



Facultad de Ingeniería Eléctrica
Departamento de Control Automático

Trabajo de Diploma

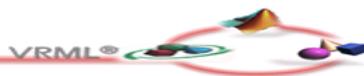
Título: “Diseño Asistido por Computadora y control de un vehículo aéreo no tripulado”.



Autor: Iván Pérez Leyva

Tutor: MSc. Javier Gonzalo González Fontanet

Santiago de Cuba, 2016
“Año 58 de la Revolución”



Dedicado:

A mis padres Alfredo Pérez Esteves y Odalis Leyva Escalona, a mi hermana Ibet, que tanto se han sacrificado por mí en esta vida sin pedir nada a cambio. A mi segunda madre, Mireida, a Taka y a Lili por acogerme en el seno de su familia y tener el privilegio ser parte de ella.

A mi novia Yanet, que puso muchas pinceladas en mí durante nuestra relación, por ser mi musa y guía en muchos momentos.

A toda mi familia en general que tanto amor y cariño han derrochado en mí durante toda mi vida, a los que están hoy conmigo y a los que no pueden estarlo.

A mis hermanitos Marcos, Carlos y Bebe siempre han estado a mi lado en los momentos buenos y malos.

Agradecimientos infinitos.

Los amo inmensamente.

Iván Pérez Leyva.





Agradecimientos:

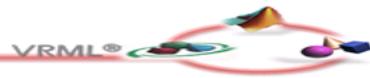
A mi tutor Javier Gonzalo González Fontanet, que tanto empeño puso para que este proyecto se hiciera realidad, y que con tanta pasión me apoyó. A Ricardo Caballín Torres por brindarme su ayuda incondicional cuando más la necesitaba.

A mis compañeros de universidad Adniel, Osmany y Edy, que compartieron conmigo momentos alegres y amargos; por su compañía y apoyo incondicional.

A todas mis amistades y profesores que han colaborado en mi formación como profesional.

Muchas Gracias.





“Nunca consideres el estudio como una obligación, sino como una oportunidad para penetrar en el bello y maravilloso mundo del saber”.

Albert Einstein





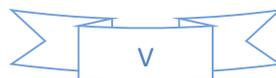
Resumen

El presente trabajo se enmarca en el proyecto de investigación titulado “Diseño Asistido por Computadora (CAD: Computer Aided Design) y control de un vehículo aéreo no tripulado (UAV: Unmanned Aerial Vehicle)”. El mismo tiene como objetivo desarrollar el diseño asistido por computadora, el control de trayectoria del UAV y crear el modelo 3D del UAV, que apoye el proceso docente educativo a través de la simulación y control de dicho proceso. Para la realizar este trabajo se estudiaron las fuerzas y momentos que actúan en la aeronave y se analiza el comportamiento longitudinal y laterodireccional del UAV. Para el control del mismo se utiliza la técnica de realimentación de Variables de Estado. Finalmente se desarrolla un entorno virtual para la simulación del control en el UAV con el toolbox de realidad virtual (Virtual Reality Toolbox) de MATLAB para observar el comportamiento del mismo.



Abstract

This work is part of the research project entitled "Computer Aided design and control of an unmanned aerial vehicle". It aims to develop computer-aided design, trajectory control UAVs and create the 3D model of the UAV, which support the educational process through simulation and control of the process. For this work the forces and moments acting on the aircraft and the longitudinal and laterodireccional behavior is analyzed UAVs were studied. To control the same technique feedback of state variables is used. Finally, a virtual environment for simulation of control in the toolbox UAV with virtual reality (Virtual Reality Toolbox) MATLAB to observe the behavior of it develops.





Nomenclatura utilizada

- A: Matriz de estado.
B: Matriz de entrada.
C: Matriz de salida.
D: Matriz de transmisión directa.
UAV: Vehículo aéreo no tripulado.
RVE: Realimentación en Variables de Estado.
RV: Realidad virtual.
EE: Espacio de Estado.
u: Velocidad de la aeronave en el eje X de la aeronave.
v: Velocidad de la aeronave en el eje Y de la aeronave.
w: Velocidad de la aeronave en el eje Z de la aeronave.
p: Velocidad angular de la aeronave en torno al eje X de la aeronave, régimen de Balanceo.
q: Velocidad angular de la aeronave en torno al eje Y de la aeronave, régimen de Cabeceo.
r: Velocidad angular de la aeronave en torno al eje Z de la aeronave, régimen de guiñada.
I: Tensor de inercia.
 $\Sigma\Delta L$: Momento resultante eje X.
 $\Sigma\Delta M$: Momento resultante eje Y.
 $\Sigma\Delta N$: Momento resultante eje Z.
 Θ : Ángulo de Cabeceo.
 Ψ : Ángulo de Guiñada.
 δ_e : Ángulo de deflexión timón de profundidad.
 δ_a : Ángulo de deflexión alerones.
 δ_r : Ángulo de deflexión timón de dirección.
 α : Ángulo de ataque.
 β : Ángulo de la derivada lateral.
S: Superficie total del avión.
 \bar{q} : Presión dinámica del aire.
g: Aceleración de la gravedad.
b: Envergadura alar.
 \bar{c} : Cuerda aerodinámica media.
 ρ : Densidad del flujo.
TD: Timón de dirección.
TP: Timón de profundidad.



Índice

Introducción	1
Capítulo I: Fundamentación teórica que rigen a los UAVs.	5
1.1 Historia de los UAVs	5
1.1.2 Clasificaciones de los UAVs	9
1.1.3 Aplicaciones de los UAVs	10
1.2 Control por Realimentación de Variables de Estado	12
1.2.1 Método de Ackerman para el cálculo del control por RVE.	14
1.3 La Realidad Virtual. Clasificaciones	16
1.3.1 Evolución y desarrollo de la Realidad Virtual.....	19
1.3.2 El Toolbox de MATLAB que se utiliza en la Realidad Virtual.....	23
Capítulo II: Análisis matemático aplicado para la obtención del modelo del AUV.....	26
2.1 Base matemática del modelado del UAV.	26
2.2 Sistema de coordenadas y orientación de la aeronave.....	27
2.3 Principio Alar.	29
2.4 Ecuaciones del sólido rígido.	31
2.4.1 Ecuaciones de Fuerza	34
2.4.2 Ecuaciones de Momentos.....	34
2.4.3 Ecuaciones de fuerza en el eje del viento.	34
2.4.4 Ecuaciones de Navegación.	36
2.5 Ecuaciones del modelo aerodinámico.....	37
2.6 Agrupación de las ecuaciones del modelo del avión.	37
2.7 Modelo longitudinal del avión.....	39
2.7.1 Modelo longitudinal en Espacio de Estados.....	44
2.7.2 Análisis para el control longitudinal del UAV.....	44
2.8 Modelo laterodireccional del avión.....	46
2.8.1 Modelo laterodireccional en Espacio de Estados.....	50
2.8.2 Análisis para el control laterodireccional del UAV.....	51
Capítulo III: Simulación, control y entorno virtual del UAV utilizando Simulink.	55
3.1 Descripción del avión Kadett 2400.....	55
3.2 Simulación a lazo abierto del UAV.....	58



3.3 Análisis de la simulación del modelo longitudinal de la aeronave	60
3.3.1 Diseño del controlador por RVE para el modelo longitudinal	63
3.4 Análisis de la simulación del modelo laterodireccional de la aeronave	66
3.4.1 Diseño del controlador del modelo laterodireccional por RVE	69
3.5 Entorno virtual del UAV	73
Conclusiones	77
Recomendaciones	78
Bibliografía	79
Anexos	81
Anexos I: Archivo *.m del cálculo de los parámetros longitudinales de la aeronave Kadett 2400	
Anexos II: Archivo *.m del cálculo de los parámetros laterodireccionales de la aeronave Kadett 2400	
Anexo III: Gráfica del respuesta de las ecuaciones de fuerza ante una entrada sinusoidal a las entradas (p, q, r.)	
Anexo IV: Gráfica del respuesta de las ecuaciones de los momentos del UAV ante una entrada escalón a la entrada (α)	
Anexo V: Gráfica del a respuesta de las ecuaciones cinéticas del UAV ante una entrada sinusoidal a las entradas (p, q, r.)	
Anexo VI: Gráfica de la respuesta de las ecuaciones de navegación ante una entrada sinusoidal a las entradas ($\alpha, \beta, \theta, \varphi$) y una entrada tipo Random Number a la entrada (V)	

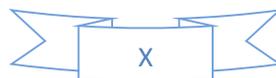


Índice de Figuras

FIGURA 1 BOMBARDERO AÉREO DE PERLEY.....	5
FIGURA 2 SPERRY AERIAL TORPEDO.....	6
FIGURA 3 QUEEN BEE.....	6
FIGURA 4 V-1.....	6
FIGURA 5 D-21.....	7
FIGURA 6 SCOUT.....	7
FIGURA 7 PATHFINDER.....	8
FIGURA 8 FIREBIRD 2001.....	8
FIGURA 9 RQ-1 PREDATOR.....	8
FIGURA 10 TIPOS DE AERONAVES EMPLEADAS EN LOS UAV.....	9
FIGURA 11 ESQUEMA DEL LAZO DE CONTROL EN ESPACIO DE ESTADOS.....	13
FIGURA 12 EJEMPLOS DE ESPACIOS RECREADOS EN LA RV.....	17
FIGURA 13 EJEMPLOS DE RECONSTRUCCIONES DE HERENCIA CULTURALES.....	21
FIGURA 14 EJEMPLO DE SIMULACIÓN DE MULTITUDES.....	22
FIGURA 15 EJEMPLOS DE SIMULACIONES DE PRESENCIA.....	22
FIGURA 16 SISTEMA DE COORDENADAS TERRESTRE Y DE LA AERONAVE.....	27
FIGURA 17 SISTEMA DE COORDENADAS BODY FRAME Y DE NAVEGACIÓN.....	28
FIGURA 18 REPRESENTACIÓN DE LOS ÁNGULOS DE EULER.....	29
FIGURA 19 PERFIL ALAR INMERSIVO EN UN FLUJO DE AIRE.....	30
FIGURA 20 REPRESENTACIÓN DE LOS EJES DEL VIENTO EN EL AVIÓN.....	35
FIGURA 21 COMPORTAMIENTO DEL AVIÓN CON OSCILACIONES DE PERÍODO CORTO.....	45
FIGURA 22 COMPORTAMIENTO DEL AVIÓN CON OSCILACIONES FUGOIDES.....	46
FIGURA 23 MODO BALANCEO.....	51
FIGURA 24 EFECTO PRODUCIDO POR EL MODO ESPIRAL.....	52
FIGURA 25 BALANCEO HOLANDÉS EN EL AVIÓN.....	53
FIGURA 26 AVIÓN RC KADETT 2400.....	55
FIGURA 27 REPRESENTACIÓN EN ESPACIO DE ESTADO.....	58
FIGURA 28 DIAGRAMA DE BLOQUE DE LA SIMULACIÓN DL MODELO LONGITUDINAL A LAZO ABIERTO.....	59
FIGURA 29 DIAGRAMA DE BLOQUES DEL MODELO LATERODIRECCIONAL A LAZO ABIERTO.....	59
FIGURA 30 RESPUESTA DEL SISTEMA A UNA ENTRADA ESCALÓN EN EL TIMÓN DE PROFUNDIDAD.....	60
FIGURA 31 RESPUESTA DEL SISTEMA A UNA ENTRADA ESCALÓN EN EL TIMÓN DE PROFUNDIDAD.....	61
FIGURA 32 DIAGRAMA DE POLOS DEL MODELO LONGITUDINAL.....	62
FIGURA 33 GRÁFICA DE RELACIÓN ENTRE FRECUENCIA Y AMORTIGUAMIENTO.....	64
FIGURA 34 DIAGRAMA DE BLOQUES CONTROL LONGITUDINAL A LAZO CERRADO.....	65
FIGURA 35 RESPUESTA DEL SISTEMA A UNA ENTRADA ESCALÓN DE AMPLITUD 0.1 EN EL TIMÓN DE PROFUNDIDAD.....	65
FIGURA 36 RESPUESTA DEL SISTEMA A UNA ENTRADA ESCALÓN DE MAGNITUD 1 EN LOS ALERONES.....	66
FIGURA 37 RESPUESTA DEL SISTEMA A UNA ENTRADA ESCALÓN DE MAGNITUD 1 EN EL TIMÓN DE DIRECCIÓN.....	67
FIGURA 38 DIAGRAMA DE POLOS DEL MODELO LATERODIRECCIONAL A LAZO ABIERTO.....	68
FIGURA 39 DIAGRAMA DE BLOQUES CONTROL LATERODIRECCIONAL EN SIMULINK A LAZO CERRADO.....	71



FIGURA 40 RESPUESTA DEL CONTROL LATERODIRECCIONAL A LAZO CERRADO ANTE UNA ENTRADA ESCALÓN DE MAGNITUD 1 EN LOS ALERONES.....	72
FIGURA 41 RESPUESTA DEL CONTROL LATERODIRECCIONAL A LAZO CERRADO ANTE UNA ENTRADA ESCALÓN DE MAGNITUD 1 EN EL TIMÓN DE DIRECCIÓN.	72
FIGURA 42 BLOQUE VR SINK QUE SE UTILIZA PARA MOSTRAR EL UAV EN 3D	73
FIGURA 43 DIAGRAMA DE BLOQUES DE LA SIMULACIÓN EN 3D DEL UAV A LAZO ABIERTO.....	74
FIGURA 44 ESQUEMA DE CONTROL A LAZO CERRADO DEL UAV EN 3D.....	75
FIGURA 45 MODELO VIRTUAL DEL VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO.	76





Introducción

Desde el inicio de la aviación se han investigado y desarrollado aviones sin tripulación, con usos de entrenamiento y sobre todo, misiones militares. A principios de siglo XX, con la primera y la segunda guerra mundial, se hicieron los primeros aviones no tripulados. Los grandes avances en el campo de los aviones no tripulados, como en la aviación en general, han surgido a raíz de guerras entre grandes potencias, siendo estos últimos avances en las guerras del medio oriente.

Se entiende por UAV (vehículo aéreo no tripulado) o UAS (Sistema Aeronáutico no tripulado) aquella aeronave capaz de realizar una misión sin necesidad de tener una tripulación embarcada. Debe entenderse que esta condición no excluye la existencia de piloto, controlador de la misión u otros operadores, que pueden realizar su trabajo desde tierra. La extensión del concepto de vehículo a sistema refleja que el UAV precisa no solo de la aeronave adecuadamente instrumentada sino también de una estación en tierra que completa la instrumentación y capacidades embarcadas [1].

También se puede añadir que un avión no tripulado es un vehículo sin tripulación, reutilizable, capaz de mantener un nivel de vuelo controlado y sostenido, y propulsado por un motor de explosión o de reacción [2].

Los usos generales donde se encuentran a los diferentes aviones no tripulados son tantos como los de sus homólogos tripulados. Sin embargo, los UAV poseen una ventaja sobre los aviones convencionales en aquellas aplicaciones en que la actividad llevada a cabo supone un riesgo inherente para el piloto, son demasiado monótonas o son en general indeseadas por los pilotos.

Los primero aviones no tripulados fueron concebidos para aplicaciones militares y existen un gran número de aplicaciones orientadas a este campo. Sin embargo, recientemente pueden encontrarse un creciente número de UAVs diseñados para un sinfín de aplicaciones civiles.



El presente trabajo se enmarca en el proyecto de investigación titulado “Diseño Asistido por Computadora (CAD: Computer Aided Design) y control de un vehículo aéreo no tripulado (UAV: Unmanned Aerial Vehicle)”.

Como este trabajo es el primero que se realiza en la Universidad de Oriente y por el alto grado de dificultad que presenta el análisis matemático del comportamiento de un UAV, se escoge el prototipo Kadett 2400 desarrollado por la Universidad Politécnica de Valencia, al cual ya se le realizaron diferentes pruebas para la obtención de las ecuaciones que describen el comportamiento del UAV lo más parecido a la realidad. Se realiza un análisis de esta aeronave teniendo en cuenta una altura constante de 100 m y una velocidad crucero de 100 Km/h.

Se analizan los diferentes sistemas de coordenadas empleados para referenciar la posición y orientación del avión en el espacio. Se explica el principio físico a los que está sujeta la aeronave y se realiza un análisis de las ecuaciones que describen el comportamiento del UAV.

Se tiene en cuenta la escases de materiales y de recursos que presenta la Universidad de Oriente para construir un vehículo aéreo no tripulado y la no existencia de un medio de enseñanza para los estudiantes de la carrera de Ingeniería en Automática sobre las técnicas de control que pueden ser implementadas a los UAVs, se define como **problema de la investigación** la insuficiencia de material didáctico que permita el apoyo de la docencia en la carrera de Ingeniería en Automático de la Universidad de Oriente; debido a la no existencia de un medio para el estudio sobre los aviones no tripulados (UAV) en el centro.

El **objeto de la investigación**, está enmarcado en el análisis del comportamiento y control de un avión no tripulado (UAV) y se tendrá como principal **objetivo** desarrollar el diseño asistido por computadora y el control de trayectoria del UAV que apoye el proceso docente educativo a través de la simulación y control de dicho proceso.



El **Campo de Investigación** es el control y el modelo virtual del UAV. Como **hipótesis** de la investigación se plantea que si se realiza el diseño asistido por computadora y el control de trayectoria del UAV se lograría el entrenamiento de los estudiantes de la carrera de Control Automático en las diferentes estrategias de control que se pueden aplicar en dicho proceso.

Para el cumplimiento del objetivo propuesto se han asumido las siguientes **tareas de investigación**:

1. Caracterizar los vehículos aéreos no tripulados (UAVs).
2. Simular modelos de UAVs.
3. Caracterizar la estrategia de control empleada en el vehículo aéreo no tripulado (UAV).
4. Simular la estrategia de control en el UAV empleando Matlab.
5. Desarrollar un entorno virtual para la simulación de la estrategia de control en el UAV.

Aporte de la investigación:

La entrega de un modelo virtual del proceso que sirva para apoyar la docencia en la carrera de Control Automático.

Significación Práctica: Es el primer trabajo que se realiza en la Universidad de Oriente sobre un tema tan complejo, como es el estudio de los vehículos aéreos no tripulados y en el cual se realiza una caracterización los UAV, se analizan los principales problemas que afectan la trayectoria de estas aeronaves, la forma de lograr que el UAV mantenga una trayectoria estable, de manera que sirva para posteriores investigaciones dentro de la carrera por parte de los estudiantes de pregrado. Incluirá un estudio con herramientas de trabajo en 3D, lo que posibilitaría a los estudiantes especializarse no sólo en las herramientas básicas del Matlab, sino que puedan ampliar sus horizontes.



Estructura de la Tesis:

La presente investigación se encuentra organizada de la siguiente forma:

Una introducción general: Se exponen las principales motivaciones que llevaron a la realización de esta investigación y en la cual se encuentra además, la fundamentación del diseño metodológico de la misma.

En el Capítulo I: Se realiza un breve recorrido por la historia de los vehículos no tripulados, su surgimiento, desarrollo, clasificación de los diferentes tipos de UAVs y aplicaciones. Se hace una caracterización de la estrategia de control empleada en el control del UAV. Se aborda el tema de la realidad virtual: clasificaciones, aplicaciones y una caracterización del toolbox de realidad virtual de Matlab que se utiliza en la tesis.

En el Capítulo II: Se realiza una fundamentación teórica de las ecuaciones que rigen el comportamiento del UAV y se analiza el control longitudinal y laterodireccional aplicable al UAV.

En el Capítulo III: Se analiza la respuesta del UAV tanto a lazo abierto como a lazo cerrado de los modelos longitudinales y laterodireccionales. Además se mostrarán la interfaz creada en 3D para recrear el UAV.



Capítulo I: Fundamentación teórica que rigen a los UAVs.

Introducción:

En este capítulo se realiza un breve recorrido por la historia de los vehículos no tripulados, su surgimiento, desarrollo, clasificación de los diferentes tipos de UAVs y aplicaciones. Se hace una caracterización de la estrategia de control empleada en el control del UAV. Se aborda el tema de la realidad virtual: clasificaciones, aplicaciones y una caracterización del toolbox de realidad virtual de Matlab que se utiliza en la tesis.

1.1 Historia de los UAVs

Los hermanos Wright hicieron el primer vuelo controlado el 17 de diciembre de 1903. Años antes de esto, el hombre ya buscaba algo que se pareciera al uso que se le da a los UAV. Con una tecnología muy básica, se encuentran los primeros intentos de UAV:

- En febrero de 1863, un inventor de la ciudad de Nueva York llamado Charles Perley patentó un bombardero no tripulado. Este bombardero era un globo aerostático de aire caliente que podía cargar con explosivos y tenía un temporizador (Figura 1).

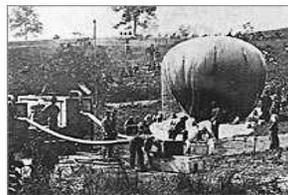


Figura 1 Bombardero aéreo de Perley.

- En 1917 el doctor Peter Cooper y Elmer A. Sperry inventaron el giróscopo estabilizador automático, el cual ayudaba a mantener una aeronave en vuelo estable, recto y nivelado.



Usaron esta innovadora tecnología para convertir una aeronave U.S. Navy Curtiss N-9 de entrenamiento en el primer UAV controlado por radio (Figura 2). Tomó el nombre Sperry Aerial Torpedo y voló 50 millas cargando una bomba de 300 libras en muchos tests de vuelo, aunque nunca se usó en combate.



Figura 2 Sperry Aerial Torpedo.

- La Queen Bee, o reina abeja, fue el primer UAV reutilizable (Figura 3). Su primer vuelo data de 1935.



Figura 3 Queen Bee.

La Queen Bee fue diseñada en el Reino Unido. Fue diseñada para usarse como un objetivo aéreo durante misiones de entrenamiento. Los artilleros de la marina real practicaban con ellos para intentar abatirlos.

- Al principio de la Segunda Guerra Mundial, Adolf Hitler encargó crear una bomba voladora con el siguiente mandato: se usará contra “objetivos no militares”.



Figura 4 V-1.

Fieseler Flugzeugbau diseñó el Fi-103, más conocido como Vergeltungswaffe-1 o V-1 (Figura 4). Se lanzaban desde una rampa estilo catapulta para salir volando a 470mph. La gran efectividad y amenaza de los UAV alemanes V-1 impulsó que la



marina de Estados Unidos desarrollara sus propios UAV para que pudieran destruir los lugares de lanzamiento de los V-1.

- Con la guerra fría en su apogeo y la necesidad de lograr imágenes de reconocimiento de alta calidad, la CIA decidió que debían trabajar en un nuevo UAV, invisible a los ataques, de forma inmediata. El gobierno de Estados Unidos encargó a la compañía Lockheed el trabajo de desarrollar un UAV de alta velocidad e invisible (Figura 5).



Figura 5 D-21.

- En 1978, Israel Aircraft Industries construyó Scout, una aeronave con motor de pistón de 13 pies de envergadura hecha de fibra de vidrio (Figura 6).



Figura 6 Scout.

La fibra de vidrio con el que estaba hecho el Scout respondía con una señal muy pequeña al radar, lo que unido al pequeño tamaño del UAV hacía casi imposible abatirlo. El Scout podía transmitir a tiempo real imágenes de video de vigilancia en 360 grados.

En 1981, Estados Unidos diseñó un UAV que funciona a base de energía solar y dispone de motores de hélice auxiliares, y es ultraligero (Figura 7). Desarrollado por Aero Vironment Corporation y su uso es de investigación medioambiental.



Figura 7 Pathfinder.

- En 1996, el ejército israelí desarrolló un nuevo UAV, el Firebird 2001 (Figura 8).



Figura 8 Firebird 2001.

Éste es un UAV controlado de forma remota, proporciona datos en tiempo real y datos de alta precisión sobre un incendio forestal: tamaño, velocidad, perímetro y movimiento, mediante una serie de tecnologías como GPS, información geográfica y cámaras de visión infrarroja.

- Uno de los UAV más importantes de los que dispone el ejército de Estados Unidos es el General Atomics Aeronautical Systems RQ-1 Predator (Figura 9), de los cuales tiene más de 200.



Figura 9 RQ-1 Predator

Es controlado por un equipo en tierra usando una conexión radio por Line-Of-Sight o usando un satélite. Aunque originalmente fue diseñado únicamente para misiones de reconocimiento y vigilancia, se han equipado con misiles antitanque, los cuales han dado en el blanco de forma exitosa.



1.1.2 Clasificaciones de los UAVs

A la hora de establecer una calificación de los UAV es posible realizarlo por diferentes criterios, uno de los más simples es atendiendo al tipo de aeronave UAV, esto se puede ver en el esquema mostrado en la Figura 10.

