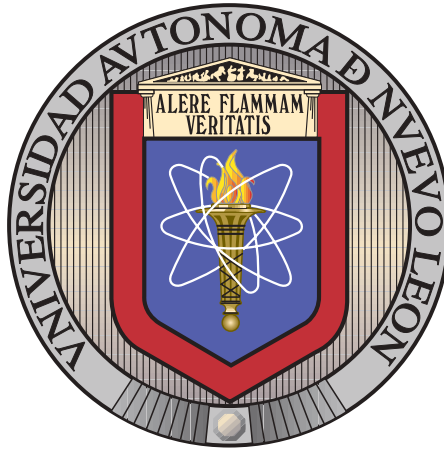


UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



TESIS

PRUEBAS EXPERIMENTALES DE LA DINÁMICA  
LONGITUDINAL DE UNA MICROAERONAVE

POR

JAIME FERNANDO AGUILAR ZÚÑIGA

COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE

MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA

CON ORIENTACIÓN EN DINÁMICA DE VUELO

AGOSTO 2017

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO



TESIS

PRUEBAS EXPERIMENTALES DE LA DINÁMICA  
LONGITUDINAL DE UNA MICROAERONAVE

POR

JAIME FERNANDO AGUILAR ZÚÑIGA

COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE

MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA  
CON ORIENTACIÓN EN DINÁMICA DE VUELO

AGOSTO 2017

---

**Universidad Autónoma de Nuevo León**  
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica  
Subdirección de Estudios de Posgrado

Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la Tesis «Pruebas experimentales de la dinámica longitudinal de una microaeronave», realizada por el alumno Jaime Fernando Aguilar Zúñiga, con número de matrícula 1443024, sea aceptada para su defensa como requisito parcial para obtener el grado de Maestría en Ingeniería Aeronáutica con orientación en Dinámica de Vuelo.

El Comité de Tesis



Dr. Octavio García Salazar

Director



Dr. Daniel Lódrado Martínez Végaes

Co-director



Dr. Juan Carlos Ibarra Martínez

Co-director

V. B.



Dr. Simón Martínez Martínez

Subdirección de Estudios de Posgrado

San Nicolás de los Garza, Nuevo León, agosto 2017

*A mis padres Santa Cristina Zúñiga Maldonado e Isidro García, hermanas Blanca Marla, Lourdes Iveth Aguilar Zúñiga y primo Samuel Santana Zúñiga.*

# ÍNDICE GENERAL

---

<b>Agradecimientos</b>	<b>xv</b>
<b>Resumen</b>	<b>xvi</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Movimiento del avión . . . . .	1
1.2. Variaciones de la estabilidad longitudinal debido al cambio del centro de gravedad . . . . .	2
1.3. Objetivo . . . . .	3
1.4. Justificación . . . . .	3
1.5. Hipótesis . . . . .	4
1.6. Limitaciones de estudio . . . . .	4
<b>2. Marco Teórico</b>	<b>5</b>
2.1. Movimiento longitudinal del avión . . . . .	5
2.1.1. Contribución del ala . . . . .	5
2.1.2. Contribución del empenaje: estabilidad horizontal . . . . .	7

---

2.1.3. Contribución del fuselaje . . . . .	12
2.1.4. Ecuación final del movimiento de cabeceo de un avión . . . . .	15
2.2. Estabilidad longitudinal del avión . . . . .	18
2.2.1. Estabilidad estática longitudinal . . . . .	18
2.2.2. Estabilidad dinámica longitudinal . . . . .	20
2.3. Análisis de la estabilidad estática longitudinal . . . . .	22
2.4. Identificación de los modelos de la dinámica longitudinal . . . . .	23
2.4.1. Identificación teórica para un sistema de segundo orden ante entrada impulso . . . . .	24
2.5. Estado de la ciencia . . . . .	26
<b>3. Experimentación</b>	<b>30</b>
3.1. Primer plataforma experimental . . . . .	30
3.2. Diseño de la plataforma experimental . . . . .	31
3.2.1. Bahía de carga . . . . .	31
3.2.2. Fuselaje . . . . .	33
3.2.3. Ala . . . . .	34
3.2.4. Estabilizador horizontal . . . . .	37
3.2.5. Diseño de la aviónica . . . . .	40
3.3. Integración general y especificaciones . . . . .	41
3.4. Construcción de la plataforma experimental . . . . .	42

---

3.4.1. Bahía de carga . . . . .	43
3.4.2. Fuselaje . . . . .	45
3.4.3. Ala . . . . .	45
3.4.4. Estabilizador horizontal . . . . .	46
3.5. Construcción de la aviónica . . . . .	47
3.6. Integración final de la plataforma experimental . . . . .	48
3.6.1. Caracterización del elevador . . . . .	48
3.6.2. Obtención del centro de gravedad . . . . .	49
3.6.3. Operación para la plataforma de identificación . . . . .	51
<b>4. Resultados</b>	<b>56</b>
4.1. Respuesta al escalón . . . . .	56
<b>5. Análisis de resultados</b>	<b>61</b>
5.1. Discriminación de resultados . . . . .	61
5.2. Identificación del modelo lineal . . . . .	66
5.2.1. 1er respuesta al impulso . . . . .	67
5.2.2. 2da respuesta al impulso . . . . .	68
5.2.3. 3er respuesta al impulso . . . . .	69
5.2.4. 4ta respuesta al impulso . . . . .	69
5.2.5. 5ta respuesta al impulso . . . . .	70

---

<b>6. Conclusiones</b>	<b>71</b>
6.1. Aportaciones y conclusiones generales . . . . .	71
6.1.1. Trabajo futuro y mejoras . . . . .	72
<b>A. Apéndice</b>	<b>73</b>
A.1. Nomenclatura . . . . .	73



# ÍNDICE DE FIGURAS

---

1.1. Marcos inerciales tierra y cuerpo . . . . .	1
1.2. Márgenes de estabilidad longitudinal[1] . . . . .	3
2.1. Contribución del ala al análisis de la estabilidad estática longitudinal.	6
2.2. Contribución del empenaje trasero al análisis del momento de cabeceo	7
2.3. Cambios de la curva $C_m$ vs $\alpha$ debidos al elevador. . . . .	10
2.4. Parámetro de efectividad del elevador. . . . .	12
2.5. Procedimiento para calcular el $C_{mo}$ realizado por el fuselaje. . . . .	13
2.6. $k_2 - k_1$ contra $I_f/d$ . . . . .	14
2.7. Variación del ángulo de flujo local a lo largo del fuselaje . . . . .	15
2.8. Diagrama Ilustrando Varias Condiciones de Estabilidad Estática . . .	19
2.9. Perturbación del Ángulo de Ataque de Equilibrio . . . . .	20
2.10. Ejemplos de Estabilidad Dinámica. (a)Aperiódica (b)Oscilaciones Amor- tiguadas . . . . .	21
2.11. Ejemplo de Inestabilidad Dinámica . . . . .	21
2.12. Curva del coeficiente de momento con pendiente negativa. . . . .	22

