



**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

# DISEÑO DE SUPERFICIES DE CONTROL Y ANÁLISIS DE ESTABILIDAD DE UN UAV PARA MONITOREO SUPERFICIAL DE VOLCANES

**Brayan Stip Pulido Cano**

Fundación Universitaria Los Libertadores  
Facultad de Ingeniería y ciencias básicas  
Bogotá D.C, Colombia  
2019

# DISEÑO DE SUPERFICIES DE CONTROL Y ANÁLISIS DE ESTABILIDAD DE UN UAV PARA MONITOREO SUPERFICIAL DE VOLCANES

**Brayan Stip Pulido Cano**

Trabajo de grado presentado como requisito parcial para optar al título de:  
**Ingeniero Aeronáutico**

Director:

Ph.D(c). Pedro David Bravo Mosquera

Co-director:

Didier Aldana Rodríguez.

Fundación Universitaria Los Libertadores

Facultad de Ingeniería y ciencias básicas

Bogotá D.C, Colombia

2019

“Los científicos estudian el mundo tal como es;  
los ingenieros crean el mundo que nunca ha  
sido.”

Theodore Von Karman.

# Agradecimientos

Quiero agradecer primeramente a Dios por sus bendiciones que derrama a diario sobre mí y permitirme obtener este importante logro en mi vida; a mi familia, en especial a mi mamá Ana Isabel Cano Novoa, a mi abuela y mis hermanos, los cuales fueron fundamentales en mi proceso de formación y con su apoyo me dan fuerza cada día para obtener mis objetivos propuestos.

Agradezco a la Fundación Universitaria Los Libertadores, por brindarme las herramientas necesarias en este proceso de aprendizaje. A la Universidad de São Paulo por permítame estudiar en sus instalaciones obteniendo un aprendizaje inmenso y de gran valor para mí.

A todos los profesores que estuvieron presentes en este proceso, en especial a Msc. Didier Aldana Rodriguez, Msc. Jhon Vaca y Ph.D. Hernan Cerón, quienes fueron unas de las personas que me brindaron parte del conocimiento necesario para el desarrollo de este proyecto. A mis colegas que me acompañaron a lo largo de este camino, en especial a Anyelo Andres Pulido Gonzales, que con su apoyo y entusiasmo fue parte fundamental de este proyecto.

Finalmente quiero expresar mi mas sincero agradecimiento y admiración al director de este proyecto Ph.D.(c) Pedro Bravo, gran amigo, excelente profesional y principal colaborador durante el desarrollo de este proyecto, que con su conocimiento, carisma, paciencia y experiencia me brindo conocimiento y un gran apoyo para culminar este proceso de manera satisfactoria.

Para todos un gracias de corazón.

*Brayan Stip Pulido Cano.*

# Declaración de autenticidad

El autor, BRAYAN STIP PULIDO CANO declara que esta tesis titulada, 'DISEÑO DE SUPERFICIES DE CONTROL Y ANÁLISIS DE ESTABILIDAD DE UN UAV PARA MONITOREO SUPERFICIAL DE VOLCANES' y el trabajo presentado en ella son propios. Confirmamos que:

- Este trabajo se realizó total o principalmente mientras estaba en la candidatura para un título profesional en esta Universidad.
- Si alguna parte de esta tesis ha sido presentada previamente para un título o cualquier otra titulación en esta Universidad o cualquier otra institución, esto ha sido claramente identificado.
- Cuando se ha consultado el trabajo publicado de otros, esto siempre se les atribuye claramente.
- Donde se ha citado el trabajo de otros, la fuente siempre se da. Con la excepción de tales citas, esta tesis es completamente nuestra autoría.
- Reconocemos todas las principales fuentes de ayuda.
- Cuando la tesis se basa en el trabajo hecho junto con otros, hemos dejado en claro exactamente lo que otros hicieron y lo que nosotros contribuimos.

Firma: \_\_\_\_\_

Fecha: \_\_\_\_\_

Firma: \_\_\_\_\_

Fecha: \_\_\_\_\_

---

# Resumen

En este trabajo se presenta el análisis de estabilidad de una aeronave no tripulada, la cual tiene como misión principal el monitoreo de actividad volcánica. Dicha aeronave, llamada URCUNINA-UAV, pretende mitigar catástrofes volcánicas, y carece de un estudio de estabilidad para su futura fabricación y operación.

Se realizó el estudio de estabilidad dinámica del URCUNINA-UAV, el cual determinó el comportamiento de la aeronave en situaciones de perturbaciones generadas por las condiciones en las cuales se pretende operar, específicamente en lo concerniente al posicionamiento, es decir, se evaluó si la aeronave es capaz de eliminar y superar las perturbaciones sufridas en el transcurso de su misión de manera efectiva.

La estabilidad es la conclusión de una cadena de requisitos que permiten a la aeronave recuperarse de la perturbación, o condición de vuelo que se quiera analizar. Para esto, uno de los aspectos a tener en cuenta, es la distribución de pesos que determinará la ubicación adecuada del centro de gravedad de la aeronave. Otro aspecto importante es el control de la aeronave, por tal razón, fue necesario diseñar las superficies de control de la misma, debido a que estas modifican las distribuciones de presión en el UAV, creando fuerzas y momentos que producen movimientos de viraje en la aeronave.

En este proyecto, se realizó el estudio de estabilidad dinámica a través de una serie de modelos con ecuaciones lineares. Estos modelos permitieron el análisis en las diferentes etapas de su misión, dando prioridad a las siguientes condiciones de vuelo:

- Estabilidad antes y después del despegue.
- Estabilidad en el techo máximo de operación. (Crucero).
- Comportamiento a diferentes ángulos de ataque.

Como el modelo presenta cambios en las variables de control y de estado, fue necesario estimar las derivadas de estabilidad y control pues son la representación matemática de los cambios de fuerzas y momentos aerodinámicos. Cabe resaltar que la estimación de las derivadas de estabilidad fue realizada a través de simulaciones en el software Tornado.

# Abstract

In this project, the stability analysis of an unmanned aircraft is presented, whose main mission is the monitoring of volcanic activity. This aircraft, called URCUNINA-UAV, aims to mitigate volcanic catastrophes, and lacks a stability study for its future manufacture and operation.

The URCUNINA-UAV dynamic stability study was carried out, which determined the behavior of the aircraft in disturbance situations generated by the conditions in which it will operate, specifically with regard to positioning, i.e. it was evaluated if the aircraft was able to eliminate and overcome the disturbances suffered in the course of his mission effectively.

Stability is the conclusion of a chain of requirements that allow the aircraft to recover from the disturbance, or flight condition that it wants to analyze. For this, one of the aspects to take into account, is the distribution of weights that will determine the appropriate location of the center of gravity of the aircraft. Another important aspect is the control of the aircraft, for this reason it is necessary to design the control surfaces of the same, because these modify the pressure distributions in the UAV, creating forces and moments that produce turning movements in the aircraft.

In this project, the study of dynamic stability was carried out through a series of models with linear equations. These models allowed the analysis that was made to the aircraft in the different stages of its mission, giving priority to the following flight conditions:

- Stability before and after takeoff.
- Stability in the maximum ceiling of operation. (Cruise).
- Behavior at different angles of attack.

As the model presented changes in the control and state variables, it was necessary to estimate the stability and control derivatives, since they are the mathematical representation of the changes of forces and aerodynamic moments. It should be noted that the estimation of the stability derivatives was made through simulations in the Tornado software.

# Contenido

<b>Agradecimientos</b>	<b>IV</b>
<b>Resumen</b>	<b>VI</b>
<b>Lista de símbolos</b>	<b>X</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Planteamiento del problema . . . . .	4
1.2. Objetivos . . . . .	5
1.2.1. Objetivo general . . . . .	5
1.2.2. Objetivos específicos . . . . .	5
<b>2. Estabilidad Y Control</b>	<b>6</b>
2.1. Fuerzas actuantes en el sistema . . . . .	6
2.1.1. Derivada $\alpha$ . . . . .	8
2.1.2. Derivada $\mu$ . . . . .	8
2.1.3. Derivada $\dot{\alpha}$ . . . . .	8
2.1.4. Derivada $\rho$ . . . . .	8
2.1.5. Derivada $r$ . . . . .	8
2.2. Estabilidad Estática . . . . .	9
2.2.1. Movimiento longitudinal o simétrico . . . . .	9
2.2.2. Movimiento lateral o asimétrico . . . . .	9
2.2.3. Estabilidad estática longitudinal . . . . .	9
2.2.4. Estabilidad estática latero-direccional . . . . .	10
2.3. Estabilidad Dinámica . . . . .	11
2.3.1. Estabilidad dinámica longitudinal . . . . .	11
2.3.2. Estabilidad dinámica latero-direccional . . . . .	11
<b>3. Metodología</b>	<b>15</b>
3.1. Dimensionamiento de superficies de control . . . . .	18
3.1.1. Superficies de control . . . . .	18
3.1.2. Diseño en TORNADO . . . . .	26

---

3.1.3. Matriz de espacio de estados . . . . .	38
<b>4. Resultados</b>	<b>41</b>
4.1. Nivel del mar . . . . .	41
4.1.1. Fugoide . . . . .	41
4.1.2. Corto periodo . . . . .	44
4.1.3. Latero-Direccionales . . . . .	45
4.2. Velocidad Stall . . . . .	48
4.2.1. Fugoide . . . . .	48
4.2.2. Corto periodo . . . . .	52
4.2.3. Latero-Direccionales . . . . .	53
4.3. Techo de operación . . . . .	57
4.3.1. Fugoide . . . . .	57
4.3.2. Corto periodo . . . . .	60
4.3.3. Latero-Direccionales . . . . .	61
4.4. Simulación de operación en volcán Galeras . . . . .	64
4.4.1. Fugoide . . . . .	64
4.4.2. Corto periodo . . . . .	67
4.4.3. Latero-Direccionales . . . . .	68
<b>5. Conclusiones</b>	<b>71</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>72</b>

# Lista de símbolos

## Símbolos con letras latinas

Símbolo	Término	Unidad
$A$	Elongación del ala	m
$a_t$	Inclinación de la curva de sustentación por ángulo de ataque del empenaje	$\frac{1}{rad}$
$b$	Envergadura del ala	m
$\bar{c}$	Cuerda media aerodinámica	m
$D$	Drag (arrastre)	
$e$	Factor de Oswald	
$h$	Posición adimensional del centro de gravedad	
$h_{fus}$	Altura media del fuselaje en la raíz del ala	m
$I_{xx}$	Momento de inercia en el eje x	
$I_{yy}$	Momento de inercia en el eje y	
$I_{zz}$	Momento de inercia en el eje z	
$I_{xz}$	Momento de inercia combinado en el eje x y z	
$K$	Derivada de sustentación real del ala/teoría	
$L$	Lift (sustentación)	
$l_f$	Distancia entre el CA del estabilizador al CG del aeronave	m
$l_t$	Distancia del CA al CG del aeronave	m
$m$	Masa del aeronave	Kg
$M$	Velocidad del aeronave en número Mach	
$S$	Superficie alar	m <sup>2</sup>
$S_{fus}$	Área del empenaje	m <sup>2</sup>
$U_0$	Velocidad del aeronave	$\frac{m}{s}$

$T_c$	Empuje del motor	$N$
$V$	Volumen interior del aeronave	$m^3$
$V_{fus}$	Volumen del fuselaje	$m^3$
$W$	Weight (peso)	$Kg$
$w_{fus}$	Largura media del fuselaje en la raiz del ala	$m$
$z_f$	Altura del empenaje	$m$
$C_D$	Coeficiente de arrastre	
$C_{D0}$	Coeficiente de arrastre con angulo de ataque nulo	
$C_{Di}$	Coeficiente de arrastre inducido	
$C_{L0}$	Coeficiente de sustentacion con angulo de ataque nulo	
$C_{L\alpha}$	Derivada de sustentacion con angulo de ataque	$1/rad$
$C_{l_B}$	Derivada al efecto del diedro	$1/rad$
$C_{l_r}$	Derivada de momento de giro debido a guiñada	$1/rad$
$C_{l_p}$	Derivada de amortiguamiento debido a giro de alabeo	$1/rad$
$C_{m\alpha}$	Derivada de momento con angulo de ataque	$1/rad$
$C_q$	Derivada de variacion de momento debido a alabeo	$1/rad$
$C_{n_B}$	Derivada por contribución del empenaje, ala y fuselaje	$1/rad$
$C_{n_p}$	Derivada debido al caudal	$1/rad$
$C_{n_r}$	Derivada de amortiguamiento de la guiñada	$1/rad$
$C_{y_r}$	Derivada debido a contribución del empenaje	$1/rad$
$C_{x\alpha}$	Derivada de variación de fuerza en el eje x con angulo de ataque	$1/rad$
$C_{x_u}$	Derivada de amortiguamiento de velocidad	$1/rad$
$C_{z\alpha}$	Derivada de variación de fuerza en el eje z con angulo de ataque	$1/rad$
$C_{z_q}$	Derivada de variación de fuerza en el eje z debido a perturbación de velocidad	$1/rad$
$C_{z_u}$	Derivada de variación de fuerza en el eje z con alabeo	$1/rad$

## Símbolos con letras griegas

Símbolo	Término	Unidad SI
$\alpha$	Angulo de ataque	$^{\circ}$
$\alpha_{min}$	Angulo de ataque mínimo	$^{\circ}$
$\alpha_{max}$	Angulo de ataque máximo	$^{\circ}$
$\rho$	Densidad	$\frac{kg}{m^3}$
$\omega_n$	Frecuencia natural	$\frac{rad}{s}$
$\zeta$	Coficiente de amortiguación	

## Abreviaturas

CA	Centro aerodinámico
CG	Centro de gravedad
SGC	Servicio geológico Colombiano
UAV	unmanned aerial vehicle
VLM	Vortex Lattice Method

# Capítulo 1

## Introducción

La estabilidad y el control en aeronaves es un problema que enfrenta la aviación desde sus inicios, exactamente desde diciembre de 1903, época en la cual los hermanos Wright realizaron su primer vuelo y muchos otros entusiastas de la época comenzaban a experimentar con sus prototipos. Algunos de estos modelos eran insatisfactorios por cuenta de problemas de dinámica y estabilidad. Con el transcurso del tiempo, muchas investigaciones y estudios llevaron al desarrollo y progreso en este campo. Trabajos realizados por Bryan (1911) y Lanchester (1908) suelen citarse como los primeros fundamentos seguros de esta rama, con descripciones matemáticas, algunas dinámicas y otras características de los aviones. En su trabajo Bryan desenvuelve la ecuación general de movimiento en un cuerpo rígido con seis grados de libertad, ecuación que posteriormente describirían los movimientos de los aviones. A pesar de los pocos cambios que han tenido, dichas ecuaciones actualmente siguen siendo utilizadas, enfocadas a computadoras como fuente de análisis.[5]

En este caso, se estudió la estabilidad dinámica del URCUNINA-UAV, tomando en cuenta los trabajos realizados por los autores mencionados anteriormente, con el objetivo de continuar con el desarrollo de esta aeronave y verificar si era estable en las condiciones de vuelo en las que va a operar.

Es necesario un acompañamiento continuo a los diferentes volcanes presentes en nuestro país, por medio de constantes monitoreos aplicando el método de sobrevuelo en la zona crítica. Este sobrevuelo debe tener la capacidad de tomar vídeos en tiempo real y muestras que emana el volcán, permitiendo así tener un estudio preliminar de la fase de actividad en la cual se encuentre el mismo. Estas vigilancias geoquímicas parten de considerar que las emisiones gaseosas se encuentran en equilibrio cuando el volcán se encuentra en reposo. Cuando el sistema evoluciona, se produce un desequilibrio en la composición de las emisiones y este es el indicador de la actividad.[1]

Los entes reguladores encargados del monitoreo de los volcanes presentes en Colombia, son la Agencia Nacional de Minería y el Servicio Geológico Colombiano por sus siglas (SGC), los cuales tienen como objetivos principales realizar una investigación científica básica para generar conocimiento integral del territorio nacional, el libre acceso a la información pertinente de interés. Esto es realizado a través de un constante monitoreo de las amenazas geológicas, aplicando diferentes métodos pertinentes para la adquisición de datos.[18]

La vigilancia de la actividad volcánica en Colombia se encuentra limitada, ya que las condiciones presentes (altura, visibilidad, accesibilidad) en las zonas expuestas a continuación, son de difícil acceso. Actualmente, gracias al apoyo de la Fuerza Aérea Colombiana, se han llevado a cabo sobre vuelos de reconocimiento, para tomar vídeos, muestras para estudios geográficos, cambios morfológicos, creación de cráteres y demás fines planteados para la misión. Teniendo en cuenta las condiciones a las cuales está expuesta la aeronave en el sobrevuelo y las fallas pertinentes que puede tener por causa los gases, se pretende implementar el URCUNINA-UAV, de esta forma se tendría mejor disponibilidad de material y no se pondría en peligro la tripulación ni cuerpo de apoyo al servicio de los laboratorios de estudios volcánicos.[7]

El territorio colombiano está ubicado dentro del cinturón de fuego del pacífico, zona a la que se le atribuye su nombre por la alta actividad sísmica y volcánica ya que se encuentra localizada en un punto donde interactúan tres grandes placas tectónicas, provocando que a lo largo de la cordillera central del espacio geográfico Colombiano se concentre un número considerable de volcanes activos; siendo el principal motivo para continuar con el desarrollo del proyecto URCUNINA-UAV.[15]

Actualmente en Colombia se encuentran una serie de volcanes activos, los volcanes que actualmente presentan una amenaza mayor para nuestro país son:

- Volcán Galeras: Ubicado en el departamento de Nariño, aproximadamente a 9 Km en dirección occidente de la ciudad de Pasto. Se encuentra a una altura de 4276m; su última erupción registrada fue en el 2010.[18]
- Volcán Nevado del Ruiz: Ubicado en los límites de los departamentos de Caldas y Tolima, aproximadamente a 28 Km en dirección este de la ciudad de Manizales. Se encuentra a una altura de 5321m; su última erupción registrada fue en 1991.[18]
- Volcán Nevado del Huila: Ubicado en los límites de los departamentos de Cauca, Huila y Tolima, aproximadamente a 60 Km de la ciudad de Neiva. Se encuentra a una altura de 5364m, su última erupción registrada fue en el 2008.[18]

En este orden de ideas, para suplir dicha necesidad es necesario implementar el URCUNINA-UAV y así cumplir las misiones que se requieran, tanto para estudio de volcanes como también para prevención de desastres en zonas críticas, de esta forma se evitan los posibles accidentes que puedan ocurrir en el momento del monitoreamiento con una tripulación. Para llevar a cabo su implementación en el mercado, es necesario realizar ciertos tipos de cálculos y modelamientos, los cuales permiten observar la viabilidad del proyecto de manera teórica, permitiendo así observar su estabilidad y controlabilidad en el momento de realizar cierto tipos de misiones en las zonas críticas.

Según lo planteado anteriormente, se realizó estudios de diseño de superficie de control para su posterior análisis de estabilidad del URCUNINA-UAV, teniendo en cuenta el diseño base, y de esta forma se generó hipótesis sobre su desempeño por medio de los resultados obtenidos en los softwares usados y la implementación de ecuaciones de espacio de estados en excel.[3][2]

Como resultado, la propuesta de trabajo se centró en el estudio de la dinámica de vuelo, esto con el fin de identificar la respuesta de la aeronave en medios con ciertos comportamientos específicos . En este proceso se verificó la conducta de la aeronave al momento de ser expuesta a perturbaciones, se identificó si la aeronave retornaba después de cierto tiempo a las condiciones de vuelo estacionario y si era una aeronave dinámicamente estable. Posteriormente, un análisis preliminar, el vortex-lattice method, determino la viabilidad del proyecto, y de esta manera no solamente expuso los problemas potenciales, si no también posibles soluciones y mejoras para su optimo desempeño.

---

## 1.1. Planteamiento del problema

Teniendo en cuenta que el servicio geológico colombiano no cuenta con un dispositivo aéreo a su disposición que proporcione un monitoreo constante de las zonas en las cuales se presenta actividad volcánica, la implementación en el mercado nacional del URCUNINA-UAV que plantea el artículo, es de vital importancia para mitigar las posibles consecuencias de una actividad volcánica imprevista, gracias a los diferentes dispositivos implementados que permiten la toma de datos e imágenes en tiempo real.

En este sentido, se pretende cooperar con el monitoreo teniendo como objetivo la creación de planes y estrategias de contingencia anticipados para dichos eventos. Por tanto, para dar continuidad al proyecto del URCUNINA-UAV, fue necesario realizar un estudio de estabilidad y control para esta aeronave, el cual requirió previamente un dimensionamiento de superficies de control (aleros y ruddervators). De este modo, el objetivo final fue verificar si la aeronave es estable dinámicamente.