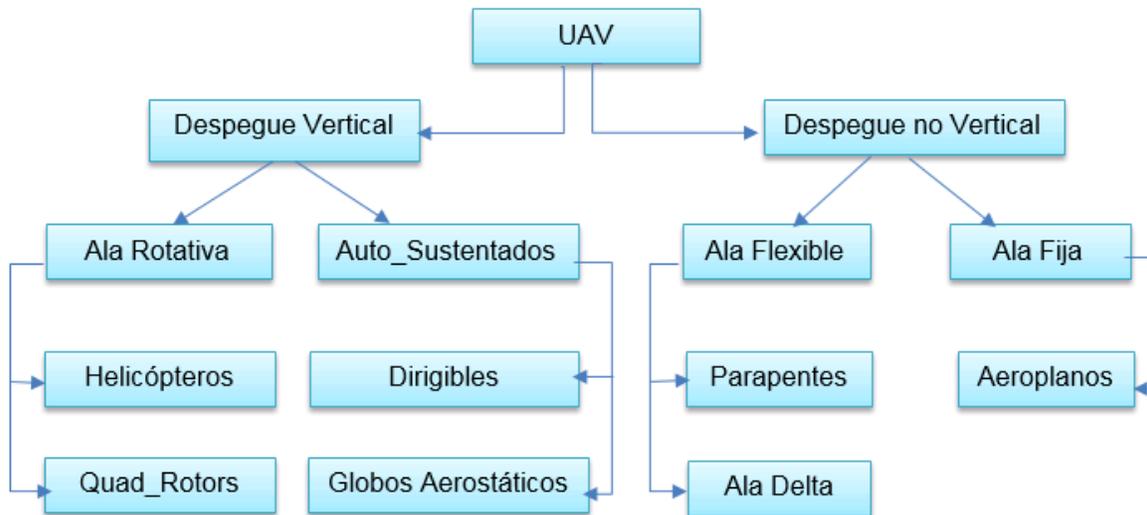


Figura 10 Tipos de aeronaves empleadas en los UAV.

Otras clasificaciones que se ubican a los UAV es atendiendo a los siguientes criterios (Tabla 1):

Tabla 1- Clasificaciones de los UAVs.

Criterios de clasificaciones de los UAVs	Tipos de UAVs	Características
Forma que reciben las órdenes de vuelo	Autónomos	Son programados en tierra y, una vez en vuelo, no permiten variar su itinerario
	Semiautónomos	El piloto realiza cambios y conduce la misión a través de una interfaz de administración del vuelo.
	Remotos	La totalidad del control del vehículo se realiza de forma remota por un operador en tierra.



Nivel para lo que van a ser empleados	UAV Táctico	Satisface las necesidades operativas específicas de las fuerzas terrestres.
	UAV Estratégico	Serían operados por la Fuerza Aérea.
Alcance	Muy cerca	6 km. / 1 hora.
	Cerca	25 km. / 2 horas
	Corto alcance	50 km. / 5 horas
	Rango medio	200 km. / 8 horas
	De largo alcance	300 km. / 20 horas
Techo de vuelo	Baja altitud y gran autonomía	Hasta 10.000 pies
	Altitud mediana y gran autonomía	Entre 10.000 y 30.000 pies
	Gran altitud y gran autonomía	Entre 10.000 y 30.000 pies
Velocidad de vuelo	Lentos	Inferior a 200 nudos
	Rápidos	De 200 a 500 nudos
	Muy rápidos	Superior a los 500 nudos
Forma de despegue y aterrizaje	El despegue y aterrizaje horizontal	Despegue desde pista o lanzadera.
	El despegue y aterrizaje vertical	Mediante rotores o turbinas verticales

1.1.3 Aplicaciones de los UAVs

Los usos generales que se le pueden encontrar a los diferentes aviones no tripulados son tantos como los de sus homólogos tripulados.

Sin embargo, los UAV poseen una ventaja sobre los aviones convencionales en aquellas aplicaciones en las que la actividad llevada a cabo supone un riesgo inherente para el piloto, son demasiado monótonas o son en general indeseadas por los pilotos. Como se ha visto, los primeros aviones no tripulados fueron



concebidos para aplicaciones militares y existen un gran número de aplicaciones orientadas a este campo. Sin embargo, recientemente pueden encontrarse un creciente número de UAVs diseñados para varias aplicaciones civiles [3], [4].

Algunas de las tareas realizadas por los UAVs:

- ✓ Misiones de reconocimiento, observación y vigilancia: mediante cámaras de espectro visible e infrarrojo.
- ✓ Bombarderos de precisión e iluminación de blancos en misiones de alto riesgo.
- ✓ Operaciones de guerra psicológica.
- ✓ Localización desde gran altura, lo que permite un mayor radio de acción en la búsqueda de naufragos y de localización de accidentes en lugares de difícil acceso.
- ✓ Control de tráfico e inspección de carreteras, vías y líneas de transporte en general.
- ✓ Detección y control de incendios: gracias a la visión infrarroja de puntos calientes.
- ✓ Seguimiento de movimientos migratorios, recuento de animales, plagas, detección de bancos de pesca.
- ✓ Situaciones de emergencia y catástrofes: Se pueden aplicar en ambientes de alta toxicidad química, biológica y radiológica.
- ✓ Misiones de control de narcotráfico, fronteras y terrorismo, misiones de búsqueda policial.
- ✓ Topografía: fotografía aérea con realización de mapas y deslinde de fincas.
- ✓ Control de cosechas, agricultura y paisaje (estudio de suelos).
- ✓ Investigación del entorno ecológico y meteorológico: cambio climático, catástrofes naturales, seguimiento y estudio de huracanes.
- ✓ Inspección de líneas eléctricas de alto voltaje.
- ✓ Vigilancia de viviendas y recintos: compañías de seguridad.



1.2 Control por Realimentación de Variables de Estado

Mediante la realimentación de las variables de estado es posible solucionar dos problemas fundamentales: el problema de regulación y el problema de seguimiento.

El problema de regulación consiste en llevar todas las variables de estado del sistema desde un estado diferente de cero hasta el valor de cero, y el problema de seguimiento busca que el sistema pueda seguir un comando o señal de referencia [5].

Es necesario, para el diseño de un controlador por realimentación de variables de estado, contar con el modelo linealizado de la planta alrededor de un punto de equilibrio. Este modelo debe cumplir con la condición de controlabilidad.

A continuación se considera un sistema dinámico mediante variables de estado, como se muestra en las ecuaciones siguientes [6]:

$$\dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \quad (1.1)$$

$$y = Cx(t) \quad (1.2)$$

Dicho sistema, posee un polinomio característico, definido por la ecuación:

$$a(s) = \det(sI - A) = s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_{n-1}s + a_n \quad (1.3)$$

Para modificar las frecuencias naturales del sistema, mediante la realimentación de las variables de estado para obtener un sistema estable, se puede realizar la comparación con un polinomio característico deseado en lazo cerrado, como el que se observa en la ecuación (1.4).

$$a(s) = s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_{n-1}s + a_n \quad (1.4)$$

Para lograr este objetivo, se define la ley de control (1.5), como:

$$u(t) = K_r r(t) - Kx(t) \quad (1.5)$$



Donde K_r y $r(t)$ son la constante para el seguimiento de referencia y la señal de referencia respectivamente. Sustituyendo la ecuación (1.5) en la expresión (1.1), se obtiene (1.6).

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B \left((K_r r(t)) - Kx(t) \right) \quad (1.6)$$

Para el caso que se presenta en la ecuación (1.5), la ganancia de seguimiento puede ser representada como un vector con dimensiones en dependencia del vector de referencias; aunque normalmente sólo se considera como un escalar, es decir, una única referencia; esta es precisamente la manera en la que se usará. A continuación se representa el modelo en espacio de estados con una señal de referencia (Figura 11).

Con el sistema de ecuaciones definido por (1.1), (1.2) y (1.5), haciendo uso de la transformada de Laplace y un manejo algebraico muy simple, se obtiene la función de transferencia que relaciona la salida con la referencia en la ecuación (1.7), y sólo es aplicable si se tiene una única señal de salida; en caso contrario se tendrá una matriz de transferencia.

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = C(sI - A + BK)^{-1}BK_r = K_r \frac{b(s)}{a(s)} \quad (1.7)$$

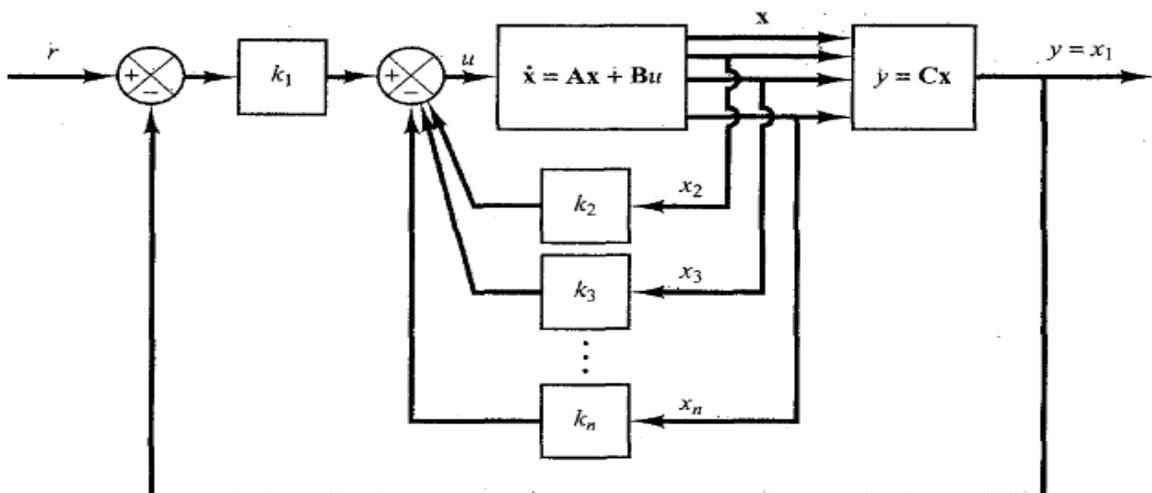


Figura 11 Esquema del lazo de control en Espacio de Estados.



Con esta representación, si se desea que la salida $y(t)$, siga un comando de referencia $r(t)$, y asumiendo que la señal de referencia es la constante r , se debe cumplir:

$$K_r = \frac{a(0)}{b(0)} \quad (1.8)$$

Y como se puede observar, la función de transferencia a lazo abierto no puede poseer ceros en el origen, lo que conduce a la restricción $b(0) \neq 0$, ya que si esto sucede no es posible encontrar una ganancia que permita seguir una señal de referencia.

1.2.1 Método de Ackerman para el cálculo del control por RVE.

Suponiendo que se tiene un sistema descrito por las ecuaciones (1.1) y (1.2), donde $u(t)$ es la única señal de control, con un polinomio característico a lazo abierto definido por (1.4) y considerando que el modelo de la planta es controlable, entonces es posible encontrar una matriz de transformación T , tal que los estados puedan ser descritos por (1.9).

$$x_c(t) = Tx(t) \quad (1.9)$$

Donde las variables resultantes de la transformación, corresponden a la forma canónica controlable, por tanto al sustituir en la ecuación de estado (1.1) a $x_c(t)$, se obtiene (1.10)

$$\dot{x}_c = A_c x_c(t) + B_c u(t) \quad (1.10)$$

Modelo para el cual las matrices A_c y B_c corresponden a la forma canónica, que se describe en (1.11).

$$A_c = \begin{bmatrix} a_1 & -a_2 & \cdots & -a_n \\ 1 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad B_c = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1.11)$$



Se puede observar de manera explícita que los coeficientes del polinomio característico en lazo abierto $a(s)$ mostrado en la ecuación (1.3) aparecen en la primera fila de la matriz A_c . Con un vector de ganancias de realimentación mostrado en (1.12) y una ley de control de la forma (1.13).

$$\mathbf{K}_c = [k_{c1} \quad k_{c2} \quad \dots \quad k_{cn}] \quad (1.12)$$

$$u(t) = -\mathbf{K}_c x_c(t) \quad (1.13)$$

Al reemplazar la ecuación (1.12) en (1.13), se obtiene la expresión (1.14).

$$\dot{x}_c(t) = (A_c - B_c K_c) x_c(t) \quad (1.14)$$

Dónde el término $(A_c - B_c K_c)$ está definido por:

$$(\mathbf{A}_c - \mathbf{B}_c \mathbf{K}_c) = \begin{bmatrix} -(a_1 - k_{c1}) & -(a_2 - k_{c2}) & \dots & (a_n - k_{cn}) \\ 1 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

De esta manera el polinomio característico del sistema estará dado por (1.15).

$$\det(sI - A_c + B_c K_c) = s^n + (a_1 + k_{c1})s^{n-1} + \dots + (a_n + k_{cn}) \quad (1.15)$$

Comparando con el polinomio característico deseado, mostrado en la ecuación (1.3), se pueden obtener las ganancias de realimentación definidas en (1.7).

$$k_{ci} = \alpha_i - a_i \quad i=1; 2; \dots; n \quad (1.16)$$

Para obtener la ganancia de realimentación K , para el espacio de estados definido en la ecuación (1.1), se obtiene la ecuación (1.17).

$$u(t) = -\mathbf{K}_c X_c(t) = -\mathbf{K}_c T x(t) \quad (1.17)$$

Y por semejanza con la ecuación (1.5) se obtiene (1.18):

$$K = \mathbf{K}_c T^{-1} \quad (1.18)$$

La matriz de transformación T , está definida por:



$$T = MW \quad (1.19)$$

Donde M es la matriz de controlabilidad dada por el sistema matricial $\{A_c; B_c\}$, y W es:

$$W = \begin{bmatrix} a_{n-1} & a_{n-2} & \dots & a_1 & 1 \\ a_{n-2} & a_{n-3} & \dots & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \vdots \\ a_1 & 1 & \dots & 0 & 0 \\ 1 & 0 & \dots & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1.20)$$

A continuación se resumen los pasos a seguir para el diseño de un control por Realimentación de Variables de Estados (RVE) [7]:

1. Verificar la condición de controlabilidad del sistema.

$$\text{Si } \text{rango}[B \ AB \ A^2 B \ \dots \ A^{(n-1)} B]_{n \times n} = A_{n \times n},$$

2. Del polinomio característico de la matriz A, determinar los autovalores.
3. Utilizando los autovalores deseados, escribir el polinomio característico deseado (es importante aclarar que no existe una teoría definida para la obtención dichos autovalores).
4. La matriz de ganancia de realimentación de estado K puede ser determinada a partir de la ecuación de Ackerman.
5. Implementar el esquema del lazo de control en espacio de estados mediante la Figura 11.

1.3 La Realidad Virtual. Clasificaciones

Desde el punto de vista didáctico, uno de los elementos que ha sido usado en varias ocasiones para la simulación e implementación de sistemas físicos son las herramientas virtuales 3D. Debido a que el campo de la realidad virtual ha venido ganando espacios dentro del desarrollo tecnológico hasta nuestros días, muchos centros e institutos a nivel internacional lo usan para el desarrollo de sus aplicaciones; ya sea en simulaciones de sistemas de la vida real, o para crear



ambientes o mundos que desarrollen la capacidad de las personas en habilidades específicas [7].

La calidad con la que definen los ambientes visuales muchas de estas herramientas virtuales, así como el hecho de que representan un ahorro presupuestario y en ocasiones una vía más segura para reproducir eventos de diferentes esferas de la vida real; ha logrado que en muchos casos se prefiera la utilización de estas herramientas y no de la implementación física de muchos sistemas.

El marco de la realidad virtual comenzó a usarse como una novedosa herramienta, que daba mayor realismo a los mundos que se creaban a través de él, ya que refleja un ambiente visual lo más parecido a la visión de los seres humanos.

En el campo de la didáctica, es donde las aplicaciones de herramientas virtuales han encontrado un marco amplio, en el caso de las simulaciones de sistemas de la vida cotidiana (Figura 12). Existen ya muchos centros académicos policiales, criminalísticos, aeronáuticos, navales y militares, que usan estos medios para simular procesos o eventos que pueden haber ocurrido en el pasado, o que ocurrirán en el futuro.

Sobre todo hacia el desarrollo de ambientes que reproduzcan lo más fielmente posible la realidad y sus sucesos, se encaminan muchas investigaciones hoy en día, ya que de esto depende la calidad de muchos procesos industriales que se montan una vez realizadas estas simulaciones computarizadas.



Figura 12 Ejemplos de espacios recreados en la RV.



De esta manera, es cada vez más utilizado un nuevo concepto en el ámbito tecnológico hoy en día y es el concepto de realidad virtual. La realidad virtual es por lo general un mundo virtual generado por ordenador (o sistemas informáticos) en el que el usuario tiene la sensación de estar en el interior de este mundo, y dependiendo del nivel de inmersión, este puede interactuar con este mundo y los objetos del mismo en un grado u otro [7].

La realidad virtual ideal sería la que desde una inmersión total, permita una interacción sin límites con el mundo virtual, además de aportar como mínimo los mismos sentidos que se tiene en el mundo real (vista, oído, tacto, gusto, olfato). Sin embargo, la mayoría de los sistemas actuales se centran únicamente en dos sentidos (vista y oído), debido a las dificultades tecnológicas y a lo costoso de simular los otros sentidos [7].

La realidad virtual, como concepto y desde el punto vista fenomenológico ha sido estudiada desde hace muchas décadas, por lo que no debe extrañar el hecho de que existan varios conceptos y definiciones, y que no siempre coinciden en terminología. Sin embargo, los autores del tema coinciden en la existencia de varios tipos de realidad virtual, los cuales poseen clasificaciones atendiendo a las principales características que definen el término. Principalmente esta se subdivide en dos subsistemas, que se clasifican de acuerdo a [8]:

Tipo de Inmersión:

- ✚ Realidad Virtual Inmersiva: Se consigue una inmersión total mediante periféricos (cascos de realidad virtual, gafas, posicionadores, etc.), hasta el punto de desaparecer el mundo real.
- ✚ Realidad Virtual Semi-inmersiva: Se interactúa con el mundo virtual, pero sin estar sumergidos en el mismo, por ejemplo a través de un monitor. Este tipo de RV es muy común en videojuegos en la actualidad ya que no requiere ningún hardware especial.



Individual o Compartida:

Humano-Máquina: Únicamente puede interactuar una persona por mundo virtual. Ejemplo de este tipo de RV sería los Cines 3D.

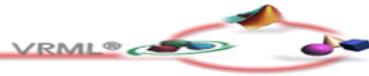
- ✚ Humanos-Máquina: Es posible que más de una persona compartan el mismo mundo virtual e interacción al mismo tiempo con él mismo y/o entre ellos.

1.3.1 Evolución y desarrollo de la Realidad Virtual

El desarrollo de la RV como ciencia, se ha visto a través de la historia apoyada por dos esferas de la ciencia: la investigación militar, y la investigación civil. Ambas representan los pilares del surgimiento y evolución de la RV. Fue la industria militar quien llevó las investigaciones de simulaciones virtuales a un nivel inicial, y a su evolución posterior debido al interés por parte del Departamento de Defensa de los EE.UU. y otras organizaciones gubernamentales de contar con medios de pruebas que no significaran la pérdida de vidas innecesariamente, y al ahorro de presupuesto en prácticas dentro de dicha esfera.

Las técnicas de simulación digital que convergen hacia lo que hoy se conoce como realidad virtual se desarrollaron a partir de mediados de los años sesenta, a través de diversas investigaciones en el campo de la informática y otras tecnologías derivadas relacionadas con esta, como la inteligencia artificial, la generación de gráficos por ordenador, la robótica y la telemática.

Aunque no puede hablarse de un punto de partida concreto, suele atribuirse el papel de pionero al investigador norteamericano *Iván Sutherland*. *Sutherland*, figura emblemática en la historia de la infografía, publicó en 1965 un artículo titulado “El Dispositivo Definitivo”, en el que atribuía a un nuevo tipo de aparato periférico la capacidad de convertir al ordenador, mediante una programación adecuada, en el País de las Maravillas que recorrió Alicia [7].

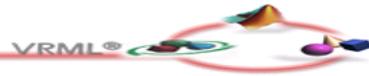


A partir de los años ochenta el desarrollo de aceleradores gráficos cada vez más rápidos abre nuevas perspectivas para la creación de imágenes sintéticas cada vez más realistas. Por entonces la televisión empieza a utilizar la digitalización de imágenes para realizar efectos especiales. En esta misma época los avances en las prestaciones de los sistemas informáticos y en la industria electrónica, y el progresivo descenso de los costes, impulsan la experimentación de nuevos dispositivos destinados a la simulación digital multisensorial. [7]

Para el 2007, se creó una revolución en el mercado del entretenimiento con la salida de nuevas consolas, y equipos de audio digital que permitían una experiencia sensorial nueva para el oído de los usuarios. La calidad de las imágenes en los simuladores de realidad virtual también fue mejorada, debido al desarrollo de tecnologías de alta definición de imágenes, como televisores y monitores *HD (High Definition)*. Sin embargo la experiencia sensorial seguía siendo semi-inmersiva [9].

Para el año 2012, y con la salida al mercado de la televisión 3D, se logró un ambiente más real para las películas, fueron lanzados al mercado también nuevas consolas con experiencias multisensoriales nuevas, como sensores de movimiento de gran precisión, protocolos de reconocimiento de voz para interactuar con los videojuegos, entre otros; cambiando por completo la visión que se tenía de la realidad virtual.

Según el último informe de VRJournal, el mercado de la realidad virtual está experimentando un crecimiento vertiginoso. Según la previsión estimada por la empresa TrendForce, dedicada a la investigación y análisis de mercados, el valor total del sector de la realidad virtual – incluyendo hardware y software, para el 2020, impulsado por la tendencia a conectar a internet todo tipo de elemento (el denominado Internet de las Cosas), se estima que el mercado se “dispare” hasta un valor en torno a los 70.000 millones de dólares [9].



Aplicaciones de la realidad virtual

A pesar de sus límites, el nivel actual de desarrollo tecnológico es suficiente para crear aplicaciones adecuadas para solucionar de una manera eficaz un cierto número de problemas en diversos campos de la actividad humana. Así, aunque el factor más importante de la popularización y dinamización del mercado de la realidad virtual es el entretenimiento, durante estos últimos años muchos avances tecnológicos en el campo de la realidad virtual se han centrado en el diseño de sistemas destinados a usos concretos. Aplicaciones que pueden significar un importante ahorro de tiempo y dinero y un aumento de la eficacia del trabajo, lo cual permite que las inversiones efectuadas sean rentabilizadas con mayor facilidad y rapidez.

Las aplicaciones que en la actualidad se vincula la realidad virtual a actividades de la vida cotidiana son muchas y diversas. Hay que destacar [10]:

La reconstrucción de la herencia cultural consiste en la recuperación a través de la simulación de piezas únicas de la antigüedad que han sido destruidas o se encuentran degradadas. En algunas, a partir de unos pocos restos se pueden simular piezas enteras (Figura 13).



Figura 13 Ejemplos de reconstrucciones de herencia culturales.

La aplicación en la medicina se encuentra en la simulación virtual del cuerpo humano. A partir de imágenes del cuerpo humano, se puede hacer la recreación en 3D del paciente, cosa que facilita la elaboración de un diagnóstico, o la simulación de operaciones en caso que sea necesario.



La simulación de multitudes consiste en la simulación del comportamiento de grandes cantidades de personas. Sin requerir la presencia de gente, se puede simular el comportamiento de éstas en cosas que serían complejas como la evacuación de un edificio o los comportamientos en situaciones complejas (Figura 14).



Figura 14 Ejemplo de simulación de multitudes.

También, hay que destacar la aplicación de la realidad virtual en el campo de la presencia, simulando situaciones para inducir comportamientos en los individuos para aplicaciones como: tratar fobias, ansiedad social, estudios de violencia o resolución de conflictos (Figura 15).

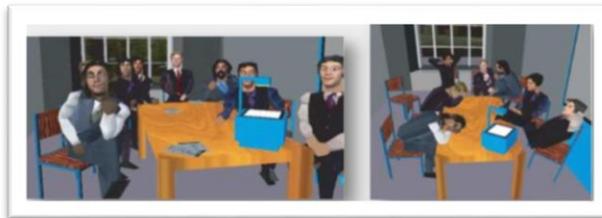


Figura 15 Ejemplos de simulaciones de presencia.

Por último se muestra un resumen de las aplicaciones de la Realidad Virtual en los ámbitos técnicos especializados y esferas desarrolladas hasta la actualidad [8]:

I. Medicina y salud:

- ✚ Formación, reciclaje profesional y experimentación.
- ✚ Cirugía y micro cirugía.
- ✚ Psiquiatría y psicología.
- ✚ Ayuda a la inserción social de discapacitados físicos.
- ✚ Terapias de rehabilitación para víctimas de lesiones y prevención de lesiones repetitivas.



II. Arquitectura, urbanismo e ingeniería civil:

- ✚ Diseño de edificios y de interiores.
- ✚ Ordenación urbanística y territorial.
- ✚ Estudio de impacto medioambiental.
- ✚ Recreación de edificios y sitios interés histórico o artístico.