---

2.13. Estabilidad estática longitudinal. (a) Posición de equilibrio; (b) Cabeceo ascendente por perturbación; (c) Cabeceo descendente por perturbación. . . . .	23
2.14. Interfaz identificación de sistemas . . . . .	24
2.15. Experimento en prueba [10] . . . . .	27
2.16. Boeing 1301 UCAV [2] . . . . .	27
2.17. Modelo a escala de UAV [3] . . . . .	28
2.18. Prueba VTF [4] . . . . .	29
3.1. Rango en número de Reynolds para aeronaves . . . . .	30
3.2. T-28 Funfighter . . . . .	31
3.3. Estructura mecánica para el movimiento del Centro de Gravedad . . .	32
3.4. Componentes electrónicos y mecánicos . . . . .	32
3.5. Bahía de carga . . . . .	33
3.6. Fuselaje de la micro-aeronave . . . . .	33
3.7. Cámara de prueba . . . . .	34
3.8. Perfil FX63-137 . . . . .	35
3.9. Coeficiente del perfil FX63-137 . . . . .	35
3.10. CAD del ala propuesta . . . . .	37
3.11. Perfil US-1000 . . . . .	37
3.12. Coeficientes del perfil US1000 . . . . .	37
3.13. Estabilizador horizontal - CAD . . . . .	40

---

3.14. Aviónica de la Microaeronave . . . . .	41
3.15. Diagrama para el movimiento del Centro de Gravedad . . . . .	41
3.16. Modelo Beluga JF-CS . . . . .	43
3.17. Estructura para el movimiento del CG . . . . .	43
3.18. Base del pivote para el movimiento del CG . . . . .	43
3.19. Unión de la estructura . . . . .	44
3.20. Tapas sujetadoras . . . . .	44
3.21. Bahía de carga . . . . .	44
3.22. Sujeción de la bahía de carga . . . . .	45
3.23. Fuselaje . . . . .	45
3.24. Ala . . . . .	46
3.25. Estabilizador horizontal . . . . .	46
3.26. Aviónica . . . . .	47
3.27. Aviónica en la microaeronave . . . . .	47
3.28. Instrumentación para el movimiento del CG . . . . .	48
3.29. Panel de Control CG . . . . .	48
3.30. Caracterización del Elevador . . . . .	49
3.31. Sumatoria de fuerzas para el equilibrio . . . . .	50
3.32. Plataforma total de medición . . . . .	51
3.33. Experimentación . . . . .	55

---

4.1. Primer conjunto de identificaciones . . . . .	57
4.2. Segundo conjunto de identificaciones . . . . .	58
4.3. Tercer conjunto de identificaciones . . . . .	59
4.4. Cuarto conjunto de identificaciones . . . . .	60
5.1. Identificaciones seleccionadas . . . . .	61
5.2. Identificaciones analizadas . . . . .	62
5.3. Identificaciones analizadas . . . . .	62
5.4. Identificaciones analizadas . . . . .	63
5.5. Identificaciones analizadas . . . . .	63
5.6. Identificaciones analizadas . . . . .	64
5.7. Identificaciones analizadas . . . . .	64
5.8. Identificaciones analizadas . . . . .	65
5.9. Identificaciones analizadas . . . . .	65
5.10. Identificaciones analizadas . . . . .	66
5.11. Identificaciones analizadas . . . . .	66
5.12. Identificaciones analizadas . . . . .	67
5.13. Identificaciones analizadas . . . . .	67
5.14. Primer gráfica identificada . . . . .	68
5.15. Segunda gráfica identificada . . . . .	68
5.16. Tercer gráfica identificada . . . . .	69

---

5.17. Cuarta gráfica identificada . . . . .	69
5.18. Quinta gráfica identificada . . . . .	70

# ÍNDICE DE TABLAS

---

3.1. Características de la micro-aeronave . . . . .	42
3.2. Caracterización ángulos del elevador . . . . .	49

# AGRADECIMIENTOS

---

El alumno Jaime Fernando Aguilar Zúñiga se complace en agradecer a sus padres: Santa Cristina Zúñiga Maldonado e Isidro García Maldonado como también a mis hermanas Blanca Marla y Lourdes Iveth Aguilar Zúñiga por la contribución al crecimiento personal y apoyo brindado a lo largo de mi trabajo de tesis.

A Samule Santana Zúñiga por el apoyo incondicional y la confianza que ha puesto en mi persona, valorando a la vez su dedicación y cumplimiento de su trabajo del día a día.

A mis profesores Daniel Martínez, Eduardo Liceaga, Luis Amezquita y Octavio García quienes han aportado sugerencias al trabajo de tesis actual, como parte del equipo de trabajo de dinámica de vuelo en el Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.

Al comité de tesis: Dr. Octavio García, Dr. Nombre Revisor A, Dr. Nombre Revisor B, Dr. Simón Martínez Martínez, a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica de la Universidad Autónoma de Nuevo León, como también un cordial agradecimiento al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología por el apoyo económico de manutención y estancia para la elaboración del trabajo de tesis.

# RESUMEN

---

Jaime Fernando Aguilar Zúñiga.

Candidato para obtener el grado de Maestría en Ingeniería Aeronáutica con orientación en Dinámica de Vuelo.

Universidad Autónoma de Nuevo León.

Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica.

Título del estudio: PRUEBAS EXPERIMENTALES DE LA DINÁMICA LONGITUDINAL DE UNA MICROAERONAVE.

Número de páginas: 77.

**OBJETIVOS Y MÉTODO DE ESTUDIO:** Diseñar, construir y probar un banco de pruebas experimentales para la identificar la dinámica longitudinal de microaviones.

Ninguna aeronave puede volar si no se asegura su estabilidad dinámica, por lo que es fundamental asegurar dicha estabilidad en todos los regímenes de vuelo.

Debido a las restricciones de tiempo e infraestructura con las que se cuenta, se planea comenzar el estudio de la estabilidad sólo en el eje longitudinal y dentro de un túnel de viento.

**CONTRIBUCIONES Y CONCLUSIONES:** Se fabricó una microaeronave y se realizaron pruebas dentro de un túnel de viento. La microaeronave cuenta con las siguientes



características:

1) tiene un grado de libertad en cabeceo.

2) tiene un mecanismo que permite el cambio del centro de gravedad en dirección longitudinal.

3) tiene un elevador cuyos movimientos son preprogramados.

4) tiene un sistema de aviónica integrado para obtener los datos de cabeceo.

5) tiene un sistema de telemetría para enviar los datos a una estación en tierra.

La microaeronave en el diseño mecánico, puede mejorar para una localización más exacta del centro de gravedad.

Una microaeronave puede servir de referencia para la fabricación de una replica, al añadir un escalamiento en sus dimensiones, posibilita cubrir una necesidad que es crear una bahía de carga.

La bahía de carga se fabricó como principal sección de la microaeronave, con el objetivo de implementar en su interior un mecanismo capaz de mover el centro de gravedad y también llevar la aviónica.

El túnel de viento restringió las dimensiones máximas de la microaeronave, por tener que considerar el efecto suelo que se genera en su interior.

El sistema final logró adquirir los datos necesarios, para poder analizar el estudio de la dinámica longitudinal restringida en movimiento de cabeceo.

Firma del asesor: \_\_\_\_\_

Dr. Octavio Garcia Salazar

## CAPÍTULO 1

# INTRODUCCIÓN

---

### 1.1 MOVIMIENTO DEL AVIÓN

Los aviones tienen la capacidad de desplazarse traslacional y rotacionalmente; tienen seis grados de libertad que se pueden expresar en el marco de referencia tierra  $X_E, Y_E, Z_E$ , o el marco de referencia fijo en el cuerpo  $X_B, Y_B, Z_B$ .