## 1.2. Objetivos

### 1.2.1. Objetivo general

- Diseñar las superficies de control y realizar un análisis de estabilidad dinámica para el URCUNINA-UAV.

### 1.2.2. Objetivos específicos

- Dimensionar las superficies de control para el URCUNINA-UAV utilizando métodos semi-empíricos.
- Determinar las derivadas de estabilidad empleando el software TORNADO.
- Desarrollar un algoritmo implementando las ecuaciones de estabilidad dinámica.
- Verificar si la aeronave es estable en diferentes condiciones de vuelo, tales como: altitud, ángulos de ataque y velocidad.

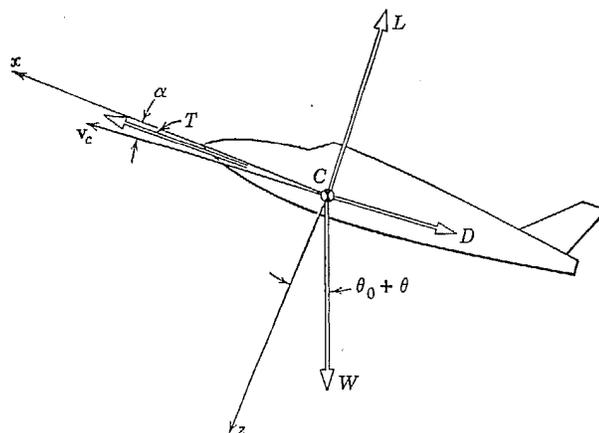
# Capítulo 2

## Estabilidad Y Control

Se estudió la estabilidad dinámica del URCUNINA-UAV, tomando en cuenta los trabajos realizados por los autores mencionados anteriormente, con el objetivo de continuar con el desarrollo de esta aeronave y verificar si es estable en las condiciones de vuelo en las que va a operar.[3]

### 2.1. Fuerzas actuantes en el sistema

Para hablar de derivadas de estabilidad es necesario entender cuáles son las principales fuerzas que actúan sobre una aeronave, estas son: Lift (capacidad de sustentación de la aeronave), Drag (resistencia al avance), Thrust (fuerza que mueve a la aeronave a través del aire) y Weight (peso de la aeronave), observar Figura 2-1.[14]



**Figura 2-1:** Principales fuerzas actuantes sobre una aeronave.[6]

Estas fuerzas, las podemos expresar por medio de las derivadas de estabilidad; en este sentido, se pueden obtener distintos tipos de derivadas, las cuales indican una condición específica

de como las fuerzas actúan sobre la aeronave dependiendo la posición de la misma y de las características en determinado momento del vuelo.[6]

En la dinámica de vuelo, el interés se limita a ciertas características específicas de las aeronaves. Por lo tanto, es necesario tener un conocimiento de ciertas áreas de estudio como son: mecánica de sólidos, mecánica de fluidos y matemáticas aplicadas; sin estas áreas de conocimiento, no sería posible la solución de las condiciones presentes tanto en la dinámica como en el control y estabilidad de las aeronaves.[6]

En este contexto existen tres grupos de ecuaciones generales para una aeronave, cuando ésta se encuentra a través de una condición de vuelo de flujo no estacionario, las cuales son:

- Ecuaciones de fuerza: relacionan el movimiento del centro de gravedad con las fuerzas externas que actúan sobre el mismo.[6]
- Ecuaciones de momento: relacionan la rotación del centro de gravedad con respecto a los momentos externos que actúan sobre la aeronave.[6]
- Ecuaciones elásticas: relacionan la deformación de la estructura con respecto las cargas sometidas a la aeronave.[6]

El primer conjunto de ecuaciones se aplica en el desempeño de la aeronave, que permiten encontrar la velocidad máxima, techo de operación, alcance, entre otros.[6]

El problema de estabilidad y control es que envuelve pequeños movimientos en periodos cortos de tiempo empleando los tres tipos de ecuaciones, aunque las ecuaciones de momento son la más utilizadas en este proceso.[6]

Por último, en el problema de aeroelasticidad dominan las ecuaciones elásticas, sin embargo estas abarcan los dos primeros conjuntos de ecuaciones, por las diferentes vibraciones y los casos específicos que se estudian en esta área (flutter).[6]

En este orden de ideas y como el interés del estudio es la estabilidad dinámica y un eficiente control del URCUNINA-UAV, se debe tener en cuenta las siguientes definiciones, las cuales serán importantes a lo largo del desarrollo del proyecto.[6]

### 2.1.1. Derivada $\alpha$

Describe el cambio de las fuerzas y momentos cuando el ángulo de ataque incrementa.[6]

### 2.1.2. Derivada $\mu$

Describe el efecto que hay sobre las fuerzas y momentos al haber un aumento de velocidad de avance, teniendo en cuenta que el ángulo de ataque, el ángulo del elevador y la posición del acelerador se mantienen fijos.[6]

### 2.1.3. Derivada $\dot{\alpha}$

Esta derivada está presente en el sistema debido a que la distribución de la presión en el ala y empenajes no se ajusta instantáneamente cuando el ángulo de ataque cambia repentinamente.[6]

### 2.1.4. Derivada $\rho$

Cuando la aeronave gira (roll) con velocidad angular  $p$  sobre su eje  $x$  (dirección de vuelo), tiene un movimiento de forma de un tornillo, los efectos resultantes debido al flujo generado por la punta de ala al realizar este tipo de movimiento afecta directamente las superficies del ala y empenajes. Para un pequeño  $p$ , los cambios en el ángulo de ataque provocan alteraciones en la distribución de la carga aerodinámica sobre las superficies, por lo tanto, introduce perturbaciones en las fuerzas y momentos presentes en el sistema.[6]

### 2.1.5. Derivada $r$

Representa la distribución de carga aerodinámica en el ala y empenajes debido a una guiñada.[6]

## 2.2. Estabilidad Estática

Para iniciar el cálculo de estabilidad estática longitudinal, se utilizó el desarrollo matemático propuesto por Etkin y algunas aproximaciones propuestas por Raymer.[6][16]

Un punto importante en el desarrollo de la misión de una aeronave es la estabilidad que tenga durante el tiempo de avance. En este sentido, no se considera el movimiento de la aeronave, solo se toma en cuenta sus estados de equilibrio. Los movimientos presentados por una aeronave en el desarrollo de una misión se pueden separar en dos partes.[5]

### 2.2.1. Movimiento longitudinal o simétrico

En este movimiento las alas permanecen niveladas y el centro de gravedad se mueve en un plano vertical.[12]

### 2.2.2. Movimiento lateral o asimétrico

Se presentan las diferentes reacciones a las cuales está expuesta la aeronave en el momento en que se accionan los alerones, estabilizador vertical, estabilizador horizontal, entre otros, mientras la aeronave se encuentra en una condición de ángulo de ataque y velocidad en el eje X de manera constante (Figura 2-1), por ejemplo:[12]

- Alabeo (rolling), sucede sobre el eje longitudinal.
- Guiñada (yawing), sucede sobre el eje vertical.
- Cabeceo (Pitch), sucede sobre el eje lateral.

Según lo anterior se puede plantear que la estabilidad estática estudia las tendencias en el movimiento de la aeronave con relación a la condición de equilibrio. Se considera estabilidad estática cuando la aeronave está sometida a una distorsión y tiene la capacidad de volver al estado inicial de equilibrio.[5]

### 2.2.3. Estabilidad estática longitudinal

Estudia el equilibrio de momentos en el plano de simetría (longitudinal) con relación a la altitud de vuelo. Esta estabilidad estática puede ser medida por la distancia entre el centro de gravedad y el punto neutro de la aeronave (Margen estática).[6]

Garantizar la estabilidad estática de una aeronave, es garantizar que la aeronave responda de manera eficiente a cualquier perturbación. Una forma de identificar si la aeronave es estable estáticamente es a través de la derivada de coeficiente de momento. Este principio dice que

la aeronave es estable si la derivada del coeficiente de momento por ángulo de ataque es negativa, o sea:[6]

$$(dC_m/d\alpha) < 0 \quad (2-1)$$

Las diferentes derivadas pertinentes a la estabilidad y control del aeronave fueron obtenidas de manera tridimensional a través de simulaciones computacionales en el software TORNADO MATLAB. Obteniendo los siguientes resultados para una condición de vuelo a nivel de mar, observar Figura 2-2.

TORNADO CALCULATION RESULTS, Derivatives					
JID:	e423ndm10				
Reference area:	0.70208	$\alpha$ [deg]:	1	P [rad/s]:	0
Reference chord:	0.27067	$\beta$ [deg]:	0	Q[rad/s]:	0
Reference span:	2.69	Airspeed:	20	R[rad/s]:	0
CL derivatives :		CD derivatives :		CY derivatives :	
$CL_\alpha$	5.3383	$CD_\alpha$	0.016846	$CY_\alpha$	-7.5963e-15
$CL_\beta$	2.866e-06	$CD_\beta$	8.6179e-06	$CY_\beta$	-0.21672
$CL_P$	-1.393e-09	$CD_P$	1.9866e-06	$CY_P$	-0.024788
$CL_Q$	10.8702	$CD_Q$	0.030218	$CY_Q$	6.6796e-12
$CL_R$	2.7734e-08	$CD_R$	2.4573e-07	$CY_R$	-0.14134
Roll derivatives :		Pitch derivatives :		Yaw derivatives :	
$Cl_\alpha$	9.8427e-14	$Cm_\alpha$	-2.3251	$Cn_\alpha$	-7.2309e-16
$Cl_\beta$	0.0029702	$Cm_\beta$	8.7986e-07	$Cn_\beta$	-0.062963
$Cl_P$	-0.55238	$Cm_P$	-2.0513e-08	$Cn_P$	-0.014792
$Cl_Q$	-3.304e-12	$Cm_Q$	-10.0315	$Cn_Q$	-1.1056e-12
$Cl_R$	-0.0041786	$Cm_R$	7.4486e-08	$Cn_R$	-0.04137

**Figura 2-2:** Derivadas de estabilidad del aeronave. FUENTE[AUTOR]

#### 2.2.4. Estabilidad estática latero-direccional

La estabilidad estática latero-direccional envuelve alabeo (roll), guiñada (yaw) y derrapaje (sideslip). Esta estabilidad tiene una característica polinomial la cual es representada por tres raíces reales y un par de raíces complejas. Las raíces y los polos presentes en este tipo de estabilidad proporcionan una completa descripción sobre el comportamiento estático lateral-direccional de una aeronave. La raíz de grado cero indica una estabilidad neutral en guiñada

(yaw), la raíz de primer orden describe el modo o movimiento de espiral (spiral mode), la raíz de segundo orden describe el movimiento o modo de alabeo (roll) y por último el par raíces complejas describen el movimiento o modo dutch roll. Por medio de estas raíces y según su grado, podemos conformar y solucionar posteriormente las matrices de espacio-estados de cada movimiento descrito anteriormente.[5]

## 2.3. Estabilidad Dinámica

### 2.3.1. Estabilidad dinámica longitudinal

Ya comprobando que el aeronave es estáticamente estable, es necesario verificar como la aeronave responde a las perturbaciones. La aeronave es dinámicamente estable cuando, después de una perturbación, ella retoma después de cierto tiempo la condición de vuelo estacionario. Dependiendo la dirección y el tipo de perturbación, la aeronave puede responder con cinco movimientos característicos, dos de ellos longitudinales y tres latero-direccionales.

#### Fugoide y corto periodo

La estabilidad dinámica longitudinal de cada uno de los anteriores movimientos, es determinada por el coeficiente de amortiguación y la frecuencia natural no amortiguada del sistema. Cuando el sistema presenta una frecuencia baja, a este movimiento se denomina fugoide; de manera contraria, cuando presenta una alta frecuencia se conoce como corto periodo. Para que la aeronave sea completamente estable longitudinalmente, es necesario que los coeficientes de amortiguación de estos dos movimientos sean positivos. En el fugoide la frecuencia natural no amortiguada está en función de la velocidad de vuelo, el coeficiente de amortiguación es proporcional a los coeficientes de Drag y Lift que ocurre típicamente a un ángulo de ataque constante. La condición de corto periodo ocurre de manera rápida y avanza a la velocidad constante de la aeronave.[5]

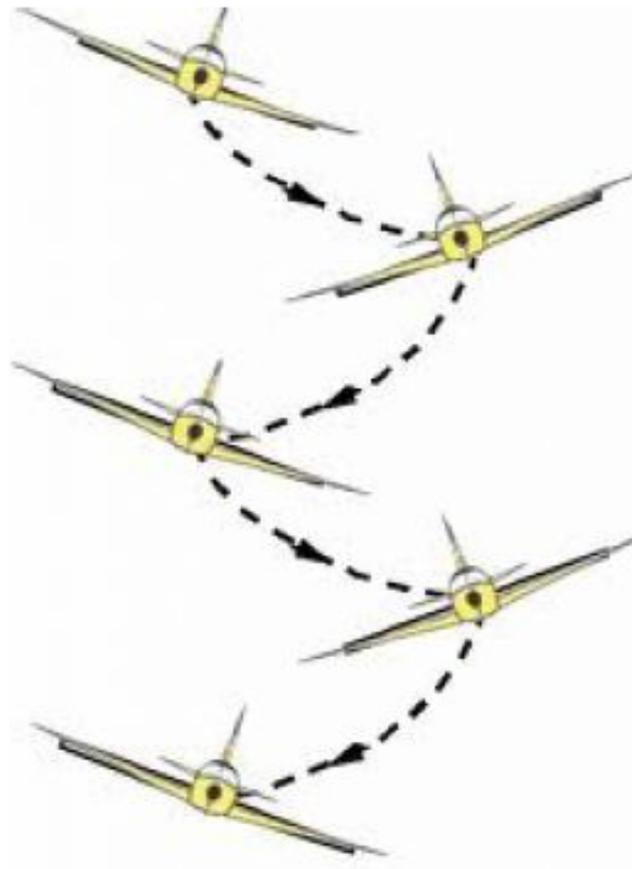
### 2.3.2. Estabilidad dinámica latero-direccional

#### Movimiento roll

El movimiento roll o modo roll, es una característica no oscilatoria lateral, la cual es sustancialmente desacoplada del movimiento espiral (spiral), como también del movimiento "dutch roll". Como este tipo de movimiento es no oscilatorio se describe por medio de una raíz real de carácter polinomial y manifiesta un retraso de manera exponencial en el movimiento de rolling", por esta razón, se busca una energía inercial, para alcanzar una tasa de giro (rolling) constante y rápido de la aeronave.[5]

### Dutch-roll

Este modo o movimiento, es una oscilación amortiguada en guiñada (yaw), sobre el eje lateral, que se combina como el alabeo (roll) y en menor medida con el derrapaje (sideslip). Este movimiento es descrito como una interacción compleja entre los tres grados de libertad direccionales laterales y es representado por un par de raíces complejas en un polinomio característico. Fundamentalmente, este modo es el equivalente del movimiento longitudinal latero-direccional anteriormente descrito como corto periodo. En pocas palabras es una oscilación compuesta por una guiñada y un derrapaje, observar Figura 2-3.[5]



**Figura 2-3:** Esquema ilustrativo de Dutch Roll.[12]

### Spiraling

El modo espiral (spiral mode) es un movimiento no oscilatorio, es expresado por medio de una raíz real de carácter polinomial. Cuando este tipo de movimiento es excitado o perturbado, su comportamiento dinámico es usualmente lento y desarrolla e involucra una combinación de los diferentes tipos de movimientos presentes en los ejes de la aeronave como: alabeo

(roll), guiñada (yaw) y derrapaje (sideslip), las características del modo dependen en gran medida de la estabilidad estática lateral y de la estabilidad estática direccional del avión.[5] El desarrollo de las perturbaciones consideradas en el sistema, sigue la metodología propuesta por Etkin (1995).[6]

A continuación se establecerán las ecuaciones características para el desarrollo de estabilidad dinámica de la aeronave.

### 1. Fugoide

Según Etkin (1995), el movimiento de fugoide puede ser caracterizado por la frecuencia natural ( $\omega_n$ ) y el coeficiente de amortiguación ( $\zeta$ ) dados en las ecuaciones (2-2 y 2-3), respectivamente:

$$\omega_n = t^* \left[ \frac{C_{L0}(2C_{L0} - C_{zu})}{2\mu(2\mu + C_{zq})} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2-2)$$

$$\zeta = \frac{C_{xu}(2\mu + C_{zq})}{2[C_{L0}(2C_{L0} - C_{zu})2\mu(2\mu + C_{zq})]^{\frac{1}{2}}} t^* \quad (2-3)$$

Entonces, según el autor, estas expresiones pueden ser simplificadas porque ( $C_{zu}$ ) y ( $C_{zq}$ ) no son significativos, por lo tanto, son utilizadas las siguientes ecuaciones (2-4 y 2-5):

$$\omega_n = \frac{C_{L0}}{\sqrt{2\mu}} t^* \quad (2-4)$$

$$\zeta = \frac{C_{xu}}{2\sqrt{2C_{L0}}} t^* \quad (2-5)$$

### 2. Corto periodo

Según Etkin (1995), el movimiento de corto periodo puede ser caracterizado por la frecuencia natural ( $\omega_n$ ) y el coeficiente de amortiguamiento ( $\zeta$ ) dados en las ecuaciones (2-6 y 2-7), respectivamente.

$$\omega_n^2 = \frac{(C_{z\alpha}C_{mq}) - (C_{zq}C_{m\alpha}) - (2\mu C_{m\alpha})}{i_B(2\mu - C_{z\dot{\alpha}})} \quad (2-6)$$

$$\zeta = -\frac{(2\mu - C_{z\dot{\alpha}})C_{mq} + i_B C_{z\alpha} + C_{m\dot{\alpha}}(2\mu + C_{zq})}{2[i_B(2\mu - C_{z\dot{\alpha}})((C_{z\alpha}C_{mq}) - (C_{zq}C_{m\alpha}) - (2\mu C_{m\alpha}))]^{\frac{1}{2}}} \quad (2-7)$$

Como,  $(C_{z\dot{\alpha}})$  y  $(C_{zq})$  son frecuentemente pequeños y pueden ser desconsiderados, llevando las ecuaciones simplificadas (2-8 y 2-9).

$$\omega_n^2 = \frac{C_{z\alpha}C_{mq} - 2\mu C_{m\alpha}}{2\mu i_B} \quad (2-8)$$

$$\zeta = -\frac{2\mu C_{mq} + i_B C_{z\alpha} + 2\mu C_{m\dot{\alpha}}}{2[2\mu i_B(C_{z\alpha}C_{mq} - 2\mu C_{m\alpha})]^{\frac{1}{2}}} \quad (2-9)$$

### 3. Latero-direccionales

Para obtener los autovalores y, consecuentemente, las características de los movimientos latero-direccionales, Etkin (1995) propone la solución de las siguientes ecuaciones (2-10 a 2-15).

$$A\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0 \quad (2-10)$$

Donde:

$$A = 2\mu(i_A i_C - i_B^2) \quad (2-11)$$

$$B = C_{y\beta}(i_E^2 - i_A i_C) - 2\mu[i_C C_{l_p} + i_A C_{n_r} + i_E(C_{l_r} + C_{n_p})] \quad (2-12)$$

$$C = 2\mu(C_{n_r}C_{l_p} - C_{n_p}C_{l_r} + i_A C_{n_\beta} + i_E C_{l_\beta}) + i_A(C_{y_\beta}C_{n_r} - C_{n_\beta}C_{y_r}) + i_C(C_{y_\beta}C_{l_p} - C_{l_\beta}C_{y_p}) + i_E(C_{y_\beta}C_{n_p} - C_{n_\beta}C_{y_p} + C_{l_r}C_{y_\beta} - C_{y_r}C_{l_\beta}) \quad (2-13)$$

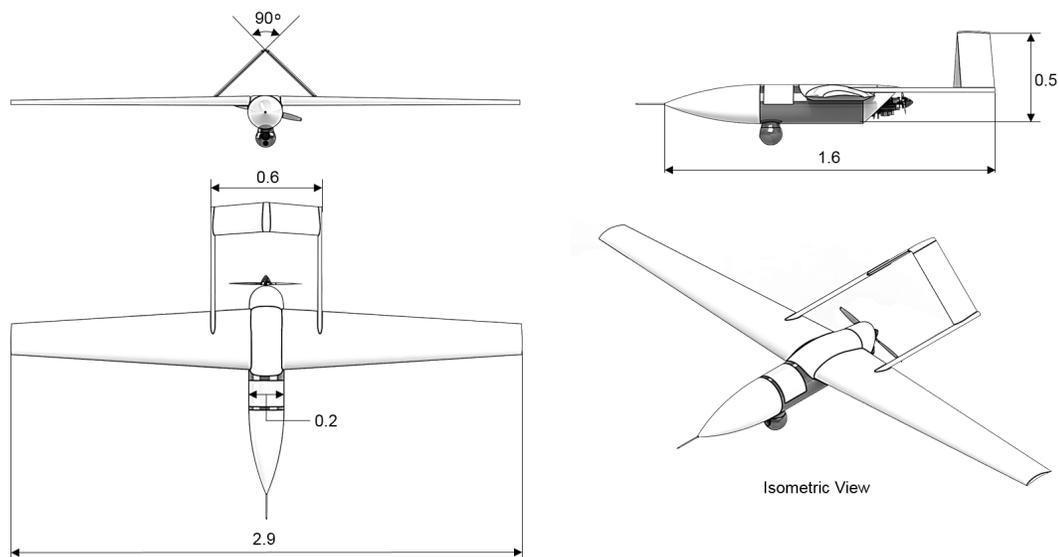
$$D = C_{y_\beta}(C_{l_r}C_{n_p} - C_{n_r}C_{l_p}) + C_{y_p}(C_{l_\beta}C_{n_r} - C_{n_\beta}C_{l_r}) + (2\mu - C_{y_r})(C_{l_\beta}C_{n_p} - C_{n_\beta}C_{l_p}) - C_{L_0}(i_C C_{l_\beta} + i_E C_{n_\beta}) \quad (2-14)$$

$$E = C_{L_0}(C_{l_\beta}C_{n_r} - C_{n_\beta}C_{l_r}) \quad (2-15)$$

# Capítulo 3

## Metodologia

Uno de los procedimientos que aseguró la recopilación asertiva de información fue un diseño preliminar, el cual resaltó las características necesarias de la aeronave para el desempeño correcto de su misión. El diseño preliminar fue basado en diferentes prototipos reales, de tal forma que sus características crearan rangos y límites, que sirvieron de guía para identificar y analizar detalladamente si la aeronave cumpliría el objetivo final. En este caso, la aeronave base es el URCUNINA-UAV, como se observa en la Figura 3-1.[3]



**Figura 3-1:** Tres vistas del URCUNINA-UAV, (cotas en metros).[3]

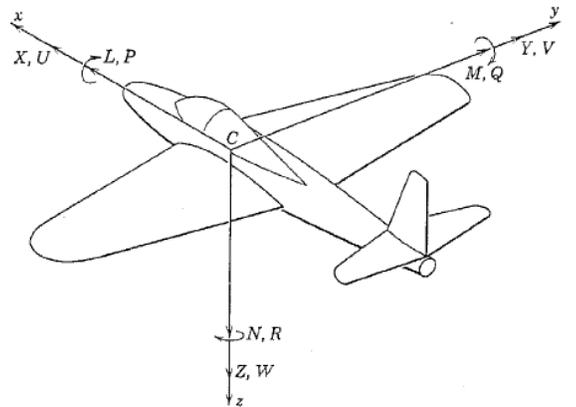
Identificando las características aerodinámicas y de dimensionamiento del prototipo base, se procedió al desarrollo y análisis de las ecuaciones estáticas y dinámicas, y así, teniendo en cuenta las condiciones a las que esté sometida la aeronave, se pueda demostrar su condición

de estabilidad.