III. Ciencias:

- ✚ Aerodinámica Virtual.
- ✚ Matemática.
- ✚ Astrofísica.
- ✚ Ingeniería molecular.
- ✚ Geología y biología.
- ✚ F. Meteorología.

IV. Industria:

- ✚ Diseño y esquemmatización de productos y maquinaria.
- ✚ Experimentación y pruebas (productos, maquinaria, procesos de fabricación, etc.)
- ✚ Mantenimiento de maquinaria y de cadenas de producción.
- ✚ Optimización de recursos (evaluación de los procesos de fabricación).

V. Robótica:

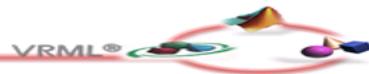
- ✚ Telerrobótica (o teleoperación).
- ✚ Ayuda para la concepción de robots.

VI. Aplicaciones militares y aeroespaciales:

- ✚ Simuladores aéreos, terrestres y submarinos.
- ✚ Entrenamiento en combate y prácticas de tiro.
- ✚ Sistemas de control y supervisión de operaciones.
- ✚ Planificación y preparación de misiones espaciales.
- ✚ Entrenamiento de astronautas.

1.3.2 El Toolbox de MATLAB que se utiliza en la Realidad Virtual

Virtual Reality Toolbox es un paquete de herramientas de MATLAB que permite visualizar simulaciones de sistemas dinámicos en una escena 3D de realidad



virtual creada en un lenguaje estándar VRML97. Mediante una sencilla interfaz orientada a objetos y a bloques, este toolbox enlaza, respectivamente a MATLAB y Simulink con gráficos de realidad virtual. Utilizando señales de Simulink es posible controlar parámetros como posición, orientación y dimensión de los objetos definidos en el entorno 3D generando así una animación de la simulación (Figura 16). [11].

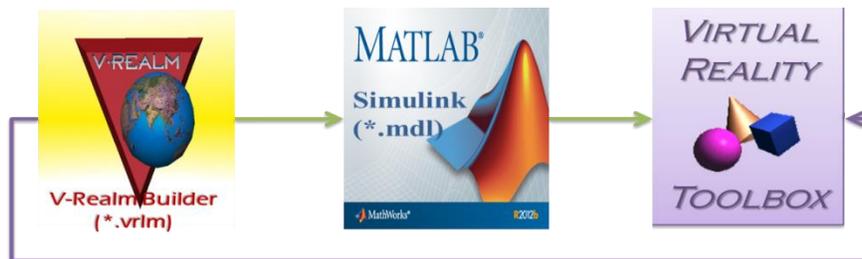


Figura 16 Esquema de enlace de las tres herramientas utilizadas para la visualización del UAV.

Desde el punto de vista didáctico, uno de los elementos que ha sido usado en varias ocasiones para la simulación e implementación de sistemas físicos son las herramientas virtuales en tercera dimensión (3D). Debido a que el campo de la Realidad Virtual ha venido ganando espacios dentro del desarrollo tecnológico hasta la actualidad, muchos centros e institutos a nivel internacional lo usan para el desarrollo de sus aplicaciones; ya sea en simulaciones de sistemas de la vida real, o para crear ambientes o mundos que desarrollen la capacidad de las personas en habilidades específicas.

La calidad con la que definen los ambientes visuales muchas de estas herramientas virtuales, así como el hecho de que representan un ahorro presupuestario y en ocasiones una vía más segura para reproducir eventos de diferentes esferas de la vida real; ha logrado que en muchos casos se prefiera la utilización de estas herramientas y no de la implementación física de muchos sistemas. Existen ya muchos centros académicos, policiales, criminalísticos, aeronáuticos, navales y militares, que usan estos medios para simular procesos o eventos que pueden haber ocurrido en el pasado, o que ocurrirán en el futuro. El avance tecnológico en las últimas décadas, así como el



desarrollo computacional, han permitido que se utilicen cada vez más las simulaciones virtuales de plantas y procesos reales como patrones de detección de fallos y errores, ya sea por el mal comportamiento del propio proceso o por la acción de agentes externos sobre el sistema.

De esta manera, es cada vez más utilizado un no tan nuevo concepto en el ámbito tecnológico hoy en día, y es el concepto de RV. Esta es por lo general un mundo virtual generado por ordenador en el que el usuario tiene la sensación de estar en el interior de este mundo, y dependiendo del nivel de inmersión, este puede interactuar con el mundo y los objetos del mismo en un grado u otro.

Conclusiones parciales

En este capítulo se hizo un análisis de la evolución histórica de los UAVs y de la RV. Se realizó una clasificación de los diferentes tipos de UAVs y de los tipos de inmersión de la RV. Se exponen las ideas fundamentales que caracterizan al Toolbox de MATLAB que se utiliza en la RV. Se expusieron las ideas fundamentales que caracterizan el control por RVE y los pasos a seguir para realizar un correcto control por este método.



Capítulo II: Análisis matemático aplicado para la obtención del modelo del AUV.

Introducción

En este capítulo se expondrá todo lo relacionado con la obtención del modelo, simulación y control del UAV. Se comenzará el capítulo con un epígrafe dedicado a la obtención del modelo matemático del UAV y se analizarán los problemas que afectan al UAV.

2.1 Base matemática del modelado del UAV.

En este proyecto se realiza un análisis del modelo matemático del prototipo Kadett 2400 desarrollado por la Universidad Politécnica de Valencia. Este modelo es obtenido mediante el ajuste de los parámetros desconocidos de un modelo más general, basado en los principios físicos que explican el comportamiento dinámico de la aeronave en vuelo. Se entiende, por tanto, que dichos principios son capaces de predecir la evolución de un conjunto de sistemas que comparten características comunes y que, únicamente dando con los parámetros correctos, se obtiene las ecuaciones de movimiento de la aeronave en particular, obteniéndose de esta manera una aproximación lo más cercana posible de la realidad.

En este capítulo se explica cuáles son esas ecuaciones, cuáles son las simplificaciones que nos separan en parte de la realidad, facilitando, por otro lado, su desarrollo y cuáles son los parámetros a ajustar más adelante. Empezaremos para ello explicando los diferentes ejes de coordenadas que se emplean para representar a un avión en el espacio y que ayudan a desarrollar las expresiones buscadas.



2.2 Sistema de coordenadas y orientación de la aeronave.

- Sistema de coordenadas inerciales (X_1, Y_1, Z_1) [12].

El sistema de coordenadas inercial tiene su origen en el centro de la tierra y es no rotacional respecto de estrellas fijas. El eje Z_1 apunta al polo norte geográfico terrestre (Figura 16).

- Sistema de coordenadas centrado y eje fijo terrestre (X_e, Y_e, Z_e) [12].

El origen del sistema de coordenadas ECEF (Earth Centered and Earth Fixed) descansa en el Centro de la tierra. El eje X_e se constituye partiendo desde el origen y haciéndolo pasar por el punto de intersección entre el meridiano de Greenwich y el Ecuador. El eje Z_e apunta hacia el polo Norte geográfico de la Tierra. Finalmente el eje Y_e completa sistema de coordenadas dextrógiro, tal y como muestra la siguiente figura.

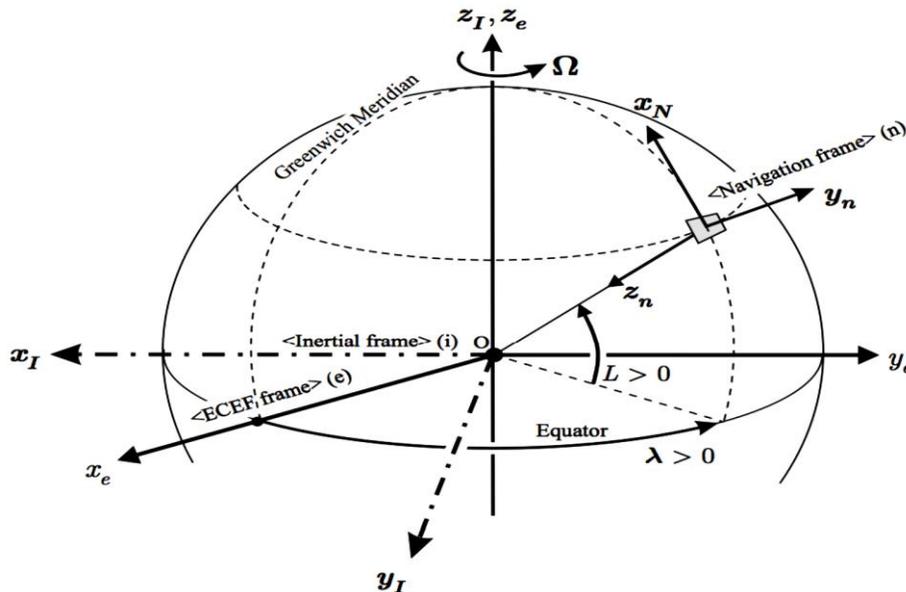
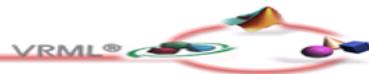


Figura 16 Sistema de coordenadas terrestre y de la aeronave.

- Sistema de coordenadas de navegación (X_n, Y_n, Z_n)

La orientación del sistema de navegación es Norte, Este, Abajo. Este sistema de coordenadas no se mueve y esta fijo al plano tangencial terrestre local. Antes de que el avión despegue, el origen O_n del sistema de coordenadas de navegación es



inicializado con la posición del centro de masa del aeroplano. Estos ejes de referencia son considerados un sistema local inercial en el que se aplican las leyes de Newton.

- Sistema de coordenadas de navegación transportado por el vehículo (X_v, Y_v, Z_v)

La orientación del sistema de navegación transportado es también Norte, Este, Abajo. En este caso el sistema de coordenadas si se mueve con la aeronave, aunque se mantiene paralelo al plano tangencial terrestre local. Su origen O_v se encuentra en todo momento en el centro de gravedad del aeroplano. El sistema de navegación transportado suele emplearse para mostrar convenientemente la orientación rotacional del vehículo relativa a los ejes de navegación.

- Sistema de coordenadas body frame (X_b, Y_b, Z_b) [12].

En el sistema de coordenadas *body frame* (ejes de cuerpo) el eje X_b apunta hacia delante a lo largo del eje longitudinal del avión, el eje positivo Y_b está dirigido a lo largo del ala derecha y el eje positivo Z_b es normal a los ejes X_b e Y_b , apuntando hacia abajo. El origen O_b está situado en el centro de masas del avión. Esto define un sistema de coordenadas local ortogonal, dextrógiro y encadenado al avión tal y como muestra la Figura 17.

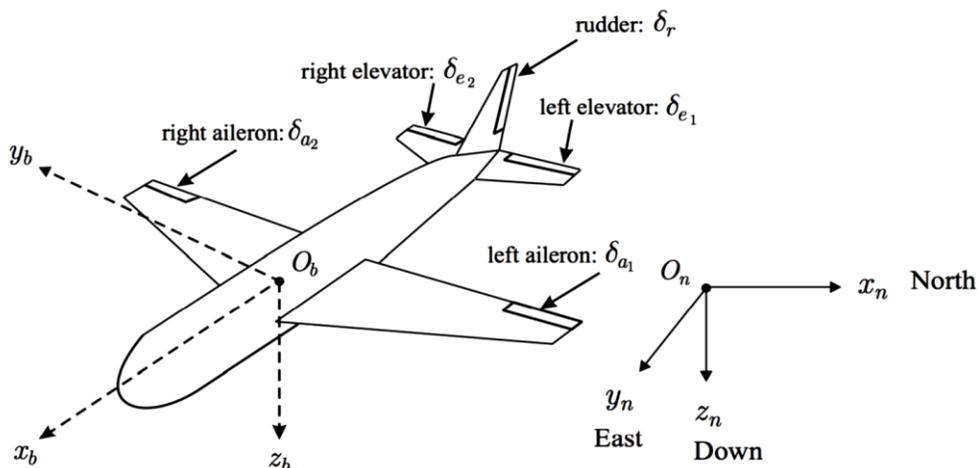


Figura 17 Sistema de coordenadas body frame y de navegación.



- Ángulos de Euler [12].

Representan la orientación de un cuerpo respecto a un sistema coordenado xyz o la orientación de un sistema coordenado respecto a otro. Para describir la orientación de un cuerpo en términos de los ángulos de Euler se definen las siguientes rotaciones:

- θ (roll) describe la rotación alrededor del eje x .
- φ (pitch) describe la rotación alrededor del eje y .
- ψ (yaw) describe la rotación alrededor del eje z .

En la aviación representan las rotaciones a las que se ve sometida la aeronave en su paso desde el sistema de coordenadas de navegación (X_n, Y_n, Z_n) hasta la orientación, en cada instante de tiempo, del *body frame* (X_b, Y_b, Z_b). Dicha rotación puede apreciarse en la Figura 18. En ella se aprecia como, a partir de una orientación en la que ejes de cuerpo y de navegación coinciden, el proceso de girar ψ radianes en el eje Z_n , θ radianes en el eje y_1 y ϕ radianes alrededor del eje x_2 se hace coincidir en orientación con el *body frame*. Los ejes o_i, x_i, y_i, z_i representan las orientaciones intermedias en ese paso de un sistema de coordenadas al otro.

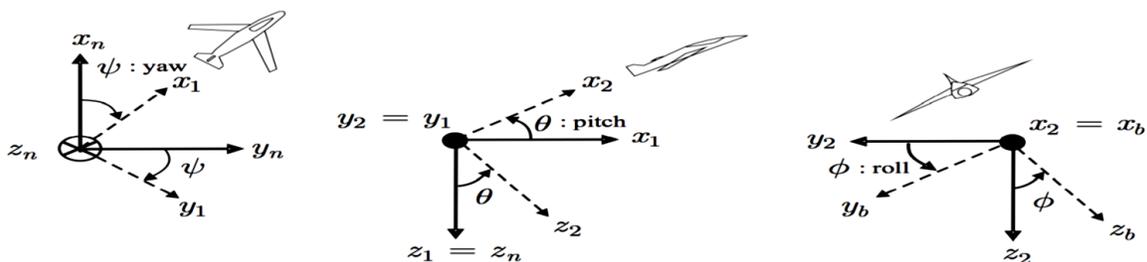


Figura 18 Representación de los ángulos de Euler.

2.3 Principio Alar.

El principio básico que ofrece una explicación al hecho de que las aeronaves vuelen lo explica la ecuación de Bernoulli. En ella, se postula que la energía contenida en un flujo ideal, definido como un fluido no viscoso e incompresible en movimiento estacionario e irrotacional, es constante e igual a la suma de los



términos cinético, potencial y de trabajo de las fuerzas externas. Obteniéndose que, en dos puntos 1 y 2 del espacio atravesado por dicho flujo, se cumple:

$$P_1 + \rho g z_1 + \rho \frac{v_1^2}{2} = P_2 + \rho g z_2 + \rho \frac{v_2^2}{2} \quad (2.1)$$

Donde ρ representa la densidad del fluido y g es la aceleración de la gravedad. P_1 , z_1 y v_1 son la presión, altura y velocidad, respectivamente, del fluido en el punto 1. La Figura 19 muestra una simplificación del perfil de un ala de avión inmersa en el interior de un flujo de aire. Desde el punto de vista práctico, se puede asumir que es el aire el que se mueve, en lugar del ala. Tal y como se observa en la imagen, este tipo de perfiles están diseñados para que el aire que pasa por encima recorra una mayor distancia que el que lo hace por debajo. Al no comprimirse el aire (flujo ideal), las partículas del fluido deben, necesariamente, tardar el mismo tiempo en ir de un punto a otro del flujo. Por ello, obviamente, el aire que pasa por la parte superior del perfil debe hacerlo a una velocidad superior que el que pasa por la parte inferior del perfil [12].

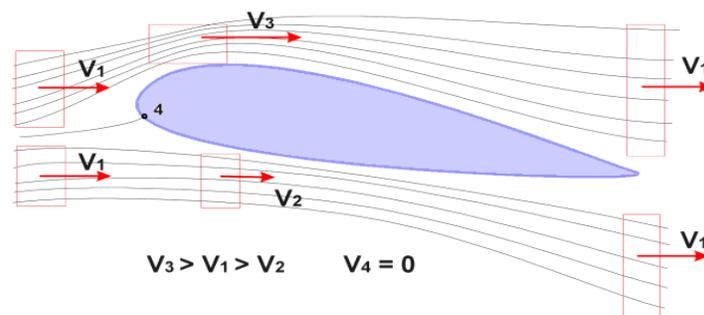


Figura 19 Perfil alar inmersivo en un flujo de aire.

Dada una velocidad inicial V_1 del fluido y siendo V_3 la velocidad del aire por encima del perfil y V_2 la del aire por debajo, se obtiene que $V_3 > V_1 > V_2$. Además, por Bernoulli:

$$P_1 + \rho g z_1 + \rho \frac{v_1^2}{2} = P_2 + \rho g z_2 + \rho \frac{v_2^2}{2} = P_3 + \rho g z_3 + \rho \frac{v_3^2}{2} \quad (2.2)$$

Se asume z constante y simplificando se obtiene que:



$$P_2 + \rho \frac{v_2^2}{2} = P_3 + \rho \frac{v_3^2}{2} \quad (2.3)$$

De la Ecuación 3 se desprende una conclusión esencial, y es que, si $V_2 < V_3$ entonces $P_2 > P_3$. Es por ello que el perfil inmerso en el interior del fluido experimenta una fuerza, en la dirección perpendicular a su línea de curvatura media, conocida como fuerza de sustentación (Lift). La fuerza de sustentación es:

$$F_l = S(P_2 - P_3) \quad (2.4)$$

Siendo S la superficie de referencia del ala.

2.4 Ecuaciones del sólido rígido.

Una vez definidos los diferentes sistemas de coordenadas empleados para referenciar la posición y orientación del avión en el espacio y tras haber explicado algunos principios físicos a los que está sujeta la aeronave, estamos en disposición de presentar el modelo completo. Quiere destacarse nuevamente que las ecuaciones expuestas seguidamente están generalizadas para un gran grupo de aeroplanos y son válidas para nuestro avión que vamos a analizar.

En la búsqueda de esas expresiones partimos, tal y como se explica en [1], de los principios de conservación de la cantidad de movimiento y del momento cinético. Estos pueden escribirse como [13]:

$$\sum_{\text{ext}} \vec{F} = \frac{d}{dt}(m\vec{V}) \quad (2.5)$$

$$\sum_{\text{ext}} \vec{M} = \frac{d}{dt}(I\vec{\omega}) \quad (2.6)$$

Donde $\sum_{\text{ext}} \vec{F}$ y $\sum_{\text{ext}} \vec{M}$ son el sumatorio de fuerzas y momentos externos respectivamente, m e I son la masa y tensor de inercias del avión y V y ω son los vectores de velocidades lineales y angulares. La Ecuación 2.5 y Ecuación 2.6 son únicamente válidas en un sistema de referencia inercial, sin embargo, es conveniente expresar las variables que intervienen en ellas en términos de sus



componentes en el *Body frame*. La razón para ello es que las medidas de los sensores se hacen en dicho sistema de ejes y además, el tensor de inercias deja de ser constante en el tiempo si se expresa en el sistema de ejes inercial. Así pues, las componentes, respecto de los ejes locales, de las variables expresadas en las ecuaciones anteriores son:

$$\vec{V} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad \vec{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad \vec{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Además, dada la simetría existente en el plano O_b , X_b y Z_b de prácticamente cualquier aeronave y dado que el tensor de inercias es una matriz simétrica, los productos de inercia $I_{xy}=I_{yx}=I_{zy}=I_{yz}=0$ [10]. De este modo, la matriz de inercias expresada en la Ecuación 2.8 queda:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

En particular son 3 los tipos de fuerzas externas que afectan al comportamiento del avión. Estos son: las fuerzas aerodinámicas (F_A), la fuerza aplicada por el motor (F_T) y la fuerza gravitatoria (F_G). A su vez y ya que el eje del motor se encuentra situado a lo largo del eje X_b , únicamente las fuerzas aerodinámicas generan pares aerodinámicos (M_A). Así, la Ecuación 2.5 y la Ecuación 2.6 quedan:

$$\vec{F}_a + \vec{F}_t + \vec{F}_g = m\dot{\vec{V}} + \vec{\omega} \times m\vec{V} \quad (2.11)$$

$$\vec{M}_a = I\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times I\vec{\omega} \quad (2.12)$$



$$\vec{F}_a = \bar{q}S \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} \quad \vec{F}_t = \begin{bmatrix} T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$\vec{M}_a = \bar{q}S \begin{bmatrix} bC_l \\ \bar{c}C_m \\ bC_n \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Siendo $\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2$ la presión dinámica del aire. S es la superficie de referencia de las alas, b es la envergadura alar y c la cuerda aerodinámica media. Para expresar el vector de campo gravitatorio en ejes de cuerpo, debemos hacer una rotación descrita a través de los ángulos de Euler [10]. Por lo que la fuerza gravitatoria que el avión experimenta queda:

$$\vec{F}_g = m \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} B = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \sin \varphi \cos \theta \\ mg \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

La Ecuación 2.11 y Ecuación 2.12 son en realidad ecuaciones vectoriales, por lo que se tienen un total de 6 ecuaciones que corresponden a los 6 grados de libertad de un sólido rígido en el espacio. Desarrollando ambas y substituyendo cada término a partir de lo expresado hasta el momento, se llega a las siguientes expresiones:

$$\bar{q}S \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \sin \varphi \cos \theta \\ mg \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times m \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$$\bar{q}S \begin{bmatrix} bC_l \\ \bar{c}C_m \\ bC_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Donde u, v, y w, tal y como ya se ha comentado, son las componentes de la velocidad lineal del avión respecto de un sistema inercial expresadas en su sistema de referencia local (X_b, Y_b, Z_b). Del mismo modo, p, q, y r son las 3 componentes de la velocidad angular. Es importante destacar la aparición en la Ecuación 2.16 y Ecuación 2.17 de las variables C_i, que representan los coeficientes adimensionales de fuerzas y momentos aerodinámicos. Dichas



variables, también conocidas como coeficientes aerodinámicos, son funciones que relacionan esas fuerzas y momentos con el resto de variables del sistema. Se emplean debido a la dificultad práctica que presenta la obtención y el uso de las relaciones exactas a través de la geometría del avión. Suelen expresarse como polinomios de grado 1 o 2 provenientes de su desarrollo en series de Taylor y para la obtención de las constantes de estos polinomios, es habitual emplear los resultados de múltiples experimentos en túneles de viento y en ciertas ocasiones, en vuelos reales [2]. Finalmente se organizan las Ecuación 16 y la Ecuación 17 para obtener las denominadas ecuaciones de fuerza y de momentos de una aeronave.

2.4.1 Ecuaciones de Fuerza

$$\dot{u} = rv - qw + \frac{\bar{q}S}{m} C_x(\vec{V}, \vec{w}, \delta, \dots) - g \sin \theta + \frac{T}{m} \quad (2.18)$$

$$\dot{v} = pw - ru + \frac{\bar{q}S}{m} C_y(\vec{V}, \vec{w}, \delta, \dots) + g \cos \theta \sin \phi \quad (2.19)$$

$$\dot{w} = qu - pv + \frac{\bar{q}S}{m} C_z(\vec{V}, \vec{w}, \delta, \dots) + g \cos \theta \sin \phi \quad (2.20)$$

2.4.2 Ecuaciones de Momentos

$$\dot{p} - \frac{I_{xz}}{I_x} \dot{r} = \frac{\bar{q}Sb}{I_x} C_l(\vec{V}, \vec{w}, \delta, \dots) - \frac{I_z - I_y}{I_x} qr + \frac{I_{xz}}{I_x} qp \quad (2.21)$$

$$\dot{q} = \frac{\bar{q}Sc}{I_y} C_m(\vec{V}, \vec{w}, \delta, \dots) - \frac{I_x - I_z}{I_y} pr - \frac{I_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) \quad (2.22)$$

$$\dot{r} - \frac{I_{xz}}{I_z} \dot{p} = \frac{\bar{q}Sb}{I_z} C_n(\vec{V}, \vec{w}, \delta, \dots) - \frac{I_y - I_x}{I_z} pq - \frac{I_{xz}}{I_z} qr \quad (2.23)$$

2.4.3 Ecuaciones de fuerza en el eje del viento.

En la mayoría de aeronaves no se dispone de sensores para la medición de las componentes u , v , y w , sino que lo que se mide son la velocidad aerodinámica $V \equiv |\vec{V}|$, el ángulo de ataque α y el ángulo de deriva lateral β . Además, las derivadas de estabilidad adimensionales se suelen caracterizar como ecuaciones dependientes de α , β y V . De este modo, puede ser de utilidad escribir



las ecuaciones de fuerza en función de α , β y V . Para hacerlo, se debe, en primer lugar, definir dichas variables [13].