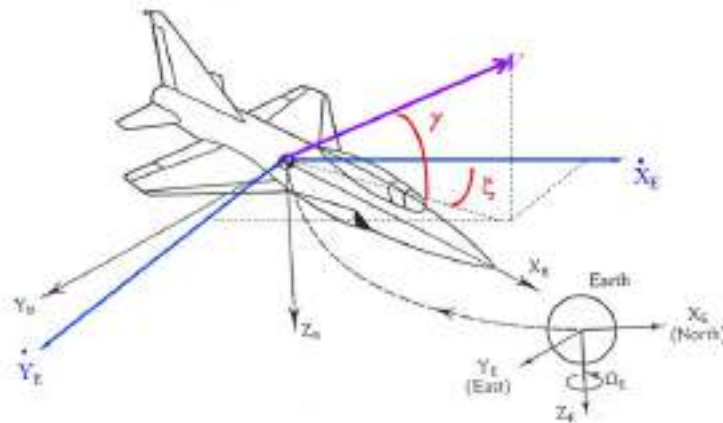


Figura 1.1: Marcos inerciales tierra y cuerpo

La dinámica de un avión se puede dividir en: lateral-direccional y longitudinal. La dinámica longitudinal describe la velocidad lineal de avance ( $u$ ), de ascenso ( $w$ ), la velocidad angular en el eje cuerpo  $y$   $z$  el ángulo de cabeceo ( $\theta$ ) a su vez, la dinámica longitudinal se puede subdividir en movimiento de periodo corto y movimiento de

fugoide.

## 1.2 VARIACIONES DE LA ESTABILIDAD LONGITUDINAL DEBIDO AL CAMBIO DEL CENTRO DE GRAVEDAD

La estabilidad longitudinal en un avión es la capacidad de desplazarse en una posición de equilibrio que puede describirse cómo vuelo recto y nivelado, existen dos tipos de estabilidad, la estabilidad estática y la estabilidad dinámica.

En aeronáutica la estabilidad estática es la capacidad de un avión para lograr, un punto de equilibrio en vuelo. La estabilidad dinámica es la capacidad de un avión para regresar al punto de equilibrio después de ser perturbado. El movimiento aperiódico y las oscilaciones amortiguadas son características de la estabilidad dinámica. El movimiento con oscilaciones crecientes es característico de la inestabilidad dinámica.

Un avión tiene márgenes de estabilidad, determinados por la posición del centro de gravedad y el punto neutro. El avión tiene margen de estabilidad positiva cuando es estáticamente estable. El avión es estáticamente estable cuando se cumple que el centro de gravedad,  $cg$ , está adelante del punto neutro  $h_n$ . El margen de estabilidad determina la posición del centro de gravedad,  $cg$ , de un avión como se muestra en la figura 1.2.

Las pruebas realizadas en túnel de viento ayudan a estudiar diferentes dinámicas que pueden ser usadas para: identificación de sistemas, validación en desempeño aerodinámico o ejecución de leyes de control.

El estudio del periodo corto en un microavión es el objeto de estudio para esta tesis.

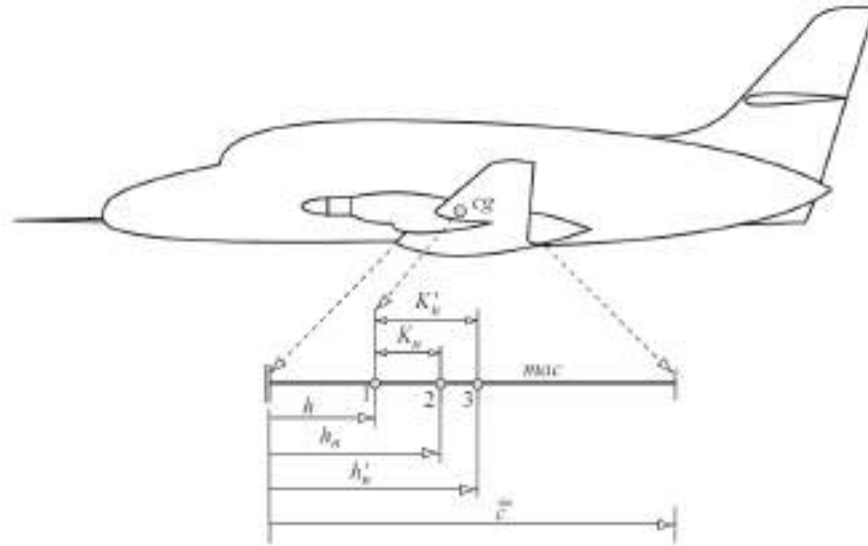


Figura 1.2: Márgenes de estabilidad longitudinal[1]

### 1.3 OBJETIVO

Diseñar, construir y probar un banco de pruebas experimental para identificar la dinámica longitudinal de microaviones.

### 1.4 JUSTIFICACIÓN

Aunque a nivel internacional se tiene conocimiento de pruebas dinámicas dentro de túnel de viento; a nivel nacional, no se cuenta con el equipamiento básico para desarrollar este tipo de pruebas. El desarrollo de un banco de pruebas para la dinámica longitudinal de microaviones es esencial para lograr desarrollar la ciencia y la investigación nacional en temas de Dinámica de Vuelo.

Por lo anterior, es necesario abordar el reto del diseño, la construcción y la operación de un banco de pruebas para la dinámica longitudinal con esto se pretende sentar los fundamentos experimentales a nivel nacional.

## 1.5 HIPÓTESIS

Es posible construir un banco de pruebas para el estudio de la dinámica longitudinal de microaeronaves que tenga prestaciones necesarias para desarrollar investigación en temas de la Dinámica de Vuelo. Así mismo, es posible lograr la identificación de la dinámica longitudinal de microaviones.

## 1.6 LIMITACIONES DE ESTUDIO

Los estudios realizados dentro de túnel de viento son válidos solo para números de Reynolds y de Mach que logren similitud aerodinámica con los modelos reales; por lo tanto, las conclusiones derivadas de este estudio serán válidas solo en los casos donde se cumpla la similitud aerodinámica.

## CAPÍTULO 2

# MARCO TEÓRICO

---

## 2.1 MOVIMIENTO LONGITUDINAL DEL AVIÓN

### 2.1.1 CONTRIBUCIÓN DEL ALA

La contribución del ala a la estabilidad estática del avión se puede examinar con ayuda de la Figura 2.1. Para éste análisis, el ala es remplazada por la cuerda aerodinámica media  $\bar{c}$ . Se obtiene una ecuación mediante la suma de momentos alrededor del centro de gravedad. Teniendo en cuenta el momento positivo en dirección de las manecillas del reloj y obedeciendo el diagrama de cuerpo libre de la Figura 2.1 se tiene

$$\begin{aligned} \sum M_{cgw} = & L_w \cos(\alpha_w - i_w)[X_{cg} - X_{ac}] + D_w \sin(\alpha_w - i_w)[X_{cg} - X_{ac}] \\ & + L_w \sin(\alpha_w - i_w)[Z_{cg}] - D_w \cos(\alpha_w - i_w)[Z_{cg}] + M_{acw} \end{aligned} \quad (2.1)$$

