorno, como las ráfagas de viento, la turbulencia y el ruido aerodinámico o electromagnético. Estas alteran directamente la dinámica del avión o interfieren en los sensores y actuadores.

**Internas:** se originan dentro del propio sistema. Por ejemplo, el ruido en los sensores o circuitos electrónicos.

**Características de la respuesta**

**Transitorio**

En este sistema, la parte transitoria comienza al introducir una nueva entrada (θc) o en el caso de una perturbación. En ese instante inicial, el sistema puede encontrarse con un error máximo entre la referencia deseada y la salida real (θ), ya que aún no ha iniciado el proceso de corrección.

A medida que transcurre el tiempo y se activan los mecanismos de control, en un instante intermedio 𝑡=𝑁, donde N es menor al tiempo de establecimiento, el sistema se encuentra en proceso de ajuste: la salida comienza a acercarse al valor deseado, aunque todavía puede haber oscilaciones, sobreimpulsos o desfasajes, dependiendo de la configuración del controlador y la dinámica propia de la planta.

Este comportamiento transitorio busca ser amortiguado por los mecanismos de control ya mencionados.

Se estima que el estado transitorio dura unos 60 segundos.

**Estable**

Una vez terminada la etapa transitoria, el sistema entra en régimen estacionario. En esta fase, el ángulo real de pitch (θ) converge al valor de referencia (θc), manteniéndose constante.

En nuestro caso el error en estado estable pasa a ser cero. Esto se logra gracias a la acción integral del controlador PI ya que acumula el error a lo largo del tiempo y ajusta la señal de control hasta anularlo completamente. A continuación, se detallan los cálculos del error en estado estable.

Error estado estable**:**

Para calcular el error en estado estable debemos calcular la G0**.** En nuestro caso la trayectoria de realimentación es 1. Por lo tanto, G0será igual a la G total.

G0 = Gc \* (Ga\*Gp/1+ Ga\*Gp\*kq\*𝐻𝑞)

Sabemos que:

Gc = Kp ⋅(s+zc/s)

Ga = 1/(τs+1)

Gp = (𝐾𝑞 (𝑠+𝑧p)) / (s(𝑠2+𝑎1𝑠+𝑎0))

𝐻𝑞 = 1

Al resolver queda:

G0(s)= (Kp \*Kq\*(s+zp)(s+zc)/(s1\*(τs4+(τ\*a1+1)s3+(τ\*a0+a1)s2+(a0+Kq\*kq)s+Kq\*kq\*zp))

Como vemos, el denominador es sq \* P(x), donde P(x) es un polinomio. q representaría el tipo. En este caso q=1, entonces el sistema es de tipo 1.

El error en estado estable sería:

ess = lims->0 s\* 1/(1+G0(s)) \* 𝜃i(s)

𝜃i(s) = 10/s

ess = 10/(1+lims->0 G0(s))

lims->0 G0(s)) = ∞

ess = 10/∞ = 0

Por lo tanto, el error en estado estable es cero. Este error es admisible para la carga. El rango de desvío admisible es entre -5 y 5. Si el error en estado estable diera fuera de este rango, sería un desvío inadmisible y lo consideraríamos falla.

**Estabilidad**

Para averiguar el tipo de estabilidad debemos analizar los polos de la transferencia global (GG)

GG = G0/(1+G0)

Si tomamos a G0 como un cociente de polinomios: G0 = N/D

GG = (N/D) / (1+ (N/D)) = N/(D+N)

Reemplazando quedaría así:

GG = (Kp \*Kq\*(s+zp) (s+zc) /((s\*(τs4+(τ\*a1+1) s3+(τ\*a0+a1) s2+(a0+Kq\*kq) s+Kq\*kq\*zp)) + (Kp \*Kq\*(s+zp) \* (s+zc))

Analizaremos el denominador y las raíces de este polinomio serán los polos: s\*(τs4+(τ\*a1+1) s3+(τ\*a0+a1) s2+(a0+Kq\*kq)s+Kq\*kq\*zp)) + (Kp \*Kq\*(s+zp) \* (s+zc))