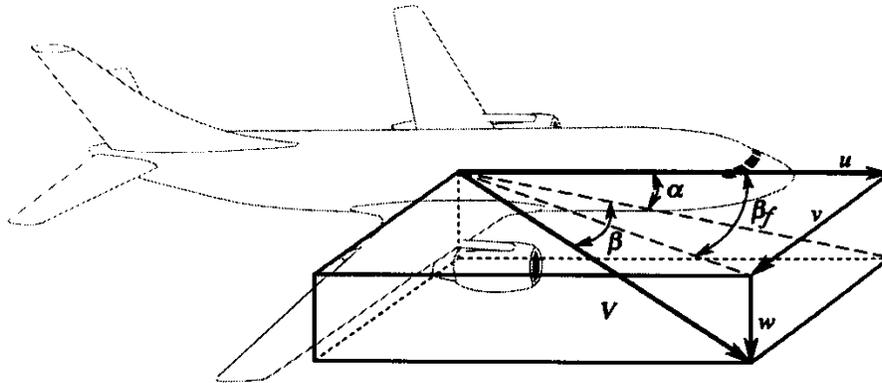


Figura 20 Representación de los ejes del viento en el avión.

Tal y como se puede deducir de la Figura 20, los ángulos de ataque y de deriva lateral se definen como:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right) \quad (2.24)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v}{V} \right) \quad (2.25)$$

Además, la velocidad aerodinámica, suponiendo que el aire se encuentra en reposo, viene dada por:

$$V \equiv |\vec{V}| = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (2.26)$$

Realizando una serie de operaciones matemáticas se obtienen las ecuaciones de fuerza en el eje del viento:

$$\dot{V} = -\frac{\bar{q}S}{m} (C_d \cos \beta - C_y \sin \beta) + \frac{T}{m} \cos \alpha \cos \beta + g(\cos \varnothing \cos \theta \sin \alpha \cos \beta + \sin \varnothing \cos \theta \sin \beta - \sin \theta \cos \alpha \cos \beta) \quad (2.27)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{\bar{q}S}{mV \cos \beta} C_l + q - \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \frac{g}{V \cos \beta} (\cos \varnothing \cos \theta \cos \alpha)$$



$$-\frac{T \sin \alpha}{mV \cos \beta} \quad (2.28)$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = & \frac{\bar{q}S}{m} (C_y \cos \beta + C_d \sin \beta) + p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{g}{V} \cos \beta \sin \varnothing \cos \theta \\ & + \frac{\sin \beta}{V} (g \cos \alpha \sin \theta - g \sin \alpha \cos \varnothing \cos \theta) + \frac{T \cos \alpha}{m} \end{aligned} \quad (2.29)$$

Donde C_l y C_d son los coeficientes aerodinámicos de sustentación y rozamiento, respectivamente y vienen dados por:

$$C_l = -C_z \cos \alpha + C_x \sin \alpha \quad (2.30)$$

$$C_d = -C_x \cos \alpha - C_z \sin \alpha \quad (2.31)$$

2.4.4 Ecuaciones de Navegación.

Las ecuaciones de navegación no son otra cosa que la del vector de velocidades del avión en ejes de navegación. Ofrecen información sobre el cambio de posición de la aeronave, a lo largo del tiempo, desde un punto inicial de la superficie terrestre. Son fácilmente deducidas aplicando matrices de rotación, a partir de los ángulos de Euler, al vector V . Pueden ser tanto escritas en términos de u , v y w como en términos α , β y V . En este caso se ha optado por la segunda opción. Las siguientes ecuaciones muestran el resultado de aplicar tal rotación [12]:

$$\begin{aligned} \dot{x}_n = & V \cos \alpha \cos \beta \cos \psi \cos \theta + V \sin \beta (\cos \psi \sin \theta \sin \varnothing - \sin \psi \cos \varnothing) \\ & + V \sin \alpha \cos \beta (\cos \psi \sin \theta \cos \varnothing + \sin \psi \sin \varnothing) \end{aligned} \quad (2.32)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_n = & V \cos \alpha \cos \beta \cos \psi \cos \theta + V \sin \beta (\sin \psi \sin \theta \sin \varnothing - \cos \psi \cos \varnothing) \\ & + V \sin \alpha \cos \beta (\sin \psi \sin \theta \cos \varnothing - \cos \psi \sin \varnothing) \end{aligned} \quad (2.33)$$

$$\dot{h} = V \cos \alpha \cos \beta \cos \theta - V \sin \beta \cos \theta \sin \varnothing - V \sin \alpha \cos \beta \cos \theta \cos \varnothing \quad (2.34)$$

Donde $h = -Z_N$ es la altitud (altura desde el punto de despegue).



2.5 Ecuaciones del modelo aerodinámico.

Coeficientes Longitudinales [12]

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_V} \frac{\Delta V}{V_0} + C_{D_\alpha} \Delta\alpha + C_{D_{\alpha^2}} \Delta\alpha^2 + C_{D_q} \frac{qc}{2V_0} + C_{D_{\delta_e}} \Delta\delta_e \quad (2.35)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_V} \frac{\Delta V}{V_0} + C_{L_\alpha} \Delta\alpha + C_{L_{\alpha^2}} \Delta\alpha^2 + C_{L_q} \frac{\dot{\alpha}c}{2V_0} + C_{L_q} \frac{qc}{2V_0} + C_{L_{\delta_e}} \Delta\delta_e \quad (2.36)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_V} \frac{\Delta V}{V_0} + C_{m_\alpha} \Delta\alpha + C_{m_{\alpha^2}} \Delta\alpha^2 + C_{m_q} \frac{\dot{\alpha}c}{2V_0} + C_{m_q} \frac{qc}{2V_0} + C_{m_{\delta_e}} \Delta\delta_e \quad (2.37)$$

Coeficientes Laterales [12]

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \Delta\beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V_0} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V_0} + C_{Y_{\delta_{al}}} \Delta\delta_{al} + C_{Y_{\delta_r}} \Delta\delta_r \quad (2.38)$$

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta} \Delta\beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V_0} + C_{l_r} \frac{rb}{2V_0} + C_{l_{\delta_{al}}} \Delta\delta_{al} + C_{l_{\delta_r}} \Delta\delta_r \quad (2.39)$$

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta} \Delta\beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V_0} + C_{n_r} \frac{rb}{2V_0} + C_{n_{\delta_{al}}} \Delta\delta_{al} + C_{n_{\delta_r}} \Delta\delta_r \quad (2.40)$$

2.6 Agrupación de las ecuaciones del modelo del avión.

En este epígrafe se han resumido un total de 12 ecuaciones que intervienen en la descripción del modelo de una aeronave y se han substituido en este punto los coeficientes aerodinámicos por las expresiones que fueron presentadas en el apartado 2.5:

- Ecuaciones de Fuerza:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -\frac{\bar{q}S}{m} \left[\left(C_{D_0} + C_{D_V} \frac{\Delta V}{V_0} + C_{D_\alpha} \Delta\alpha + C_{D_{\alpha^2}} \Delta\alpha^2 + C_{D_q} \frac{qc}{2V_0} + C_{D_{\delta_e}} \Delta\delta_e \right) \cos \beta \right. \\ & \left. - \left(C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \Delta\beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V_0} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V_0} + C_{Y_{\delta_{al}}} \Delta\delta_{al} + C_{Y_{\delta_r}} \Delta\delta_r \right) \sin \beta + \frac{T}{m} \cos \alpha \cos \beta \right] \end{aligned}$$



$$+g(\cos \varnothing \cos \theta \sin \alpha \cos \beta + \sin \varnothing \cos \theta \sin \beta - \sin \theta \cos \alpha \cos \beta)] \quad (2.41)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{\bar{q}S}{mV \cos \beta} \left[C_{L_0} + C_{L_v} \frac{\Delta V}{V_0} + C_{L_\alpha} \Delta \alpha + C_{L_{\alpha^2}} \Delta \alpha^2 + C_{L_q} \frac{\dot{\alpha}c}{2V_0} + C_{L_q} \frac{qc}{2V_0} + C_{L_{\delta_e}} \Delta \delta_e \right] + q$$

$$- \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \frac{g}{v \cos \beta} (\cos \varnothing \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha) - \frac{T \sin \alpha}{mV \cos \beta} \quad (2.42)$$

$$\dot{\beta} = \frac{\bar{q}S}{mV} \left[(C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \Delta \beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V_0} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V_0} + C_{Y_{\delta_{al}}} \Delta \delta_{al} + C_{Y_{\delta_r}} \Delta \delta_r) \cos \beta \right.$$

$$+ (C_{D_0} + C_{D_v} \frac{\Delta V}{V_0} + C_{D_\alpha} \Delta \alpha + C_{D_{\alpha^2}} \Delta \alpha^2 + C_{D_q} \frac{qc}{2V_0} + C_{D_{\delta_e}} \Delta \delta_e) \sin \beta + p \sin \alpha - r \cos \alpha$$

$$\left. + \frac{g}{V} \cos \beta \sin \varnothing \cos \theta + \frac{\sin \beta}{V} (g \cos \alpha \sin \theta - g \sin \alpha \cos \varnothing \cos \theta) + \frac{T \cos \alpha}{m} \right] \quad (2.43)$$

- Ecuaciones de los momentos

$$\dot{p} - \frac{I_{xz}}{I_x} \dot{r} = \frac{\bar{q}Sb}{I_x} \left[C_{l_0} + C_{l_\beta} \Delta \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V_0} + C_{l_r} \frac{rb}{2V_0} + C_{l_{\delta_{al}}} \Delta \delta_{al} + C_{l_{\delta_r}} \Delta \delta_r \right] - \frac{I_z - I_y}{I_x} qr +$$

$$\frac{I_{xz}}{I_x} qp \quad (2.44)$$

$$\dot{q} = \frac{\bar{q}Sc}{I_y} \left[C_{m_0} + C_{m_v} \frac{\Delta V}{V_0} + C_{m_\alpha} \Delta \alpha + C_{m_{\alpha^2}} \Delta \alpha^2 + C_{m_\alpha} \frac{\dot{\alpha}c}{2V_0} + C_{m_q} \frac{qc}{2V_0} + C_{m_{\delta_e}} \Delta \delta_e \right] -$$

$$\frac{I_x - I_z}{I_y} pr - \frac{I_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) \quad (2.45)$$

$$\dot{r} - \frac{I_{xz}}{I_z} \dot{p} = \frac{\bar{q}Sb}{I_z} \left[C_{n_0} + C_{n_\beta} \Delta \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V_0} + C_{n_r} \frac{rb}{2V_0} + C_{n_{\delta_{al}}} \Delta \delta_{al} + C_{n_{\delta_r}} \Delta \delta_r \right] - \frac{I_y - I_x}{I_z} pq -$$

$$\frac{I_{xz}}{I_z} qr \quad (2.46)$$



- Ecuaciones cinéticas

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \quad (2.47)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (2.48)$$

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \quad (2.49)$$

- Ecuaciones de Navegación

$$\begin{aligned} \dot{x}_E &= V \cos \alpha \cos \beta \cos \psi \cos \theta + V \sin \beta (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) \\ &+ V \sin \alpha \cos \beta (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \end{aligned} \quad (2.50)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_E &= V \cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \theta + V \sin \beta (\sin \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) \\ &+ V \sin \alpha \cos \beta (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \end{aligned} \quad (2.51)$$

$$\dot{h} = V \cos \alpha \cos \beta \sin \theta - V \sin \beta \cos \theta \sin \phi - V \sin \alpha \cos \beta \cos \theta \cos \phi \quad (2.52)$$

Todas estas ecuaciones fueron programadas en Simulink, para ver como se comportaba cada una de ellas ante una entrada determinada, se pueden ver las respuestas en los Anexos III, IV, V, VI.

2.7 Modelo longitudinal del avión

Suposición #1: Se analiza el comportamiento de nuestra aeronave cuando está en un vuelo nivelado, sin turbulencias y no acelerado; además como sólo se mira el movimiento longitudinal de la aeronave se puede afirmar que [14]:

- ✓ Sólo hay movimiento de cabeceo.
- ✓ Hay variación en las fuerzas en el eje X y en el eje Z, pero no lo hay en el eje Y (implica que $v=0$).
- ✓ No hay ni momento de alabeo ni de guiñada (implica que $p=r=0$).



Suposición #2: La variación de velocidades, lineales y angulares, es muy pequeña, se produce debido a pequeñas perturbaciones que mueven ligeramente a la aeronave de su posición de equilibrio inicial.

Ahora es el momento de mirar cuáles son las fuerzas que afecten al movimiento longitudinal, estas son: la fuerza resultante producida por la gravedad, la fuerza resultante producida por el empuje de la aeronave, la fuerza resultante producida por la sustentación y la fuerza resultante producida por el la resistencia aerodinámica.

Se empezará a evaluar las fuerzas en el eje X y aplicando el mismo procedimiento a las fuerzas del eje Z y luego los momentos en M.

Tal y como se ha definido en la teoría del espacio de estados, se deben analizar las fuerzas que afectan a la aeronave alrededor del punto de equilibrio inicial. Para ello se hace el desarrollo en serie de Taylor quedándose con los primeros componentes. Producirá un error, pero se supone tan pequeño que es compensable por la facilidad de cálculo que se obtiene a cambio, aparte de obtener un sistema de ecuaciones linealizado [14].

Las variables que afectan a las fuerzas y momentos de la aeronave son: u , w, \dot{w} , θ , $\dot{\theta}$, y δe el ángulo del timón de profundidad, con lo que el desarrollo de Taylor resultante es [8]:

$$\sum \Delta F_x = \frac{\partial F_x}{\partial u} u + \frac{\partial F_x}{\partial w} w + \frac{\partial F_x}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial F_x}{\partial \theta} \theta + \frac{\partial F_x}{\partial \dot{\theta}} \dot{\theta} + \frac{\partial F_x}{\partial \delta e} \delta e \quad (2.53)$$

$$\sum \Delta F_z = \frac{\partial F_z}{\partial u} u + \frac{\partial F_z}{\partial w} w + \frac{\partial F_z}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial F_z}{\partial \theta} \theta + \frac{\partial F_z}{\partial \dot{\theta}} \dot{\theta} + \frac{\partial F_z}{\partial \delta e} \delta e \quad (2.54)$$

$$\sum \Delta M = \frac{\partial M}{\partial u} u + \frac{\partial M}{\partial w} w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial \theta} \theta + \frac{\partial M}{\partial \dot{\theta}} \dot{\theta} + \frac{\partial M}{\partial \delta e} \delta e \quad (2.55)$$

Todo el desarrollo matemático se encuentra en el libro 'Flight Mechanics Modeling and Analysis' y siguiendo el ejemplo de este libro, se van a eliminar aquellos coeficientes que son despreciables, estos son:



- ✓ En el eje X: $C_{X_{\dot{w}}}$ y $C_{X_{\dot{\theta}}}$
- ✓ En el eje Z: $C_{Z_{\theta}}$
- ✓ En los momentos M: $C_{M_{\theta}}$ y $C_{M_{\dot{w}}}$

Se eliminan estos coeficientes por los siguientes motivos. La aceleración de la velocidad w produce efecto Downwash (efecto descendente) en el *Drag* (coeficiente de rozamiento), suficientemente pequeño como para no tenerlo en cuenta. El régimen de cabeceo añade también un poco de *Drag*, pero igual que antes también es despreciable. La perturbación del ángulo de cabeceo en el eje Z produce una pequeña perturbación en la fuerza que produce la gravedad, siendo éste tan pequeño que es como si estuviera en equilibrio, así que se puede despreciar.

En el caso de los momentos, no hay ninguna fuerza que produzca un momento debido al cambio del ángulo de cabeceo o en la aceleración vertical, ya que éste produce cambios en la fuerza de gravedad y se ha asumido que el centro de masas es también el centro aerodinámico.

Se analizarán los coeficientes en grupos, primero los que pertenecen a perturbaciones en la velocidad u , luego los que pertenecen a perturbaciones en la velocidad w [14].

Cambios con respecto a una perturbación en u

C_{X_u} es el coeficiente que relaciona la resistencia aerodinámica y el empuje del UAV con respecto a los cambios en la velocidad horizontal u .

$$C_{X_u} = \frac{\rho S U}{2m} (2C_{D0} + C_T) \quad (2.56)$$

C_{Z_u} es el coeficiente que relaciona la variación de la sustentación con respecto a los cambios en la velocidad horizontal u .

$$C_{Z_u} = \frac{\rho S U}{m} C_{L\alpha} \quad (2.57)$$



C_{Mu} es el coeficiente que da el momento aerodinámico en M con respecto a los cambios en la velocidad horizontal u.

$$C_{Mu} = \frac{\rho S U \bar{c}}{I_y} C_{m\alpha} \quad (2.58)$$

Cambios con respecto a una perturbación en w

C_{Xw} es el coeficiente que relaciona la resistencia aerodinámica y el empuje del UAV con respecto a los cambios en la velocidad vertical w en el eje X.

$$C_{Xw} = \frac{\rho S U}{2m} \left(C_{L0} - \frac{2C_{L0}}{\pi e} \right) \quad (2.59)$$

C_{Zw} es el coeficiente que relaciona la resistencia aerodinámica y el empuje del UAV con respecto a los cambios en la velocidad vertical w en el eje Z.

$$C_{Zw} = -\frac{\rho S U}{2m} (C_{L0} + C_{D0}) \quad (2.60)$$

C_{Mw} es el coeficiente que tiene que ver con la estabilidad longitudinal de la aeronave. Relaciona los cambios en la resistencia aerodinámica y la sustentación mediante el momento que se crea cuando hay pequeños cambios en la velocidad vertical w.

$$C_{Mw} = \frac{\rho S U \bar{c}}{2I_y} C_{m\alpha} \quad (2.61)$$

Cambios con respecto a una perturbación en q (o $\dot{\theta}$)

$C_{Z\dot{\theta}} = C_{Zq}$ es el coeficiente que relaciona los cambios en la sustentación producidos por cambios en el régimen de cabeceo.

$$C_{Zq} = -\frac{\rho S U \bar{c}^2}{4m} C_{mq} \quad (2.62)$$



Cambios producidos por un cambio en el timón de profundidad δ_e

$C_{X\delta_e}$ es el coeficiente que relaciona los cambios en la resistencia aerodinámica producidos por cambios en el timón de profundidad.

$$C_{X\delta_e} = -\frac{\rho S U^2}{2m} C_{D\delta_e} \quad (2.63)$$

$C_{Z\delta_e}$ es el coeficiente que relaciona los cambios en la sustentación producidos por cambios en el timón de profundidad

$$C_{Z\delta_e} = -\frac{\rho S U^2 \bar{c}}{2m} C_{D\delta_e} \quad (2.64)$$

$C_{M\delta_e}$ es el coeficiente que relaciona los cambios en el momento de cabeceo producidos por cambios en el timón de profundidad.

$$C_{M\delta_e} = \frac{\rho S U^2 \bar{c}}{2I_y} C_{m\delta_e} \quad (2.65)$$

Cambios producidos por una cambio en la aceleración en el eje Z, o \dot{w}

$C_{M\dot{w}}$ es el coeficiente que relaciona los cambios en la sustentación, producidos por el downwash en cola, por perturbaciones en la aceleración \dot{w} .

$$C_{M\dot{w}} = -\frac{\rho S U \bar{c}^2}{2I_y} C_{m\alpha} \quad (2.66)$$

$C_{Z\dot{w}}$ es el coeficiente que relaciona los cambios en la sustentación, producidos por el downwash en cola, por perturbaciones en la aceleración \dot{w} .

$$C_{Z\dot{w}} = -\frac{\rho S \bar{c}}{4m} C_{L\dot{\alpha}} \quad (2.67)$$



Cambios producidos por una perturbación en el ángulo de cabeceo θ

El cambio producido por el ángulo de cabeceo se ha dejado sin coeficiente porque tiene relación directa con la gravedad y no con ningún coeficiente que caracterice el UAV.

Como en condiciones iniciales el UAV volará en vuelo recto y nivelado, $\theta_0=0$. Además, como la perturbación es muy pequeña, se puede aproximar el seno al ángulo, con lo que se obtiene finalmente:

Se puede establecer que la fuerza que ejerce la gravedad es:

$$\frac{1}{m} \frac{\partial F_x}{\partial \theta} \theta = -g\theta \quad (2.68)$$

Donde se ve que, más que un coeficiente, es la gravedad lo que afecta a la velocidad horizontal cuando el ángulo de cabeceo se ve perturbado.

2.7.1 Modelo longitudinal en Espacio de Estados

Las matrices del espacio de estados quedan de la siguiente forma:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} Cx_u & Cx_w & Cx_q & -g \\ Cz_u & Cz_w & Cz_q & 0 \\ C_{M_u} & C_{M_w} & C_{M_q} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & U^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} C_{x_{\delta e}} \\ C_{z_{\delta e}} \\ C_{M_{\delta e}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

En este sistema no hay matriz de transmisión directa, con lo que se tiene todo lo que hacía falta.

Las variables que definen el comportamiento longitudinal son u , α , θ y $\dot{\theta}$.

2.7.2 Análisis para el control longitudinal del UAV

En el modo longitudinal, hay que diseñar un controlador que satisfaga los 2 problemas que pueden producir la respuesta del UAV. Estos dos problemas son [2]:

- Oscilación de período corto



- Oscilación fugoide

Período corto

Cuando la respuesta del sistema tiene componentes de alta frecuencia y de rápida respuesta, es decir gran ω y parte real grande, se habla del período corto. La respuesta de la aeronave es muy estable, con lo que inmediatamente después de una perturbación su tendencia será retomar la posición de equilibrio (Figura 21).

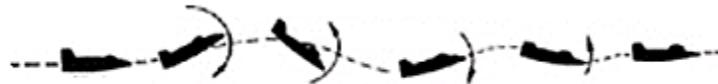


Figura 21 Comportamiento del avión con oscilaciones de período corto.

Puede ser tan rápido que llegue a ser inadmisibles como respuesta del sistema. Una oscilación tan rápida puede provocar que la aeronave llegue a entrar en pérdida o incluso producir daños estructurales. El piloto puede intentar corregir el movimiento de la aeronave y empeorar la respuesta de ésta, volviéndola incontrolable. Para que el UAV no sufra daños estructurales, se tiene que diseñar una ley de control de modo que no adquiera valores muy grandes al oscilar tan rápido, además, aumentar el factor de amortiguamiento si es demasiado bajo.

Las variables de estado que definen este comportamiento son el ángulo de ataque o el ángulo de cabeceo y el régimen de cabeceo. En este tipo de movimiento el UAV irá prácticamente en vuelo recto, con lo que el comportamiento de la velocidad horizontal no afecta y el ángulo de ataque tiene el mismo valor que el ángulo de cabeceo.

Matemáticamente se identifican los polos que producen el modo de período corto como aquellos que están alejados del origen.

Oscilación fugoide

El comportamiento del sistema también puede tener un componente muy lento que permanezca después del período de oscilación corto, si lo hay. La respuesta



de la aeronave es estable, pero es lenta y con una frecuencia muy baja (Figura 22).



Figura 22 Comportamiento del avión con oscilaciones fugoides.

Este comportamiento del sistema afecta menos a la aeronave, ya puede ser fácilmente corregido por el piloto. Se caracteriza por tener una baja frecuencia y un factor de amortiguamiento bajo.

Las variables de estado que nos indican el modo de oscilación fugoide son la velocidad de la aeronave y el ángulo de cabeceo, ya que este tipo de oscilación ocasiona cambios de altura, de velocidad y de ángulo de cabeceo.

El ángulo de ataque es prácticamente constante. La velocidad de la aeronave va oscilando, como en un movimiento armónico cualquiera, en el pico superior es mínima y en el pico inferior es máxima.

El ángulo de cabeceo oscila al revés que la velocidad, máximo en los picos superiores y mínimos en los picos inferiores. Para mejorar el comportamiento de la aeronave respecto a este tipo de oscilación se debe aumentar el factor de amortiguamiento para reducir al máximo las oscilaciones. Y si es necesario disminuir un poco la frecuencia.

Matemáticamente se identifican los polos que caracterizan este tipo de comportamiento como los que están más cerca del origen. Los que tienen una frecuencia baja.

2.8 Modelo laterodireccional del avión

Suposición #3: Se analiza el comportamiento de nuestra aeronave cuando está en un vuelo nivelado, sin turbulencias y no acelerado; además como sólo se mira el movimiento laterodireccional de la aeronave se puede afirmar que [14]:

- ✓ No hay movimiento de cabeceo (implica que $q=0$).



- ✓ En el movimiento lateral no se producen fuerzas resultantes ni en el eje X ni en el eje Z.
- ✓ Sólo hay momentos de alabeo y guiñada.
- ✓ Se parte de una posición inicial de equilibrio $p = r = 0$.
- ✓ El vuelo es nivelado y el movimiento longitudinal y lateral están desacoplados $w = 0$.