El momento aerodinámico,  $M_A$ , está definido como

$$M_A = C_{M_A} \bar{q} S \bar{c}$$

$$\begin{aligned} C_{m_{cgw}} = & C_{L_w} \left( \frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \cos(\alpha_w - i_w) + C_{D_w} \left( \frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \sin(\alpha_w - i_w) \\ & + C_{L_w} \left( \frac{Z_{cg}}{\bar{c}} \right) \sin(\alpha_w - i_w) - C_{D_w} \left( \frac{Z_{cg}}{\bar{c}} \right) \cos(\alpha_w - i_w) + C_{m_{acw}} \end{aligned} \quad (2.2)$$

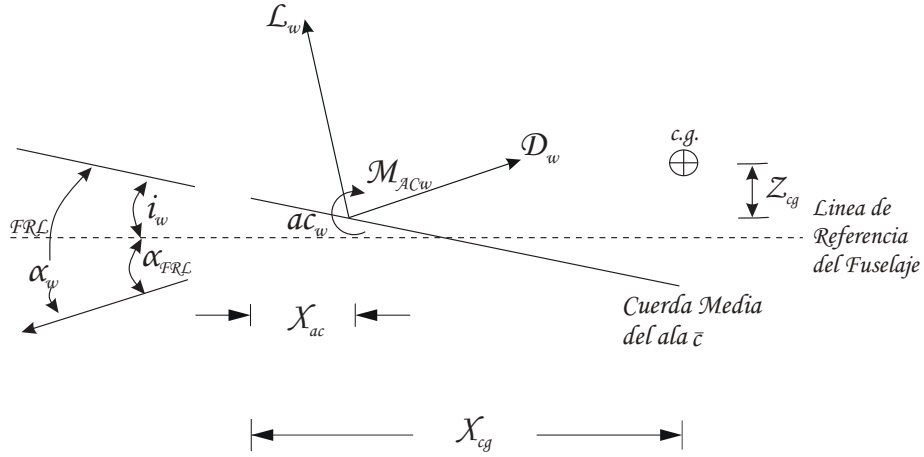


Figura 2.1: Contribución del ala al análisis de la estabilidad estática longitudinal.

Suponiendo que el sistema solamente realiza movimientos en ángulos pequeños, se pueden realizar las siguientes simplificaciones:

$$\cos(\alpha_w - i_w) \approx 1, \quad \sin(\alpha_w - i_w) \approx \alpha_w - i_w, \quad C_L \gg C_D$$

además, si se toma en cuenta que  $z_{cg} \approx 0$ , se tiene:

$$C_{m_{cgw}} = C_{m_{acw}} + C_{Lw} \left( \frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (2.3)$$

Por otra parte, se sabe que la fuerza de sustentación puede ser expresada como la suma de una fuerza en ángulo de ataque cero,  $L_0$ , y una proporcionalidad con el ángulo de ataque diferente de cero,  $L_\alpha \alpha$ :

$$L = L_0 + L_\alpha \alpha$$

por lo tanto, la condición de estabilidad estática se puede reescribir como:

$$\begin{aligned} C_{m_{0w}} &= C_{m_{acw}} + C_{L_{0w}} \left( \frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \\ C_{m_{\alpha w}} &= C_{L_{\alpha w}} \alpha_w \left( \frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \end{aligned} \quad (2.4)$$

En un diseño que tenga solo ala, para cumplir con la condición de estabilidad  $C_{m_\alpha} < 0$ , el centro aerodinámico debe estar detrás del centro de gravedad. Para

cumplir con la condición de estabilidad  $C_{m_0} > 0$  se opta por un perfil alar con combadura negativa o un perfil alar con combadura positiva pero con el borde de salida reflectado.

### 2.1.2 CONTRIBUCIÓN DEL EMPENAJE: ESTABILIDAD HORIZONTAL

El análisis de momentos sobre el empenaje del avión, es similar al del ala. Por inspección de la Fig 2.2, la suma de momentos al rededor del centro de gravedad causados por  $L_t$ ,  $D_t$  y  $M_{act}$  es:

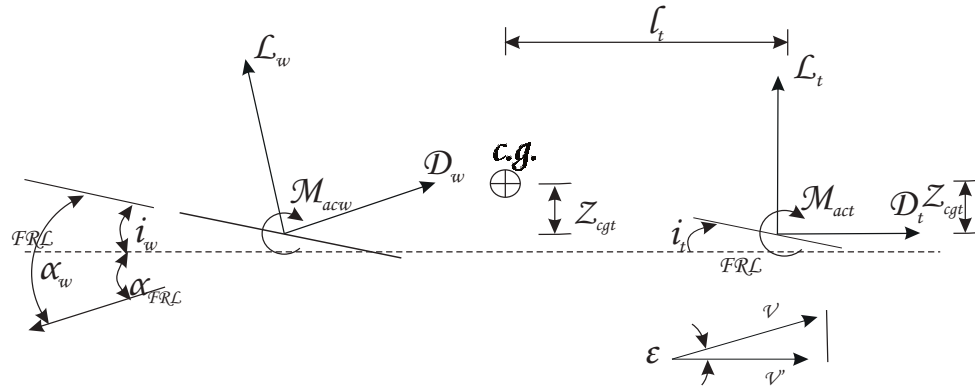


Figura 2.2: Contribución del empenaje trasero al análisis del momento de cabeceo

$$M_{cg_t} = -l_t[L_t \cos(\alpha_{FRL} - \epsilon) + D_t \sin(\alpha_{FRL} - \epsilon)] + Z_t L_t \sin(\alpha_{FRL} - \epsilon) - Z_t D_t \cos(\alpha_{FRL} - \epsilon) + M_{act} \quad (2.5)$$

$M_{cg_t}$  describe la contribución de momentos alrededor del centro de gravedad de la avión, causados por el empenaje.

En la ecuación (2.5), el primer termino del lado derecho,  $l_t L_t \cos(\alpha_{FRL} - \epsilon)$ , es de mucha mayor magnitud que los demás términos. Por lo tanto, para aviones convencionales se realizan, las siguientes simplificaciones:



1.  $z_t \ll l_t$ .
2.  $D_t \ll L_t$ .
3. El ángulo  $\alpha_{wb} - \epsilon$  es pequeño así que:  
 $\text{sen}(\alpha_{RFL} - \epsilon) \approx 1$  y  $\text{cos}(\alpha_{RFL} - \epsilon) \approx 1$ .
4.  $M_{act}$  es de baja magnitud

Por lo tanto, se puede simplificar la Ecuación (2.5), a:

$$M_{cgt} = -l_t L_t \quad (2.6)$$

Con la presión dinámica  $q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2$ , y el área del empenaje,  $S_t$ , se define el coeficiente de sustentación como:

$$C_{L,t} = \frac{L_t}{q_\infty S_t} \quad (2.7)$$

Combinando las ecuaciones (2.6) y (2.7), y dividiendo entre  $q_\infty S_c$ , se define:

$$\frac{M_{cgt}}{q_\infty S_c} \equiv C_{M,cgt} = -\frac{l_t S_t}{cS} C_{L,t} \quad (2.8)$$

$l_t S_t$  es una característica de *volumen*, lugar y tamaño del empenaje y  $cS$  es la característica de volumen del tamaño del ala. La proporción de estos dos volúmenes es llamado *proporción de volumen en el empenaje*  $V_H$  está definida por:

$$V_H \equiv \frac{l_t S_t}{cS} \quad (2.9)$$

Por lo que:

$$C_{M,cgt} = -V_H C_{L,t} \quad (2.10)$$

En la ecuación 2.10 se puede apreciar que la contribución del empenaje, al coeficiente de momento total, es igual a la sustentación del empenaje actuando por un brazo de palanca.