El polinomio ordenado quedaría: τs5+(τa1​+1)s4+(τa0​+a1​)s3+(a0​+Kq\*​kq​+ Kp \*Kq​)s2+(Kq\*​kq\*​zp​+ Kp \*Kq​\*(zp​+zc​))s+ Kp \*Kq\*​zp\*​zc​

Si tomamos los siguientes valores:

K = 0.1

zc = 1

tau = 0.3

Kq = 0.8

zp = 1.2

a1 = 1.8

a0 = 0.9

kq = 0.5

Las raíces de este polinomio son:

* -3.481
* -1.017
* -0.2076 + 0.6069j
* -0.2076 - 0.6069j
* -0.2196

Estos serían los polos, se puede apreciar que todos tienen parte real negativa, por lo tanto, el sistema no es inestable. Ninguno de los polos queda en el rango considerado cercano a cero, por lo tanto, tampoco se considera al sistema como críticamente estable. El sistema es estable.

**Ley de control:**

La señal de error es amplificada y procesada mediante un controlador PI, que combina una acción proporcional y una acción integrativa.

La acción proporcional se utiliza porque proporciona una respuesta inmediata ante la presencia de error. Cuanto mayor es el error entre la referencia y la salida, mayor será la señal de control aplicada. Esto mejora la velocidad de respuesta**.** Se decidió utilizarlo ya que permite que las correcciones sean más rápidas y proporcionales a la magnitud de la perturbación.

La acción integral acumula el error a lo largo del tiempo. Es útil para este sistema porque se requiere dealta precisión en el mantenimiento del ángulo de pitch, ya que incluso pequeños desvíos pueden afectar significativamente la calidad de vuelo. Por ello, se utiliza un controlador integral que elimina el error en régimen permanente, asegurando que el ángulo de pitch alcance exactamente el valor deseado.

Adicionalmente, el sistema incorpora una realimentación interna de la tasa de pitch (q), medida por un giroscopio de velocidad angular. Esta señal se multiplica por una ganancia kq​ y se resta de la salida del PI, implementando de esta forma una acción derivativa, que mejora el amortiguamiento del modo de corto período. Como las aeronaves pueden estar expuestas a perturbaciones abruptas, como ráfagas de viento o turbulencia, es importante que el sistema corrija rápidamente cualquier desviación detectada. Por ello, se incorpora una realimentación derivativa basada en la tasa de pitch, que permite anticipar cambios en el error observando la velocidad de variación del ángulo de pitch, mejorando el amortiguamiento y logrando una respuesta más suave ante perturbaciones.

**Relación entre señales analógicas y digitales**

**Señales:**

* **Señal de referencia de pitch**: representa el ángulo deseado que debe alcanzar la aeronave. Esta señal es de tipo analógica y se expresa en grados o radianes. Es la entrada que guía la acción del controlador. **Rango típico:** de –10° a +15°.
* **Señal de salida del sistema:** corresponde al ángulo real de pitch medido en el avión, que también es analógica y tiene como unidad los grados o radianes. Esta señal es provista por un giroscopio de actitud. **Rango típico:** de –10° a +15°.
* **Señal de error**: es la diferencia entre el ángulo deseado y el medido, es una señal analógica y se mide igualmente en grados o radianes. La utiliza el controlador para generar la acción correctiva. **Rango típico:** de –2° a +2° en condiciones normales de operación, reflejando el desvío a corregir.
* **Tasa de cambio del ángulo de pitch**, conocida como velocidad angular de cabeceo. Esta también es una señal analógica, medida en grados por segundo o radianes por segundo, y proviene de un giroscopio de tasa. Es utilizada en una realimentación adicional que mejora la respuesta dinámica del sistema. **Rango típico:** de –30°/s a +30°/s.
* El **controlador PI genera una señal de control digital** que actúa sobre el sistema. Esta señal se expresa típicamente en voltios y representa la orden que ajusta la posición del elevador. Luego, se suma una señal de realimentación derivativa, también analógica y expresada en voltios, que ayuda a amortiguar la respuesta del sistema frente a perturbaciones. **Rango típico:** de –10 V a +10 V
* **Señal de realimentación derivativa (tasa de pitch):** señal digital, en voltios (V), que se suma o resta a la salida del PI para amortiguar la respuesta ante perturbaciones. **Rango típico:** de –10 V a +10 V.
* La **señal total que entra al actuador**, encargada de mover el elevador, también es una señal analógica en voltios. **Rango típico:** de –10 V a +10 V, resultante de la suma de la señal PI con la realimentación derivativa.
* La **deflexión del elevador** generada por el actuador es una señal analógica, que se expresa en grados, y determina el cambio de actitud de la aeronave. **Rango típico:** de –15° a +15°