Igual que se ha hecho con el análisis del movimiento longitudinal, ahora es el momento de linealizar las ecuaciones para obtener qué fuerzas son las que se producen al existir perturbaciones.

Como se ha explicado antes, se pondrá directamente el sistema de ecuaciones resultante al aplicar el desarrollo en serie de Taylor. En este caso las variables que afectan a las fuerzas y momentos son: V , P , R , Φ , δa y δr ; siendo δa y δr los ángulos de los alerones y del timón de dirección, respectivamente [2].

$$\sum \Delta F_y = \frac{\partial F_y}{\partial v} v + \frac{\partial F_y}{\partial p} p + \frac{\partial F_y}{\partial \Phi} \Phi + \frac{\partial F_y}{\partial r} r + \frac{\partial F_y}{\partial \delta a} \delta a + \frac{\partial F_y}{\partial \delta r} \delta r \quad (2.69)$$

$$\sum \Delta L = \frac{\partial L}{\partial v} v + \frac{\partial L}{\partial p} p + \frac{\partial L}{\partial \Phi} \Phi + \frac{\partial L}{\partial r} r + \frac{\partial L}{\partial \delta a} \delta a + \frac{\partial L}{\partial \delta r} \delta r \quad (2.70)$$

$$\sum \Delta N = \frac{\partial N}{\partial v} v + \frac{\partial N}{\partial p} p + \frac{\partial N}{\partial \Phi} \Phi + \frac{\partial N}{\partial r} r + \frac{\partial N}{\partial \delta a} \delta a + \frac{\partial N}{\partial \delta r} \delta r \quad (2.71)$$

Se van a analizar cada uno de estos coeficientes. Como antes, primero se van a eliminar aquellos coeficientes que son despreciables:

- ✓ En el eje Y: C_{y_p} , C_{y_r}
- ✓ En los momentos L: $C_{L\Phi}$
- ✓ En los momentos N: $C_{N\Phi}$

Se eliminan los coeficientes de p y r en el eje Y porque representan una pequeña perturbación provocada por la cola vertical del UAV, demasiado pequeña, con lo



que es despreciable. Los coeficientes de los momentos L y N se desprecian por el mismo motivo que los de θ en el movimiento longitudinal. Son momentos producidos por la fuerza de la gravedad, con lo que valen 0 por las suposiciones con las que se está calculando el modelo. Ahora se van a analizar los coeficientes, en grupos de nuevo.

Cambios con respecto a una perturbación en la velocidad horizontal v

C_{y_v} es el coeficiente que relaciona la resistencia a moverse en horizontal del UAV, producida en mayor parte por la cola vertical y en menor medida por el fuselaje.

$$C_{y_v} = \frac{\rho S U}{2m} C_{y\beta} \quad (2.72)$$

C_{L_v} es el coeficiente que relaciona la resistencia a rotar en torno al eje X del UAV, producida por el diedro del UAV y de la cola vertical.

$$C_{L_v} = \frac{\rho S U b}{2I_x} C_{L\beta} \quad (2.73)$$

C_{N_v} es el coeficiente que relaciona la resistencia a rotar en torno al eje Z del UAV.

$$C_{N_v} = \frac{\rho S U^2 b}{2I_z} C_{N\beta} \quad (2.74)$$

Cambios con respecto a una perturbación en el régimen de balanceo p

C_{L_p} es el coeficiente que relaciona la resistencia a rotar en torno al eje X del UAV, producida por las alas.

$$C_{L_p} = \frac{\rho S U b^2}{4I_x} C_{l_p} \quad (2.75)$$



C_{Np} -es el coeficiente que relaciona la resistencia a rotar en torno al eje Z del UAV, producida por las alas.

$$C_{Np} = \frac{\rho S U b^2}{4 I_z} C_{np} \quad (2.76)$$

Cambios con respecto a una perturbación en el régimen de guiñada r

C_{Lr} es el coeficiente que relaciona el momento de balanceo producido por la sustentación al haber una perturbación en el régimen de guiñada.

$$C_{Lr} = \frac{\rho S U b^2}{4 I_x} C_{lr} \quad (2.77)$$

C_{Nr} es el coeficiente que da el momento de guiñada producido al haber una perturbación en el régimen de guiñada.

$$C_{Nr} = \frac{\rho S U b^2}{4 I_z} C_{nr} \quad (2.78)$$

Cambios con respecto a un cambio en los alerones δa

$Y_{\delta a}$ es el coeficiente que da la velocidad lateral al haber un cambio en la posición de los alerones.

$$Y_{\delta a} = \frac{\rho S U b^2}{2 m} C_{y_{\delta a}} \quad (2.79)$$

$C_{L_{\delta a}}$ es el coeficiente que da el balanceo al haber un cambio en la posición de los alerones.

$$C_{L_{\delta a}} = \frac{\rho S U^2 b}{2 I_x} C_{l_{\delta a}} \quad (2.80)$$

$C_{N_{\delta a}}$ es el coeficiente que da la guiñada al haber un cambio en la posición de los alerones.



$$C_{N_{\delta a}} = \frac{\rho S U^2 b}{2 I_z} C_{n_{\delta a}} \quad (2.81)$$

Cambios con respecto a un cambio en el timón de dirección δr

$Y_{\delta r}$ -es el coeficiente que da la velocidad lateral al haber un cambio en la posición del timón de dirección.

$$Y_{\delta r} = \frac{\rho S U^2}{2 m} C_{y_{\delta r}} \quad (2.82)$$

$C_{L_{\delta r}}$ es el coeficiente que da el balanceo al haber un cambio en la posición del timón de dirección.

$$C_{L_{\delta r}} = \frac{\rho S U^2 b}{2 I_x} C_{l_{\delta r}} \quad (2.83)$$

$C_{N_{\delta r}}$ es el coeficiente que da la guiñada al haber un cambio en la posición del timón de dirección.

$$C_{N_{\delta r}} = \frac{\rho S U^2 b}{2 I_z} C_{n_{\delta r}} \quad (2.84)$$

2.8.1 Modelo laterodireccional en Espacio de Estados

Las variables que definen el comportamiento laterodireccional son β , p , r y Φ . La única que hay que operar es β , aunque su cálculo es directo $\beta = \frac{v}{U}$ si se hace la aproximación a ángulos pequeños ($\tan\beta = \beta$).

En el sistema de espacio de estados que define el movimiento laterodireccional tampoco hay matriz de transmisión directa, con lo que ya se pueden obtener las matrices [14]:

$$A = \begin{bmatrix} C_{y_v} & 0 & U_o & g \\ CL_v & CL_p & CL_r & 0 \\ C_{N_v} & C_{N_p} & C_{N_r} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} U^{-1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$



$$B = \begin{bmatrix} C_{y\delta a} & C_{y\delta r} \\ C_{L\delta a} & C_{L\delta r} \\ C_{N\delta a} & C_{N\delta r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

2.8.2 Análisis para el control laterodireccional del UAV

En el modo laterodireccional, tenemos que diseñar un controlador que satisfaga los 3 problemas que nos pueden producir la respuesta del UAV. Estos son [2]:

- Modo Balanceo.
- Modo Convergencia Espiral.
- Balanceo del holandés.

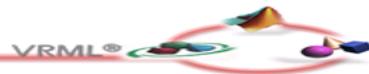
Modo Balanceo

Es el amortiguamiento del momento de balanceo. No hay ningún momento aerodinámico que impida el momento de balanceo, sin embargo sí que hay un amortiguamiento del momento de balanceo cuando la aeronave empieza a rotar creado por las alas (Figura 23). Este amortiguamiento evita que se alcancen grandes momentos de balanceo en la aeronave.



Figura 23 Modo balanceo.

El modo balanceo es estable, es producida por un solo polo y viene caracterizado por su constante de tiempo, generalmente muy pequeña. Matemáticamente se identifica como el polo más alejado del origen. Y en la respuesta del sistema se identifica mirando la respuesta del régimen de balanceo p.



Modo Espiral

En este modo se pueden distinguir dos tipos, convergencia espiral y divergencia espiral (Figura 24).

Convergencia Espiral: Este modo ocurre cuando el UAV es estable. Es una respuesta muy lenta del UAV.

Divergencia Espiral: Este modo ocurre cuando el UAV es inestable. Cuando haya una pequeña perturbación, el UAV empieza a desviarse hacia uno de los lados. Se produce un pequeño ángulo de balanceo en esa dirección. A raíz de esto también se produce un pequeño ángulo de guiñada en la misma dirección. Si la estabilidad del diedro del UAV es baja y el amortiguamiento de guiñada es pequeño, estos ángulos no hacen más que incrementarse. A medida que va moviéndose el UAV se van incrementando el ángulo de balanceo y de guiñada, con lo que el movimiento descrito es una especie de espiral, que al final hará descender el UAV, pudiendo llegar a perder sustentación y tener un accidente.

En aeronaves convencionales, los pilotos se entrenan para detectar este tipo de movimientos. Se caracterizan por tener una constante de tiempo muy grande, con lo que si se detecta se puede corregir fácilmente por el piloto.

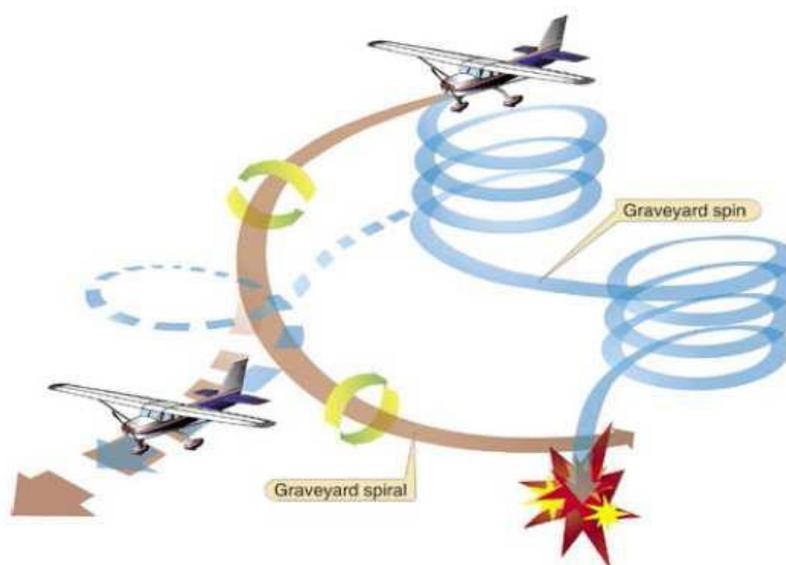


Figura 24 Efecto producido por el modo espiral.



Esta inestabilidad unida a una baja visibilidad puede llevar a lo que en inglés se llama “*Graveyard Spiral*”, que es un picado del avión como se muestra en la anterior figura. Se puede ver que la curva roja tiene la constante de tiempo más grande que la azul.

La curva azul ocurre cuando existe mucha estabilidad direccional pero una pobre estabilidad lateral. Y la curva roja ocurre cuando no hay suficiente estabilidad direccional.

Es claro que el caso peligroso de este modo es el que se induce una divergencia del movimiento, con lo que tiene que corregirse aunque sea de respuesta muy lenta. Este efecto se identifica en el modelo matemático cuando hay un polo real muy cerca del origen.

Balanceo del Holandés

Es el modo oscilatorio de respuesta del UAV. Se produce una perturbación en el balanceo del UAV, con lo que tiende a girar hacia un lado. La estabilidad de la aeronave hace que la guiñada gire y tienda a recuperar la posición de equilibrio. Cuando el UAV vuelve a pasar por la posición de equilibrio el balanceo se ha pasado de su valor de equilibrio y tiende a irse hacia el otro lado, con lo que la guiñada vuelve a tender a la posición de equilibrio. Esto se va repitiendo hasta que finalmente el UAV recupera la posición de equilibrio (Figura 25).

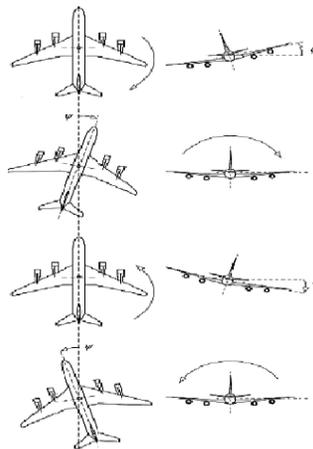
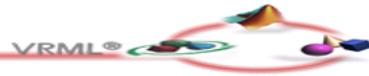


Figura 25 Balanceo holandés en el avión.



Este balanceo suele tener una constante de tiempo grande, esto hay que evitarlo porque si es una aeronave de transporte de pasajeros es bastante molesto, y si es un UAV no se suele querer que esté mucho rato oscilando para recuperar la posición.

Para evitar este tipo de comportamiento hay que amortiguar la guiñada del UAV. Se identifica este movimiento porque los polos son complejos. A la hora de diseñar el controlador hay que amortiguar mucho este tipo de respuesta.

Se puede visualizar si existe balanceo del holandés mirando la respuesta del sistema en el ángulo de guiñada, β , el régimen de balanceo, p , y el régimen de guiñada, r .

Conclusiones parciales

En este capítulo se definieron los diferentes sistemas de coordenadas empleadas para referenciar la posición y orientación del avión en el espacio y se explica el principio físico a los que está sujeta la aeronave para poder volar. Se recogieron las ecuaciones matemáticas que describen al modelo del UAV tomadas en las bibliografías [12], [13], [15] y se realizó un análisis del modelo longitudinal y laterodireccional del UAV, teniendo en cuenta que las entradas de modelo longitudinal no afectaba el modelo laterodireccional y viceversa, además se analizaron los problemas que presentan estas aeronaves cuando se encuentran en vuelo y se analizaron cuáles son los polos que hacen inestable al UAV, para tenerlo en cuenta a la hora de realizarle el control. También se plantearon las matrices en Espacio de Estado que describen a los UAV.



Capítulo III: Simulación, control y entorno virtual del UAV utilizando Simulink.

Introducción

En este capítulo se usará la herramienta Simulink de Matlab para la simulación del comportamiento del movimiento longitudinal y laterodireccional de la aeronave. Se analizarán como se comporta el UAV a lazo abierto y en el control a lazo cerrado de los movimientos longitudinal y laterodireccional. Se realizará un análisis de los resultados obtenidos mediante un modelo 3D de la aeronave.

3.1 Descripción del avión Kadett 2400

Como componente principal de la plataforma de vuelo se tiene la aeronave de radio-control Kadett 2400 fabricado por la empresa Graupner (Figura 26).



Figura 26 Avión RC Kadett 2400.

En la página del fabricante encontramos las siguientes características [16]:

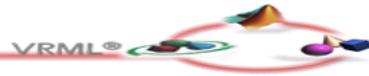
Envergadura $b=2400$.

Longitud total 1745 mm.

Superficie alar total 100 dm^2 .

Cuerda media $\bar{c} = 400 \text{ mm}$.

Masa del aeronave 6.3 Kg.



$$\text{Matriz de inercia } \mathbf{I} = \begin{bmatrix} 0.5789 & 0 & -0.0564 \\ 0 & 1.48 & 0 \\ -0.0564 & 0 & 1.9437 \end{bmatrix}$$

Velocidad crucero $V=100\text{km/h}$

Altitud $z=100\text{ m.}$

Gravedad de 9.8 m/s^2

Los coeficientes aerodinámicos del modelo longitudinal y laterodireccional del UAV fueron calculados a través de Matlab, donde se programó un archivo.*m (Anexo I y II) con las ecuaciones de los parámetros del modelo longitudinal mostradas en el epígrafe 2.7 y con las ecuaciones de los parámetros del modelo laterodireccional mostradas en el epígrafe 2.8 y teniendo en cuenta los datos de la aeronave Kadett 2400 de la tesis de Jesús Velasco Carrau de la Universidad Politécnica de Valencia, se lograron los resultados mostrados en la Tabla 2 y Tabla 3 .

Tabla 2 Coeficientes aerodinámicos longitudinales

Respecto a:	Coef. Sustentación	Coef. Resistencia y empuje	Coef. cabeceo
U	$C_{L0} = 0.2673$	$C_{D0} = 0.1143 \quad C_T = 0.04$	$C_{M0} = 0.0054$
α	$C_{L\alpha} = 0.8489$		$C_{M\alpha} = 0.1012$
$\dot{\theta}$	$C_{L\dot{\theta}} = 68.3133$		$C_{M\dot{\theta}} = -16.053$
$\dot{\alpha}$	$C_{L\dot{\alpha}} = -61.1893$		$C_{M\dot{\alpha}} = 14.182$
δe	$C_{L\delta e} = 0.1314$	$C_{D\delta e} = -0.3096$	$C_{M\delta e} = -0.728$

Tabla 3 Coeficientes aerodinámicos laterodireccionales

Respecto a:	Coef. Balanceo	Coef. Fuerzas laterales	Coef. Guiñada
β	$C_{L\beta} = -0.0381$	$C_{Y\beta} = -0.5267$	$C_{N\beta} = 0.0653$
p	$C_{Lp} = -0.0581$		$C_{Np} = -0.0396$
r	$C_{Lr} = 0.03244$		$C_{Nr} = -0.0583$
δa	$C_{L\delta a} = -0.0596$	$C_{Y\delta a} = -0.0177$	$C_{N\delta a} = -0.004$
δr	$C_{L\delta r} = 0.0002$	$C_{Y\delta r} = 0.123$	$C_{N\delta r} = -0.088$



Una vez se tienen los valores de los coeficientes y de las condiciones de vuelo, es momento de operar y obtener las matrices del sistema.

Modelo longitudinal

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.0072 & 0.0011 & 0 & -9.8 \\ -0.0145 & 0.0199 & 27.7392 & 0 \\ 0.0005 & 0.0046 & -0.1206 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.036 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.2301 \\ -0.0988 \\ -0.5214 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Modelo laterodireccional

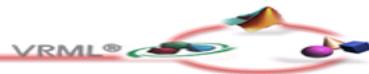
$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.0222 & 0 & -27.777 & 9.8 \\ -0.0896 & -0.4263 & 0.02095 & 0 \\ 0.0125 & -0.0296 & -0.0175 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0.036 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -0.0557 & 0.1422 \\ -3.2925 & 0.00076 \\ -0.0331 & -0.4003 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Modelo en Simulink

En este proyecto se usará el programa Simulink. Este programa brinda mucha versatilidad a la hora de probar un controlador, además de ser muy visual. Para cambiar la ganancia del controlador sólo habrá que cambiar el valor de una matriz y darle al botón de simular.

Es muy útil sobre todo por lo rápido que se puede cambiar el controlador y probarlo, sin tener que escribir operaciones.

Para recrear el espacio de estados se puede utilizar el bloque “*State-Space*” de la librería “*Continuous*”, en el que ya viene definido el espacio de estados y sólo hay que darle valores a las matrices A, B, C y D.



En este proyecto no se usará el bloque State-space de Simulink, ya que éste no permite realimentar los estados. Se recreará el modelo de espacio de estados tal y como viene definido en la figura 27 [8].

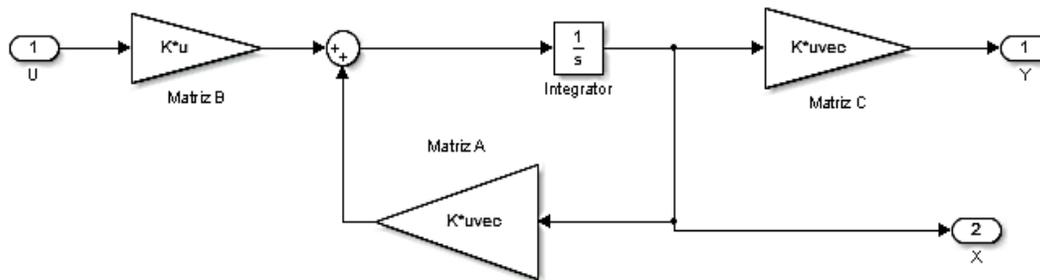


Figura 27 Representación en Espacio de Estado.

En la figura se puede ver el modelo de espacio de estados ya hecho. La matriz de transmisión directa no se ha incluido ya que en ambos casos es nula.

La entrada al sistema es el pin 1. De una o dos variables, que se ha definido hasta ahora como señal de entrada 'U'.

La salida del sistema es el pin 1 y es un vector de 4 variables. Que hasta ahora se ha definido como señal de salida 'Y'.

Las variables de estado se obtienen fuera del subsistema por el pin 2. Que hasta ahora se ha definido como estado 'X'.

De este modelo se hará un subsistema, para usar un solo bloque. Este subsistema es válido tanto para el modelo longitudinal como el modelo laterodireccional.

3.2 Simulación a lazo abierto del UAV

Simulación del modelo longitudinal a lazo abierto

Primero se hace el diagrama de bloques para analizar el sistema en lazo abierto (Figura 28).

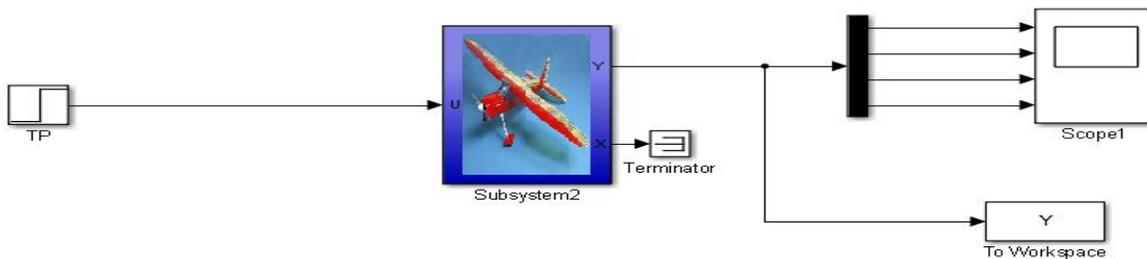


Figura 28 Diagrama de bloque de la simulación dl modelo longitudinal a Lazo Abierto.

En esta figura se puede ver la representación de la simulación del modelo longitudinal a lazo abierto. Una entrada escalón y un vector de 4 salidas. En el *Subsystem* se coloca el modelo en espacio de estado mostrado en la figura 27, al cual se le coloca las matrices del modelo longitudinal obtenidas en el epígrafe 3.1. Se ha dispuesto un bloque *scope* para ver la señal directamente y un bloque *To Workspace* que exporta los valores de la salida a una variable tipo “array” al espacio de trabajo de Matlab, estos datos son utilizados con el objetivo de realizar las gráficas correspondiente a esta simulación, donde se cargan en el Archivo *.m que se muestra en el Anexo I, ya que por esta vía se logra tener una gráficas de mejor calidad. Las salidas de este modelo van a hacer la velocidad lineal del UAV, el ángulo de ataque, la velocidad angular respecto a Y (Y representa un eje de coordenada del avión) y el ángulo de cabeceo (es provocado por el TP).

Simulación del modelo laterodireccional a lazo abierto

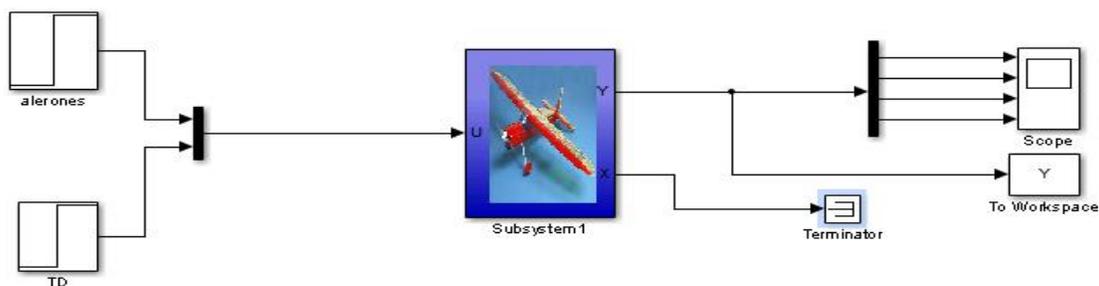


Figura 29 Diagrama de bloques del modelo laterodireccional a Lazo Abierto.

Igual que en la figura anterior, esta es la representación en lazo abierto del modelo laterodireccional (Figura 29). En este caso como hay dos entradas hay que adecuarlas a la entrada del bloque espacio de estados diseñado, pasándolas por un bloque “mux”. Primero se simula teniendo en cuenta una referencia de un



escalón en los alerones y una referencia de cero en el TD y luego viceversa. En el *Subsystem* se coloca el modelo en espacio de estado mostrado en la figura 27, al cual se le coloca las matrices del modelo laterodireccional obtenidas en el epígrafe 3.1. Se ha dispuesto un bloque *scope* para ver la señal directamente y un bloque *To Workspace* que exporta los valores de la salida a una variable tipo “array” al espacio de trabajo de Matlab, estos datos son utilizados con el objetivo de realizar las gráficas correspondiente a esta simulación, donde se cargan en el Archivo *.m que se muestra en el Anexo II, ya que por esta vía se logra tener una gráficas de mejor calidad. Las salidas de este modelo van a hacer el ángulo de guiñada (es provocado por el TD), régimen de balanceo, el régimen de guiñada y el ángulo de alabeo (producido por los alerones).