Es útil expresar la ecuación 2.10 en términos del ángulo de ataque. Se puede apreciar que el ángulo de ataque del empenaje  $\alpha_t$ , es:

$$\alpha_t = \alpha_{wb} - i_t - \epsilon \quad (2.11)$$

$a_t$  denota la pendiente de sustentación del empenaje. Por lo que:

$$C_{L,t} = a_t \alpha_t = a_t (\alpha_{FRL} - i_t - \epsilon) \quad (2.12)$$

El ángulo descendente,  $\epsilon$ , es difícil de predecir teóricamente y es obtenido por experimentación. Este ángulo puede escribirse como:

$$\epsilon = \epsilon_0 + \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \alpha_{FRL} \quad (2.13)$$

dónde  $\epsilon_0$  es el ángulo de descenso cuando la combinación del ala-fuselaje tiene cero sustentación. Usualmente los factores  $\epsilon_0$  y  $\partial \epsilon / \partial \alpha$  son obtenidos por pruebas experimentales en túnel de viento. Combinando las ecuaciones 2.12 y 2.13 se tiene:

$$C_{L,t} = a_t \alpha_{FRL} \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - a_t (i_t + \epsilon_0) \quad (2.14)$$

Sustituyendo en la ecuación (2.14) en (2.10) se obtiene:

$$C_{M,cgt} = -a_t V_H \alpha_{wb} \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) + a_t V_H (\epsilon_0 + i_t) \quad (2.15)$$

## 2.1.2.1 EMPENAJE HORIZONTAL: EFECTIVIDAD DEL ELEVADOR

Es necesario tener alguna forma de controlar longitudinalmente la aeronave para volar en diferentes condiciones de compensación. El ángulo de cabeceo se puede controlar con una superficie movable ubicada en el empenaje llamado elevador.

En la figura 2.3 se observan los cambios de la curva  $C_m$  vs  $\alpha$  debido a la influencia en el ángulo del elevador,  $\delta_e$ . Se puede ver que el elevador sólo desplaza las curvas del coeficiente de momento de cabeceo a diferentes ángulos de deflexión sin alterar las pendientes de dichas curvas.

Cuando el elevador se deflexiona, se cambia la sustentación del empenaje y el momento de cabeceo del avión. El cambio de sustentación para el avión puede ser expresado como:

$$\Delta C_L = C_{L\delta_e} \delta_e \quad \text{dónde} \quad C_{L\delta_e} = \frac{dC_L}{d\delta_e} \quad (2.16)$$

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_e} \delta_e \quad (2.17)$$

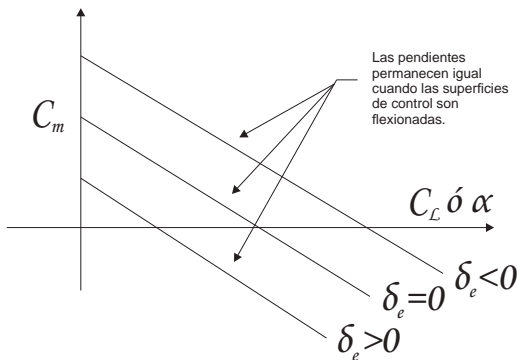


Figura 2.3: Cambios de la curva  $C_m$  vs  $\alpha$  debidos al elevador.

El cambio en el momento de cabeceo de la aeronave puede ser escrita como:

$$\Delta C_m = C_{m\delta_e} \delta_e \quad \text{dónde} \quad C_{m\delta_e} = \frac{dC_m}{d\delta_e} \quad (2.18)$$

La derivada de estabilidad  $C_{m\delta_e}$  es llamada *potencia en el control del elevador*. Cuanto mayor sea el valor de  $C_{m\delta_e}$  mas efectiva será la acción de control en el ángulo de cabeceo.

Al incluir  $\Delta C_m$  en la ecuación de momento de cabeceo se tiene:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e \quad (2.19)$$

Las derivadas  $C_{L\delta_e}$  y  $C_{m\delta_e}$  están relacionadas a las características geométricas y aerodinámicas del estabilizador horizontal de la siguiente manera: el cambio en la sustentación del avión debido a la deflexión del elevador es igual al cambio en la fuerza de sustentación presente en el elevador, es decir:

$$\Delta L = \Delta L_t \quad (2.20)$$

$$\Delta C_L = \frac{S_t}{S} \eta \Delta C_{L_t} = \frac{S_t}{S} \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e} \delta_e \quad (2.21)$$

donde  $C_{L_t}/d\delta_e$  es la efectividad del elevador. La efectividad del elevador es proporcional al tamaño del elevador y que puede ser estimada por la ecuación siguiente:

$$\frac{dC_{L_t}}{d\delta_e} = \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \frac{d\alpha_t}{d\delta_e} = C_{L_{\alpha_t}} \tau \quad (2.22)$$

El parámetro  $\tau$  puede ser aproximado mediante la figura 2.4

$$C_{L\delta_e} = \frac{S_t}{S} \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e} \quad (2.23)$$

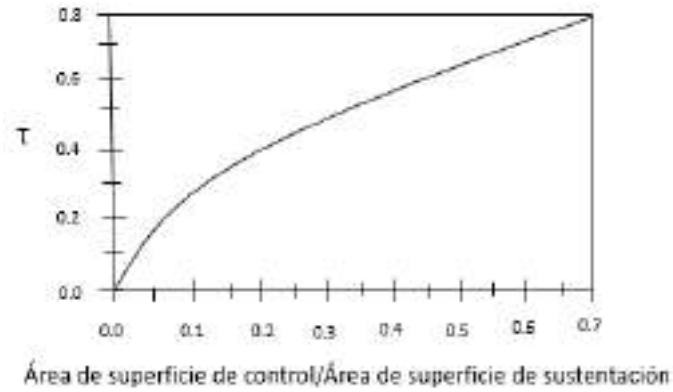


Figura 2.4: Parámetro de efectividad del elevador.

El incremento en el momento de cabeceo del avión es:

$$\Delta C_m = -V_H \eta \Delta C_{L_t} = -V_H \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e} \delta_e \quad (2.24)$$

dónde se define

$$C_{m_{\delta_e}} = -V_H \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e} \quad (2.25)$$

### 2.1.3 CONTRIBUCIÓN DEL FUSELAJE

La función principal del fuselaje es proveer alojamiento para la tripulación y la carga. La altura y anchura del fuselaje debe ser menor que su longitud para tener una mínima resistencia al avance. En la mayoría de los diseños se utiliza una sección transversal circular.

Según Nelson [6] Munk estuvo interesado en las características de momento de cabeceo para dirigibles. En su análisis el trato al fluido como ideal, al despreciar la viscosidad del flujo alrededor de un cuerpo. Usando la relación entre energía

y relación de momentos, el mostró que para la revolución de un cuerpo, la tasa de cambio producido por el momento de cabeceo debido al ángulo de ataque (por radian) es proporcional al volumen del cuerpo y a la presión dinámica.