**Carga**

La carga es el elemento que evalúa la salida del sistema, se encarga de valorar la calidad de servicio del sistema de control, asegurando que cumpla con los requerimientos de estabilidad y precisión establecidos.

En este caso, la carga es la **trayectoria de vuelo de la aeronave.**

La trayectoria de vuelo se ve directamente afectada por el ángulo de pitch, ya que este determina si la aeronave asciende, desciende o mantiene un vuelo nivelado.

**Descripción, desarrollo y fundamentación de la propuesta**

Para el desarrollo de nuestra propuesta se realizó la simulación bajo condiciones específicas que reflejen de forma realista el comportamiento del sistema de estabilización del ángulo de pitch de una aeronave de ala fija, considerando tanto su dinámica como las posibles perturbaciones presentes durante el vuelo. Las condiciones elegidas fueron las siguientes:

Ángulo de pitch de referencia (θc): 10°, valor que representa una actitud de vuelo de ascenso moderado en condiciones normales.

Rango operativo de ángulo de pitch (θ): -10° a +15°, de acuerdo con los rangos de operación típicos de aeronaves en vuelo nivelado, ascenso y descenso.

Perturbaciones: Se simula la ocurrencia de perturbaciones externas (por ejemplo, ráfagas de viento) mediante la inyección de escalones de 20° durante períodos de 3 segundos, aplicados en distintos momentos del vuelo, pudiendo modificarse estos parámetros para observar la respuesta del sistema.

Controlador implementado: Se implementó un controlador PI con retroalimentación derivativa externa (a través de realimentación de la tasa de pitch). Los parámetros utilizados fueron:

Ganancia proporcional (Kp): 0.1

Ganancia integral (Ki): 0.1

Ganancia de la realimentación derivativa (kq): 0.5

En este trabajo práctico se establecen las zonas de error del sistema de control de pitch de la aeronave en función del valor de referencia de 10°, expresadas en porcentaje para facilitar el análisis.

* Zona de normalidad cuando el error es de ±10% (±1°), manteniendo la salida entre 9° y 11°.
* Zona de error bajo se define para desvíos de ±10% a ±15% (±1° a ±1.5°), es decir, entre 8.5°-9° y 11°-11.5°, indicando un desvío leve.
* Zona de error medio corresponde a ±15% a ±20% (±1.5° a ±2°), con valores de salida entre 8°-8.5° y 11.5°-12°, reflejando una perturbación significativa.
* Zona de error alto se establece para ±20% a ±25% (±2° a ±2.5°), es decir, entre 7.5°-8° y 12°-12.5°, indicando un desvío importante que puede comprometer la estabilidad y requiere atención inmediata del sistema de control.

Actuador: Modelado como un sistema de primer orden con constante de tiempo τ = 0.3 s, representando el retardo y las limitaciones físicas del mecanismo que acciona el elevador.

Planta (A/C): Se modeló considerando la relación entre la deflexión del elevador y el ángulo de pitch, incluyendo la dinámica de la aeronave con sus correspondientes polos y ceros.

Tiempo total de simulación: 150 segundos, con un tiempo de muestreo de 1 s.