3.3 Análisis de la simulación del modelo longitudinal de la aeronave

Ya se ha definido el modelo matemático del espacio de estados correspondiente al movimiento longitudinal. Para mirar la respuesta del sistema se simulará usando Simulink con una entrada de tipo escalón (Figura 30):

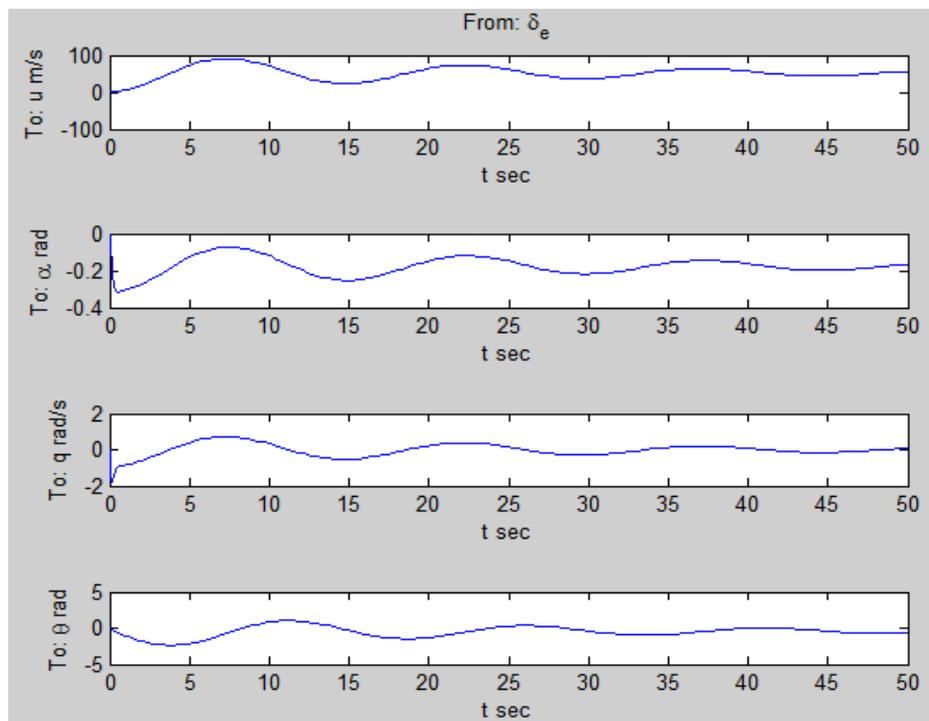


Figura 30 Respuesta del sistema a una entrada escalón en el timón de profundidad.



Tiene un tipo de respuesta con una oscilación lenta y poco amortiguada, en el segundo 50 aún sigue oscilando, con lo que hay una oscilación fugoide que hay que corregir.

Se hace nuevamente la misma simulación pero con período de tiempo de 5s, para ver si también existe oscilación de período corto (Figura 31).

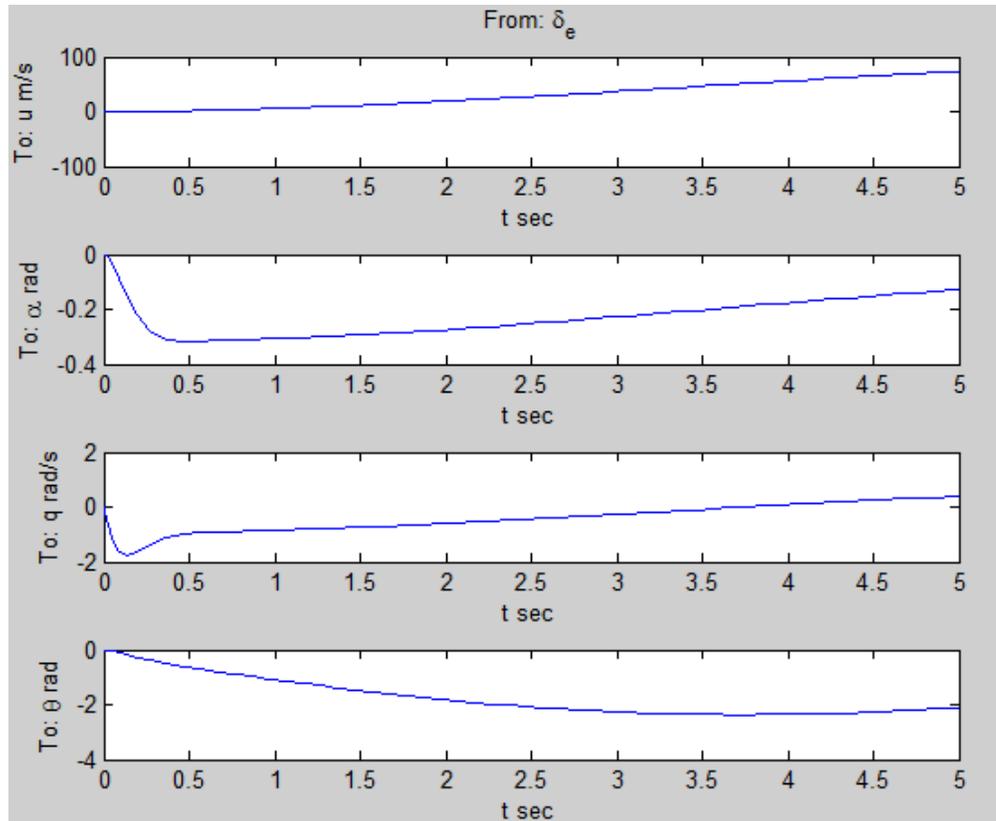


Figura 31 Respuesta del sistema a una entrada escalón en el timón de profundidad.

Se puede ver que hay un salto brusco en el ángulo de ataque y en el régimen de cabeceo. Con lo que se puede ver que la oscilación de período corto es muy rápida. Ahora se representa el diagrama de polos del sistema, para así identificar los polos que producen cada uno de los modos.

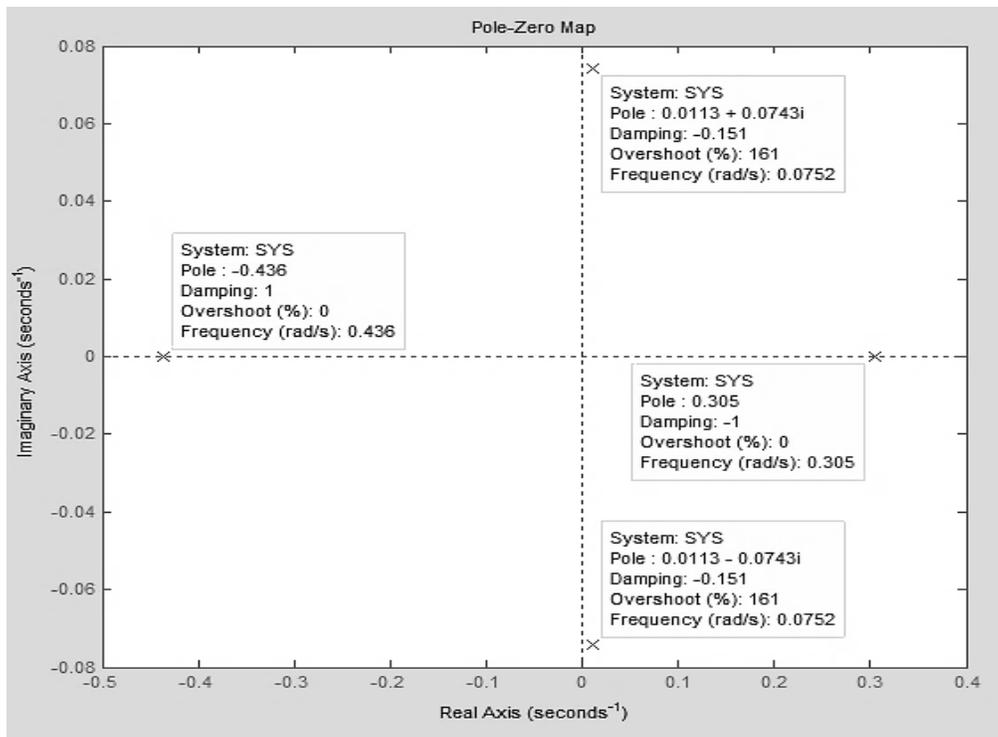


Figura 32 Diagrama de polos del modelo longitudinal.

Se puede ver que el sistema tiene 2 polos en el origen y otros 2 muy alejados ver Figura 32. Se analizarán por separado, para apreciar mejor cómo nos afectan. Primero se obtienen los valores de estos polos, con su frecuencia y factor de amortiguamiento.

Los polos correspondientes al período corto son:

$$P_1 = -0.436 \quad \omega_n = 0.436 \text{ rad/s}$$

$$P_2 = 0.305 \quad \omega_n = 0.305 \text{ rad/s}$$

Y los polos correspondientes al modo fugoide son:

$$P_{3,4} = 0.0113 \pm 0.0743j \quad \omega_n = 0.0752 \text{ rad/s}$$

Si se analizan los polos 3 y 4, lo primero que se ve es que el factor de amortiguamiento es muy pequeño. Esto ya se veía al ver las gráficas con una entrada tipo escalón. Se supone que dejará de oscilar en torno a 4 o 5 veces la constante de tiempo, es decir se estabilizará del todo en torno a los 100 segundos. Pero como se ha dicho anteriormente, es tan lenta la respuesta que el piloto



puede corregirlo fácilmente. Si se analizan los polos 1 y 2, lo primero que se ve es que tienen un amortiguamiento grande. La constante de tiempo es muy pequeña, así que prácticamente no oscila y es muy rápida.

3.3.1 Diseño del controlador por RVE para el modelo longitudinal

Primero se va a realizar un controlador mediante asignación de polos. Para ello se va a seguir el criterio que se puede encontrar en el libro “Flight Stability and Automatic Control” [17].

Primero se definirá el nivel, clase y categoría del UAV.

- Es de nivel 1: Las cualidades de vuelo son claramente adecuadas para la fase de vuelo de la misión
- Es de clase I: Aeronaves pequeñas y ligeras. Usos como entrenamiento básico y de observación
- Es de categoría A: Fases de vuelo no terminal que requieren rápida maniobrabilidad.

Para el modo de oscilación de período corto se sigue el criterio de esta tabla4:

Tabla 4 Criterio para las oscilaciones de período corto.

Nivel	Categorías A y C		Categoría B	
	$\epsilon_{\text{mín}}$	$\epsilon_{\text{máx}}$	$\epsilon_{\text{mín}}$	$\epsilon_{\text{máx}}$
1	0.35	1.30	0.3	2
2	0.25	2.00	0.2	2
3	0.15	-	0.15	-

En esta tabla se ven los criterios de diseño para el amortiguamiento mínimo y máximo, que se complementarán con la siguiente gráfica y se decidirán los valores adecuados (Figura 33).

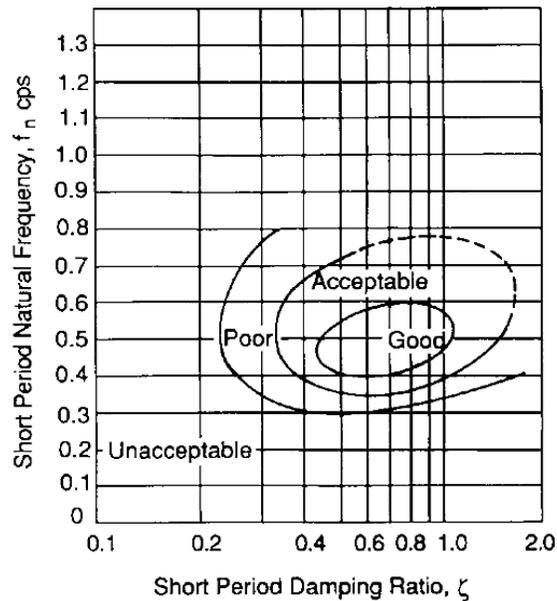


Figura 33 Gráfica de relación entre frecuencia y amortiguamiento.

Se cogerá el valor medio de frecuencia y uno a la derecha de amortiguamiento:

$$W_n = 2\pi f = 2\pi(0.5) = \pi \frac{\text{rad}}{\text{s}} = 3.14 \text{ rad/s} \quad \varepsilon = 0.9 \quad \tau = 0.1769 \text{ s}$$

Con lo que los nuevos polos para el período corto son:

$$P_{1,2} = -2.82 \pm 1.37j \quad W_n = 3.14 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad t=0.355\text{s}$$

Para el modo de oscilación fugoide se seguirá el criterio de esta tabla 5:

Tabla 5-Criterio para las oscilaciones fugoideas.

Modo Fugoide	
Nivel 1	$\varepsilon > 0.04$
Nivel 2	$\varepsilon > 0$
Nivel 3	$T_2 > 55\text{s}$

Para la el modo fugoide se ha decidido mantener la frecuencia y aumentar el amortiguamiento:

$$W_n = 0.4244 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad \varepsilon = 0.9$$



Con lo que los nuevos polos para el modo fugaide son:

$$P_{3,4} = -0.2122 \pm 0.3675j \quad t=4.7s$$

Con estos polos diseñamos la matriz de control K mediante Matlab y utilizando el método de Ackerman explicado en el epígrafe 1.2.1, con lo que obtenemos:

$$k = [-0.013 \quad 0.0687 \quad 0.3126 \quad 0.0366]$$

Control longitudinal a lazo cerrado

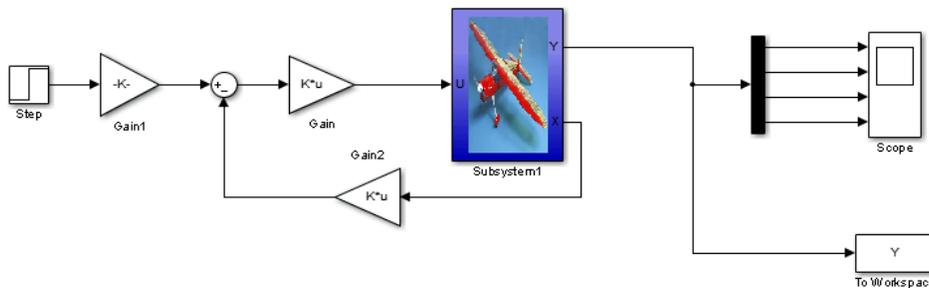


Figura 34 Diagrama de bloques control longitudinal a Lazo cerrado.

Análisis del control longitudinal a lazo cerrado

Se introduce la matriz en el modelo de Simulink y se obtiene:

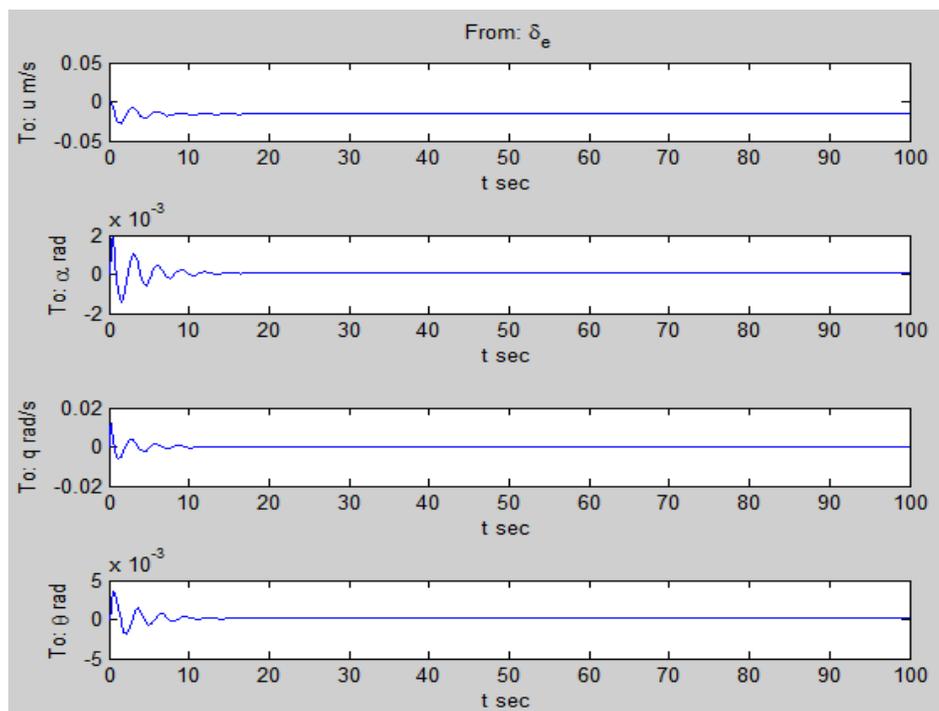


Figura 35 Respuesta del sistema a una entrada escalón de amplitud 0.1 en el timón de profundidad.



Lo primero que se ve es que la respuesta es más lenta y se estabiliza en menor tiempo. Si se mira sólo el modo de período corto se ve que gracias a los nuevos polos prácticamente no existe, la respuesta tanto del ángulo de ataque como del régimen de cabeceo son mucho más suaves. Si se mira sólo el modo fugoide se ve que sigue oscilando, pero al haber aumentado el factor de amortiguamiento a 0.5 ahora la respuesta de la velocidad y del ángulo de cabeceo se estabiliza mucho más rápido.

3.4 Análisis de la simulación del modelo laterodireccional de la aeronave

Como en el modo longitudinal, se usa una entrada de tipo escalón para mirar la respuesta del sistema. Primero se simula teniendo en cuenta una referencia de un escalón en los alerones y una referencia de cero en el TD y luego viceversa. Las salidas de este modelo van a hacer el ángulo de guiñada (es provocado por el TD), régimen de balanceo (p), el régimen de guiñada (r) y el ángulo de alabeo (producido por los alerones).

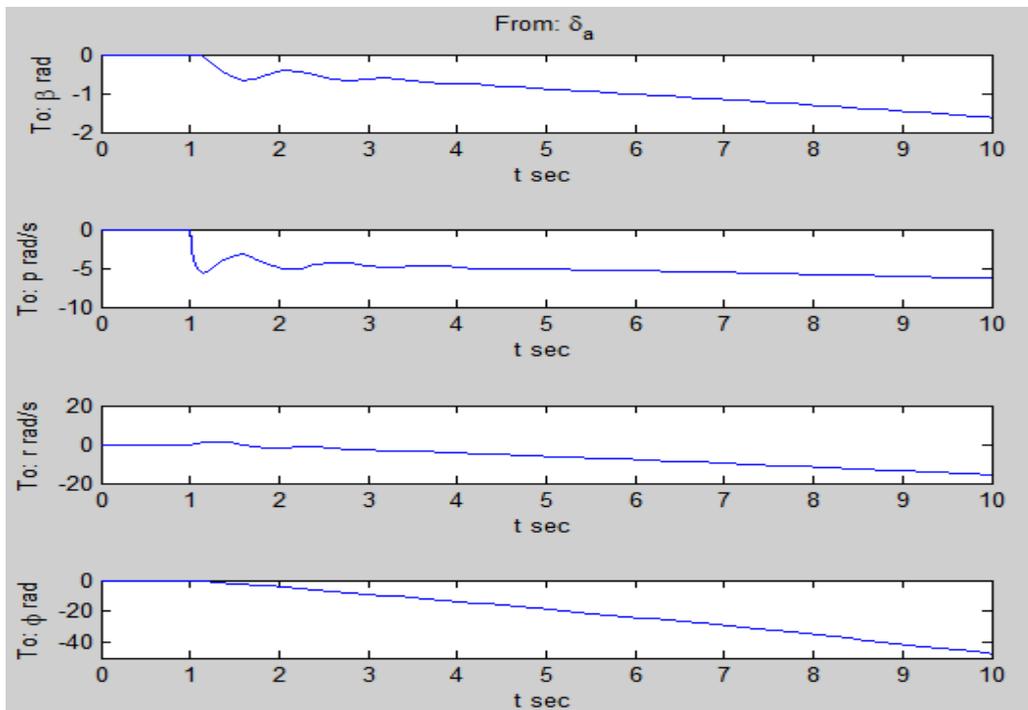


Figura 36 Respuesta del sistema a una entrada escalón de magnitud 1 en los alerones.

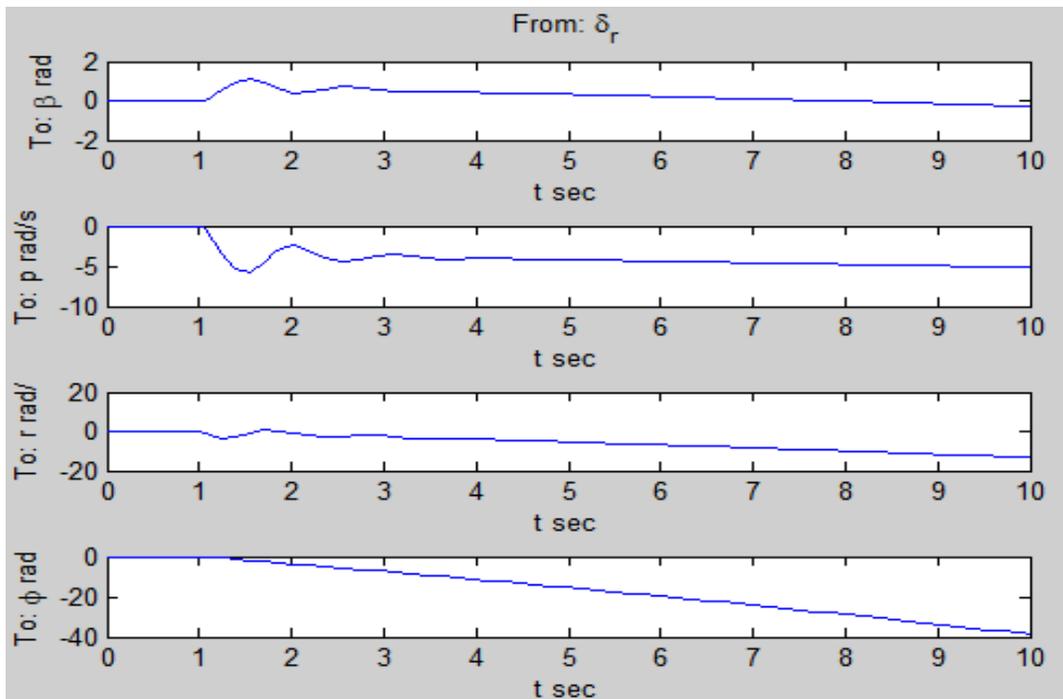


Figura 37 Respuesta del sistema a una entrada escalón de magnitud 1 en el timón de dirección.

Lo primero que se ve es que es un sistema inestable. El modo espiral es divergente y su respuesta afecta a todas las variables de estado.

Existe también el modo de balanceo, que se identifica muy rápido mirando el régimen de balanceo. En muy poco tiempo la respuesta adquiere un valor muy grande. Finalmente, se puede ver que también existe el balanceo del holandés. Si se miran las respuestas al ángulo de guiñada, el régimen de guiñada y el régimen de balanceo, se puede ver que mantienen diferencias de fase de aproximadamente 90° . Esto indica que cuando uno empieza a rotar hacia un lado los demás empiezan a rotar hacia el lado contrario, produciendo la oscilación.

Se representa el diagrama de polos del sistema para identificar qué polos producen cada modo.

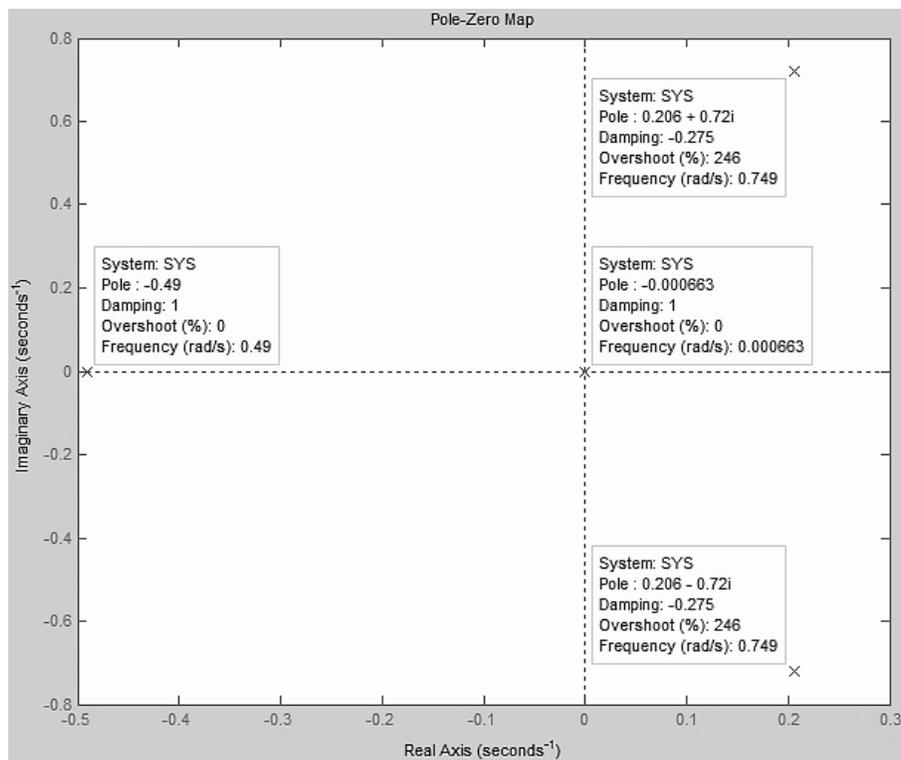


Figura 38 Diagrama de polos del modelo laterodireccional a lazo abierto.