El desarrollo de las ecuaciones de estabilidad se realizó a través de matrices de espacio de estado, las cuales permitieron un análisis y control de diversas variables simultáneamente. Estas matrices están conformadas por un conjunto de variables de estado que determinan el comportamiento dinámico del sistema, entradas que estimulan el sistema y finalmente salidas, las cuales serán el resultado de este estímulo o perturbación, formando de tal manera, la descripción de ecuaciones del sistema en términos de  $n$  ecuaciones diferenciales de primer orden, que pueden convertirse a su vez en una matriz vectorial de primer orden, simplificando la representación matemática propia del sistema.[13][17]

Para realizar un análisis correcto de estas matrices de espacio de estados, es necesario saber que cada variable y componente de estas, deben ser deducidas y analizadas por medio de las derivadas de estabilidad las cuales conforman estas matrices. Para esto, fue necesario tener un marco referencial el cual mostro las principales fuerzas y componentes a tratar en el sistema, como se observa en la Figura 3-2.

Las derivadas de estabilidad, representan el cambio en las fuerzas y momentos aerodinámicos ante cambios de las variables de estado y de control respectivamente. Esta estimación se realizó mediante el programa Tornado, codificado en Matlab, que computa las derivadas de estabilidad con un método de mallado de las superficies aerodinámicas.



$L$  = Momento de alabeo       $P$  = Velocidad de alabeo  
 $M$  = Momento de cabeceo       $Q$  = Velocidad de cabeceo  
 $N$  = Momento de guiñada       $R$  = Velocidad de guiñada  
 $[X, Y, Z]$  = Componentes de las fuerzas aerodinámicas resultantes  
 $[U, V, W]$  = Componente de velocidad de C.

**Figura 3-2:** Notación del sistema. [6]



### 3.1. Dimensionamiento de superficies de control

Este capítulo presenta el dimensionamiento de las superficies de control, además de los parámetros relacionados con las mismas. Esta sección está dividida en el dimensionamiento del alerón y el dimensionamiento del ruddervator, como se observa en la Figura 3-4.

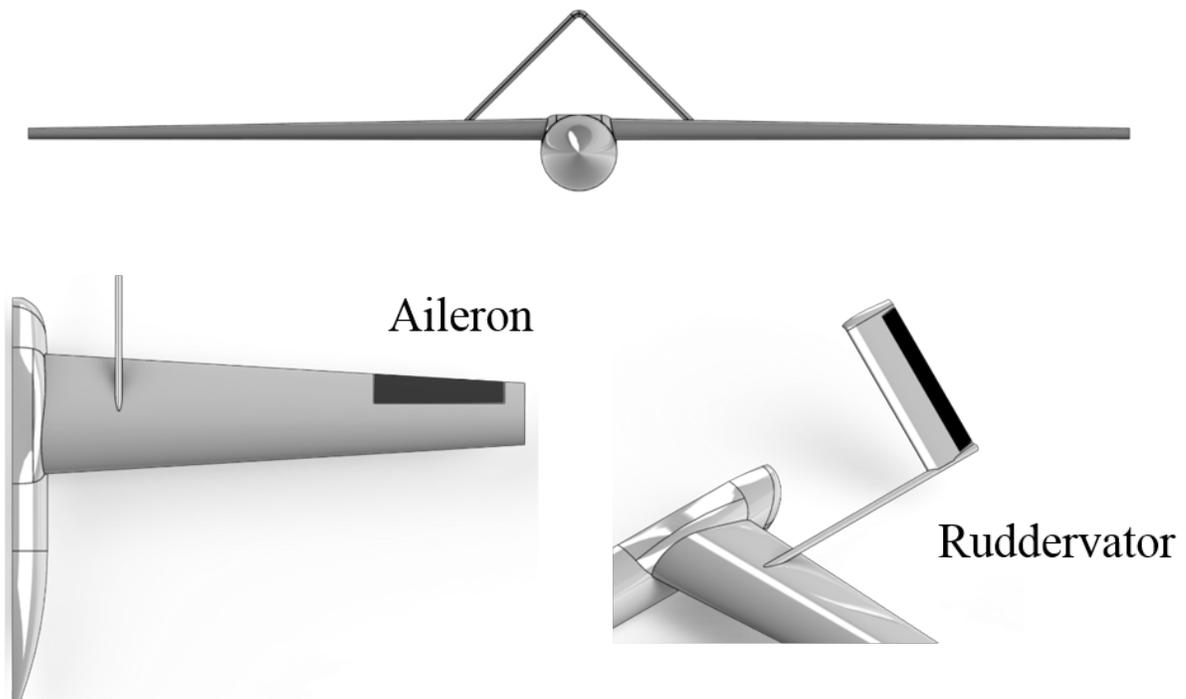
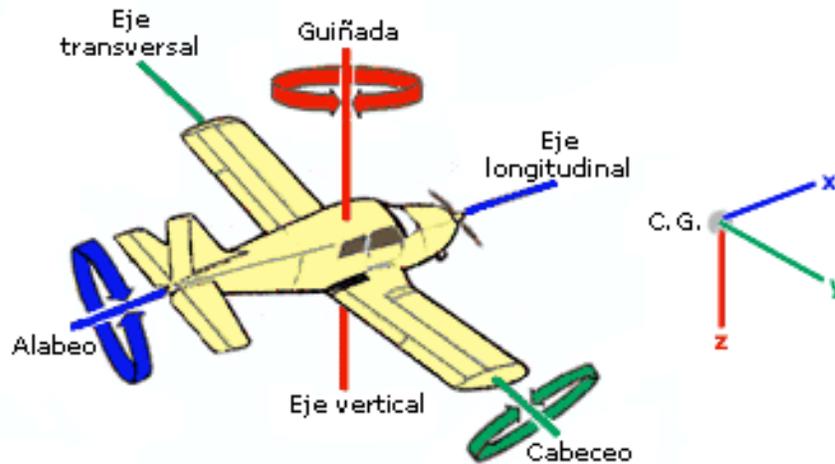


Figura 3-4: Ruddervator y aleron del URCUNINA-UAV.[3]

#### 3.1.1. Superficies de control

Las superficies de control son importantes en una aeronave ya que, como su nombre lo indica, es necesario tener un dominio de la misma, es decir, tener la capacidad de aumentar la sustentación para realizar una misión específica o por el contrario disminuirla. El objetivo principal de las superficies de control es modificar la aerodinámica de la aeronave generando un desequilibrio de fuerzas, lo que permite que gire o se mueva sobre un eje, observar Figura 3-5.[5][6][9]



**Figura 3-5:** Principales movimientos de una aeronave según su eje.[12]

### Alerón

El pre-dimensionamiento del alerón fue basado en las directrices de Sadraey.

La función principal del alerón es el control lateral del aeronave, sin embargo, esto también afecta el control direccional de la misma. Por esta razón, el alerón y el rudder son usualmente diseñados. El control lateral se rige principalmente a través de una tasa de giro roll" (P).[17]

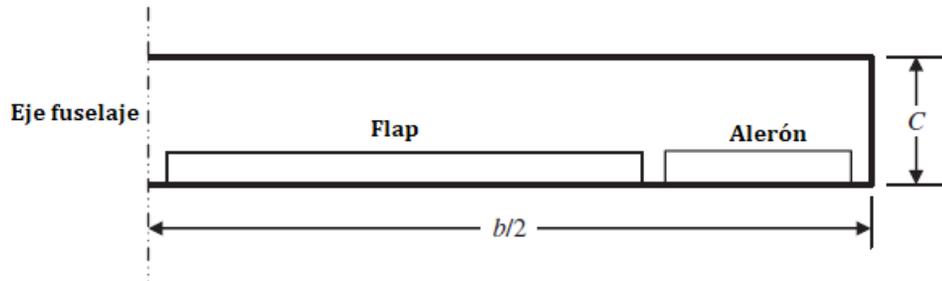
La efectividad del alerón es una medida de que tan bien esté se deflecte y genere el momento de giro deseado. El momento de giro generado está en función del tamaño, deflexión y distancia del alerón desde el eje del fuselaje. A diferencia del elevador y del rudder que son superficies de control de desplazamiento, el alerón se encarga también de cierto modo del control de velocidad del aeronave.[17]

A partir de lo anteriormente nombrado, fue necesario el diseño de los alerones, los cuales controlan la aeronave generando un movimiento longitudinal (roll). Básicamente, los alerones crean una caída de presión, provocando una asimetría en la distribución de sustentación en ambas alas de la aeronave. Esto induce a que una ascienda (gane sustentación) y la otra descienda (pierda sustentación), consiguiendo de tal manera el control lateral de la aeronave.[17]

Generalmente alrededor del 30% del ala exterior se destina para los alerones, esto depende del diseño y la misión destinada para la aeronave, observar Figura 3-6.[17]

Según Sadraey, para el diseño de los alerones se deben tener en cuenta cuatro parámetros principales en este proceso, Sandrey realiza una investigación estática y propone que se

utiliza una razón entre el área del alerón y el área del ala ( $S_a/S_w$ ) de 0,05 a 0,1. También propone la razón entre la envergadura del alerón y el ala ( $b_a/b_w$ ) este entre 0,2 a 0,3. Propone también la razón entre la cuerda del alerón y del ala ( $C_a/C_w$ ) esta entre 0,15 a 0,25 y el autor propone por último que el inicio del alerón este a una distancia de la raíz entre el 60 % al 80 % de la semi-envergadura y que su deflexión este entre  $20^\circ$  negativos ( $\delta_{\min}$ ) y  $20^\circ$  positivos ( $\delta_{\max}$ ). Estos requisitos de diseños primarios se originan en la capacidad del balanceo de la aeronave.[17]



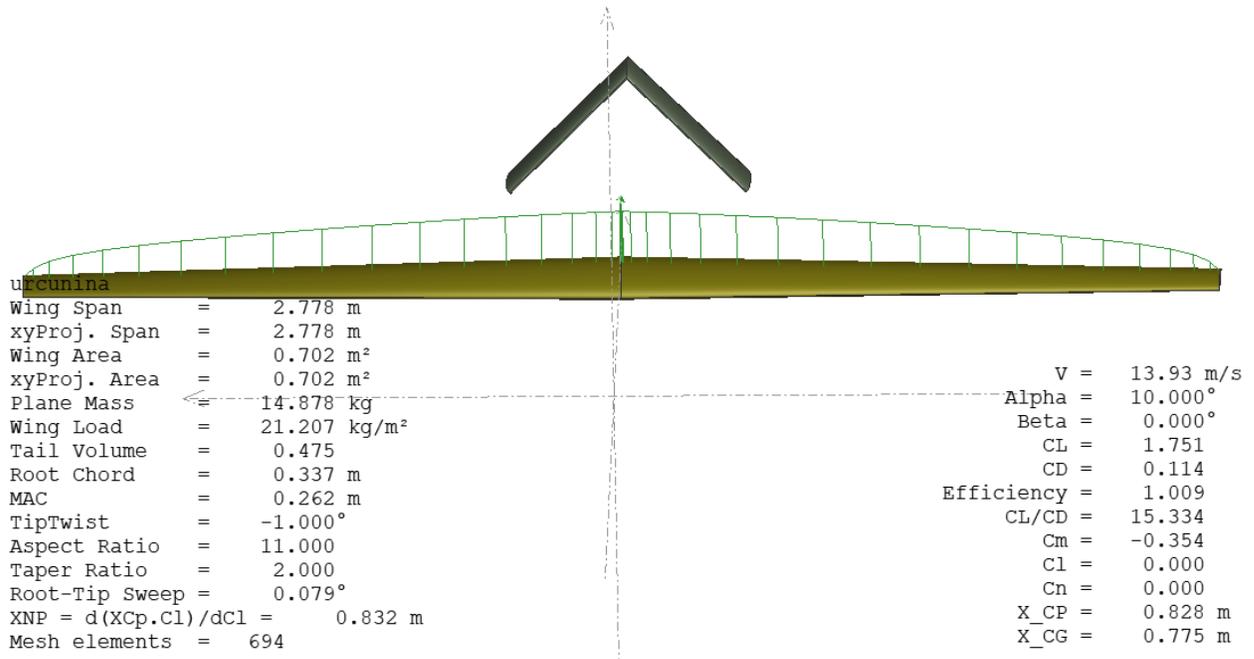
**Figura 3-6:** Posición del alerón en el ala.[17]

Siguiendo lo anteriormente nombrado, para una primera iteración, los siguientes valores fueron asumidos, observar Tabla 3-1.

$(S_a/S_w)$	0,075
$(b_a/b_w)$	0,25
$(C_a/C_w)$	0,3
$(\delta_{\min})$	$-15^\circ$
$(\delta_{\max})$	$15^\circ$
Inicio (simetria) [m]	1,015

**Tabla 3-1:** Pre-dimensionamiento del alerón.

Inicialmente, se verifico que al accionar los alerones en su ángulo máximo no produzca una perdida significativa de sustentación. Así, una simulación fue realizada en el software XFLR 5, dio como resultado una distribución eficiente a lo largo del ala, como se observa en la Figura 3-7.



**Figura 3-7:** Lift a lo largo del ala. FUENTE[AUTOR]

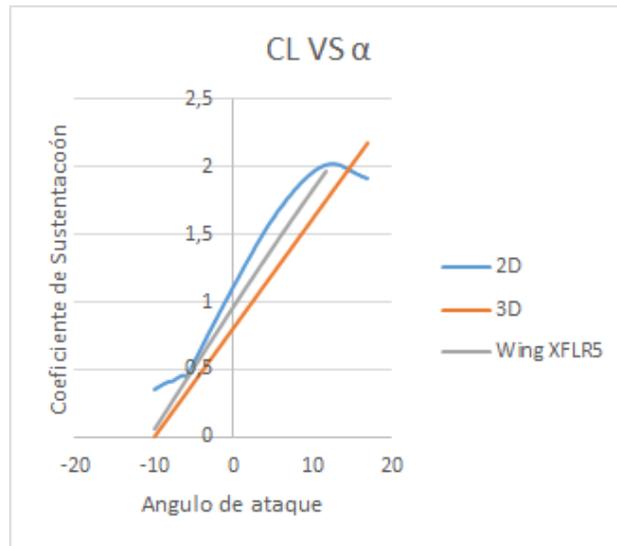
Posteriormente a las estimaciones anteriores, el alerón presento las siguientes características finales, observar Tabla 3-2:

Área [m <sup>2</sup> ]	0,054
Envergadura (cada) [m]	0,3625
Cuerda [m]	0,25
Deflexión Máxima	-15°
Deflexión Mínima	15°
Inicio (eje de simetria) [m]	1,015
Fin (eje de simetria) [m]	1,3775

**Tabla 3-2:** Datos finales del alerón.

Ya los alerones verificados, se hizo un estudio de los coeficientes de lift del ala en 2D y 3D sobrepuesta a la simulación obtenida en el software XFLR 5, para verificar si estas, eran acordes a las correcciones que estos dos métodos de análisis proponen hacia el estudio del ala y se encuentran completamente en el contexto de la aerodinámica del aeronave.

Los datos obtenidos fueron computados y posteriormente graficados, dando como resultado la Figura 3-8, y se observa que se encuentra coherente el CL Vs.  $\alpha$  del estudio del ala hecho en 2D y también en 3D.



**Figura 3-8:** 2D, 3D Cl y simulación en XFLR 5. FUENTE[AUTOR]

Una de las condiciones del proyecto es observar el comportamiento que tiene el aeronave en tierra, pista y operación, por lo tanto, se analizaron estos tres estados y se dio una variación de densidades dependiendo del estado en el cual el aeronave se encontrara, como se representa en la Tabla 3-3.

Densidad estandar	1,225 $Kg/m^3$
Densidad Pista	0,9542 $Kg/m^3$
Densidad Operacion	0,7767 $Kg/m^3$

**Tabla 3-3:** Densidad en estado de aeronave.

Con estas condiciones asignadas en los estados del aeronave, se pudo observar el comportamiento que toma cada uno de los coeficientes en el sistema al ser sometidos a diferentes

condiciones de operación, a continuación se presentan los resultados obtenidos de las iteraciones, observar Figuras 3-9 a 3-12.