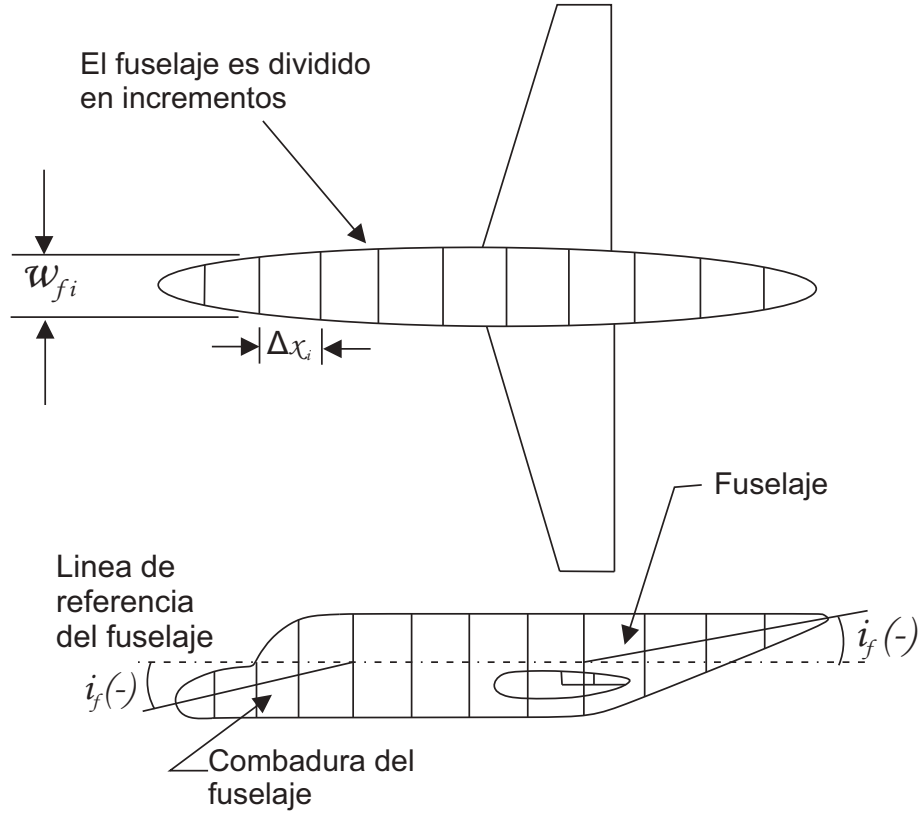


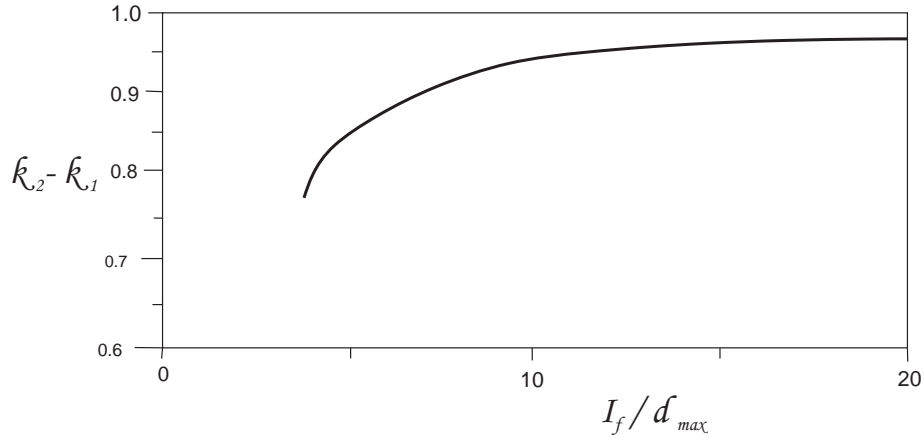
Figura 2.5: Procedimiento para calcular el  $C_{mo}$  realizado por el fuselaje.

$$\frac{dM}{d\alpha} \text{funcion de (volumen, } \frac{1}{2}\rho V^2) \quad (2.26)$$

Multhopp [5] extiende el análisis tomado en cuenta un flujo inducido, a lo largo de un fuselaje arbitrario. El método de Multhopp para calcular  $C_{mo}$  y  $C_{m\alpha}$  se resume en:

$$C_{mo_f} = \frac{k_2 - k_1}{36.5S\bar{c}} \int_0^{l_f} w_f^2(\alpha_{0w} + i_f) dx \quad (2.27)$$

que se puede aproximar como:

Figura 2.6:  $k_2 - k_1$  contra  $I_f/d$ .

$$C_{m0f} = \frac{k_2 - k_1}{36.5S\bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} \Delta x \quad (2.28)$$

donde:

$k_2 - k_1$  = Factor de corrección para el cociente de la fineza del cuerpo,  $S$  = Referencia del área del ala,  $c$  = Cuerda media aerodinámica,  $w_f$  = Anchura promedio de las cuerdas del fuselaje,  $\alpha_{0w}$  = Ángulo de cero sustentación,  $i_f$  = Incidencia sobre la línea de la combadura al fuselaje,  $\Delta x$  = Incremento de la longitud del fuselaje.

El fuselaje puede dividirse en segmentos para el cálculo de  $C_{m0}$  y también define el ancho del cuerpo con  $w_f$ , para varias formas de sección transversales. El factor de corrección ( $k_2 - k_1$ ) es dado en la figura 2.6. El ángulo local de ataque a lo largo del fuselaje es afectado ligeramente por el campo de flujo creado por el ala. La proporción del fuselaje antes del ala experimenta flujo descendente; el cambio en el momento de cabeceo con el ángulo enfrente del ala experimenta flujo ascendente, mientras que la proporción posterior al ala experimenta flujo descendente. El cambio en el momento de cabeceo con el ángulo de ataque es dado por:

$$C_{m\alpha f} = \frac{1}{36.5S\bar{c}} \int_0^{l_f} w_f^2 \frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} dx \quad \left( \frac{1}{\text{grado}} \right) \quad (2.29)$$

que puede ser aproximada por:

$$C_{m_{\alpha f}} = \frac{1}{36.5S\bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} \delta x \quad (2.30)$$

El cambio en el ángulo de flujo local con el ángulo de ataque,  $\partial \epsilon_u / \partial \alpha$ , varía a lo largo del fuselaje y puede estimarse mediante la Figura 2.7. Para posiciones antes del ala, el flujo ascendente crea grandes ángulos de ataque locales, de tal manera  $\partial \epsilon_u / \partial \alpha > 1$ . Una estación detrás del ala es una región de flujo descendente y el ángulo de ataque local se reduce. Para la región detrás del ala se asume que,  $\partial \epsilon_u / \partial \alpha$  varía linealmente de cero a  $(1 - \partial \epsilon / \partial \alpha)$  en el empenaje. La región entre el borde de ataque y el borde de salida se considera inafectada por el campo de flujo del ala, es decir:  $\partial \epsilon_u / \partial \alpha = 0$