Se ve que hay un polo muy alejado del origen, dos polos complejos conjugados y uno que está justo en el origen, de valor negativo después de ver la respuesta del sistema.

Ahora se separan en 3 grupos, un grupo por cada modo de respuesta.

El polo correspondiente al modo Balanceo es:

$$P_1 = -0.49 \quad \omega_n = 0.49 \text{ rad/s}$$

Este polo tiene una respuesta muy rápida al estar tan alejado del origen. Para mejorar esta respuesta habrá que acercar el polo para obtener una constante de tiempo mayor.

Los polos correspondientes al balanceo del holandés son:

$$P_{2,3} = 0.206 \pm 0.72j \quad \omega_n = 0.749 \text{ rad/s}$$



Se puede ver que el balanceo del holandés del UAV tiene muy poco amortiguamiento, demasiado poco. Si no se quiere que oscile tanto habrá que aumentar el factor de amortiguamiento.

El polo correspondiente al modo espiral es:

$$P_4 = -0.000663 \quad W_n = 0.000663 \text{ rad/s}$$

Como se podía ver en la respuesta al escalón hay un polo negativo. Es inestable y es el polo dominante del sistema. Se ha visto que todas las variables tienden a inestabilizarse debido a este polo. También se ve que tiene una constante de tiempo muy grande. Se podría dar por bueno y dejar en manos del piloto el corregir el movimiento, pero es mejor estabilizarlo y seguir algún criterio para aumentar la velocidad de respuesta del sistema.

3.4.1 Diseño del controlador del modelo laterodireccional por RVE.

Se va a realizar un controlador mediante asignación de polos. Para ello se va a seguir el criterio que se puede encontrar en el libro "Flight Stability and Automatic Control" [17]. Para el modo de balanceo se sigue el criterio de esta tabla 6:

Tabla 6-Criterio para el modo Balanceo.

Valor máximo de la constante de tiempo						
Categoría	Nivel	Tiempo (s)	Nivel	Tiempo (s)	Nivel	Tiempo (s)
A	1	1	2	1.4	3	10
B	1	1.4	2	3	3	10
C	1	1	2	1.4	3	10

Como el UAV se ha considerado de nivel 1, de clase I y de categoría A la constante de tiempo escogida es de 1s. Con esto el nuevo polo del modo balanceo deseado es:

$$P_1 = -1 \quad t = 1s$$

Para el modo espiral se sigue el criterio de esta tabla 7:



Tabla 7-Criterio para el modo Espiral.

Tiempo mínimo para doblar la amplitud						
Categoría	Nivel	Tiempo (s)	Nivel	Tiempo (s)	Nivel	Tiempo (s)
A	1	12	2	12	3	4
B	1	20	2	12	3	4
C	1	20	2	12	3	4

El tiempo para doblar la amplitud viene dado por la fórmula:

$$T_2 = \frac{0.693}{|\lambda_{\text{espiral}}|} S$$

Según la tabla el tiempo mínimo es de 12s, con lo que:

$$12 < \frac{0.693}{|\lambda_{\text{espiral}}|} = |\lambda_{\text{espiral}}| < 0.05775$$

Para este modo, se ha escogido el valor con 2 decimales, menor del máximo según el criterio, con lo que el nuevo polo es:

$$P_4 = -0.05 \quad t=20s$$

Para el balanceo del holandés se sigue el criterio de esta tabla 8:

Tabla 8- Criterios para el modo Balanceo Holandés.

Balanceo holandés					
Nivel	Categoría	Clase			
1	A	I&IV	$\varepsilon > 0.19$	$\varepsilon_{\omega n} > 0.35$	$\omega_n > 1$
1	A	II&III	$\varepsilon > 0.19$	$\varepsilon_{\omega n} > 0.35$	$\omega_n > 0.4$
1	B	Todas	$\varepsilon > 0.08$	$\varepsilon_{\omega n} > 0.15$	$\omega_n > 0.4$
1	C	I,IIC&III	$\varepsilon > 0.08$	$\varepsilon_{\omega n} > 0.15$	$\omega_n > 1$
1	C	II&IV	$\varepsilon > 0.08$	$\varepsilon_{\omega n} > 0.15$	$\omega_n > 0.4$
2	A&B&C	Todas	$\varepsilon > 0.02$	$\varepsilon_{\omega n} > 0.15$	$\omega_n > 0.4$
3	A&B&C	Todas	$\varepsilon > 0.02$		$\omega_n > 0.4$



La frecuencia del balanceo del holandés cumple con este criterio, pero no el amortiguamiento, con lo que hay que aumentarlo. Se ha decidido:

$$W_n = 5.9469 \text{ rad/s} \quad \epsilon = 0.5$$

Con lo que los nuevos polos son:

$$P_{2,3} = -2.9735 \pm 5.17j \quad t = 0.3363s$$

Una vez decididos los nuevos polos del sistema se calcula la matriz de control K mediante Matlab y empleando el método de Ackerman explicado en el epígrafe 1.2.1, con lo que obtenemos:

$$K = \begin{bmatrix} 0.0319 & 0.1441 & -0.0148 & -0.023 \\ 0.0039 & 0.066 & -0.1559 & 0.0664 \end{bmatrix}$$

Control laterodireccional a lazo cerrado

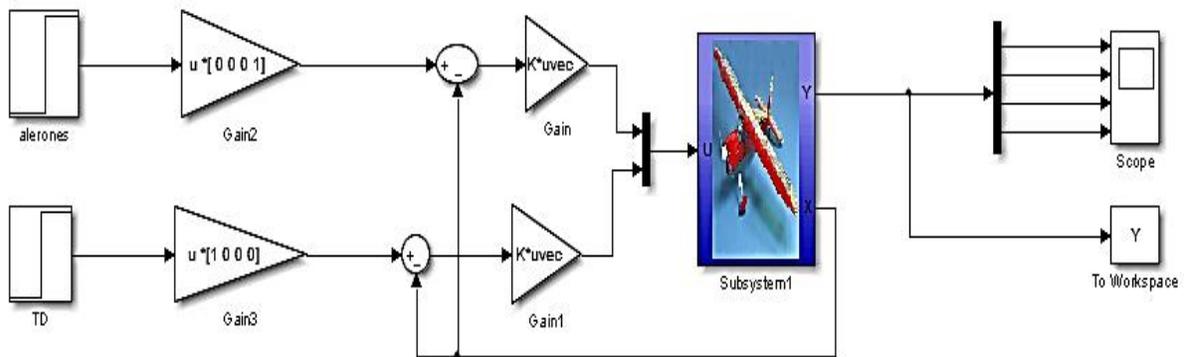


Figura 39 Diagrama de bloques control laterodireccional en Simulink a Lazo Cerrado.

En esta figura vemos el diagrama de bloques resultante en lazo cerrado para el controlador longitudinal.

La primera matriz, ya mencionada, permite seleccionar qué variable de estado se quiere controlar, es decir, a qué variable se le da prioridad a la hora de enviar la señal de referencia.



Análisis del control laterodireccional a lazo cerrado

Se introduce la matriz de control en el modelo de Simulink y se obtiene:

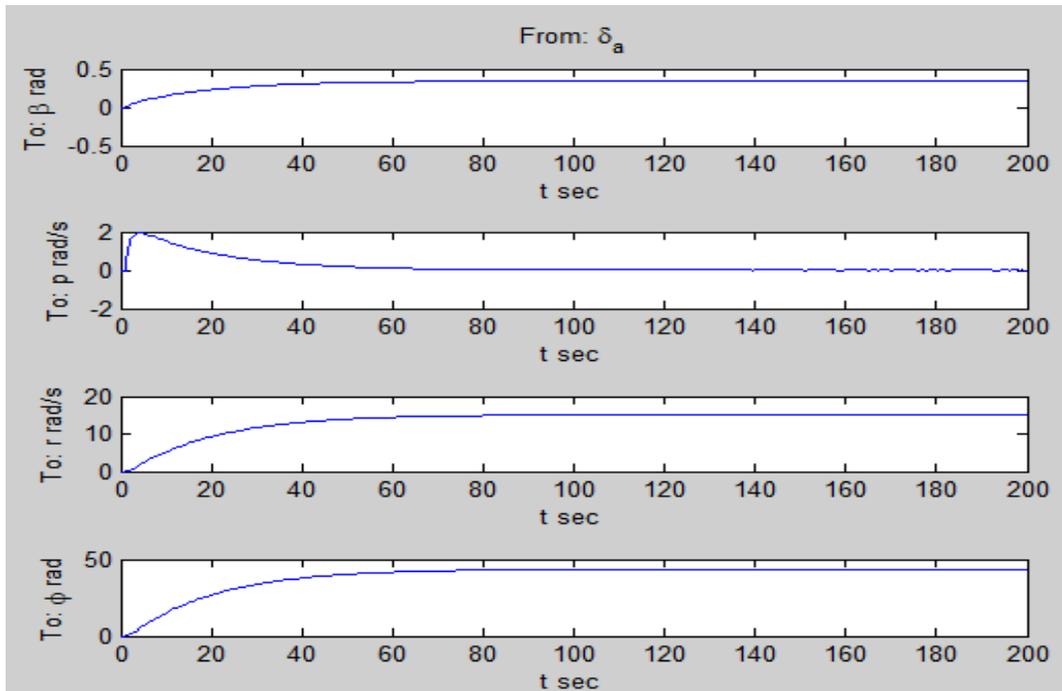


Figura 40 Respuesta del control laterodireccional a lazo cerrado ante una entrada escalón de magnitud 1 en los alerones.

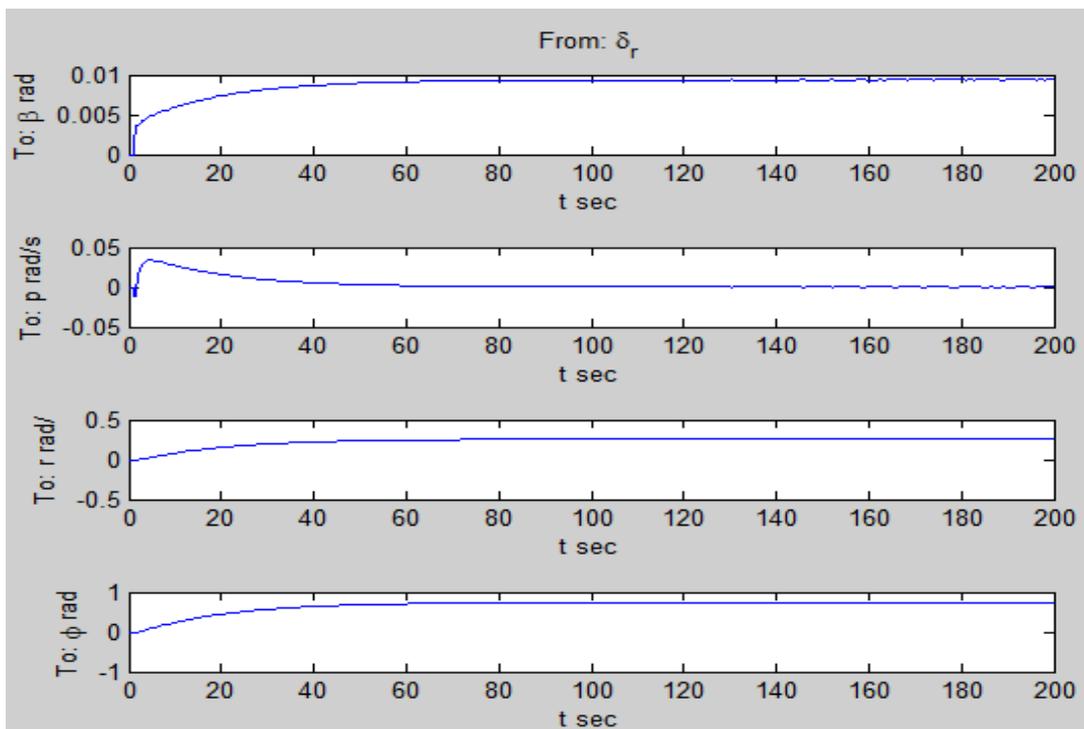


Figura 41 Respuesta del control laterodireccional a lazo cerrado ante una entrada escalón de magnitud 1 en el timón de dirección.



Mirando el régimen de balanceo se ve que el modo balanceo prácticamente ya no afecta. La respuesta se ha vuelto mucho más lenta. El modo espiral ahora es convergente, con una constante de tiempo muy larga también. Finalmente el balanceo del holandés está tan amortiguado que como respuesta a los alerones ni aparece. Como respuesta al timón de dirección sí que se puede ver en el ángulo de guiñada y en el régimen de balanceo, pero también se ve muy amortiguado.

3.5 Entorno virtual del UAV

El soporte de diseño que se utilizó para realizar el modelo virtual fue el *V-Realm Builder 2.0* debido a que este software está incluido en la paquetería del Matlab, que es la plataforma en la que se realizó la simulación y el control del UAV. Este programa de diseño permite crear ficheros **.wrl*, extensión que es la única posible de cargar en el visor en 3D del Matlab, que posee además un toolbox completo para este tipo de operaciones: el *Virtual Reality*.

Para visualizar un determinado modelo de Simulink en la interface de realidad virtual utilizamos el bloque *VR sink* (Figura 42). Este bloque es el que posibilita cargar el archivo **.wrl*, creado en el *V-Realm Builder*, y mediante el cual se establecen los parámetros a los cuales se le darán los valores para la simulación de movimiento.

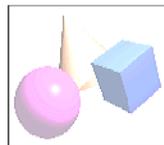


Figura 42 Bloque VR Sink que se utiliza para mostrar el UAV en 3D



Esquema de simulación del UAV en 3D a lazo abierto

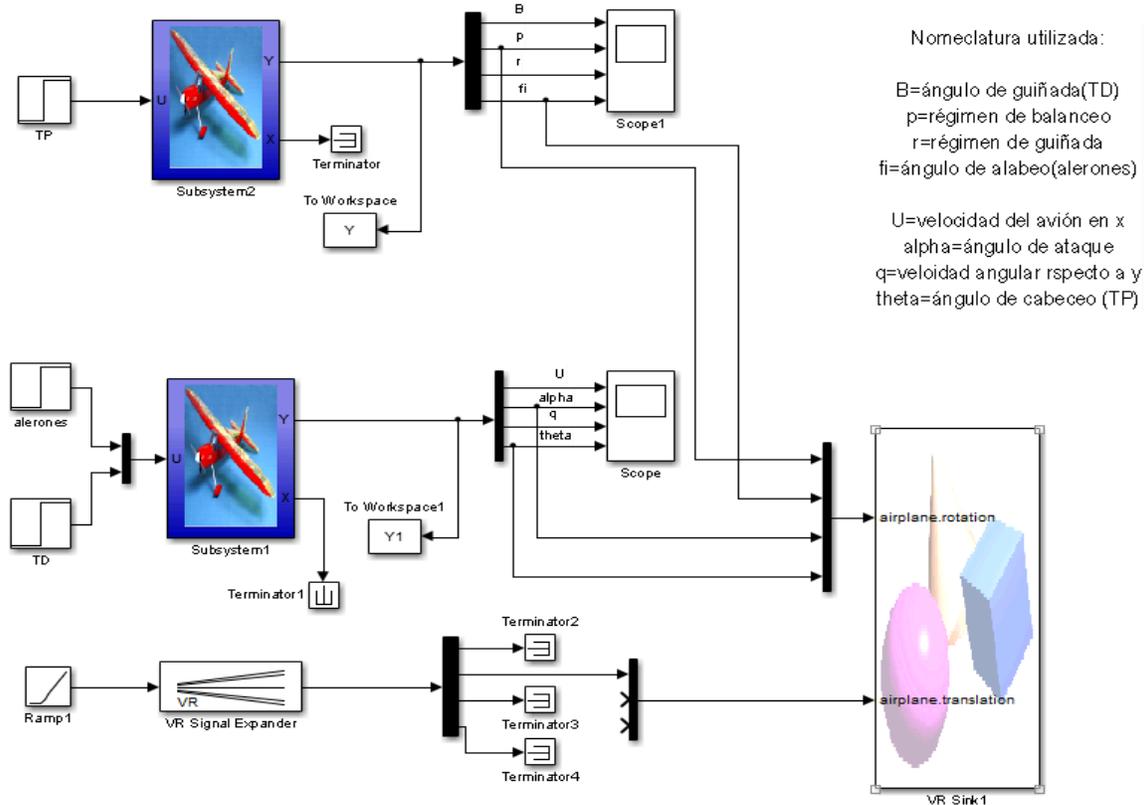


Figura 43 Diagrama de bloques de la simulación en 3D del UAV a lazo abierto.

En este esquema de control se utiliza el modelo longitudinal y laterodireccional del avión a lazo abierto para realizar la simulación 3D del avión; para ello se emplea el bloque “VR Sink” de la librería “Simulink 3D Animation” de Simulink para ver el comportamiento del UAV a lazo abierto y poder notar visualmente los problemas que presenta el avión si no se le realiza un correcto control.

Para ello se toman las salidas p (régimen de balanceo), fi (ángulo de alabeo) del modelo longitudinal y las salidas alpha (ángulo de ataque), theta (ángulo de cabeceo) del modelo laterodireccional y esta señal pasa a través de un bloque “mux” al bloque “VR Sink” para simular la rotación del UAV.

Para simular la traslación del UAV se realiza a través de un bloque rampa, pasando esta señal por el bloque “VR Signal Expander” de la librería de Simulink, luego se hace pasar esta señal por un bloque “demux”, se toma la salida 2 de este



bloque, ya que es la más conveniente para la simulación y esta señal pasa por un bloque “mux” para obtener un vector de 3 elementos. La primera entrada de este bloque representa la traslación del UAV en el eje “X”, la segunda entrada es la traslación del UAV en el eje “Y” y la tercera entrada representa la traslación del UAV en el eje “Z”, solo nos interesa la traslación del UAV en el eje “X”, y es la que pasamos al bloque “mux”, luego esta señal pasa al bloque “VR Sink” para generar la traslación del UAV.

A través del bloque “VR sink” comprobó visualmente lo inestabilidad del UAV. Se puede apreciar el entorno virtual que fue recreado para la simulación del UAV en la Figura 45.

Esquema del control a lazo cerrado del UAV en 3D

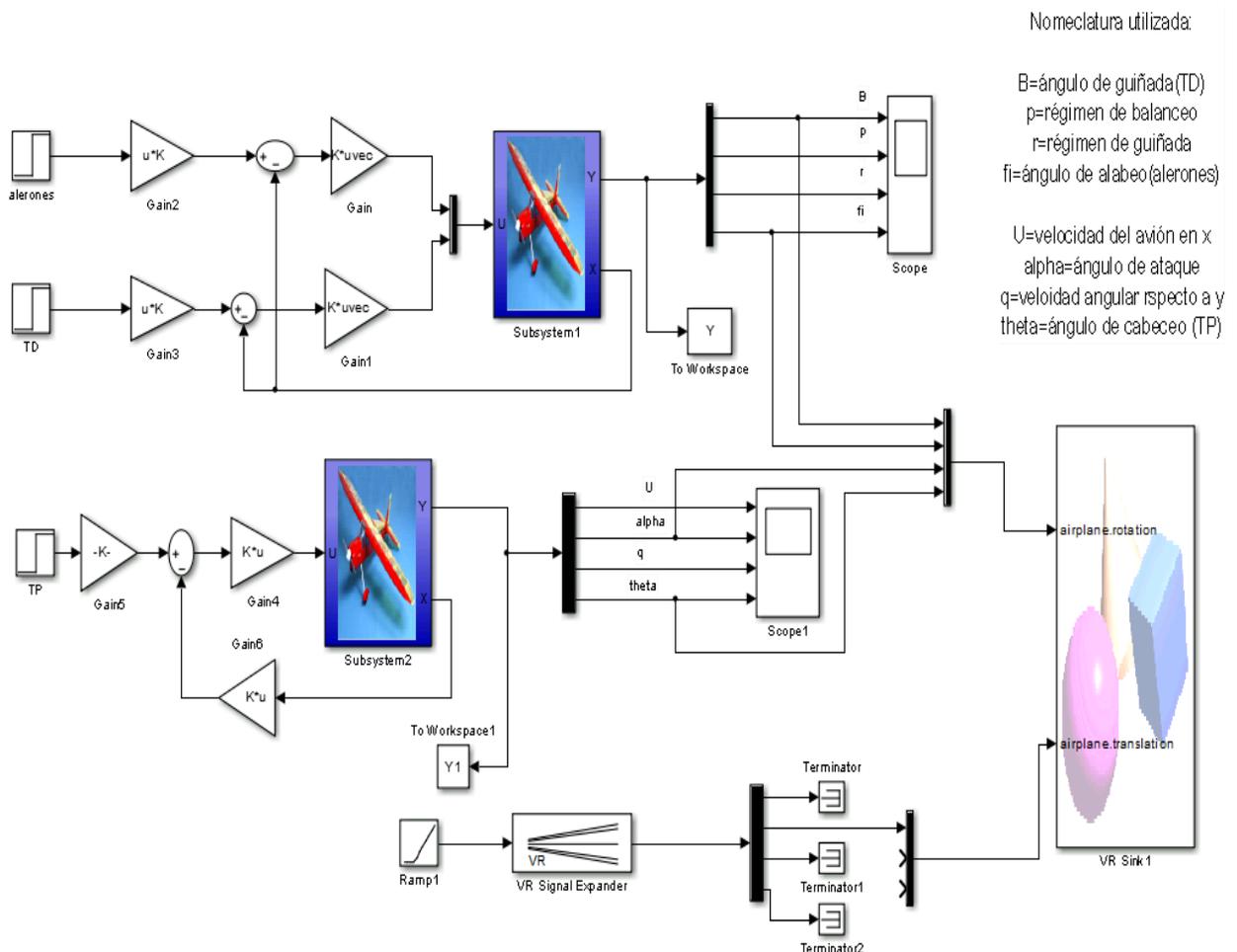


Figura 44 Esquema de control a lazo cerrado del UAV en 3D



Figura 45 Modelo virtual del vehículo aéreo no tripulado.

El esquema a lazo cerrado del UAV para el control 3D queda de la forma mostrado en la Figura 44. En este esquema de control se utiliza el modelo longitudinal y laterodireccional del avión a lazo cerrado para realizar la simulación 3D del avión. Es válida la explicación realizada a la hora de tomar las salidas de los modelos del UAV del esquema del control a lazo abierto del UAV en 3D

A través del bloque “VR sink” comprobó visualmente el correcto control realizado al UAV. Se puede apreciar el entorno virtual que fue recreado para la simulación del UAV en la Figura 45.

Conclusiones parciales

En este capítulo se realizaron las simulaciones del modelo longitudinal y laterodireccional del UAV a lazo abierto y se analizaron los polos que hacen inestable a la aeronave para ambos modelos, comprobando por esta vía los problemas que afectan al UAV si no se realiza el control al mismo. Luego se realizó el control a lazo cerrado por RVE para los modelos longitudinales y laterodireccional del UAV, donde se calcularon las ganancias de los controladores a través del método de Ackerman, logrando comprobar el correcto control realizado al avión. Luego se creó un modelo virtual del UAV, para comprobar visualmente la simulación a lazo abierto y el control a lazo cerrado del UAV.



Conclusiones

- ✓ La caracterización de los vehículos aéreos no tripulados, conllevó a un estudio del surgimiento de los UAVs, sus diferentes clasificaciones y sus múltiples aplicaciones en las esferas de la vida.
- ✓ Se simuló el modelo longitudinal y laterodireccional del UAV a lazo abierto en Simulink y se analizaron los polos donde es inestable.
- ✓ Se caracterizó la estrategia de control RVE empleada en el UAV y se hizo un análisis para escoger los nuevos polos que lo hacen estable.
- ✓ Se simuló la estrategia de control para los modelos longitudinal y laterodireccional del UAV empleando Simulink y se comprobó el correcto control realizado al avión.
- ✓ Se desarrolló un entorno virtual para la simulación de la estrategia de control del UAV con el *Toolbox de Virtual Reality* de Matlab y se logró comprobar visualmente la buena estabilidad del avión.