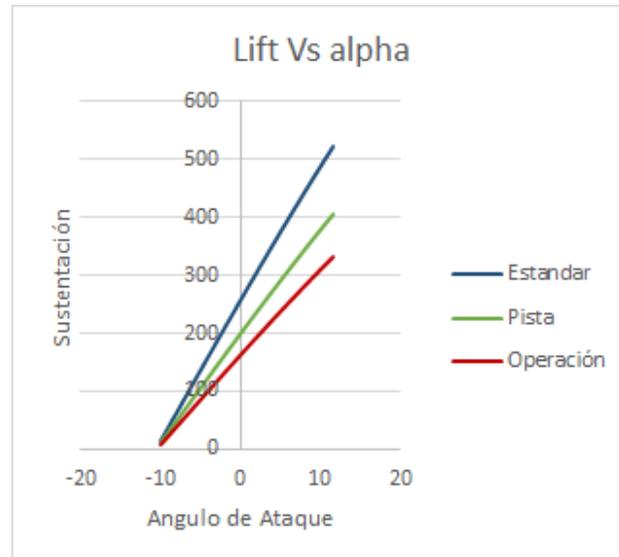


Figura 3-9: L vs. Aplha. FUENTE[AUTOR]

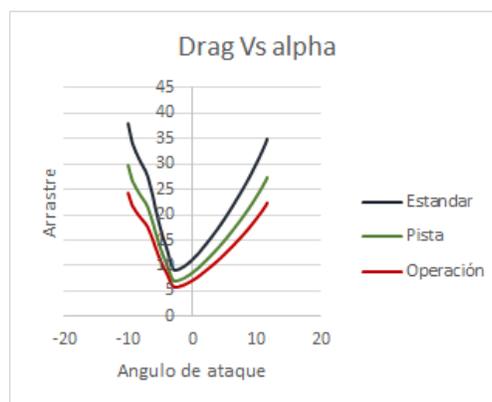
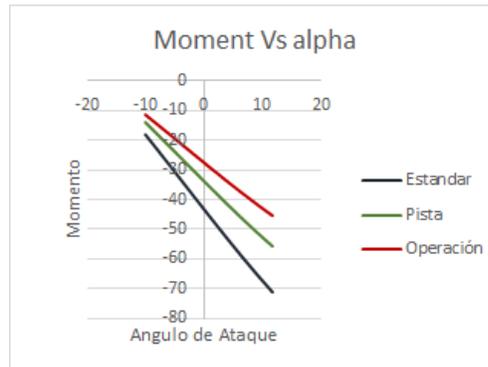
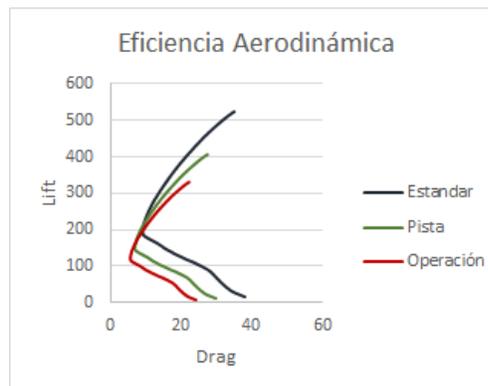


Figura 3-10: D vs. Aplha. FUENTE[AUTOR]



**Figura 3-11:** M vs. Aplha. FUENTE[AUTOR]



**Figura 3-12:** Eficiencia aerodinámica. FUENTE[AUTOR]

## Ruddervator

El URCUNINA-UAV, posee un estabilizador en V invertido, al tener este tipo de configuración necesita una superficie de control llamada 'ruddervators', que cumple dos funciones a la vez: por un lado de timón de dirección (rudder) genera un guiñado sobre el eje vertical al ser accionado; y por el otro, el elevador (elevator); genera el cabeceo de la aeronave sobre el eje transversal.[12]

La función principal de un ruddervator es mantener un control longitudinal y latero-direccional en la aeronave, este control se consigue a través del accionamiento del ruddervator. En una aeronave convencional, el control longitudinal se logra principalmente por medio del accionamiento del elevador, el latero-direccional se consigue al accionar el rudder, también al realizar un ajuste de potencia en el motor. El control longitudinal se rige por la tasa de

cabeceo ( $Q$ ) y, el latero-direccional por la tasa de guiñado, por consiguiente, la aceleración angular ( $\theta$ ) sobre el eje Y. Básicamente, el control longitudinal y latero-direccional se logra proporcionando una fuerza de elevación en el empenaje del aeronave.[17]

En el diseño de los ruddervadores, se tuvo en cuenta cuatro parámetros propuestos por Sandrey para su dimensionamiento. Sandrey propone que se utilice la razón entre la superficie del ruddervator y la superficie del estabilizador del aeronave ( $S_{RV}/S_E$ ) de 0,15 a 0,4. También propone la razón entre la envergadura del ruddervator y la envergadura del estabilizador ( $b_{RV}/b_E$ ) de 0.8 a 1. Propone también la razón entre la cuerda del ruddervator y la cuerda del estabilizador ( $C_{RV}/C_E$ ) de 0,2 a 0,4 y el autor propone por último, que la deflexión máxima y mínima del ruddervator sea entre  $20^\circ$  positivos ( $\delta_{max}$ ) y  $-25^\circ$  negativos ( $\delta_{min}$ ).[17]

La deflexión hacia arriba del ruddervator se denota como negativa y la deflexión hacia abajo como positiva. Por lo tanto, una desviación negativa del ruddervator está creando fuerza en el estabilizador negativa mientras genera un momento de cabeceo positivo (nariz arriba).[17]

Siguiendo lo propuesto por Sandrey se obtuvo los siguientes valores para el pre-dimensionamiento del ruddervator, observar Tabla 3-4.[17]

$(S_{RV}/S_E)$	0,4
$(b_{RV}/b_E)$	1
$(C_{RV}/C_E)$	0,3
$(\delta_{min})$	$-15^\circ$
$(\delta_{max})$	$15^\circ$

**Tabla 3-4:** Pre-dimensionamiento del ruddervator.

El ruddervator debe ser capaz de cumplir el requisito de controlar el aeronave y restaurarla cuando se presente un movimiento inesperado a su estado natural de equilibrio, cuando el ruddervator es deflectado simétricamente, genera un control de cabeceo en el aeronave, por lo contrario, si se deflecta asimétricamente, genera un control de guiñada en esta.

Haciendo los cálculos pertinentes se obtienen los siguientes datos finales para el diseño de los ruddervadores, observar Tabla 3-5.

Área [ $m^2$ ]	0,04168
Envergadura (cada) [m]	0,3
Cuerda [m]	0,048
Deflexión Máxima	$-15^\circ$
Deflexión Minima	$15^\circ$

**Tabla 3-5:** Datos finales del ruddervator.

### 3.1.2. Diseño en TORNADO

TORNADO es un programa que aplica de Vortex Lattice Method (VLM), se emplea para diseño de alas aerodinámicas lineales en el diseño conceptual de una aeronave, al modelar todas las superficies sustentadoras (ala, estabilizador, superficies de control, etc.) como placas delgadas, Tornado analiza los resultados aerodinámicos característicos de estas tales como: Fuerzas 3D que actúan sobre los paneles de las superficies diseñadas en el programa, coeficientes aerodinámicos, derivadas de estabilidad con respecto al ángulo de ataque, ángulo de deslizamiento lateral, velocidades angulares entre otros, para una fácil interacción con el usuario TORNADO, implementa su código en Matlab.[11][10]

#### Vortex Lattice Method (VLM)

El Vortex Lattice Method combina los análisis de Finite Vortex Filament con los teoremas de vorticidad y la ley de Biot-Savart al modelo completo de la superficie en estudio. En este estudio la superficie sometida en nuestro caso el ala, es representada por una serie de vórtices de herraduras superpuestos compuesto por paneles formando un tipo de malla sobre la superficie.[10]

La velocidad inducida por cada vórtice de herradura se calcula en un punto específico de cada panel por medio de la ley de Biot-Savart. Este método realiza un resumen de todos los puntos de control del ala para producir un conjunto de ecuaciones lineales que satisfacen las condiciones limites en cada punto y no a través del ala. Las fueras de vorticidad están relacionadas con la diferencia de presión entre la parte superior e inferior del ala.[10][8]

Este método recibe el nombre por la distribución geométrica de los vórtices de herradura sobre la superficie del ala, que simula paneles trapezoidales o elementos finitos a lo largo de la superficie, como se muestra en la Figura 3-13.[10]

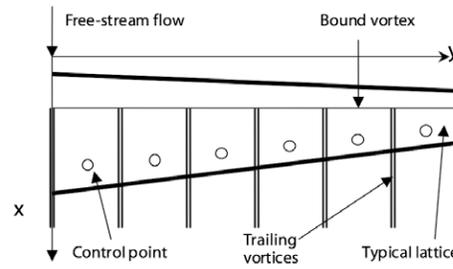


Figura 3-13: Superficie alar aplicando VLM.[11]

## Diseño

A continuación se realizara el paso a paso en el proceso de diseño del aeronave en Tornado.

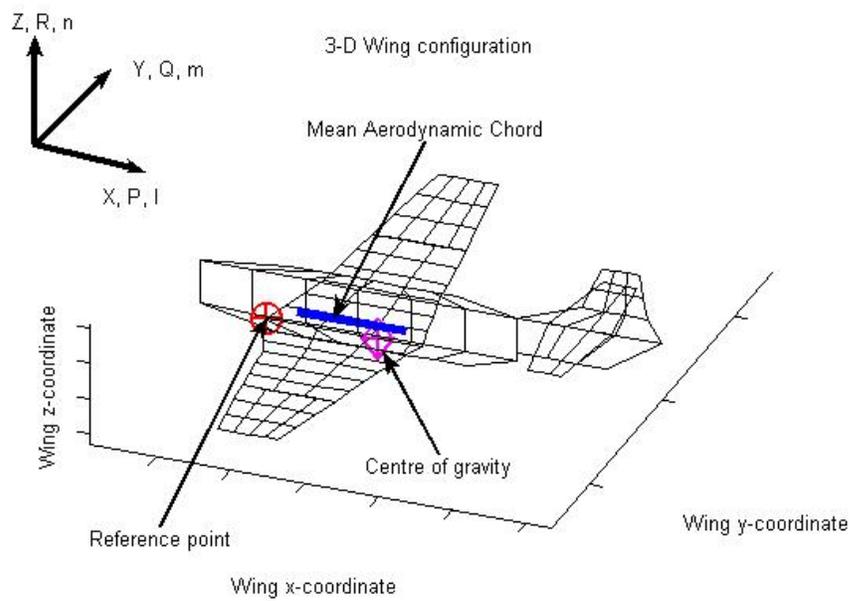


Figura 3-14: Notacion de ejes en TORNADO. FUENTE [AUTOR]

La Figura 3-14, muestra el marco de referencia que emplea Tornado al momento de generar un modelo de una aeronave.

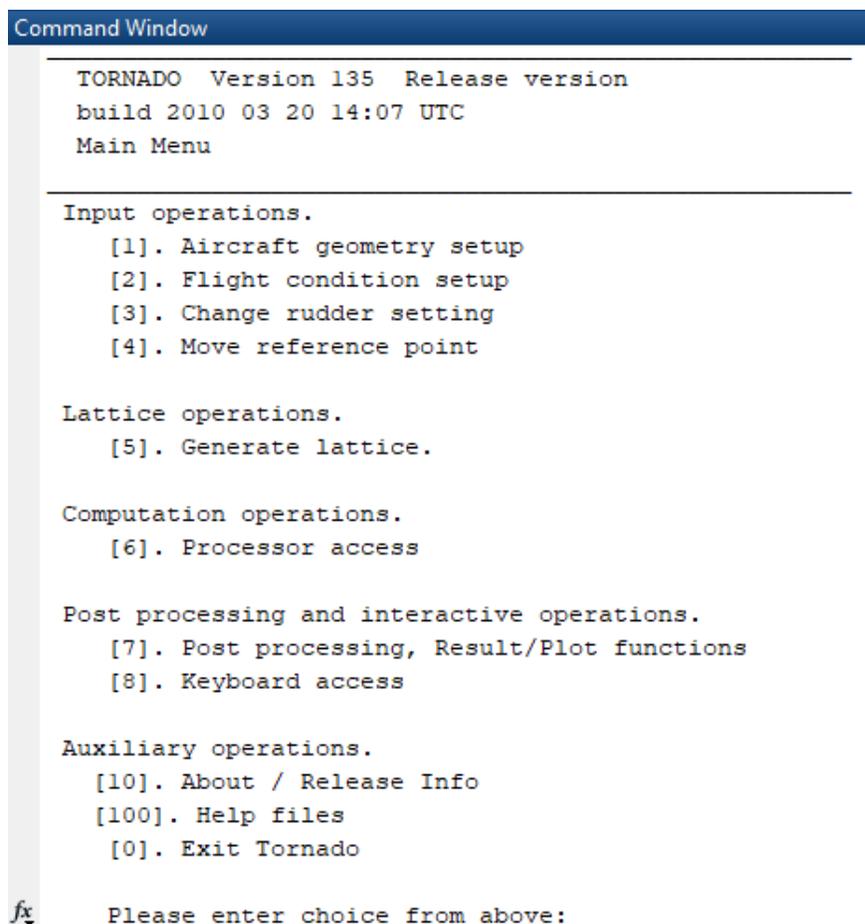
Ala 1

1. Se inicia TORNADO en el computador, es necesario tener Matlab ya que el código que emplea TORNADO es tipo Matlab. Observar Figura 3-15.

```
Start Tornado
Start Matlab, version 4.2 or later.
Connect to the directory containing Tornado.
Start Tornado by typing "Tornado", and press enter.
```

**Figura 3-15:** Iniciando TORNADO. FUENTE [AUTOR]

2. Tan pronto se inicia TORNADO, se despliega el menú principal, mostrando todas las funciones iniciales del programa. Observar Figura 3-16.



```
Command Window

TORNADO Version 135 Release version
build 2010 03 20 14:07 UTC
Main Menu

Input operations.
  [1]. Aircraft geometry setup
  [2]. Flight condition setup
  [3]. Change rudder setting
  [4]. Move reference point

Lattice operations.
  [5]. Generate lattice.

Computation operations.
  [6]. Processor access

Post processing and interactive operations.
  [7]. Post processing, Result/Plot functions
  [8]. Keyboard access

Auxiliary operations.
  [10]. About / Release Info
  [100]. Help files
  [0]. Exit Tornado

Please enter choice from above:
```

**Figura 3-16:** Menu TORNADO. FUENTE [AUTOR]

3. Para crear el diseño del aeronave, es necesario ingresar a la opción 1 del menú principal, se puede crear directamente la geometría del modelo, cargar un modelo ya diseñado, editar la geometría que se está trabajando y guardar la geometría actual. Observar Figura 3-17.

```

Main Menu
|---->Geometry setup menu

[1]. Define new geometry
[2]. Load geometry
[3]. Edit current geometry
[4]. Save current geometry

[5]. Define blunt body data (for friction drag est).

[0]. Back / up menu

Please enter choice from above:

```

**Figura 3-17:** Diseño de aeronave. FUENTE [AUTOR]

4. Se definirá una nueva geometría, inmediatamente se despliega el menú para iniciar a modelar el aeronave. El dato inicial que solicita el programa es el número de superficies en el sistema, en el caso presente 2. Observar Figura 3-18.

```

Main Menu
|---->Geometry setup menu

[1]. Define new geometry
[2]. Load geometry
[3]. Edit current geometry
[4]. Save current geometry

[5]. Define blunt body data (for friction drag est).

[0]. Back / up menu

Please enter choice from above: 1

Number of Wings: 2|

```

**Figura 3-18:** Datos iniciales para modelamiento. FUENTE [AUTOR]

5. A continuación, solicita el número de secciones que tendrá el ala número 1 del sistema, las coordenadas a las cuales deseamos posicionar el ala en el plano de referencia y la cuerda de raíz característica del ala. Observar Figura 3-19.

```

Number of semispanwise partitions for this wing: 1

*****
"
" Data regarding partition number:1

b - Back one question.
q - Abort input sequence.

Center of gravity x-coordinate: 0
Center of gravity y-coordinate: 0
Center of gravity z-coordinate: 0
Reference point x-coordinate: 0
Reference point y-coordinate: 0
Reference point z-coordinate: 0
Is the wing mirrored in the xz-plane [1 0]: 1
Root chord: 0.348

```

Figura 3-19: Características ala 1. FUENTE [AUTOR]

6. El programa solicita el tipo de perfil que va a poseer el ala, en este caso la base de datos no presentaba el perfil aerodinámico de nuestra aeronave, por lo cual, se tuvo que diseñar un archivo .DAT con las características del perfil e posteriormente guardarlo en la base de datos de TORNADO. Observar Figura 3-20.

```

*****
AVAILABLE AIRFOILS:

.          KORN.DAT      N65410.DAT   RAE2822.DAT  VEZBL32.DAT
..         LISS7769.DAT N658299M.DAT SC20010.DAT  VEZCAN.DAT
CAST7.DAT  LS10013.DAT   N658299R.DAT SC20012.DAT  VEZWLTR.DAT
CLARKY.DAT LS10417M.DAT  N65A012.DAT  SC20406.DAT  WILBYB.DAT
DAE11.DAT  MS0313.DAT   N663018.DAT  SC20410.DAT  WILBYC.DAT
DAE21.DAT  MS10313.DAT  N747A415.DAT SC20412.DAT  WILBYR.DAT
DAE31.DAT  MS10317.DAT  NL10414F.DAT SC20414.DAT  circle.DAT
DSMA523.DAT N001035.DAT  NL10416.DAT  SC20518.DAT  e423urcu.dat
EPP662.DAT  N23009.DAT   NL11215F.DAT SC20606.DAT  naca0012.DAT
EPP748.DAT  N23018.DAT   NL20415.DAT  SC20610.DAT  naca0018.DAT
FOIL31.DAT  N63215.DAT   NL23009.DAT  SC20612.DAT  naca4412.DAT
FX63137.DAT N64210.dat   NLR1.DAT     SC20614.DAT  newabb.DAT
GAW1.DAT   N643418.DAT  ONERAM6.DAT  SC20706.DAT  nlf416.dat
GM21mod.DAT N64A010.DAT  RAE100.DAT   SC20712.DAT  prf1_wt.dat
HSN0213.DAT N64A410.DAT  RAE101.DAT   SC20714.DAT  prf2_wt.dat
K720616.DAT N651012.DAT  RAE102.DAT   SC21006.DAT  prf3_wt.dat
K790312.DAT N651213.DAT  RAE103.DAT   SC21010.DAT
K820609.DAT N652215.DAT  RAE104.DAT   SUPER11.DAT

```

```
*****
```

Figura 3-20: Perfiles. FUENTE [AUTOR]

7. En este punto, se solicita el número de paneles los cuales se desea estudiar sobre la superficie alar en estudio, la envergadura del ala y el taper ratio característico del ala. Observar Figura 3-21.

```
Enter profile filename from the list above (ex CLARKY.DAT)
OR any NACA four digits series numer (ex: 2412)
0 (zero) for a flat plate.

Base chord airfoil: e423urcu.dat
Number of panels chord wise: 20
Partition dihedral [deg]: 0
Number of panels semi-span wise: 20
Span of partition: 1.34498
Taper ratio: 0.5
```

**Figura 3-21:** Características secundarias del ala 1. FUENTE [AUTOR]

8. Para culminar el diseño del ala número 1, el programa solicita el perfil de punta del ala y el tipo de malla que se desea sobre la superficie, se selecciona el tipo de malla número 3, ya que este tipo de mallado refina las puntas del mallado en la punta del ala y genera mejor resultado con respecto a las otras opciones presentes[11]. Observar Figura 3-22.

```
Enter profile filename from the list above (ex CLARKY.DAT)
OR any NACA four digits series numer (ex: 2412)
0 (zero) for a flat plate.

Tip chord airfoil: e423urcu.dat
Quarter chord line sweep [deg]: 0
Outboard twist [deg]: -1

*****
Available mesh distribution types:
[1] Linear
[2] Spanwise half-cosine
[3] Spanwise half-cosine, chordwise cosine
[5] Spanwise cosine
[6] Chordwise cosine
[7] 3:rd order centerpacking. (Not for wings)

Mesh type: 3
Is partition flapped [1 0]:0
```

**Figura 3-22:** Datos finales ala 1. FUENTE [AUTOR]

## Ala 2 (Estabilizador)

De la misma forma que se diseñó el ala 1 se diseña el ala 2 con los parámetros que el programa va solicitando, Observar Figura 3-23.

```

"   Wing data                               "
"                                           "
*****
Number of Partitions      :1

Global entries

Reference point position  :0  0  0
Center of gravity position :0  0  0

Wing specific entries

Wing Symmetric           :1
Apex coordinates         :0.7446           0       0.32741
Base chord               :0.16

Partition specific entries

Partitions half-span    :0.39176
Partitions sweep        :0
Partitions Dihedral     :5.4978
Partitions taper        :1
Partitions inner airfoil :
    '0012'
Partitions inner airfoil :
    '0012'
Partition inner twists   : -0.034907
Partition outer twists   : -0.034907

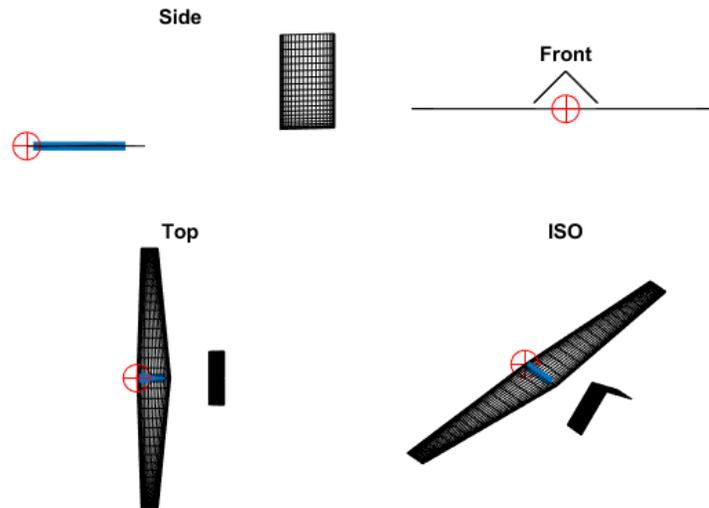
Partition flapped       :0
Flap chords (Parts)    :0
Flaps deflect symmetric :0

No. Chord-wise panels   :20
No. Span-wise panels    :20
No. Flap-chord panels   :0
Panel distribution      :3
Flap setting            :0

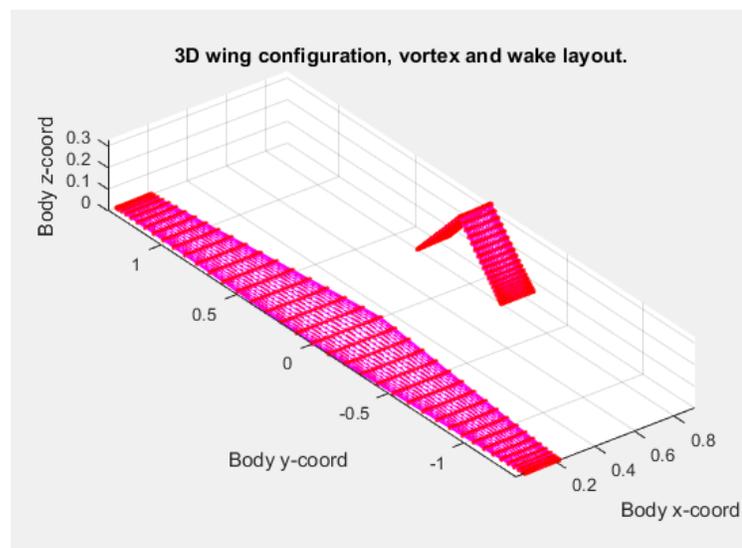
```

**Figura 3-23:** Datos ala 2. FUENTE [AUTOR]

Finalmente, corriendo TORNADO se obtiene el siguiente diseño del aeroplano, Observar Figuras 3-24 y 3-25.