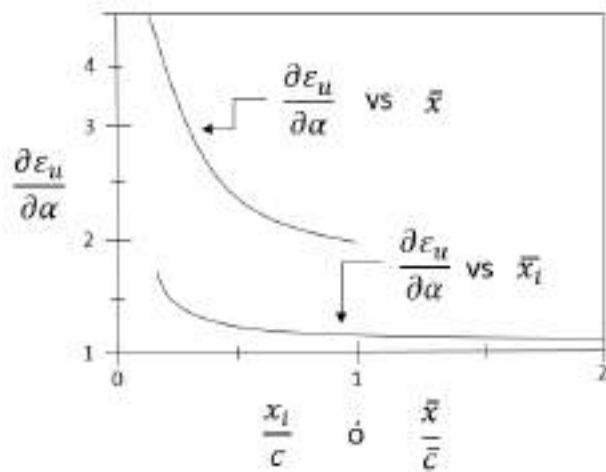


Figura 2.7: Variación del ángulo de flujo local a lo largo del fuselaje

#### 2.1.4 ECUACIÓN FINAL DEL MOVIMIENTO DE CABECEO DE UN AVIÓN

El movimiento de cabeceo se describió mediante una ecuación que toma en cuenta las fuerzas y los momentos presentes en un avión ocasionados por perturba-



ciones como ráfagas de viento.

La estabilidad dinámica es la respuesta que tienen un avión después de ser afectado por una perturbación cuando se encontraba en un punto de equilibrio.

El movimiento de cabeceo en un avión se presenta cuando vuela con una trayectoria recta sin tener ángulo de alabeo o ángulo de guiñada, y sólo está sujeto a perturbaciones simétricas de cabeceo sobre su centro de gravedad.

Por lo tanto existen dos movimientos longitudinales simples, el periodo corto y el fugoide.

El periodo corto se presenta cuando existe una perturbación simétrica, efectuada por una ráfaga ascendente cuando el avión se encuentra en equilibrio. La incidencia del avión cambia e inicia el movimiento de cabeceo. El avión será estable si el ángulo de incidencia regresa inmediatamente al valor original, esto es conocido como ajuste de incidencia rápida.

El cambio de la velocidad en el avión se considera despreciable porque es mínimo comparado con el movimiento de cabeceo.

La trayectoria de vuelo estable considera al centro de gravedad sin velocidad o aceleración y el movimiento de cabeceo gira a su alrededor, en este caso el cambio de incidencia es igual al ángulo de cabeceo.

El movimiento de cabeceo,  $\theta$ , da lugar a un momento  $M$  sobre el centro de gravedad cuando el avión esta inicialmente en estado estable.

$$M = \frac{1}{2}\rho V_0^2 S \bar{c} C_m = \frac{1}{2}\rho V_0^2 S \bar{c} \frac{\delta C_m}{\delta \alpha} \cdot \theta \quad (2.31)$$

La incidencia en el empenaje del avión es afectada por presentarse un momento sobre el centro de gravedad, causado por la velocidad angular en el movimiento de cabeceo,  $q = d\theta/dt$ , esto equivale al momento de amortiguamiento en el empenaje.

La distancia del centro de gravedad del avión al centro aerodinámico del empenaje se define como  $l_T$ .

El movimiento de cabeceo provoca que el empenaje tenga una velocidad descendente  $ql_T$ , esto combinado con la velocidad del avión  $V_0$  produce un cambio en la incidencia del empenaje realizada por la velocidad angular de cabeceo es  $ql_T/V_0$  produciendo un incremento en la sustentación del empenaje  $\delta L_T$  dada por:

$$\begin{aligned}\Delta L_T &= \frac{1}{2}\rho V_0^2 S_T \frac{dC_{LT}}{d\alpha_T} \cdot \frac{ql_T}{V_0} \\ &= \frac{1}{2}\rho V_0 S_T \alpha_1 l_T \frac{d\theta}{dt}\end{aligned}\tag{2.32}$$

dónde  $S_T$  es el área del empenaje. Por lo tanto, el momento  $\Delta M$  sobre el centro de gravedad es producido por la fuerza:

$$\Delta M = -\frac{1}{2}\rho V_0 S_T a_1 l_T^2 \frac{d\theta}{dt}.\tag{2.33}$$

Al considerar la inercia del avión, se deja  $B$  como el momento de inercia sobre el eje  $Y$  a través del centro de gravedad. De las ecuaciones (2.32) y (2.34) la ecuación de movimiento es:

$$\begin{aligned}B \frac{d^2\theta}{dt^2} &= -\frac{1}{2}\rho V_0 S_T a_1 l_T^2 \frac{d\theta}{dt} + \frac{1}{2}\rho V_0^2 S \bar{c} \frac{\delta C_m}{\delta \alpha} \cdot \theta, \\ &\text{es decir} \\ B \frac{d^2\theta}{dt^2} + \frac{1}{2}\rho V_0 S_T a_1 l_T^2 \frac{d\theta}{dt} + \frac{1}{2}\rho V_0^2 S \bar{c} \left(-\frac{\delta C_m}{\delta \alpha}\right) \theta &= 0\end{aligned}\tag{2.34}$$

## 2.2 ESTABILIDAD LONGITUDINAL DEL AVIÓN

### 2.2.1 ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL

El tema de la estabilidad y el control de las aeronaves estudia la forma en que éstas vuelan de manera apropiada y de como pueden ser controladas fácilmente. Por estabilidad se entiende a la tendencia de la aeronave a regresar a su posición de equilibrio después de haber sido perturbada; las perturbaciones pueden ser generadas por la acción de los pilotos o por fenómenos atmosféricos. Una aeronave debe tener suficiente estabilidad de tal forma que el piloto no se fatigue físicamente por tener que ejercer fuerzas de control mecánico de forma constante. Una parte integral dentro de la estabilidad y el control de las aeronaves es el diseño, operación y desempeño del sistema de control automático. Existen dos tipos de estabilidad: estática y dinámica.

Considere una esfera sobre una superficie curva convexa, como se muestra en la Figura 2.8a). Se dice que la esfera se encuentra en su punto de equilibrio si está estacionaria (no se mueve) y cuando no actúan fuerzas ni momentos sobre dicha esfera. Ahora, si la esfera es perturbada por acción de alguna fuerza o momento externo (en otras palabras, es movido a un lugar ligeramente diferente a su punto de equilibrio, como se muestra en el círculo oscuro en la Figura 2.8a)) y luego es liberada, ésta regresará hacia el punto mínimo de la superficie convexa, es decir, hacia el punto de equilibrio. Un sistema estáticamente estable tiene características similares a las de este ejemplo.