Para llevar a cabo la simulación se utilizó Python junto con las bibliotecas numpy (para el manejo de cálculos y creación de vectores de tiempo), control (para el modelado de sistemas en espacio de estados y funciones de transferencia) y matplotlib (para la generación de gráficos que permitan analizar visualmente la respuesta del sistema ante diferentes escenarios). Además, se desarrolló un dashboard interactivo con ipywidgets para facilitar la modificación en tiempo real de parámetros como la referencia, la duración y amplitud de las perturbaciones, el tiempo total de simulación y el tiempo de muestreo, permitiendo analizar de manera intuitiva el comportamiento del sistema bajo diversas condiciones de operación.

**Gráfica:**

A graph showing a blue line

AI-generated content may be incorrect.

En este gráfico se puede ver que, como hay un controlador proporcional integral, el sistema tarda un tiempo en llegar al valor de referencia, esto es lo que llamamos el estado transitorio. Al principio opera con más fuerza el controlador proporcional ya que a mayor error, más corrección y el error empieza siendo más grande. Al tener esta componente proporcional en el controlador, se corrige rápidamente haciendo un ajuste grueso. A partir del instante 8, el error se acerca mucho a cero, por lo tanto, el controlador proporcional comienza a tener mucha menos repercusión y comienza a actuar más la componente integral. Ésta realiza un ajuste fino para llegar exactamente al valor deseado ya que corrige iterativamente considerando el error acumulado. En la gráfica se ve como, a partir del instante 8, la salida comienza a oscilar entre el valor de referencia hasta que esta oscilación se hace más parecida a una línea recta. Esto sucede en el instante 60 que es cuando se alcanza el estado estable. También, en esta gráfica se puede ver que el error en estado estable es cero ya que no hay diferencia entre la respuesta en estado estable y el valor de referencia.

Luego, en el instante 70, ocurre una perturbación que dura 3 segundas y tiene amplitud 20. A partir de este momento, la respuesta se dispara y se aleja del valor deseado. Ante esta perturbación, el sistema busca realizar correcciones. A la hora de corregir se ve como al principio se dan grandes correcciones que lo llevan de ángulo de pitch mayor a 30 a uno menor a 0 en muy poco tiempo, estas correcciones están influenciadas por la componente proporcional ya que mientras más grande es el error, más corrige. A medida que nos acercamos al valor deseado, comienzan a haber oscilaciones entre el valor de referencia realizando un ajuste fino para alcanzar el valor deseado, esto es realizado por la componente integral. De esta manera, se muestra como el sistema logra corregir ante una perturbación.

A continuación, se mostrará la entrada y salida en cada instante hasta el instante 70 que respalda lo ya mencionado:

Tiempo | Entrada | Salida

-----------------------------------

1.00000 | 10.00 | 0.1918

2.00000 | 10.00 | 0.9752

3.00000 | 10.00 | 2.4120

4.00000 | 10.00 | 4.2801

5.00000 | 10.00 | 6.2360

6.00000 | 10.00 | 7.9577

7.00000 | 10.00 | 9.2344

8.00000 | 10.00 | 9.9962

9.00000 | 10.00 | 10.2958

10.00000 | 10.00 | 10.2639

11.00000 | 10.00 | 10.0568

12.00000 | 10.00 | 9.8134

13.00000 | 10.00 | 9.6290

14.00000 | 10.00 | 9.5479

15.00000 | 10.00 | 9.5699

16.00000 | 10.00 | 9.6659

17.00000 | 10.00 | 9.7952

18.00000 | 10.00 | 9.9200

19.00000 | 10.00 | 10.0145

20.00000 | 10.00 | 10.0675

21.00000 | 10.00 | 10.0810

22.00000 | 10.00 | 10.0659

23.00000 | 10.00 | 10.0361

24.00000 | 10.00 | 10.0045

25.00000 | 10.00 | 9.9802

26.00000 | 10.00 | 9.9673

27.00000 | 10.00 | 9.9658

28.00000 | 10.00 | 9.9726

29.00000 | 10.00 | 9.9835

30.00000 | 10.00 | 9.9947

31.00000 | 10.00 | 10.0034

32.00000 | 10.00 | 10.0082

33.00000 | 10.00 | 10.0093

34.00000 | 10.00 | 10.0077

35.00000 | 10.00 | 10.0045

36.00000 | 10.00 | 10.0012

37.00000 | 10.00 | 9.9986

38.00000 | 10.00 | 9.9971

39.00000 | 10.00 | 9.9968

40.00000 | 10.00 | 9.9974

41.00000 | 10.00 | 9.9984

42.00000 | 10.00 | 9.9995

43.00000 | 10.00 | 10.0003

44.00000 | 10.00 | 10.0008

45.00000 | 10.00 | 10.0010

46.00000 | 10.00 | 10.0008

47.00000 | 10.00 | 10.0005

48.00000 | 10.00 | 10.0002

49.00000 | 10.00 | 9.9999

50.00000 | 10.00 | 9.9997

51.00000 | 10.00 | 9.9997

52.00000 | 10.00 | 9.9997

53.00000 | 10.00 | 9.9998

54.00000 | 10.00 | 9.9999

55.00000 | 10.00 | 10.0000

56.00000 | 10.00 | 10.0001

57.00000 | 10.00 | 10.0001

58.00000 | 10.00 | 10.0001

59.00000 | 10.00 | 10.0001

60.00000 | 10.00 | 10.0000

61.00000 | 10.00 | 10.0000

62.00000 | 10.00 | 10.0000

63.00000 | 10.00 | 10.0000

64.00000 | 10.00 | 10.0000

65.00000 | 10.00 | 10.0000

66.00000 | 10.00 | 10.0000

67.00000 | 10.00 | 10.0000

68.00000 | 10.00 | 10.0000

69.00000 | 10.00 | 10.0000

Se puede ver como hasta el instante 8 hay grandes correcciones y una gran participación de la componente proporcional del controlador. Entre el instante 8 y el 60, hay un ajuste más fino influenciado por la componente integral hasta que deja de haber variaciones en cada instante y se llega a la respuesta en estado estable que alcanza el valor de referencia: 10.