**Figura 3-24:** Diseño final aeronave. FUENTE [AUTOR]



**Figura 3-25:** Configuración alar en 3D. FUENTE [AUTOR]

Después de tener un modelo, es necesario tener las condiciones a las cuales se van a realizar las simulaciones o sea, las condiciones de vuelo.

1. En el menú principal de TORNADO, se seleccionó la opción 2, Figura 3-16, se desplegara un menú como se ve en la Figura 3-26, y se definirá un nuevo estado.

```

-----
Main Menu
|---->State setup menu
"
-----

[1]. Define new state
[2]. Load state
[3]. Save current state

[4]. Change angle of attack

[0]. Back / up menu

Please enter choice from above: 1|

```

**Figura 3-26:** Menú de condición de vuelo. FUENTE [AUTOR]

2. A continuación, se selecciona un ángulo de ataque para generar las derivadas de estabilidad, en este caso  $1^\circ$ . Se define la velocidad de operación y la altura. Observar Figura 3-27.

```

*****
Enter which type of speed you wish to enter:

International units:

[1]. True airspeed (TAS) at SSL           [m/s]
[2]. True airspeed (TAS) at altitude      [m/s, m]
[3]. Equivalent airspeed (EAS) at altitude [m, m/s]
[4]. Calibrated air speed (CAS) at altitude [m, m/s]
[5]. Mach number at altitude             [-, m]

Imperial Units:

[6]. True airspeed (TAS) at altitude      [kts, ft]
[7]. Equivalent airspeed (EAS) at altitude [kts, ft]
[8]. Calibrated air speed (CAS) at altitude [kts, ft]
[9]. Mach number at altitude             [-, ft]

If unsure, select option number one.

Type of speed selection: 2

True airspeed [m/s]: 20
Altitude [m]: 10

```

**Figura 3-27:** Condición de vuelo. FUENTE [AUTOR]

SE RECOMIENDA GUARDAR LA GEOMETRÍA Y EL ESTADO PARA FUTURAS CONFIGURACIONES.

### Solución

Se generó el mallado para la solución del método propuesto por tornado (VLM), en este punto se generan los vórtices de herradura en cada uno de los paneles sometidos a las condiciones de vuelo ya expuestas. (ES NECESARIO YA TENER LAS CONDICIONES DE VUELO EN EL SISTEMA ANTES DE GENERAR EL MALLADO).[10]

1. En el menú principal de TORNADO, se seleccionó la opción 5, Figura 3-16, se desplegara un menú como se observa en la Figura 3-28, y se definió el mallado de las superficies.

```

*****
Which type of method to use:

      [0] = Freestream following wake, Tornado method
      [1] = Fixed wake, standard VLM method

Type of lattice selection: 0

```

**Figura 3-28:** Método de TORNADO para mallado de superficies. FUENTE [AUTOR]

2. A continuación, se seleccionó el tipo de estudio el cual se le quiere realizar a la aeronave, seleccionando en el menú principal Figura 3-16, la opción 6, se desplegara el menú como se ve en la Figura 3-29, y se definió una simulación estática al estado sometiendo a estudio nuestro modelo.

```

Main Menu
|---->Main processor menu

-----
Low order solutions:
  [1]. Static computation at selected state.
  [2]. Sequential state parameter sweep menu:

High order methods:
  [3]. Trimmed aircraft polar point.
  [4]. Trimmed pitch sweep, polar.
  [5]. Unsteady, acceleration free, time coefficients only.
  [6]. Unsteady, acceleration free, all inviscous coefficients.

Auxillary operations:
  [7]. Viscous Drag Estimation Methods Menu:
  [8]. Grid convergence study.
  [9]. Find stall angle of attack.
  [10]. Find alpha at prescribed CL.
  [11]. Compute static margin.

  [0]. Cancel / up menu.

Enter choice from above please: 1|

```

**Figura 3-29:** Estudio estático para la condición de vuelo actual. FUENTE [AUTOR]

El programa solicita el nombre del archivo para hacer el análisis e identificarlo posteriormente.

3. Posteriormente, se seleccionó el análisis completo a la aeronave y generar los resultados pertinentes a los datos del aeronave, seleccionando en el menú principal Figura 3-16, la opción 7, se desplegara el menú como se ve en la Figura 3-30, y se definirá un pos-proceso en un estado estático (opción 3), ya definido en el paso 2 en la solución.

```

Main Menu
|---->Tornado post processing functions
-----

[1]. Clear plots
[2]. Geometry plot

Solution plots
[3]. Static state
[4]. Parameter sweep sub menu
[5]. Unsteady state, time coefficients only
[6]. Unsteady state, all coefficients

Viscous drag estimation plots
[7]. Plot wing system zero lift drag estimation
[8]. Plot body friction drag estimation

Post processing computations
[9]. Perform a trefftz plane analysis, (experimental)
[10]. Export simple state results to textfile

[0]. Back / up menu

Please enter choice from above: 3|
```

**Figura 3-30:** Pos-proceso, estado estático. FUENTE [AUTOR]

4. Finalmente, TORNADO generara los resultados relacionados a la aeronave, como las derivadas de estabilidad (Figura 3-32), las características aerodinámicas (Figura 3-31.) y más graficas acerca del aeronave.

```

Tornado Computation Results
JID: URCUTUTORIAL Wash matrix condition: 424.8739
Reference area: 0.70208 Supersonic flow warning: 0
Reference chord: 0.27067 Reference point pos: 0 0 0
Reference span: 2.69 Center of gravity : 0 0 0

Net Wind Forces: (N) Net Body Forces: (N) Net Body Moments: (Nm)
Drag: 2.7462 X: 0.61227 Roll: -1.482e-14
Side: 3.4792e-15 Y: 3.4792e-15 Pitch: -14.0719
Lift: 122.2486 Z: 122.2779 Yaw: -1.4395e-15

CL 0.71139 CZ 0.71156 Cm -0.30254
CD 0.015981 CX 0.0035629 Cn -3.114e-18
CY 2.0246e-17 CC 2.0246e-17 Cl -3.206e-17
CDtrefftz N/A

STATE:
α [deg]: 1 P [rad/s]: 0
β [deg]: 0 Q [rad/s]: 0 Rudder setting [deg]: 0
Airspeed: 20 R [rad/s]: 0
Altitude: 10 PG Correction: 0
Density: 1.2238 Mach: 0.058778

```

**Figura 3-31:** Características Aerodinámicas. FUENTE [AUTOR]

```

TORNADO CALCULATION RESULTS, Derivatives
JID: URCUTUTORIAL
Reference area: 0.70208 α [deg]: 1 P [rad/s]: 0
Reference chord: 0.27067 β [deg]: 0 Q [rad/s]: 0
Reference span: 2.69 Airspeed: 20 R [rad/s]: 0

CL derivatives : CD derivatives : CY derivatives :
CLα 5.3138 CDα 0.21979 CYα -1.949e-13
CLβ -2.9796e-05 CDβ 7.4514e-06 CYβ -0.22149
CLP -1.1391e-09 CDP 1.9938e-06 CYP -0.040366
CLQ 10.7353 CDQ 0.37387 CYQ -4.2133e-11
CLR 2.4533e-08 CDR 2.9106e-07 CYR -0.13879

Roll derivatives : Pitch derivatives : Yaw derivatives :
Clα 3.2613e-13 Cmα -2.2868 Cnα -3.5974e-15
Clβ 0.0019966 Cmβ 1.5534e-05 Cnβ -0.064643
ClP -0.55406 CmP -2.0562e-08 CnP 0.023281
ClQ -7.3144e-11 CmQ -9.7333 CnQ 4.0535e-12
ClR 0.072596 CmR 8.3066e-08 CnR -0.044936

```

**Figura 3-32:** Derivadas de estabilidad. FUENTE [AUTOR]

Estos resultados aerodinámicos y derivadas de estabilidad se emplearán más adelante para la verificación de estabilidad del sistema.

### 3.1.3. Matriz de espacio de estados

Para sistemas complejos, es muy común los sistemas con varias entradas o salidas, en la dinámica longitudinal de aeronaves, por ejemplo, se puede accionar el rudder y un aumento de potencia en el motor (dos entradas) y medir la respuesta en variación de la velocidad, cabeceo y altitud (tres salidas). El control utilizado en espacio de estados permite el análisis y control de diversas variables simultaneas.[6]

Para iniciar el cálculo de estabilidad dinámica del aeronave, se utilizó el desarrollo matemático propuesto por Etkin (1995) y algunas aproximaciones hechas por Caughey (2011). Las derivadas fueron obtenidas por medio de las simulaciones hechas en el Software Tornado.[4][6] A continuación se presenta el desarrollo matemático de la matriz de espacio de estados para obtener los resultados de control dinámico de la aeronave.

#### 1. Especificar las ecuaciones lineares de movimiento del aeronave.

Las siguientes ecuaciones describen el movimiento del aeronave [6]. Presentando las ecuaciones de movimiento longitudinal del aeronave:

$$\begin{aligned}\Delta X - mg\Delta\theta \cos \theta_0 &= m\Delta\dot{u} \\ \Delta Z + mg\Delta\theta \sin \theta_0 &= m(\dot{W} - qu_0) \\ \Delta M &= I_y\dot{q}\end{aligned}$$

Donde:

$$\begin{aligned}\Delta X &= X_u\Delta u + X_wW + \Delta X_c \\ \Delta Z &= Z_u\Delta u + Z_wW + Z_{\dot{w}}\dot{w} + Z_qq + \Delta Z_c \\ \Delta M &= M_u\Delta u + M_wW + M_{\dot{w}}\dot{w} + M_qq + \Delta M_c\end{aligned}$$

Las ecuaciones cinemáticas para la aeronave son:

$$\begin{aligned}\Delta\dot{\theta} &= q \\ \Delta\dot{X}_E &= \Delta u \cos \theta_0 - u_0\Delta\theta \sin \theta_0 + w \sin \theta_0 \\ \Delta\dot{Z}_E &= -\Delta u \sin \theta_0 - u_0\Delta\theta \cos \theta_0 + w \cos \theta_0\end{aligned}$$

Entonces tenemos:

$$\begin{aligned}\Delta\dot{u} &= \frac{\Delta X}{m} - g\Delta\theta \cos \theta_0 \\ \dot{w} &= \frac{\Delta Z}{m} - g\Delta\theta \sin \theta_0 + qu_0 \\ \dot{q} &= \frac{\Delta M}{I_y}\end{aligned}$$

Las ecuaciones de movimiento longitudinal quedan de la siguiente forma:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{u} &= \frac{X_u}{m} \Delta u + \frac{X_w}{m} w - g \Delta \theta \cos \theta_0 + \frac{\Delta X_c}{m} \\ \dot{w} &= \left( \frac{1}{1 - \frac{Z_{\dot{w}}}{m}} \right) \left[ \frac{Z_u}{m} \Delta u + \frac{Z_w}{m} w + \left( \frac{Z_q}{m} - u_0 \right) q - g \Delta \theta \sin \theta_0 + \frac{\Delta Z_c}{m} \right] \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y} \left[ M_u + \frac{Z_u M_{\dot{w}}}{m - Z_{\dot{w}}} \right] \Delta u + \frac{1}{I_y} \left[ M_w + \frac{Z_w M_{\dot{w}}}{(m - Z_{\dot{w}})} \right] w + \frac{1}{I_y} \left[ M_q + M_q \frac{M_{\dot{w}}(Z_q + m u_0)}{(m - Z_{\dot{w}})} \right] q - \frac{M_{\dot{w}} m g \sin \theta_0}{I_y (m - Z_{\dot{w}})} \Delta \theta + \\ &\quad \frac{\Delta M_c}{I_y} + \frac{M_{\dot{w}}}{I_y} + \frac{\Delta Z_c}{I_y} \\ \Delta \dot{\theta} &= q\end{aligned}$$

La forma aproximada de las ecuaciones linealizadas para movimientos longitudinales es expresada en la matriz A, de espacio estados. La matriz utilizada hace parte de la metodología de Caughey (2011), que a diferencia de Etkin (1995) es necesario multiplicar y dividir por la masa del aeronave [4]. Así la matriz de espacio de estados (A) y la matriz de entrada de control (B), para **movimiento longitudinal** queda:

$$A = \begin{bmatrix} x_u & x_w & 0 & -g_0 \cos \theta_0 \\ \frac{Z_u}{1 - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_w}{1 - Z_{\dot{w}}} & \frac{u_0 Z_q}{1 - Z_{\dot{w}}} & \frac{-g_0 \sin \theta_0}{1 - Z_{\dot{w}}} \\ M_u + \frac{M_{\dot{w}} Z_u}{1 - Z_{\dot{w}}} & M_w + \frac{M_{\dot{w}} Z_w}{1 - Z_{\dot{w}}} & M_q + \frac{(u_0 Z_q) M_{\dot{w}}}{1 - Z_{\dot{w}}} & -\frac{M_{\dot{w}} g_0 \sin \theta_0}{1 - Z_{\dot{w}}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_p} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{1 - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_{\delta_p}}{1 - Z_{\dot{w}}} \\ M_{\delta_e} + \frac{M_{\dot{w}} Z_{\delta_e}}{1 - Z_{\dot{w}}} & M_{\delta_p} + \frac{M_{\dot{w}} Z_{\delta_p}}{1 - Z_{\dot{w}}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

La ecuación de estados es:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

(3-1)

Donde:

$$x = \begin{bmatrix} \Delta u & w & q & \Delta \theta \end{bmatrix}^T$$

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \Delta \dot{u} & \dot{w} & \dot{q} & \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix}^T$$

$$u = \begin{bmatrix} \Delta X_c & \Delta Z_c & \Delta M_c \end{bmatrix}$$

La matriz de espacio de estados C y la matriz de entrada de control D, para **movimiento latero-direccional** quedan de la siguiente manera:

$$C = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & g_0 \cos \theta_0 & Y_r - u_0 \\ \left(\frac{L_v}{I_x} + I_{zx} N_v\right) & \left(\frac{L_p}{I_x} + I_{zx} N_p\right) & 0 & \left(\frac{L_r}{I_x} + I_{zx} N_r\right) \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \left(I_{zx} L_v + \frac{N_v}{I_z}\right) & \left(I_{zx} L_p + \frac{N_p}{I_z}\right) & 0 & \left(I_{zx} L_r + \frac{N_r}{I_z}\right) \end{bmatrix}$$

$$D = \begin{bmatrix} Y_{\delta_r} & 0 \\ \frac{L_{\delta_r}}{I_x} + I_{zx} N_{\delta_r} & \frac{L_{\delta_a}}{I_x} + I_{zx} N_{\delta_a} \\ 0 & 0 \\ \frac{N_{\delta_r}}{I_z} + I_{zx} L_{\delta_r} & \frac{N_{\delta_a}}{I_z} + I_{zx} L_{\delta_a} \end{bmatrix}$$

La ecuación de estado es:

(3-2)

Donde:

$$x = \begin{bmatrix} v & p & r & \varphi & \psi \end{bmatrix}^T$$

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{v} & \dot{p} & \dot{r} & \dot{\varphi} & \dot{\psi} \end{bmatrix}^T$$

$$u = \begin{bmatrix} \delta_a & \delta_r \end{bmatrix}^T$$

**El paso a seguir es mostrar las diferentes variables, las cuales se van a implementar en las ecuaciones de espacio de estados para su posterior análisis.**

# Capítulo 4

## Resultados

En este capítulo se presentaran los respectivos resultados para las tres condiciones principales de operación de la aeronave; nivel del mar, velocidad stall y operación.

### 4.1. Nivel del mar

#### 4.1.1. Fugoide

Todas las derivadas y constantes obtenidas para el estudio de estabilidad en la condición de nivel del mar se presentaran a continuación. Los datos de entrada se muestran en la Tabla 4.1 y las derivadas e constantes calculadas son dadas en la Tabla 4.2.

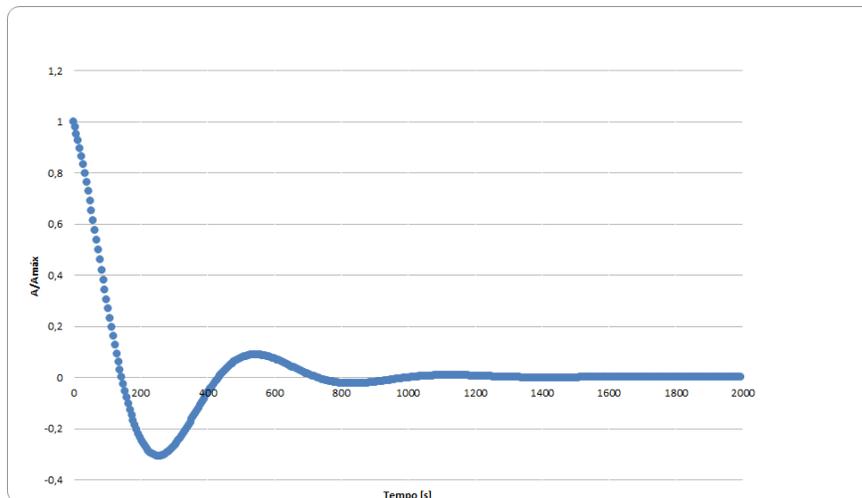
Datos			
$C_{l_0}$	0.056	$b[m]$	2.9
AR	11	$V_{fus}[m^3]$	0.03
e	0.98	$T_c[N]$	10
$C_{l_\alpha}[1/rad]$	5.338	$Parcial(paracalcular \frac{\partial \sigma}{\partial \beta})$	0
$C_{D_0}$	0.0001	$(\frac{\partial \sigma}{\partial \beta})$	0.3881
$C_{m_\alpha}$	-2.325	$\beta(razondevelocidades)$	0.9982
$\theta_0[rad]$	0	$Z_F[m]$	0.3274
M	0.0588	$k(derivadadesustentacion)$	0.939
$\frac{\partial C_D}{\partial M}$	0.000028	$l_F[m]$	1.16
$a_t[1/rad]$	0	$(C_{D_0})_\alpha[1/grados]$	0.004171
$V_H$	0.052	$S_F[m^2]$	0.1042
$l_t[m]$	0.6	$\frac{\partial \sigma}{\partial r}$	0
$\bar{c}[m]$	0.27	$m[Kg]$	15.5
$\mu_0[m/s]$	20	$I_{xx}[kg.m^2]$	2.55
$\rho[kg/m^3]$	1.2238	$I_{yy}[kg.m^2]$	5.18
$S[m^2]$	0.75	$I_{zz}[kg.m^2]$	2.78
CG	0.74	$I_{xz}[kg.m^2]$	-0.26
$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$	0.3756		
$G(k)/k(frecuenciareducida)$	-16.10		
$\Lambda[grados]$	0		
$\Gamma[grados]$	0		
$Z_w[m]$	0.32741		

**Tabla 4-1:** Datos para calculo a nivel del mar.

Datos			
$C_{x\alpha}$	-0.0763	$C_{l_r}$	-0.0042
$C_{z\alpha}$	-5.3377	$C_{n_r}$	-0.0414
$C_{x_u}$	-0.0584	$C_{y_r}$	-0.1413
$C_{z_u}$	-0.0165	$i_{A Longitudinal}$	102.90
$C_{z_q}$	10.8691	$i_{B Longitudinal}$	2293.81
$C_{m_q}$	-10.032	$i_{C Longitudinal}$	112.18
$C_{z_{\dot{\alpha}}}$	-1.6873	$i_{E Longitudinal}$	-10.4915
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-2.3510	$i_{A Lateral}$	0.9113
$C_{y_{\beta}}$	-0.2167	$i_{B Lateral}$	1.8512
$C_{l_{\beta}}$	0.0030	$i_{C Lateral}$	0.9935
$C_{n_{\beta}}$	0.0630	$i_{E Lateral}$	-0.0929
$C_{y_p}$	0	$\mu Longitudinal$	125.09
$C_{n_p}$	-0.0148	$\mu Lateral$	11.646
$C_{l_p}$	-0.5524	$t^*$	0.027

**Tabla 4-2:** Derivadas de estabilidad y constantes a nivel del mar.

Empleando las ecuaciones 2-4 y 2-5, en la condición de operación a nivel del mar, tenemos que el fugoide presentó el comportamiento ilustrado en la Figura 4-1, con las características de movimiento dadas en la Tabla 4-3.