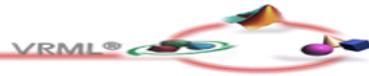
Recomendaciones

- ✓ Probar otras estrategias de control al UAV, como parte de futuras investigaciones de la carrera.
- ✓ Realizar la simulación y control mediante el toolbox del Simulink “SimMechanics”, el cual ofrece ventajas en cuanto al modelado y control del sistema y permite también la visualización a través del Virtual Reality.
- ✓ Realizar el diseño del modelo virtual del proceso mediante un software de diseño 3D más avanzado, como el 3D Studio, o JAVA3D.



Bibliografía

- [1] J. d. C. Barrientos, P. Gutiérrez, R. San Martín, A. Martínez y C. Rossi, Vehículos aereos no tripulados para uso civil.Tecnología y aplicaciones., Madrid.
- [2] F. J. Gavilán y D. R. Rivas, «Introducción a la Estabilidad Dinámica de Aviones,» Sevilla, 2013/2014.
- [3] J. L. H. Esteban y Colectivo de autores, «Los drones y sus aplicaciones a la ingeniería civil,» Gráficas Arias Montano,S.A. 28935 MÓSTOLES (Madrid), Madrid, 2015.
- [4] J. L. Asensio, F. Pérez y P. Morán, «UAVs Beneficios & Límites,» [En línea]. Available: <http://www.cursoleo.aulaleonardo.com/raul.banos/LASS/LASS.htm>. [Último acceso: 20 noviembre 2015].
- [5] J. G. F. González, «Alternativa de control para el Péndulo de Furuta,» 2015.
- [6] K. Ogata, Ingeniería de Control Moderna, S.A Mexico, 1980.
- [7] J. G. F. González, «Alternativas de control para Péndulo de Furuta,» Santiago de Cuba, Junio 2014.
- [8] D. Levis, «¿Qué es la realidad virtual?,» 2010. [En línea]. Available: <http://www.realidadvirtual.com>. [Último acceso: 17 febrero 2016].
- [9] J. R. A. Córdova, «Diseño de Ambientes de Realidad Virtual para Simulación de Sistemas Mecatrónicos,» Marzo 2009.
- [10] «Realidad virtual del cuidado de la salud a la gamificación,» 11 12 2015. [En línea]. Available: <http://www.blog.diagnostrum.com>. [Último acceso: 20 mayo 2016].
- [11] F. Martínez, «Presente y futuro de la Tecnología de la Realidad Virtua,» 2011.
- [12] J. R. A. Córdova, «Diseño de Ambientes de Realidad Virtual para Simulación de Sistemas Mecatrónicos,» 2009.
- [13] J. C. Velasco, «Diseño e implementación de pilotos automáticos para vehículos no tripulados (UAVs) mediante técnicas de Optimización y Control Avanzado,» Valencia.
- [14] D. R. Rivas y F. J. Gavilán, «Ecuaciones Generales de la Dinámica del Avión. Mecánica del Vuelo 4 Grado en Ingeniería Aeroespacial,» Sevilla, 2013/2014.



- [15] O. R. Vila, «Modelización de aeronaves no tripulados con Simulink,» 2011.
- [16] J. d. C. P. G. R. S. M. A. M. a. C. R. Barrientos, Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones., Univ. Politécnica Madrid..
- [17] [En línea]. Available: <http://www.graumper.de/en/>. [Último acceso: 10 abril 2016].
- [18] V. Klein y E. Morelli, «Aircraft system identification: theory and practice.,» VA, USA, 2006.
- [19] R. Caballín, «Modelo virtual del pendulo de Furuta, simulación y control,» Santiago de Cuba, Universidad de Oriente, 2013.
- [20] M. Cook, «Flight Dynamics Principles Elsevier, Second edition,» 2007.
- [21] «Usos y Aplicaciones de la Realidad Virtual,» [En línea]. Available: <https://www.researchgate.net>. [Último acceso: 26 abril 2016].
- [22] D. R. Rivas y F. J. Gavilán, «Ecuaciones Generales de la Dinámica del Avió».



Anexos

Anexos I: Archivo *.m del cálculo de los parámetros longitudinales de la aeronave Kadett 2400.

```

b=2.4; %revisar unidades, este está expresado en 2400 mm.lo puse en metro
S=0.01; %este está expresado en 100 dm^2, lo puse en metro^2
m=6.3; %peso del avión en kg
c=0.4; % cuerda media, se da en metro
g=9.81;%gravedad kg/m^2
L=1.745;% longitud del avión
pi=3.14;
e=0.75; %Factor de Oswald
z = 100; %Altitud m
U = 100/3.6; % Velocidad 100km/h a m/s
rho = 1.225*((288-0.0065*z)/288)^(g/(287*0.0065)-1); %Densidad
q=0.5*rho*U^2; %Presión dinámica
% parámetros de la matriz de inercia
Ix=0.5789;
Ixz=0.0564;
Iy=1.48;
Izx=0.0564;
Iz=1.9437;
%parámetros tomados de identificación de Jesús
% Parámetros del modelo longitudinal
CLo =0.267310315          CLa = -0.848974427          CLq = 68.31337023
CLad =-61.18934722      CLde = 0.131434913      CDo = 0.114283823
CDde = 0.0135          CT=-0.04
Cmo=0.005403782        Cma =0.101295613      Cm q = -16.05373077
Cmad = 14.18292886     Cmde =-0.728226193
%-Variables Matriz A y B variable de estado u
CXu = (q*S/(m*U))*(-2*CDo+CT);
CXw = (q*S/(m*U))*(CLo-2*CLo/(pi*e));
CXde = -(q*S/m)*CDde;
%-Variables Matriz A y B variable de estado w
CZwd = -c*(q*S/(m*U^2))*CLad/2;
CZu = -2*(q*S/(m*U))*CLo;
Zu = CZu/(1-CZwd);
CZw = -(q*S/(m*U))*(CLa+CDo);
Zw = CZw/(1-CZwd);
CZq=-c*(q*S/(m*U))*CLq/2;
Zq = (CZq+U)/(1-CZwd);
CZde = -(q*S/m)*CLde;
Zde = CZde/(1-CZwd);
%-Variables Matriz A y B variable de estado q
CMwd = 0.5*(q*S*c^2/(U*Iy))*Cma;
CMu = 2*(q*S*c/(U*Iy))*Cmo;
Mu=CMu+CMwd*Zu;
CMw = (q*S*c/(U*Iy))*Cma;
Mw=CMw+CMwd*Zw;
CMq = 0.5*(q*S*c^2/(U*Iy))*Cmq;
Mq=CMq+CMwd*Zq;
CMde = (q*S*c/Iy)*Cmde;
Mde=CMde+CMwd*Zde;
A=[CXu,CXw,0,-g; Zu,Zw,Zq,0; Mu,Mw,Mq,0; 0,0,1,0];
B=[CXde; Zde; Mde; 0];
C=eye(4);
C(2,2)=1/U;
D=zeros(4,1);

```



Trabajo de Diploma



```
% pasar los valores de U p r phi cuando se simula en una matriz tipo
% array
estados= {'u','alpha','q','\theta'};
entradas= {'\delta_e'};
salidas= {'u','\alpha','q','\theta'};
SYS = ss(A,B,C,D,'statename',estados,'inputname',entradas,'outputname',salidas);
%la simulación en la variable Y. Es una variable tipo 'array'
% con lo que hay que operar para hacer las gráficas
u=Y*[1;0;0;0];
alpha=Y*[0;1;0;0];
q=Y*[0;0;1;0];
theta=Y*[0;0;0;1];
t=tout;
%Respuesta al escalón de simulink
figure
subplot(4,1,1),plot(t,u), ylabel('To: u'), title('From: delta_e'),xlabel('t sec')
subplot(4,1,2),plot(t,alpha), ylabel('To: \alpha'),xlabel('t sec')
subplot(4,1,3),plot(t,q), ylabel('To: q'),xlabel('t sec')
subplot(4,1,4),plot(t,theta), ylabel('To: \theta'),xlabel('t sec')
[Wn,Z,P] = DAMP(SYS) %Cálculo de Polos
figure
pzmap(SYS) %diagrama de polos y ceros
```



Anexos II: Archivo *.m del cálculo de los parámetros laterodireccionales de la aeronave Kadett 2400.

```
b=2.4; %revisar unidades, este está expresado en 2400 mm...lo puse en metro
S=0.01; %este está expresado en 100 dm^2, lo puse en metro^2
m=6.3; %peso del avión en kg
c=0.4; % cuerda media, se da en metro
g=9.81;%gravedad kg/m^2
L=1.745;% longitud del avión
pi=3.14;
e=0.75; %Factor de Oswald
z = 100; %Altitud
U = 100/3.6; % Velocidad 100km/h a m/s
rho = 1.225*((288-0.0065*z)/288)^(g/(287*0.0065)-1); %Densidad
q=0.5*rho*U^2; %Presión dinámica
% parámetros de la matriz de inercia
Ix=0.5789;
Ixz=0.0564;
Iy=1.48;
Izx=0.0564;
Iz=1.9437;
%Parámetros del modelo Laterodireccional
Clb=-0.038190155; CYb=-0.526703798; Cnb=0.065391039;
Clp=-0.058161047; Cyp=-0.179076678; Cnp=-0.039682723;
Clr=0.032449179; Cyr=-0.730930087; Cnr=-0.058344145;
Clda=-0.05965347; CYda=-0.01771394; Cnda=-0.00442494;
Cldr=0.000260623; CYdr=0.123078693; Cndr=-0.088072887;
%-Variables Matriz A y B variable de estado v
CYv = (q*S/(m*U))*CYb;
Yda = (q*S/m)*CYda;
Ydr = (q*S/m)*CYdr;
%-Variables Matriz A y B variable de estado p y r
CLv = (q*S*b/(Ix*U))*Clb;
CLp = 0.5*(q*S*b^2/(Ix*U))*Clp;
CLr = 0.5*(q*S*b^2/(Ix*U))*Clr;
CLda = (q*S*b/Ix)*Clda;
CLdr = (q*S*b/Ix)*Cldr;
CNv = (q*S*b/(Iz*U))*Cnb;
Cnp = 0.5*(q*S*b^2/(Iz*U))*Cnp;
Cnr = 0.5*(q*S*b^2/(Iz*U))*Cnr;
CNda = (q*S*b/Iz)*Cnda;
CNdr = (q*S*b/Iz)*Cndr;
ci = Ix*Iz/(Ix*Iz-Ixz^2);
%Variables P
Lv = ci*(CLv+Ixz*CNv/Ix);
Lp = ci*(CLp+Ixz*Cnp/Ix);
Lr = ci*(CLr+Ixz*Cnr/Ix);
Lda = ci*(CLda+Ixz*CNda/Ix);
Ldr = ci*(CLdr+Ixz*CNdr/Ix);
%Variables r
Nv = ci*(CNv+Ixz*CLv/Iz);
Np = ci*(Cnp+Ixz*CLp/Iz);
Nr = ci*(Cnr+Ixz*CLr/Iz);
Nda = ci*(CNda+Ixz*CLda/Iz);
Ndr = ci*(CNdr+Ixz*CLdr/Iz);
```

% Matrices del espacio de estados

```
A = [CYv, 0, -U, g;Lv, Lp, Lr, 0;Nv, Np, Nr, 0;0, 1, 0, 0];
```

```
B = [Yda, Ydr;Lda, Ldr;Nda, Ndr;0, 0];
```



Trabajo de Diploma



```
C = eye(4);
C(1,1) = 1/U;
D = zeros(4,2);
estados = {'\beta','p','r','\Phi'};
entradas = {'\delta_a','\delta_r'};
salidas = {'\beta','p','r','\Phi'};
SYS = ss(A,B,C,D,'stateName',estados,'inputName',entradas,'outputName',salidas);
%la simulación en la variable Y. Es una variable tipo 'array'
% con lo que hay que operar para hacer las gráficas
beta=Y*[1;0;0;0];
p=Y*[0;1;0;0];
r=Y*[0;0;1;0];
phi=Y*[0;0;0;1];
t=tout;
%Respuesta al escalón de simulink entrada alerones
figure
subplot(4,1,1),plot(t,beta), ylabel('To: \beta'), title('From: \delta_a'),xlabel('t sec')
subplot(4,1,2),plot(t,p), ylabel('To: p'), xlabel('t sec')
subplot(4,1,3),plot(t,r), ylabel('To: r'),xlabel('t sec')
subplot(4,1,4),plot(t,phi), ylabel('To: \phi'),xlabel('t sec')

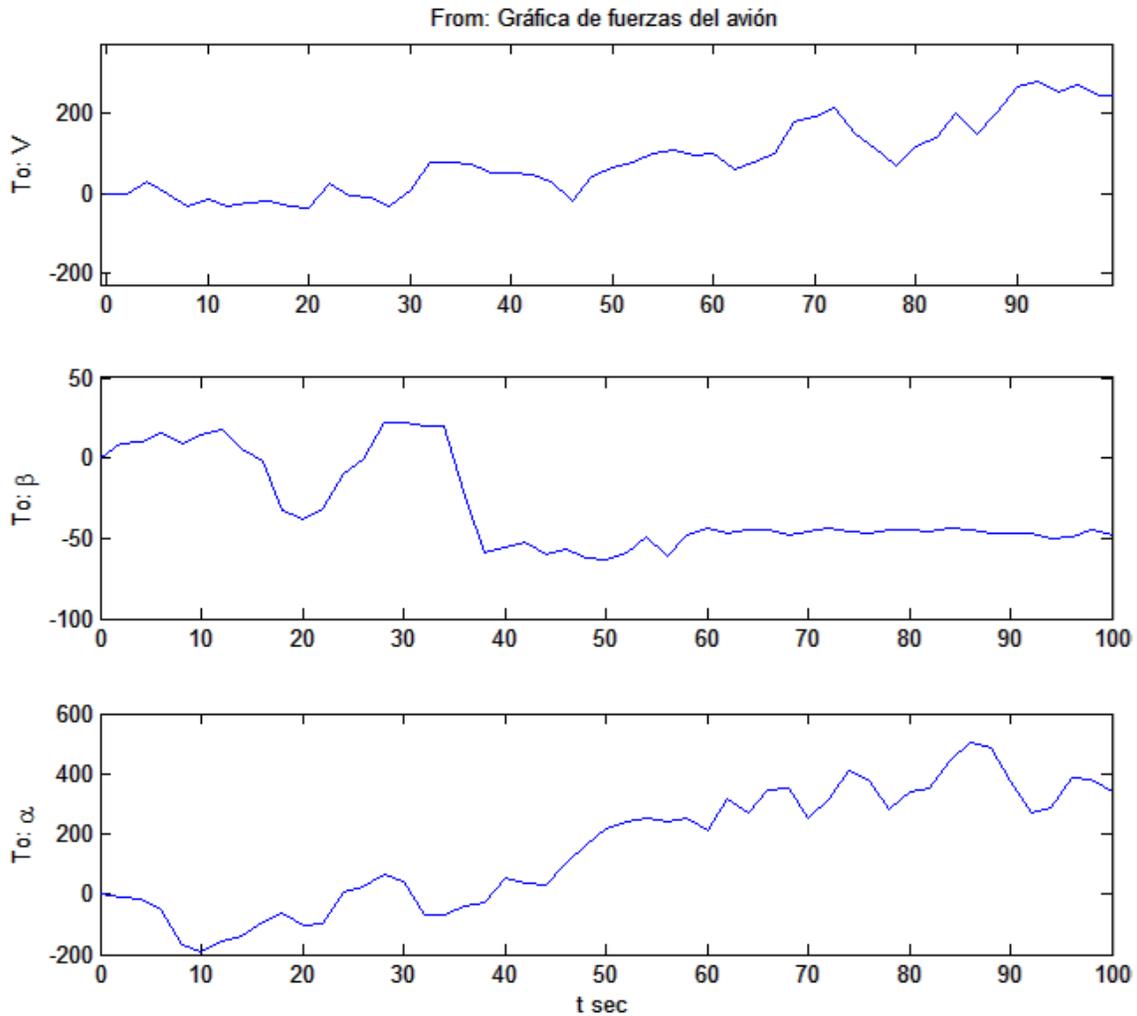
[Wn,Z,P] = DAMP(SYS) %Cálculo de Polos
figure
pzmap(SYS) %diagrama de polos y ceros

%Simulación timón de dirección como entrada
beta=Y*[1;0;0;0];
p=Y*[0;1;0;0];
r=Y*[0;0;1;0];
phi=Y*[0;0;0;1];
t=tout;
%Respuesta al escalón de simulink entrada timón de dirección
figure
subplot(4,1,1),plot(t,beta), ylabel('To: \beta'), title('From: \delta_r'),xlabel('t sec')
subplot(4,1,2),plot(t,p), ylabel('To: p'), xlabel('t sec')
subplot(4,1,3),plot(t,r), ylabel('To: r'),xlabel('t sec')
subplot(4,1,4),plot(t,phi), ylabel('To: \phi'),xlabel('t sec')

[Wn,Z,P] = DAMP(SYS) %Cálculo de Polos
figure
pzmap(SYS) %diagrama de polos y ceros
```

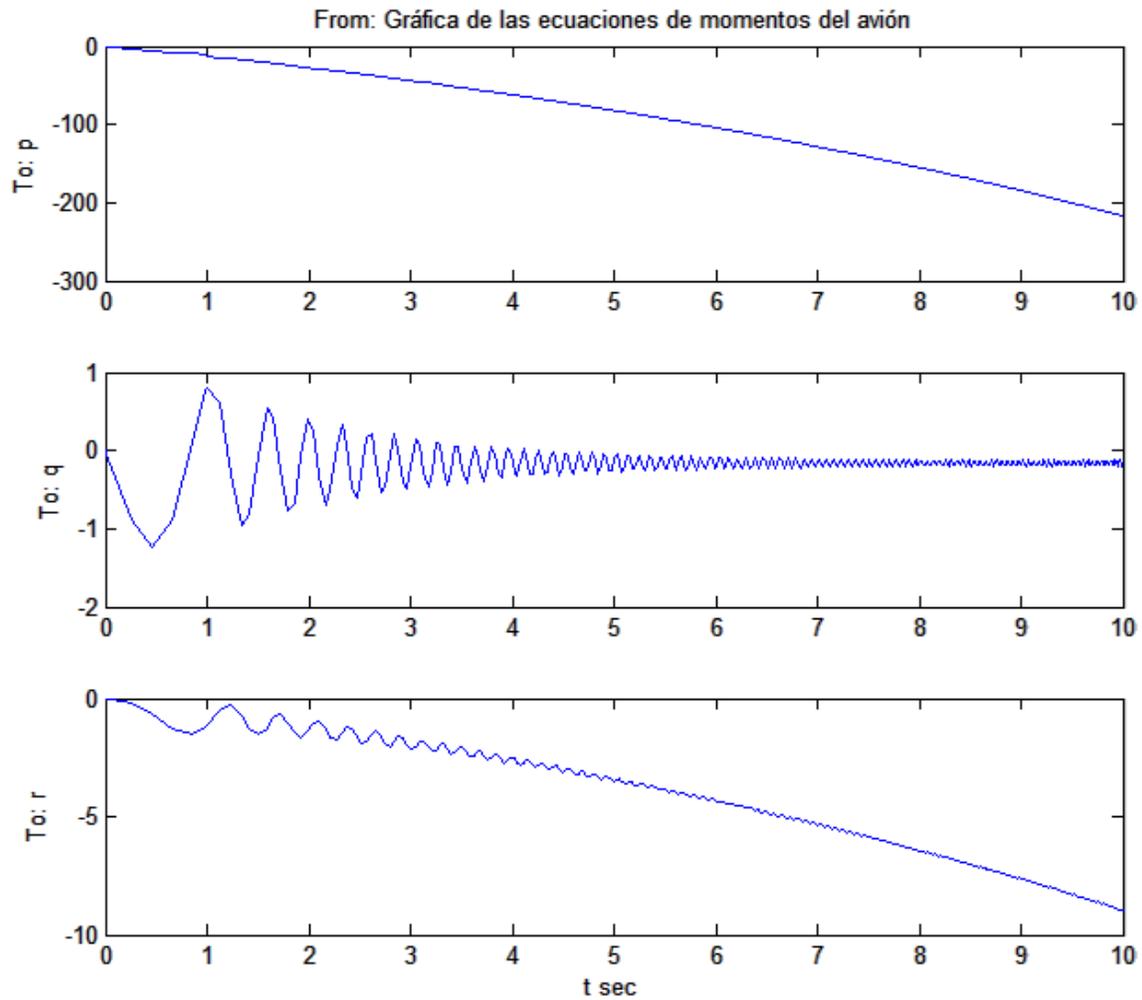


Anexo III: Gráfica del respuesta de las ecuaciones de fuerza ante una entrada sinusoidal a las entradas (p, q, r.).



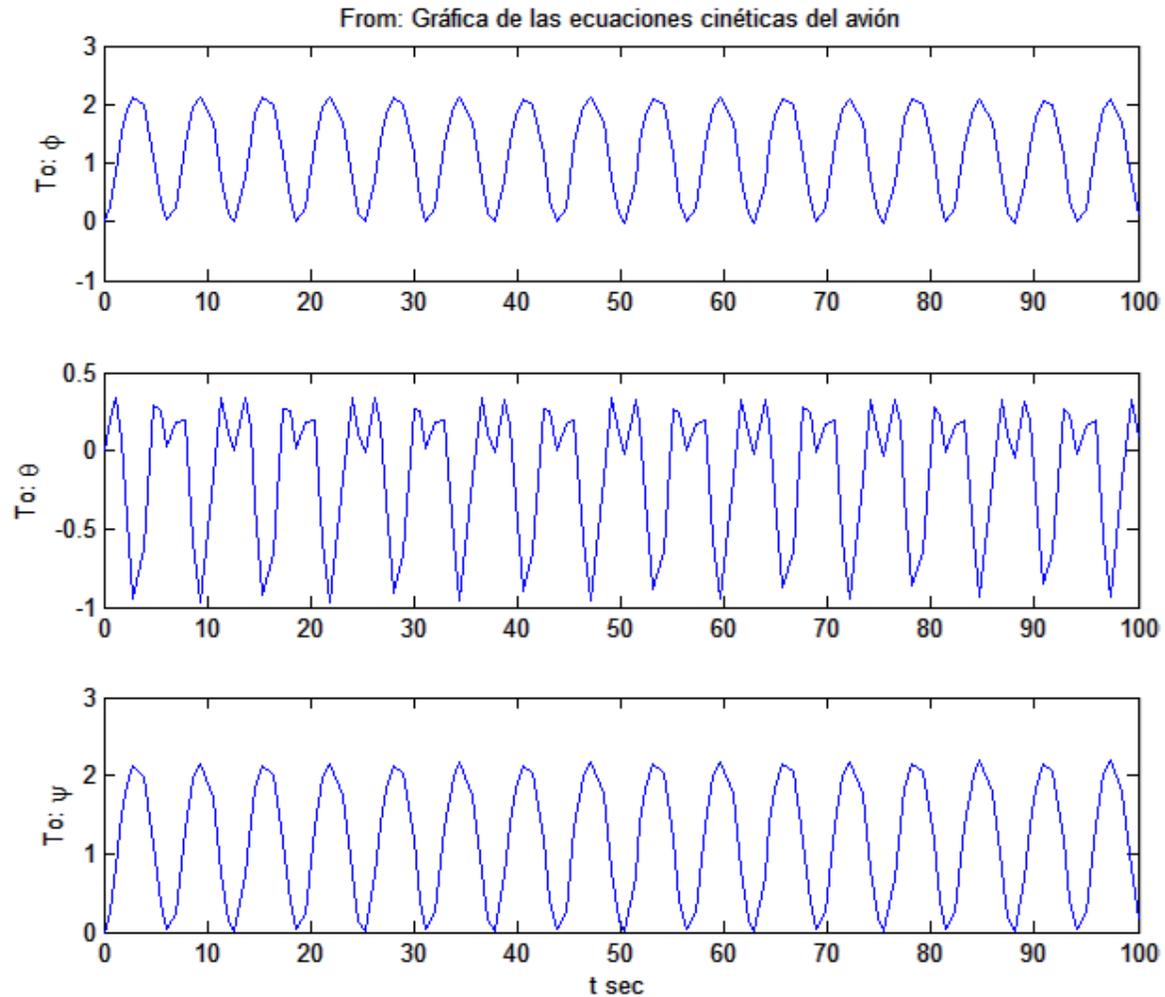


Anexo IV: Gráfica del respuesta de las ecuaciones de los momentos del UAV ante una entrada escalón a la entrada ($\dot{\alpha}$).





Anexo V: Gráfica de la respuesta de las ecuaciones cinéticas del UAV ante una entrada sinusoidal a las entradas (p , q , r).





Anexo VI: Gráfica de la respuesta de las ecuaciones de navegación ante una entrada sinusoidal a las entradas (α , β , θ , φ) y una entrada tipo Random Number a la entrada (V).