70.00000 | 10.00 | 11.9183

71.00000 | 10.00 | 17.8704

72.00000 | 10.00 | 24.6694

73.00000 | 10.00 | 27.6553

74.00000 | 10.00 | 23.2141

75.00000 | 10.00 | 14.6943

76.00000 | 10.00 | 5.9556

77.00000 | 10.00 | -0.3411

78.00000 | 10.00 | -3.0699

79.00000 | 10.00 | -2.4297

80.00000 | 10.00 | 0.5411

81.00000 | 10.00 | 4.5049

82.00000 | 10.00 | 8.2663

83.00000 | 10.00 | 11.0331

84.00000 | 10.00 | 12.4931

85.00000 | 10.00 | 12.7433

86.00000 | 10.00 | 12.1398

87.00000 | 10.00 | 11.1292

88.00000 | 10.00 | 10.1106

89.00000 | 10.00 | 9.3532

90.00000 | 10.00 | 8.9718

91.00000 | 10.00 | 8.9484

92.00000 | 10.00 | 9.1798

93.00000 | 10.00 | 9.5309

94.00000 | 10.00 | 9.8788

95.00000 | 10.00 | 10.1401

96.00000 | 10.00 | 10.2787

97.00000 | 10.00 | 10.3005

98.00000 | 10.00 | 10.2382

99.00000 | 10.00 | 10.1347

100.00000 | 10.00 | 10.0294

101.00000 | 10.00 | 9.9495

102.00000 | 10.00 | 9.9069

103.00000 | 10.00 | 9.9006

104.00000 | 10.00 | 9.9207

105.00000 | 10.00 | 9.9539

106.00000 | 10.00 | 9.9877

107.00000 | 10.00 | 10.0137

108.00000 | 10.00 | 10.0278

109.00000 | 10.00 | 10.0305

110.00000 | 10.00 | 10.0246

111.00000 | 10.00 | 10.0144

112.00000 | 10.00 | 10.0039

113.00000 | 10.00 | 9.9957

114.00000 | 10.00 | 9.9912

115.00000 | 10.00 | 9.9903

116.00000 | 10.00 | 9.9921

117.00000 | 10.00 | 9.9953

118.00000 | 10.00 | 9.9986

119.00000 | 10.00 | 10.0012

120.00000 | 10.00 | 10.0027

121.00000 | 10.00 | 10.0030

122.00000 | 10.00 | 10.0025

123.00000 | 10.00 | 10.0015

124.00000 | 10.00 | 10.0005

125.00000 | 10.00 | 9.9996

126.00000 | 10.00 | 9.9992

127.00000 | 10.00 | 9.9990

128.00000 | 10.00 | 9.9992

129.00000 | 10.00 | 9.9995

130.00000 | 10.00 | 9.9998

131.00000 | 10.00 | 10.0001

132.00000 | 10.00 | 10.0003

133.00000 | 10.00 | 10.0003

134.00000 | 10.00 | 10.0003

135.00000 | 10.00 | 10.0002

136.00000 | 10.00 | 10.0001

137.00000 | 10.00 | 10.0000

138.00000 | 10.00 | 9.9999

139.00000 | 10.00 | 9.9999

140.00000 | 10.00 | 9.9999

141.00000 | 10.00 | 9.9999

142.00000 | 10.00 | 10.0000

143.00000 | 10.00 | 10.0000

144.00000 | 10.00 | 10.0000

145.00000 | 10.00 | 10.0000

146.00000 | 10.00 | 10.0000

147.00000 | 10.00 | 10.0000

148.00000 | 10.00 | 10.0000

149.00000 | 10.00 | 10.0000

A partir del instante 70, se ve cómo se agrega la perturbación y la respuesta de desestabiliza, pero el sistema vuelve a recuperar el valor deseado en el instante 142 gracias al controlador integral como mencionamos anteriormente.

**Conclusión**

La implementación y simulación de un sistema de control de lazo cerrado para la estabilización del ángulo de pitch en aeronaves de ala fija evidencian la necesidad de aplicar teoría de control en el ámbito aeronáutico para garantizar estabilidad y seguridad durante el vuelo, incluso en presencia de perturbaciones como ráfagas de viento o turbulencia. El uso de un controlador PI complementado con realimentación derivativa mediante la tasa de pitch ha demostrado ser una solución adecuada para lograr una respuesta rápida ante errores, eliminar el error en estado estacionario y mejorar el amortiguamiento del sistema, características fundamentales para mantener una actitud de vuelo estable y segura.

La ventaja comparativa que otorga la realimentación de la tasa de pitch es que permite anticipar perturbaciones y suavizar la respuesta transitoria, contribuyendo a una mayor robustez del sistema frente a condiciones adversas. Asimismo, la simulación del sistema ha permitido identificar la interacción entre los distintos componentes (controlador, actuador, sensores y planta) y analizar la respuesta dinámica ante variaciones de referencia y perturbaciones externas, lo que resulta esencial para validar el diseño antes de su implementación real.

Como posibles mejoras, se propone la incorporación de límites de saturación en el actuador, con el fin de reflejar restricciones físicas reales de deflexión del elevador, permitiendo evaluar el comportamiento del sistema ante saturaciones y prevenir fenómenos como el integrator windup.

En conclusión, el desarrollo de este sistema de control de lazo cerrado reafirma el valor de la teoría de control como herramienta esencial en la ingeniería, permitiendo diseñar sistemas eficientes y confiables que aportan al avance tecnológico en el sector aeronáutico y fortalecen la formación ingenieril en el área de sistemas de control.

**Bibliografía:**

* <https://www.mcico.com/attitude-indicators?purchase_type=New+Outright%2CNew+Exchange>
* <https://www.murata.com/-/media/webrenewal/products/sensor/pdf/datasheet/datasheet_sca3300-d01.ashx?la=en&cvid=20190620010315610400>
* AIRCRAFT CONTROL AND SIMULATION 3rd Ed. Dynamics, Controls Design, & Autonomous Systems - Stevens, Lewis, Johnson (Wiley).pdf