**Figura 4-1:** Fugoide a nivel del mar. FUENTE[AUTOR]

Como se puede observar en la figura anterior, la aeronave se estabiliza por completo a partir de los 1400 segundos y atiende por completo la condición de fugoide a nivel del mar.

Fugoide	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.0117
Razón de amortiguación	0.3707
Periodo [s]	580.13
$t_{half}$ [s]	159.62
$N_{half}$ [ciclos]	0.2751
Autovalor	$-0,000109 \pm 0,002714i$

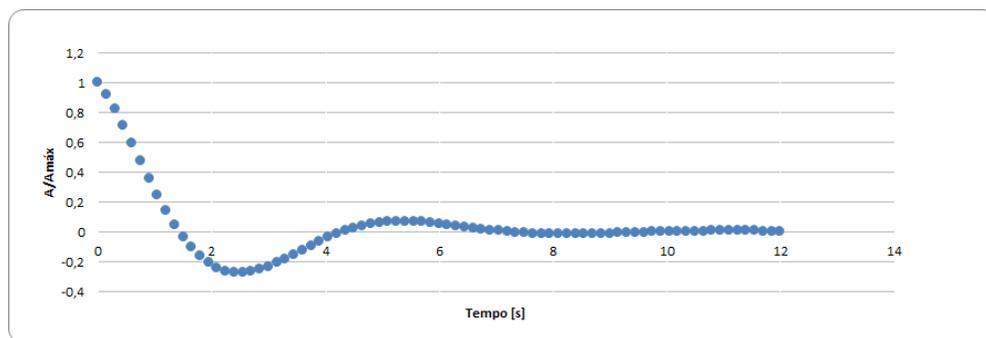
**Tabla 4-3:** Características de Fugoide a nivel del mar.

En la tabla 4-3, ( $t_{half}$ ) es el tiempo para el fugoide atienda la mitad de la amplitud de la oscilación inicial, y ( $N_{half}$ ) es el número de ciclos referentes a ese tiempo.

Como el autovalor que caracteriza ese movimiento tiene parte real negativa, el movimiento de fugoide de la aeronave es estable a nivel del mar.

#### 4.1.2. Corto periodo

Empleando las ecuaciones 2-8 y 2-9, en la condición de operación a nivel del mar, tenemos que el corto periodo presentó el comportamiento ilustrado en la figura 4-2, con las características de movimiento dadas en la tabla 4-4.



**Figura 4-2:** Corto periodo a nivel del mar. FUENTE[AUTOR]

Como se puede observar en la figura anterior, la aeronave se estabiliza rápidamente a partir de los 10 segundos y atiende por completo la condición de corto periodo a nivel del mar.

Corto periodo	
Frecuencia Natural [rad/s]	1.1962
Razón de amortiguación	0.4017
Periodo [s]	5.2525
$t_{half}$ [s]	0.6298
$N_{half}$ [ciclos]	0.1199
Autovalor	$-0,020800 \pm 0,038210i$

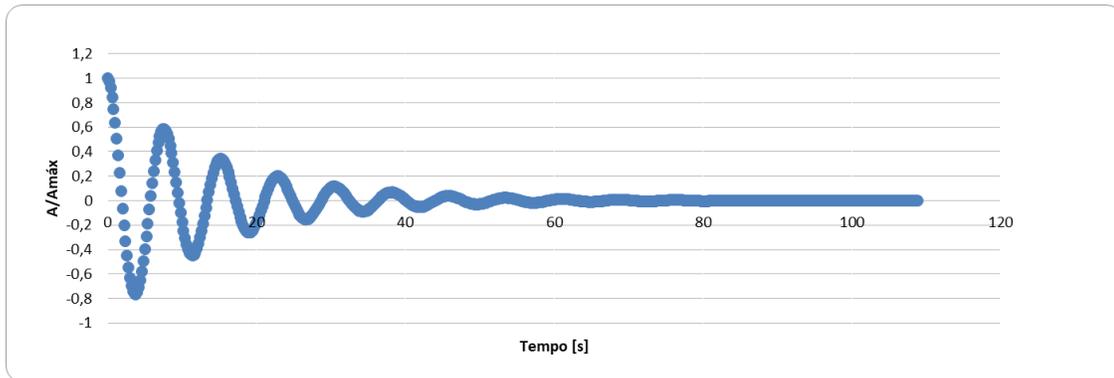
**Tabla 4-4:** Características de Corto periodo a nivel del mar.

### 4.1.3. Latero-Direccionales

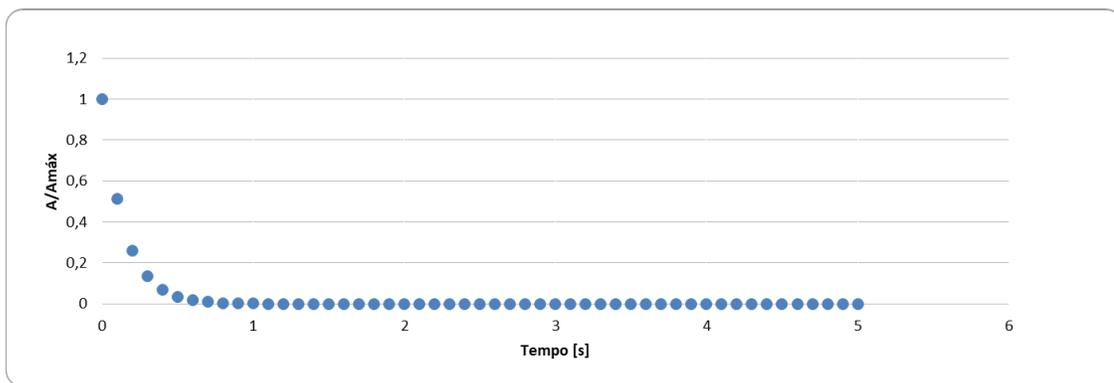
Empleando las ecuaciones 2-10 a 2-15, en la condición de operación a nivel del mar, tenemos que los movimientos latero-direccionales toman los valores presentados en la Tabla 4-5 y representaciones graficas de la razón de la amplitud por el tiempo son presentadas para Dutch Roll (Figura 4-3), movimiento roll (Figura 4-4) y spiraling (Figura 4-5), respectivamente.

Latero-Direccional	
Coeficientes	
A	-58.73
B	13.815
C	-0.6940
D	-0.8121
E	0
Autovalores	
-0.001896	0.02227 <b>i</b>
-0.001896	-0.02227 <b>i</b>
-0.1808	0 <b>i</b>
-0.000949	0 <b>i</b>
Dutch Roll	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.8248
Razón de amortiguación	0.08513
Periodo [s]	7.6176
$t_{half}$ [s]	9.8259
$N_{half}$ [ciclos]	1.2898
Autovalor	-0,0014616 ± 0,09571 <b>i</b>
Movimiento Roll	
$t_{half}$ [s]	0.103
Autovalor	-0.1808
Spiraling	
$t_{half}$ [s]	19.63
Autovalor	-0.000949

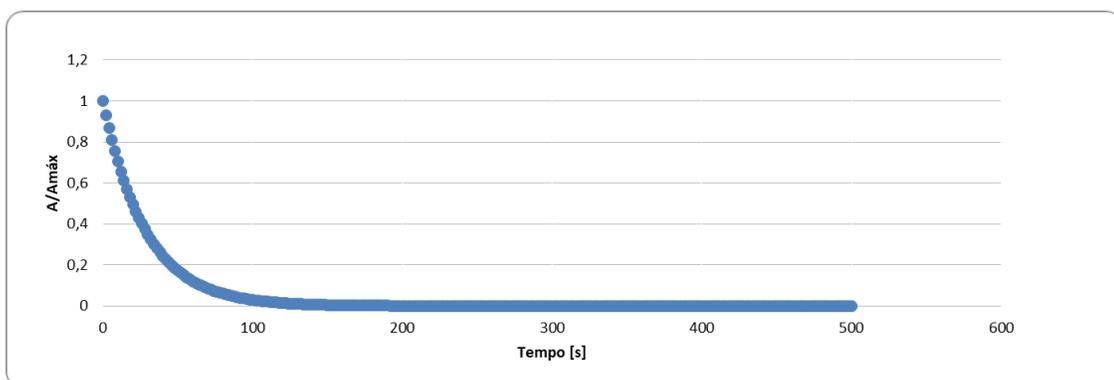
**Tabla 4-5:** Estabilidad dinámica latero-direccional a nivel del mar.



**Figura 4-3:** Dutch Roll a nivel del mar. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-4:** Movimiento Roll a nivel del mar. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-5:** spiraling a nivel del mar. FUENTE[AUTOR]

De la misma forma como ocurrió con la dinámica longitudinal, todos los autovalores de estudio de la dinámica latero-direccional tienen parte real negativa, caracterizando todos los movimientos como estables, como se puede observar en la Figura 4-2, el dutch roll (Figura 4-3) logra ser estabilizado a partir del segundo 80, de igual forma el movimiento roll (Figura

4-4) a partir del segundo 2 y por último el spiraling (Figura 4-5) a partir del segundo 100, así mostrando la efectividad de las superficies de control a esta condición de vuelo.

Por lo tanto, la aeronave con las características a nivel del mar es dinámicamente estable.

## 4.2. Velocidad Stall

### 4.2.1. Fugoide

Todas las derivadas y constantes obtenidas para el estudio de estabilidad en la condición de velocidad stall a 16m/s se presentaran a continuación. Los datos de entrada se muestran en la tabla 4-6 y las derivadas e constantes calculadas son dadas en la tabla 4-7.

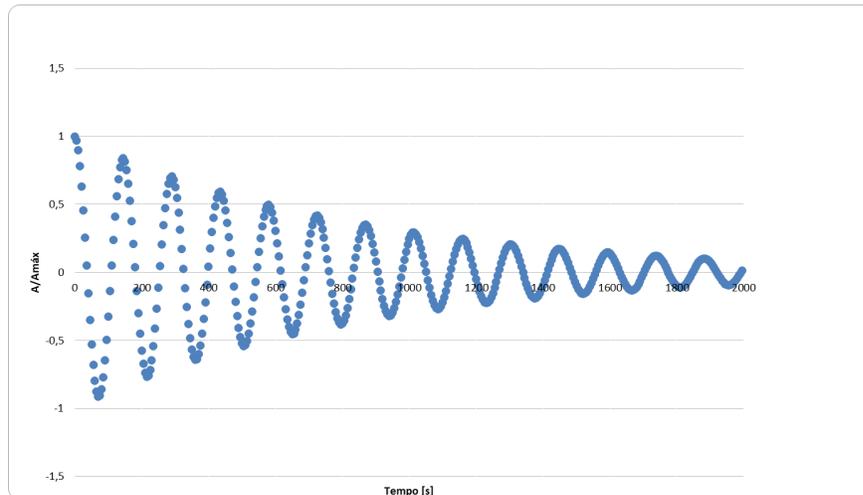
Datos			
$C_{l_0}$	0.315	$b[m]$ 2.9	
AR	11	$V_{fus}[m^3]$	0.03
e	0.98	$T_c[N]$	10
$C_{l_\alpha}[1/rad]$	5.327	$Parcial(paracalcular \frac{\partial \sigma}{\partial \beta})$	0
$C_{D_0}$	0.0124	$\frac{\partial \sigma}{\partial \beta}$	0.3881
$C_{m_\alpha}$	-2.297	$\beta(razndevelocidades)$	0.9988
$\theta_0[rad]$	0	$Z_F[m]$	0.3274
M	0.0471	$k(derivadadesustentacin)$	0.9391
$\frac{\partial C_D}{\partial M}$	0.002679	$l_F[m]$	1.16
$a_t[1/rad]$	0	$(C_{D_0})_\alpha[1/grados]$	0.004171
$V_H$	0.052	$S_F[m^2]$	0.1042
$l_t[m]$	0.6	$\frac{\partial \sigma}{\partial r}$	0
$\bar{c}[m]$	0.27	$m[Kg]$	15.5
$\mu_0[m/s]$	16	$I_{xx}[kg.m^2]$	2.55
$\rho[kg/m^3]$	1.0065	$I_{yy}[kg.m^2]$	5.18
$S[m^2]$	0.75	$I_{zz}[kg.m^2]$	2.78
CG	0.74	$I_{xz}[kg.m^2]$	-0.26
$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$	0.3756		
$G(k)/k(frecuenciareducida)$	-18.83		
$\Lambda[grados]$	0		
$\Gamma[grados]$	0		
$Z_w[m]$	0.32741		

**Tabla 4-6:** Datos para calculo de velocidad stall a 16m/s.

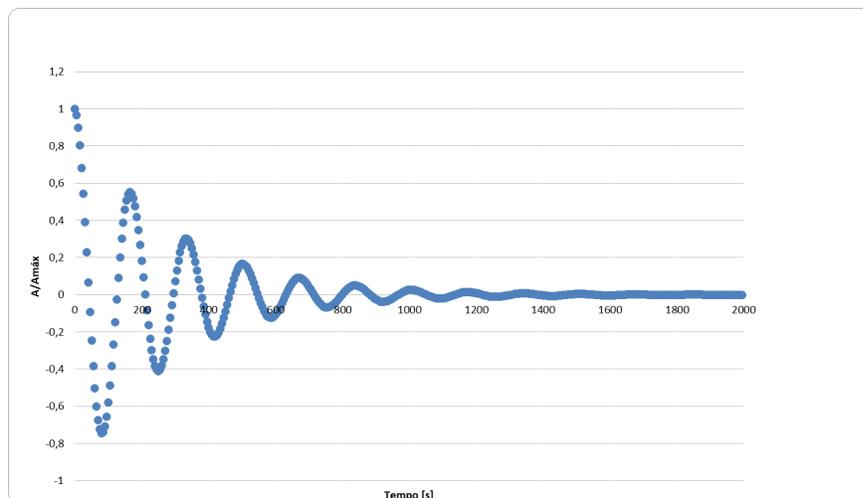
Datos			
$C_{x\alpha}$	0.1892	$C_{l_r}$	0.0725
$C_{z\alpha}$	5.3273	$C_{n_r}$	-0.0419
$C_{x_u}$	-0.0248	$C_{y_r}$	-0.1387
$C_{z_u}$	-0.0007	$i_A Longitudinal$	125.11
$C_{z_q}$	10.7494	$i_B Longitudinal$	2789.03
$C_{m_q}$	-9.764	$i_C Longitudinal$	136.40
$C_{z\dot{\alpha}}$	5.3273	$i_E Longitudinal$	-12.7566
$C_{m\dot{\alpha}}$	-57.2322	$i_A Lateral$	1.1081
$C_{y\beta}$	0	$i_B Lateral$	2.2509
$C_{l\beta}$	-0.0020	$i_C Lateral$	1.2080
$C_{n\beta}$	-0.0645	$i_E Lateral$	-0.1130
$C_{y_p}$	0	$\mu Longitudinal$	152.10
$C_{n_p}$	0.0284	$\mu Lateral$	14.161
$C_{l_p}$	-0.5534	$t^*$	0.03375

**Tabla 4-7:** Derivadas de estabilidad y constantes de velocidad stall a 16m/s.

Empleando las ecuaciones 2-4 y 2-5, en la condición de operación de velocidad stall a 16m/s, tenemos que el fugoide presentó el comportamiento ilustrado en la figura 4-6 y en la figura 4-7 se presenta el comportamiento del fugoide a una velocidad de 20 m/s, con las características de movimiento dadas en la tabla 4-8.



**Figura 4-6:** Fugoide de velocidad stall a 16m/s. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-7:** Fugoide de velocidad stall a 20m/s. FUENTE[AUTOR]

En la Figura 4-6 se puede observar que la aeronave se estabiliza de una manera más prolongada, por lo contrario en la Figura 4-7 presenta un mayor desempeño en atender la condición de fugoide y se estabiliza a los 1400 segundos, probando que a una mayor velocidad el aeronave presenta una mayor capacidad de recuperación para esta condición.

Fugoide	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.0434
Razon de amortiguacion	0.0278
Periodo [s]	144.86
$t_{half}$ [s]	571.29
$N_{half}$ [ciclos]	3.9437
Autovalor	$-0,000109 \pm 0,002714i$

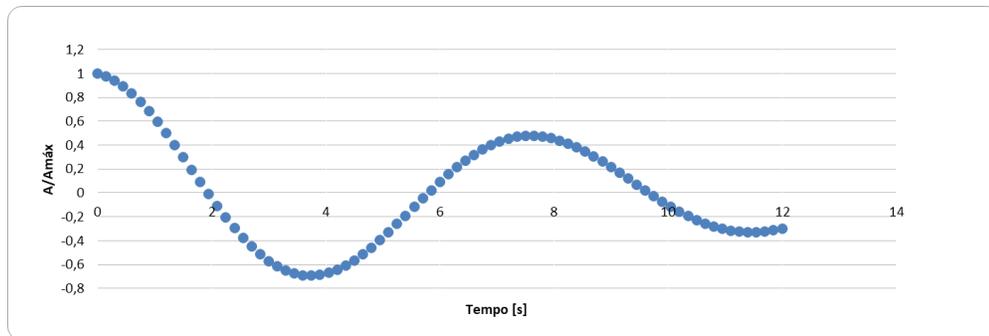
**Tabla 4-8:** Características de Fugoide de velocidad stall a 16m/s.

En la tabla 4-8, ( $t_{half}$ ) es el tiempo para el fugoide atienda la mitad de la amplitud de la oscilación inicial, y ( $N_{half}$ ) es el número de ciclos referentes a ese tiempo.

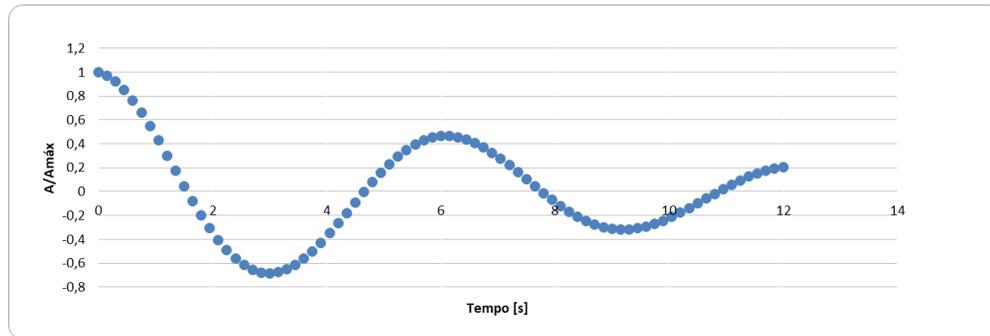
Como el autovalor que caracteriza ese movimiento tiene parte real negativa, el movimiento de fugoide de la aeronave es estable a 16m/s y respectivamente a 20 m/s.

#### 4.2.2. Corto periodo

Empleando las ecuaciones 2-8 y 2-9, en la condición de operación de velocidad stall de 16 m/s y 20 m/s respectivamente. Tenemos que el corto periodo presentó el comportamiento ilustrado en la figura 4-8 Y 4-9, con las características de movimiento dadas en la tabla 4-9.



**Figura 4-8:** Corto periodo de velocidad stall a 16m/s. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-9:** Corto periodo de velocidad stall a 20m/s. FUENTE[AUTOR]

De la misma forma que sucedió en el fugoide, la aeronave atiende de manera más eficiente en el corto periodo a una velocidad más alta, como se puede observar en la Figura 4-9 a comparación de la Figura 4-8.

Corto periodo	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.8180
Razón de amortiguación	0.1178
Periodo [s]	7.6806
$t_{half}$ [s]	0.8493
$N_{half}$ [ciclos]	0.11058
Autovalor	$-0,020800 \pm 0,038210i$

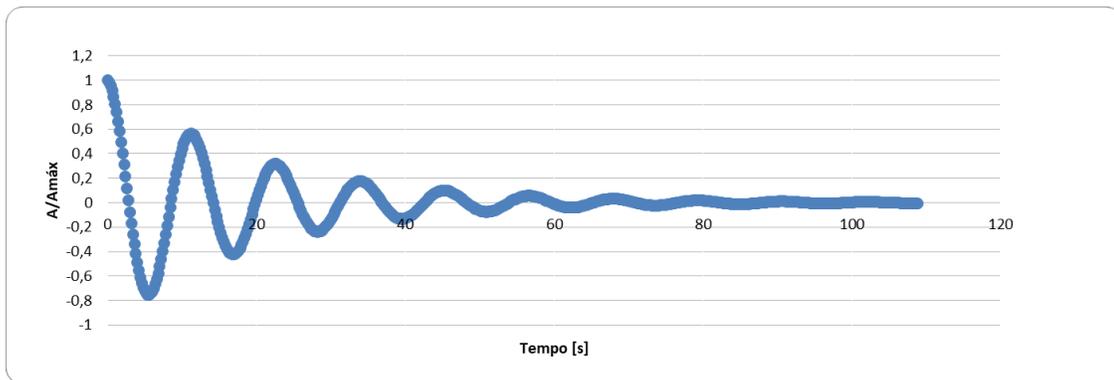
**Tabla 4-9:** Características de Corto periodo de velocidad stall a 16m/s.

### 4.2.3. Latero-Direccionales

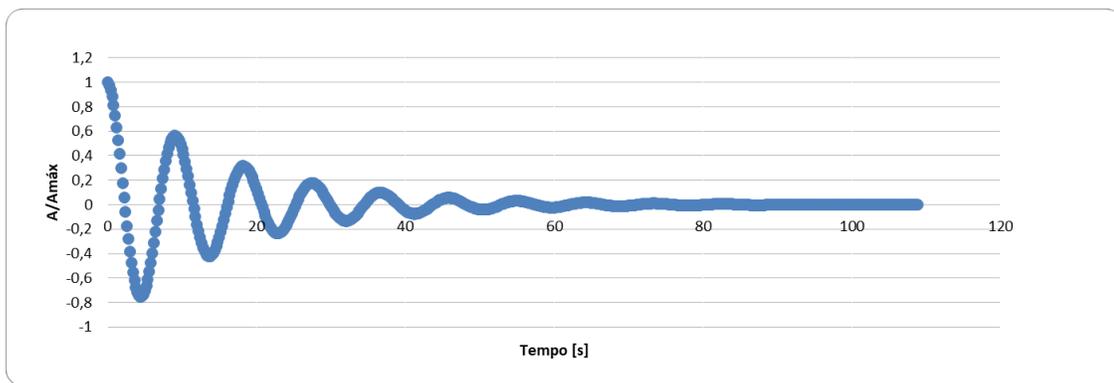
Empleando las ecuaciones 2-10 a 2-15, en la condición de operación de velocidad stall de 16 m/s y 20 m/s, tenemos que los movimientos latero-direccionales toman los valores presentados en la tabla 4-10 y representaciones graficas de la razón de la amplitud por el tiempo son presentadas para Dutch Roll (Figura 4-10 y 4-11), movimiento roll (Figura 4-12 y 4-13) y spiraling (Figura 4-14 y 4-15), respectivamente.

Latero-Direccional	
Coeficientes	
A	-105.58
B	20.571
C	-1.4292
D	-1.0190
E	0.0015
Autovalores	
-0.001712	0.01876 <b>i</b>
-0.001712	-0.01876 <b>i</b>
-0.1504	0 <b>i</b>
-0.0028	0 <b>i</b>
Dutch Roll	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.5558
Razón de amortiguación	0.0912
Periodo [s]	11.3037
$t_{half}$ [s]	13.6025
$N_{half}$ [ciclos]	1.2033
Autovalor	$-0,0014616 \pm 0,09571\mathbf{i}$
Movimiento Roll	
$t_{half}$ [s]	0.155
Autovalor	-0.1504
Spiraling	
$t_{half}$ [s]	8.32
Autovalor	-0.0028

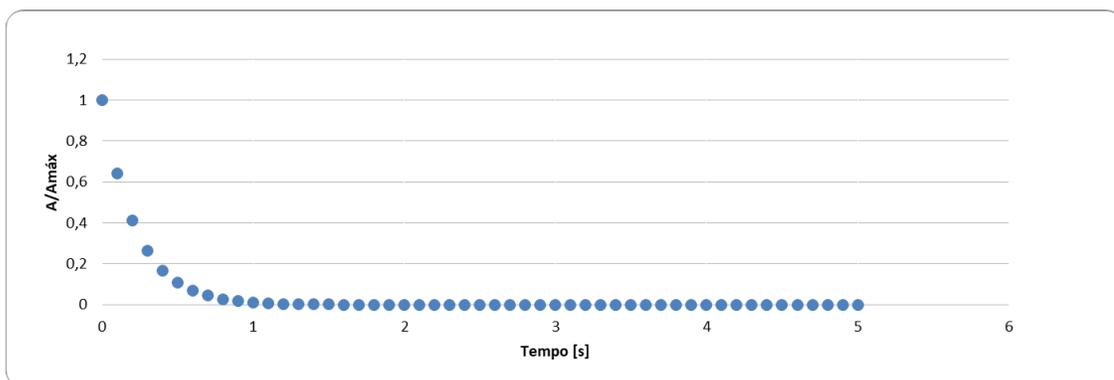
**Tabla 4-10:** Estabilidad dinámica latero-direccional de velocidad stall a 16m/s.



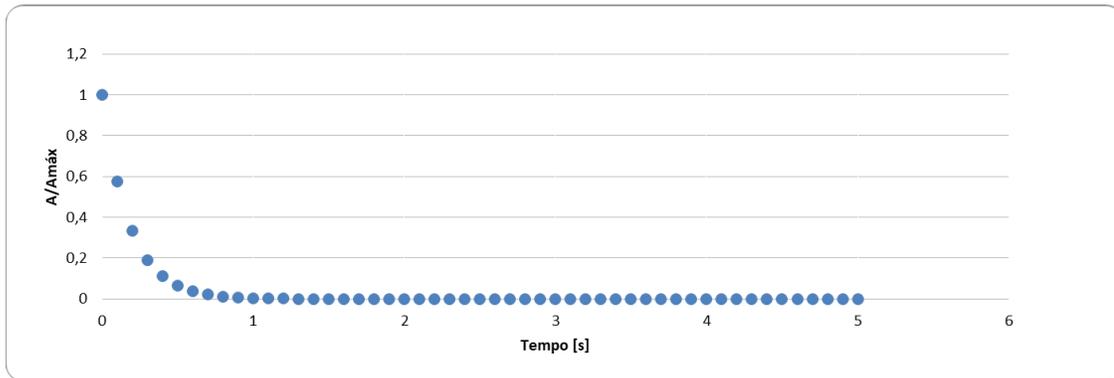
**Figura 4-10:** Dutch Roll de velocidad stall a 16m/s. FUENTE[AUTOR]



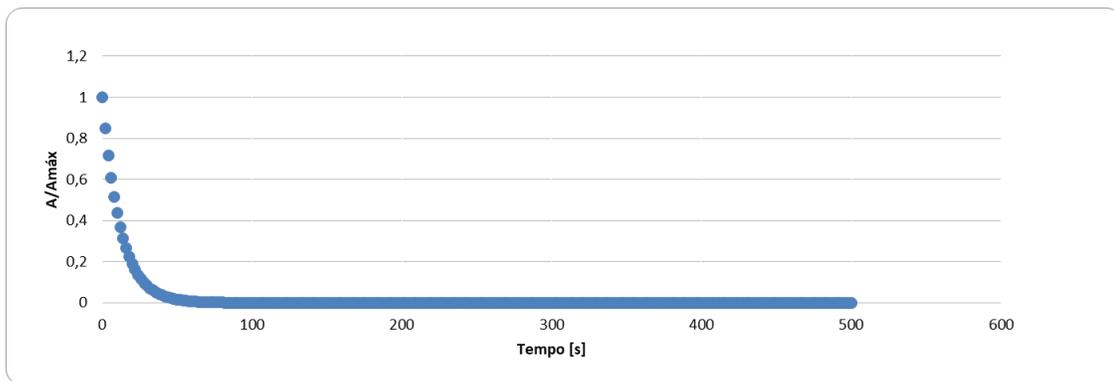
**Figura 4-11:** Dutch Roll de velocidad stall a 20m/s. FUENTE[AUTOR]



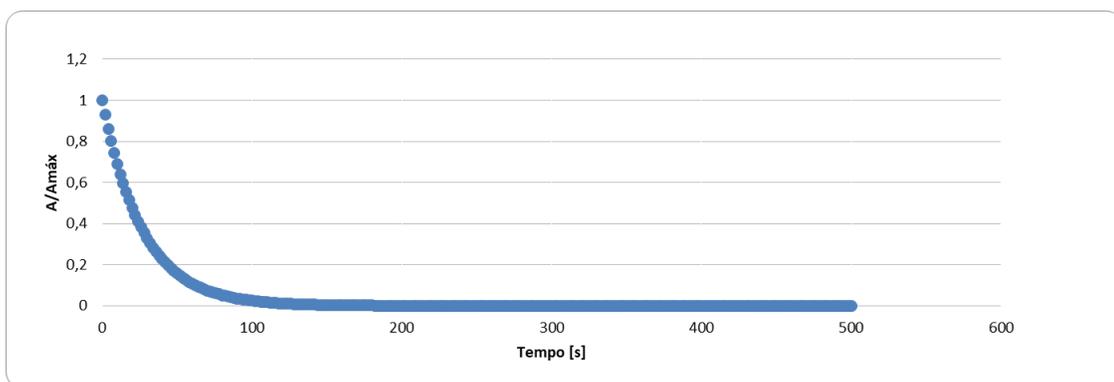
**Figura 4-12:** Movimiento Roll de velocidad stall a 16m/s. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-13:** Movimiento Roll de velocidad stall a 20m/s. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-14:** spiraling de velocidad stall a 16m/s. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-15:** spiraling de velocidad stall a 20m/s. FUENTE[AUTOR]

De la misma forma como ocurrió con la dinámica longitudinal, todos los autovalores de estudio de la dinámica latero-direccional tienen parte real negativa, caracterizando todos los movimientos como estables.

Por lo tanto, la aeronave con las características de velocidad stall a 16m/s es dinámicamente estable, pero como se puede observar en las gráficas anteriores, el aeronave presenta una estabilidad más eficiente a una velocidad superior a 16 m/s en este caso es más estable a 20 m/s.

## 4.3. Techo de operación

### 4.3.1. Fugoide

Todas las derivadas y constantes obtenidas para el estudio de estabilidad en techo de operación se presentaran a continuación. Los datos de entrada se muestran en la tabla 4-11 y las derivadas e constantes calculadas son dadas en la tabla 4-12.

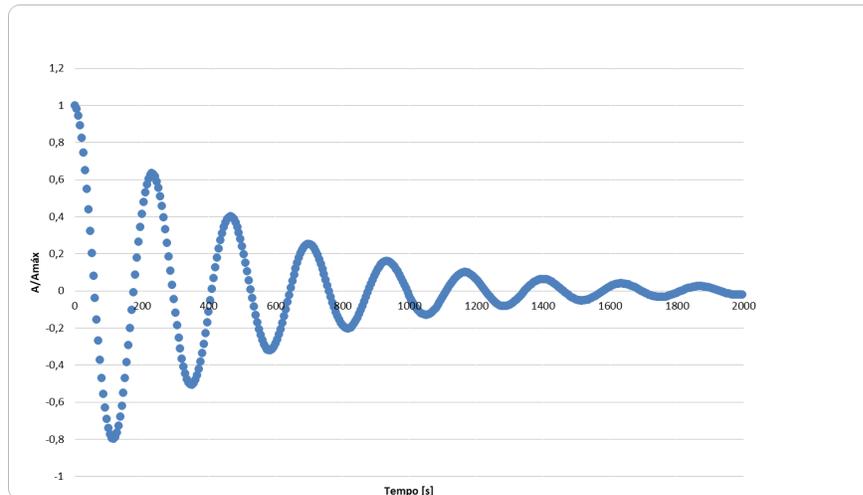
Datos			
$C_{l_0}$	0.156	$b[m]$	2.9
AR	11	$V_{fus}[m^3]$	0.03
e	0.98	$T_c[N]$	10
$C_{l_\alpha}[1/rad]$	5.314	$Parcial(paracalcular \frac{\partial \sigma}{\partial \beta})$	0
$C_{D_0}$	0.0160	$\frac{\partial \sigma}{\partial \beta}$	0.3881
$C_{m_\alpha}$	-2.287	$\beta(razn de velocidades)$	0.9988
$\theta_0[rad]$	0	$Z_F[m]$	0.3274
M	0.0765	$k(derivada de sustentacion)$	0.9391
$\frac{\partial C_D}{\partial M}$	0.003456	$l_F[m]$	1.16
$a_t[1/rad]$	0	$(C_{D_0})_\alpha[1/grados]$	0.004171
$V_H$	0.052	$S_F[m^2]$	0.1042
$l_t[m]$	0.6	$\frac{\partial \sigma}{\partial r}$	0
$\bar{c}[m]$	0.27	$m[Kg]$	15.5
$\mu_0[m/s]$	26	$I_{xx}[kg.m^2]$	2.55
$\rho[kg/m^3]$	0.7768	$I_{yy}[kg.m^2]$	5.18
$S[m^2]$	0.75	$I_{zz}[kg.m^2]$	2.78
CG	0.74	$I_{xz}[kg.m^2]$	-0.26
$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$	0.3756		
$G(k)/k(frecuencia reducida)$	-20.67		
$\Lambda[grados]$	0		
$\Gamma[grados]$	0		
$Z_w[m]$	0.32741		

Tabla 4-11: Datos para calculo en techo de operación

Datos			
$C_{x\alpha}$	0.1270	$C_{l_r}$	0.0726
$C_{z\alpha}$	5.3169	$C_{n_r}$	-0.0449
$C_{x_u}$	-0.0320	$C_{y_r}$	0.1388
$C_{z_u}$	-0.0009	$i_A Longitudinal$	162.11
$C_{z_q}$	10.7402	$i_B Longitudinal$	3613.75
$C_{m_q}$	-9.733	$i_C Longitudinal$	176.13
$C_{z\dot{\alpha}}$	0	$i_E Longitudinal$	-16.5287
$C_{m\dot{\alpha}}$	-62.8881	$i_A Lateral$	1.4357
$C_{y\beta}$	0	$i_B Lateral$	2.9165
$C_{l\beta}$	-0.0020	$i_C Lateral$	1.5652
$C_{n\beta}$	-0.0646	$i_E Lateral$	-0.1464
$C_{y_p}$	0	$\mu Longitudinal$	197.07
$C_{n_p}$	0.0233	$\mu Lateral$	18.348
$C_{l_p}$	-0.5541	$t^*$	0.02076

**Tabla 4-12:** Derivadas de estabilidad y constantes en techo de operación.

Empleando las ecuaciones 2-4 y 2-5, en la condición de techo operación, tenemos que el fugoide presentó el comportamiento ilustrado en la figura 4-16, se presenta el comportamiento del fugoide, con las características de movimiento dadas en la tabla 4-13.



**Figura 4-16:** Fugoides en techo de operación. FUENTE[AUTOR]

Fugoides	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.0270
Razón de amortiguación	0.0725
Periodo [s]	233.76
$t_{half}$ [s]	353.03
$N_{half}$ [ciclos]	1.5102
Autovalor	$-0,000109 \pm 0,002714i$

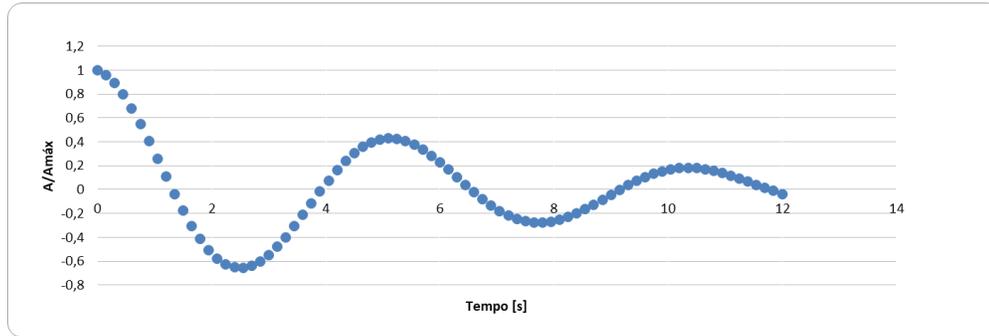
**Tabla 4-13:** Características de Fugoides en techo de operación

En la tabla 4-13, ( $t_{half}$ ) es el tiempo para el fugoides atienda la mitad de la amplitud de la oscilación inicial, y ( $N_{half}$ ) es el número de ciclos referentes a ese tiempo.

Como el autovalor que caracteriza ese movimiento tiene parte real negativa, el movimiento de fugoides de la aeronave es estable en la condición de techo de operación.

### 4.3.2. Corto periodo

Empleando las ecuaciones 2-8 y 2-9, en la condición de techo de operación. Tenemos que el corto periodo presentó el comportamiento ilustrado en la figura 4-17, con las características de movimiento dadas en la tabla 4-14.



**Figura 4-17:** Corto periodo en techo de operación. FUENTE[AUTOR]

Corto periodo	
Frecuencia Natural [rad/s]	1.2111
Razón de amortiguación	0.1352
Periodo [s]	5.1875
$t_{half}$ [s]	0.5749
$N_{half}$ [ciclos]	0.11083
Autovalor	$-0,020800 \pm 0,038210i$

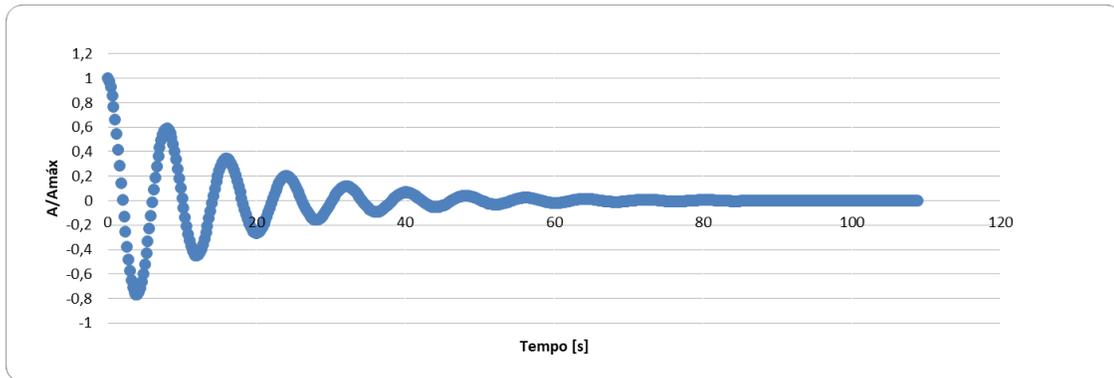
**Tabla 4-14:** Características de Corto periodo en techo de operación.

### 4.3.3. Latero-Direccionales

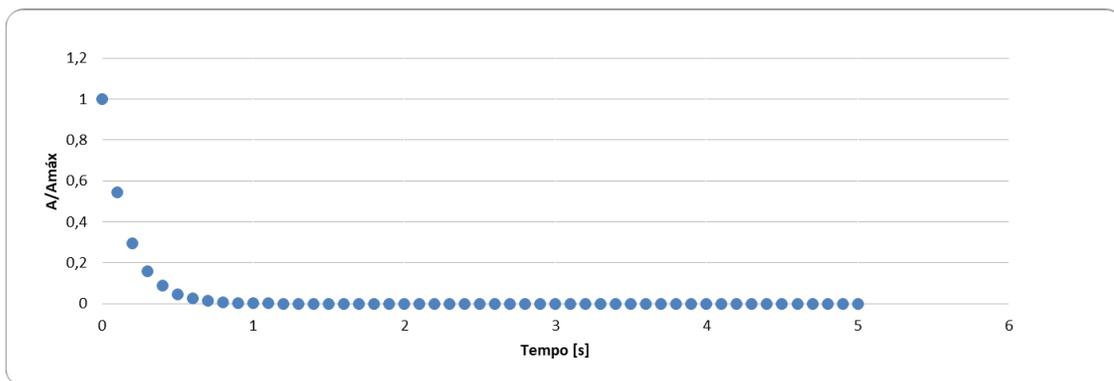
Empleando las ecuaciones 2-10 a 2-15, en la condición techo de operación, tenemos que los movimientos latero-direccionales. Los resultados son presentados en la tabla 4-10 y representaciones graficas de la razón de la amplitud por el tiempo son presentadas para Dutch Roll (Figura 4-18), movimiento roll (Figura 4-19) y spiraling (Figura 4-20), respectivamente.

Latero-Direccional	
Coeficientes	
A	-229.67
B	34.707
C	-2.5290
D	-1.3113
E	0.0007
Autovalores	
-0.001376	0.01629 <b>i</b>
-0.001376	-0.01629 <b>i</b>
-0.1266	0 <b>i</b>
-0.0026	0 <b>i</b>
Dutch Roll	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.7843
Razón de amortiguación	0.0844
Periodo [s]	8.010
$t_{half}$ [s]	10.4148
$N_{half}$ [ciclos]	1.3
Autovalor	$-0,0014616 \pm 0,09571\mathbf{i}$
Movimiento Roll	
$t_{half}$ [s]	0.113
Autovalor	-0.1266
Spiraling	
$t_{half}$ [s]	5.51
Autovalor	-0.0026

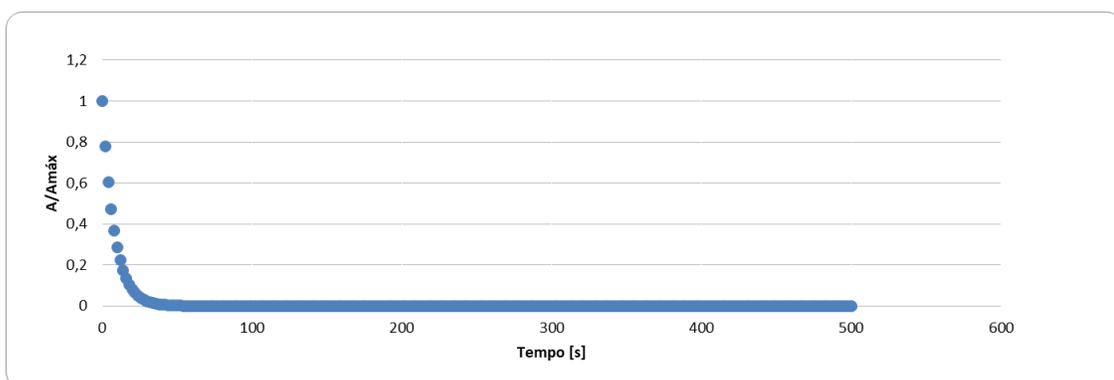
**Tabla 4-15:** Estabilidad dinámica latero-direccional en techo de operación



**Figura 4-18:** Dutch Roll en techo de operación. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-19:** Movimiento Roll en techo de operación. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-20:** spiraling en techo de operación. FUENTE[AUTOR]

De la misma forma como ocurrió con la dinámica longitudinal, todos los autovalores de estudio de la dinámica latero-direccional tienen parte real negativa, caracterizando todos los movimientos como estables.

Es posible pensar que la densidad afecta directamente la estabilidad longitudinal del avión, pues para la condición a nivel del mar el tiempo para que el avión vuelva a la condición de equilibrio es menor en relación a las otras condiciones.

Para la última condición en estudio se pudo observar, que el avión tiene un excelente condición de desempeño pese a la altura y velocidad a la cual está sometida, mostrando así cortos tiempos de reacción, lo cual indica su pronta recuperación a su estado de equilibrio en el momento de cualquier perturbación anteriormente nombrada.

## 4.4. Simulación de operación en volcán Galeras

### 4.4.1. Fugoides

Todas las derivadas y constantes obtenidas para el estudio de estabilidad en la condición de operación en volcán Galeras se presentarán a continuación. Los datos de entrada se muestran en la tabla 4-16 y las derivadas e constantes calculadas son dadas en la tabla 4-17.

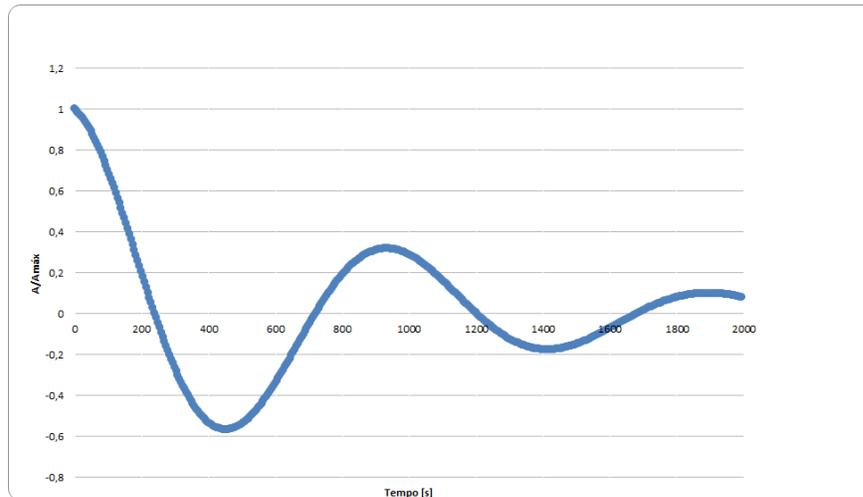
Datos			
$C_{l_0}$	0.050	$b[m]$	2.9
AR	11	$V_{fus}[m^3]$	0.03
e	0.98	$T_c[N]$	10
$C_{l_\alpha}[1/rad]$	5.3383	$Parcial(paracalcular \frac{\partial \sigma}{\partial \beta})$	0
$C_{D_0}$	0.0129	$\frac{\partial \sigma}{\partial \beta}$	0.3881
$C_{m_\alpha}$	-2.3251	$\beta(razn de velocidades)$	0.9988
$\theta_0[rad]$	0	$Z_F[m]$	0.3274
M	0.0588	$k(derivada de sustentacion)$	0.9391
$\frac{\partial C_D}{\partial M}$	0.002787	$l_F[m]$	1.16
$a_t[1/rad]$	0	$(C_{D_0})_\alpha[1/grados]$	0.004171
$V_H$	0.052	$S_F[m^2]$	0.1042
$l_t[m]$	0.6	$\frac{\partial \sigma}{\partial r}$	0
$\bar{c}[m]$	0.27	$m[Kg]$	15.5
$\mu_0[m/s]$	20	$I_{xx}[kg.m^2]$	2.55
$\rho[kg/m^3]$	0.7768	$I_{yy}[kg.m^2]$	5.18
$S[m^2]$	0.75	$I_{zz}[kg.m^2]$	2.78
CG	0.74	$I_{xz}[kg.m^2]$	-0.26
$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$	0.3756		
$G(k)/k(frecuencia reducida)$	-20.67		
$\Lambda[grados]$	0		
$\Gamma[grados]$	0		
$Z_w[m]$	0.32741		

**Tabla 4-16:** Datos para calculo en operación en volcán Galeras

Datos			
$C_{x\alpha}$	-0,076	$C_{l_r}$	-0.0042
$C_{z\alpha}$	5,3377	$C_{n_r}$	-0,0414
$C_{x_u}$	-0,0258	$C_{y_r}$	0.1413
$C_{z_u}$	-0.0002	$i_A Longitudinal$	162.11
$C_{z_q}$	10.8691	$i_B Longitudinal$	3613.75
$C_{m_q}$	-10,030	$i_C Longitudinal$	176.13
$C_{z\dot{\alpha}}$	0	$i_E Longitudinal$	-16.5287
$C_{m\dot{\alpha}}$	-62.3617	$i_A Lateral$	1.4357
$C_{y\beta}$	0	$i_B Lateral$	2.9165
$C_{l\beta}$	-0.0020	$i_C Lateral$	1.5652
$C_{n\beta}$	-0.0630	$i_E Lateral$	-0.1464
$C_{y_p}$	0	$\mu Longitudinal$	197.07
$C_{n_p}$	-0,0148	$\mu Lateral$	18.348
$C_{l_p}$	-0.5541	$t^*$	0.02076

**Tabla 4-17:** Derivadas de estabilidad y constantes en operación en volcán Galeras.

Empleando las ecuaciones 2-4 y 2-5, en la condición de operación en volcán Galeras, tenemos que el fugoide presentó el comportamiento ilustrado en la figura 4-21, se presenta el comportamiento del fugoide, con las características de movimiento dadas en la tabla 4-18.



**Figura 4-21:** Fugoide en operación volcán Galeras. FUENTE[AUTOR]

Fugoide	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.0066
Razón de amortiguación	0.1824
Periodo [s]	961.76
$t_{half}$ [s]	569.22
$N_{half}$ [ciclos]	0.5919
Autovalor	$-0,0000327 \pm 0,02514i$

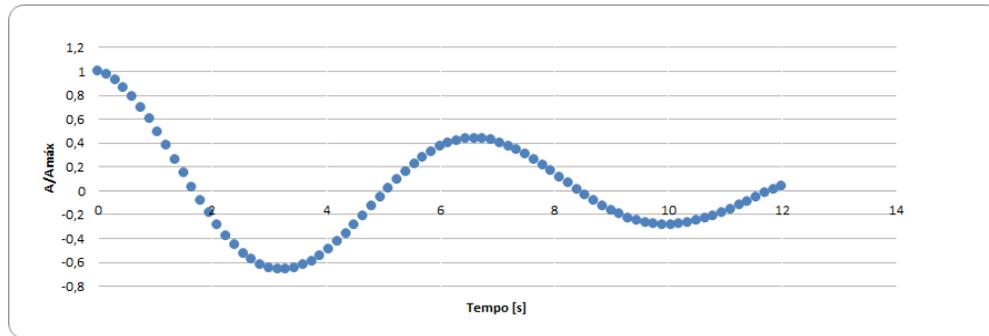
**Tabla 4-18:** Características de Fugoide en operación volcán Galeras.

En la tabla 4-18, ( $t_{half}$ ) es el tiempo para el fugoide atienda la mitad de la amplitud de la oscilación inicial, y ( $N_{half}$ ) es el número de ciclos referentes a ese tiempo.

Como el autovalor que caracteriza ese movimiento tiene parte real negativa, el movimiento de fugoide de la aeronave es estable en la condición de techo de operación.

#### 4.4.2. Corto periodo

Empleando las ecuaciones 2-8 y 2-9, en la condición de operación volcán Galeras. Tenemos que el corto periodo presentó el comportamiento ilustrado en la figura 4-22, con las características de movimiento dadas en la tabla 4-19.



**Figura 4-22:** Corto periodo en operación volcán Galeras. FUENTE[AUTOR]

Corto periodo	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.9394
Razón de amortiguación	0.1318
Periodo [s]	6.6880
$t_{half}$ [s]	0.7409
$N_{half}$ [ciclos]	0.1107
Autovalor	$-0,003344 \pm -0,02514i$

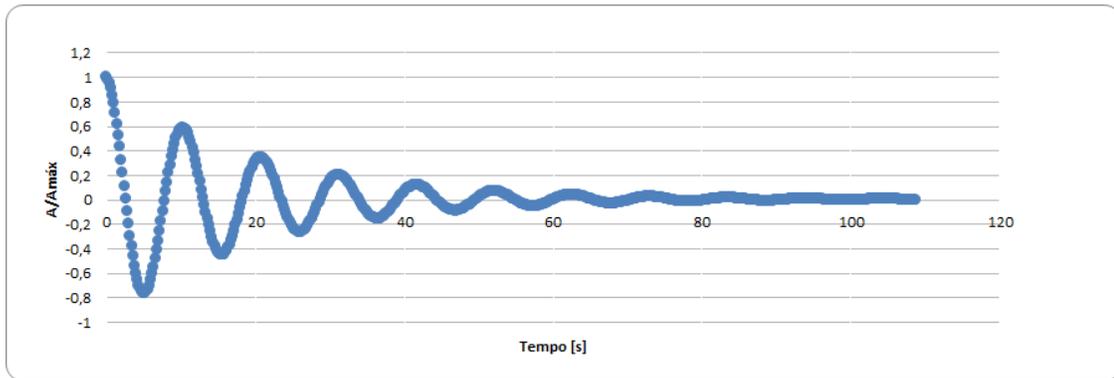
**Tabla 4-19:** Características de Corto periodo en operación volcán Galeras.

#### 4.4.3. Latero-Direccionales

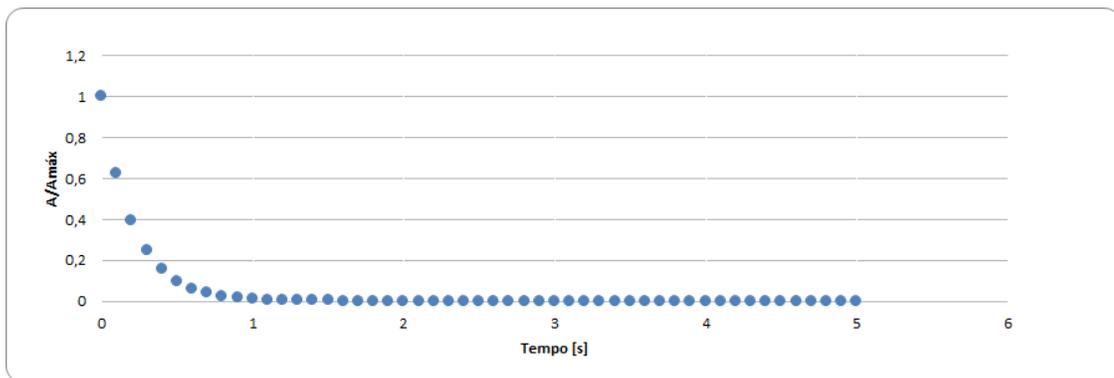
Empleando las ecuaciones 2-10 a 2-15, en la condición operación volcán Galeras, tenemos que los movimientos latero-direccionales. Los resultados son presentados en la tabla 4-x y representaciones graficas de la razón de la amplitud por el tiempo son presentadas para Dutch Roll (Figura 4-x), movimiento roll (Figura 4-x) y spiraling (Figura 4-x), respectivamente.

Latero-Direccional	
Coeficientes	
A	-229.67
B	33.905
C	-2.4816
D	-1.2852
E	0.0000
Autovalores	
-0.001376	0.01629 <b>i</b>
-0.001376	-0.01629 <b>i</b>
-0.1266	0 <b>i</b>
-0.0026	0 <b>i</b>
Dutch Roll	
Frecuencia Natural [rad/s]	0.6033
Razón de amortiguación	0.0844
Periodo [s]	10.41
$t_{half}$ [s]	13.53
$N_{half}$ [ciclos]	1.3
Autovalor	$-0,0014616 \pm 0,09571\mathbf{i}$
Movimiento Roll	
$t_{half}$ [s]	0.147
Autovalor	-0.1266
Spiraling	
$t_{half}$ [s]	7.17
Autovalor	-0.0026

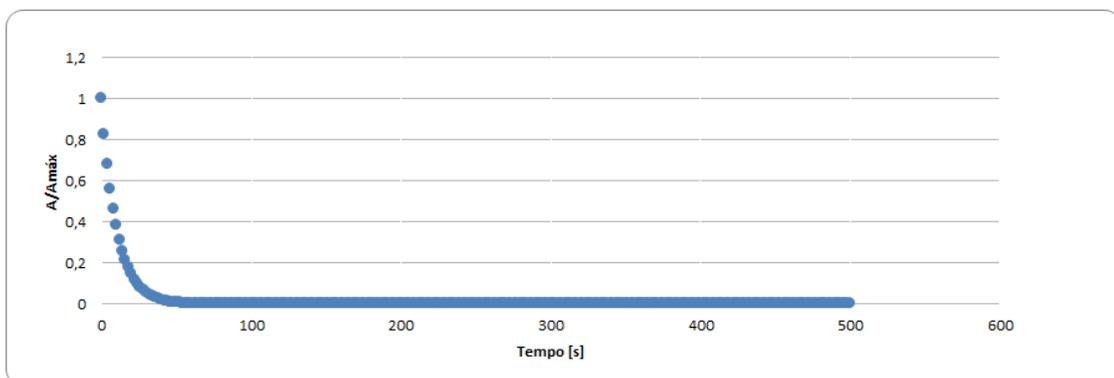
**Tabla 4-20:** Estabilidad dinámica latero-direccional en operación volcán Galeras



**Figura 4-23:** Dutch Roll en operación volcán Galeras. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-24:** Movimiento Roll en operación volcán Galeras. FUENTE[AUTOR]



**Figura 4-25:** spiraling en operación volcán Galeras. FUENTE[AUTOR]

De la misma forma como ocurrió con la dinámica longitudinal, todos los autovalores de estudio de la dinámica latero-direccional tienen parte real negativa, caracterizando todos los movimientos como estables.

# Capítulo 5

## Conclusiones

En este proyecto se presentó el diseño de superficies de control y el correspondiente estudio de estabilidad dinámica de la aeronave URCUNINA-UAV. Las superficies de control de la aeronave (Alerón y Ruddervators) fueron diseñadas usando modelos semi-empíricos, los cuales sugirieron como sería el comportamiento de la aeronave en vuelo.

Una vez obtenida la geometría de las superficies de control, una serie de simulaciones computacionales fueron realizadas utilizando el software TORNADO. Estas simulaciones permitieron determinar el comportamiento de la aeronave en diferentes condiciones de vuelo, generando las derivadas de estabilidad en cada condición.

Debido a la particular misión del URCUNINA-UAV, el análisis de estabilidad presentado garantizó que la aeronave mantenga una posición de vuelo óptima, considerando su estado natural de equilibrio en un intervalo de tiempo recorrido. En otras palabras, se observó que después de una dada perturbación, la aeronave puede regresar a una condición de vuelo recto y nivelado, para cualquier condición de vuelo. Para esto, las ecuaciones de movimiento de la aeronave (fugoide, corto periodo y perturbaciones latero-direccionales) fueron desarrolladas a través de la matriz de espacio de estados, donde fueron consideradas tres condiciones de vuelo, las cuales fueron: variación de ángulo de ataque, velocidad y densidad.

Vale resaltar que la aeronave presenta una recuperación más eficaz a altas velocidades y a bajas alturas, debido a que el tiempo de recuperación de cada perturbación es más corto, comparando los resultados obtenidos a bajas velocidades y mayores alturas. Sin embargo, se logró garantizar que la aeronave URCUNINA-UAV es apta para desempeñar su misión en términos de estabilidad.

Posteriores estudios estructurales serán necesarios para determinar que seha una aeronave con las capacidades necesarias para soportar los esfuerzos generados en cada una de las superficies aerodinámicas diseñadas y estudiadas para la estabilidad dinámica.

Este es un trabajo preliminar de estabilidad, el cual se espera que en su futuro se planteen ciertas pautas para un sistema de control, el cual sea capaz de mitigar un estado de múltiples perturbaciones en el sistema.

# Bibliografía

- [1] AIRES, U.Buenos. *Geoquímica de fluidos*. url<http://www.gesva.gl.fcen.uba.ar/observ-geoquimicadefluidos.htm>. 2013
- [2] BRAVO-MOSQUERA, P ; MARTINS-ABDALLA, A ; CERÓN-MUÑOZ, H ; CATALANO, F: Conceptual and aerodynamic design of a UAV for superficial volcano monitoring. En: *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 2016, p. 0397
- [3] BRAVO-MOSQUERA, Pedro D. ; BOTERO-BOLIVAR, Laura ; ACEVEDO-GIRALDO, Daniel ; CERÓN-MUÑOZ, Hernán D.: Aerodynamic design analysis of a UAV for superficial research of volcanic environments. En: *Aerospace Science and Technology* 70 (2017), p. 600–614
- [4] CAUGHEY, David A.: Introduction to aircraft stability and control course notes for M&AE 5070. En: *Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering Cornell University* (2011)
- [5] COOK, Michael V.: *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control*. Butterworth-Heinemann, 2012
- [6] ETKIN, Bernard ; REID, Lloyd D.: *Dynamics of flight*. Vol. 2. Wiley New York, 1959
- [7] FAC: *Contingencia ante posible erupción de volcanes*. url<https://www.fac.mil.co>. 2015. – Accedido 24-02-2018
- [8] GARCÍA, M: *Diseño de un UAV ligero de propulsión eléctrica para monitorización medioambiental*, Tesis de pregrado). Escuela Superior de Ingenieros Universidad de Sevilla . . . , Tesis de Grado, 2010
- [9] HOWE, Denis ; RORIE, George: *Aircraft conceptual design synthesis*. Professional Engineering Publishing London, UK, 2000
- [10] MATA BUESO, Enrique. *Unsteady aerodynamic vortex lattice of moving aircraft*. 2011
- [11] MELIN, Tomas: A vortex lattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing applications. En: *Royal Institute of Technology, Sweden* (2000)

- 
- [12] MUÑOZ, Miguel A. *Manual de Vuelo*. url<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV16.html>. 2008
- [13] OGATA, Katsuhiko ; YANG, Yanjuan: *Modern control engineering*. Vol. 4. Prentice-Hall, 2002
- [14] PAMADI, Bandu N.: *Performance, stability, dynamics, and control of airplanes*. American Institute of aeronautics and astronautics, 2004
- [15] POVEDA, Daniel R.: *Colombia esta ubicada en una de las zonas sísmicas más activas de la Tierra*. url<https://www.colombiamegusta.com/colombia-esta-ubicada-una-las-zonas-sismicas-mas-activas-la-tierra/>. 2017. – Accedido 24-02-2018
- [16] RAYMER, Daniel: *Aircraft Design: A Conceptual Approach 5e and RDSWin STUDENT*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012
- [17] SADRAEY, Mohammad H.: *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons, 2012
- [18] SGC: *Objetivos estrategicos*. url<https://www2.sgc.gov.co>. 2018. – Accedido 24-02-2018