*Si un cuerpo regresa a su punto de equilibrio original después de ser ligeramente perturbado por alguna fuerza o momento externo, se dice que el cuerpo es estáticamente estable o que tiene estabilidad estática positiva.*

En otra situación se considera una curva cóncava, como se muestra en la Figura 1.1b). Si la esfera se posiciona en el punto de equilibrio encontrado en la parte

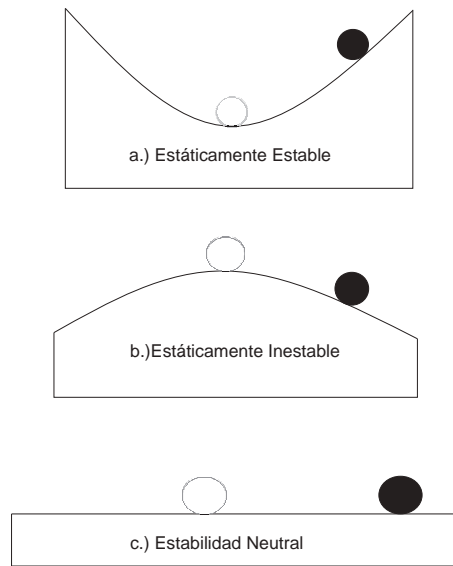


Figura 2.8: Diagrama Ilustrando Varias Condiciones de Estabilidad Estática

superior de la curva y es perturbada (como se muestra en el círculo negro de la Figura 1.1b)), esta tenderá a alejarse del punto de equilibrio. Un sistema estáticamente inestable se define por tener la característica anterior. Se puede afirmar que:

*Si un cuerpo no regresa a su punto de equilibrio original después de ser ligeramente perturbado por alguna fuerza o momento externo, se dice que el cuerpo es estáticamente inestable o que tiene estabilidad estática negativa.*

En una última situación, la esfera se encuentra sobre una superficie plana como se muestra en la Figura 1.1c). Si la esfera se posiciona en el punto de equilibrio ilustrado por un círculo blanco y se mueve por causa de una pequeña perturbación (a la posición del círculo negro) se desplaza a un nuevo punto de equilibrio. A un sistema con esta característica se le llama neutralmente estable. Los sistemas neutralmente estables son escasos en aplicaciones de aeronáutica.

### 2.2.2 ESTABILIDAD DINÁMICA LONGITUDINAL

La estabilidad dinámica trata con el movimiento temporal de la aeronave después de que es perturbada de su punto de equilibrio.

Por ejemplo, en un avión volando en equilibrio a un ángulo de ataque  $\alpha_e$  (denominado ángulo de ataque compensado) y que es perturbado, se provoca un desplazamiento de cabeceo  $\alpha - \alpha_e$ , como se muestra en la Figura 2.9.

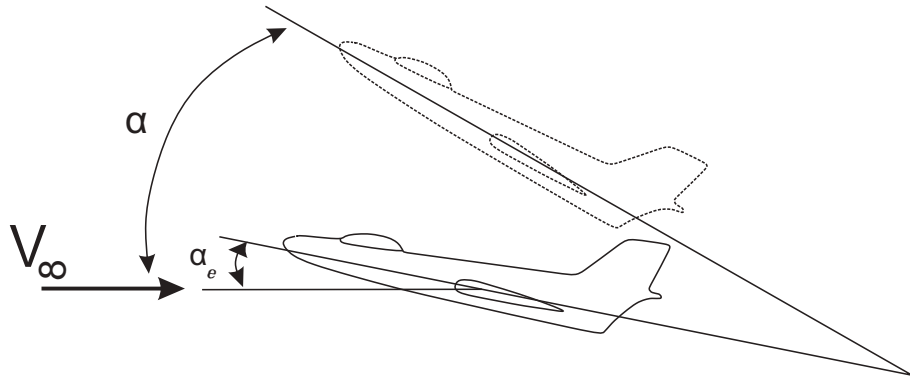


Figura 2.9: Perturbación del Ángulo de Ataque de Equilibrio

Después de la perturbación, el avión podría describir alguno de los movimientos temporales que se muestran en la Figura 2.10; nótese que en tiempo inicial ( $t = 0$ ), el desplazamiento es proporcional a la magnitud de la ráfaga de viento que produce la perturbación al avión. Los dos casos que se muestran en la Figura 2.10 ejemplifican el movimiento temporal de un avión que es dinámicamente estable puesto que en ambos casos el avión regresa a su posición de equilibrio después de transcurrido cierto tiempo. La diferencia entre las situaciones radica en que, en el caso de estabilidad dinámica aperiódica (Figura 2.10a), el avión no exhibe un comportamiento oscilatorio; en contraste con el caso de estabilidad dinámica con oscilaciones amortiguadas en donde se tiene una serie de sobrepasos antes de llegar de nuevo al punto de equilibrio (Figura 2.10b).

Existe la posibilidad de que el avión perturbado exhiba el movimiento temporal que se presenta en la Figura 2.11; en este tipo de movimiento, el avión trata

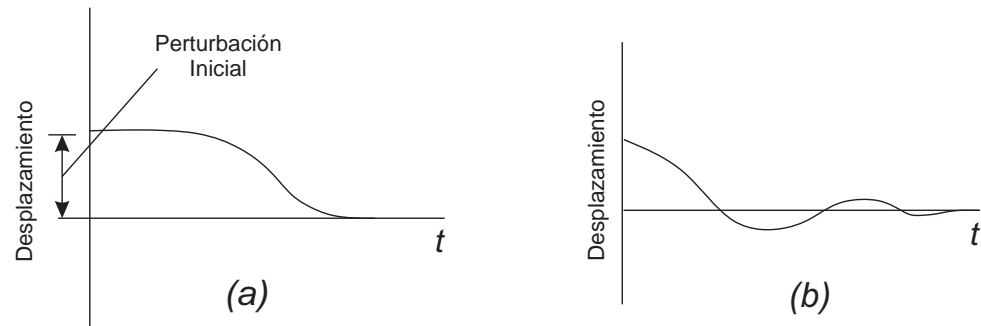


Figura 2.10: Ejemplos de Estabilidad Dinámica. (a)Aperiódica (b)Oscilaciones Amortiguadas

de regresar a su punto de equilibrio pero el sobrepaso es excesivo y se presentan oscilaciones crecientes y finalmente una divergencia total. En este caso, se dice que el avión es dinámicamente inestable debido a que no puede regresar a su posición de equilibrio después de ser perturbado. Hay que notar que bajo esta situación, el avión es dinámicamente inestable aunque sea estáticamente estable.

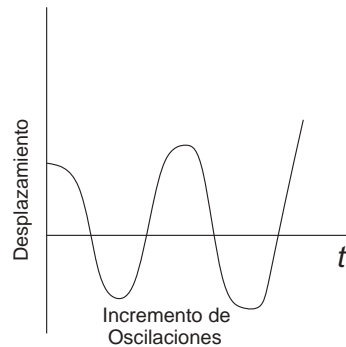


Figura 2.11: Ejemplo de Inestabilidad Dinámica

Teóricamente podría existir un avión que exhiba un movimiento temporal con oscilaciones de amplitud constante, en este caso se diría que el avión es dinámicamente neutro.

Es importante notar que en los ejemplos anteriores se tienen aeronaves estáticamente estables pero que tienen diferencia en la estabilidad dinámica; tener estabilidad estática no es suficiente para asegurar estabilidad dinámica. Hay que tomar en cuenta que la estabilidad estática es la primera característica de estabilidad que

se debe tomar en cuenta al diseñar una aeronave.

## 2.3 ANÁLISIS DE LA ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL

Supongase que una aeronave se prueba dentro de un túnel de viento y se mide la variación del momento de cabeceo alrededor del centro de gravedad,  $C_{M_{cg}}$ , contra el ángulo de ataque,  $\alpha_a$ , obteniéndose una gráfica casi lineal como la que se ilustra en la Figura 2.12. El valor de  $C_{M_{cg}}$  a cero ángulo de ataque se denota por  $C_{M,0}$  y el valor de  $\alpha_a$  donde  $M_{cg} = 0$  es el punto de equilibrio (o punto de compensación) y se denotada por  $\alpha_e$ .

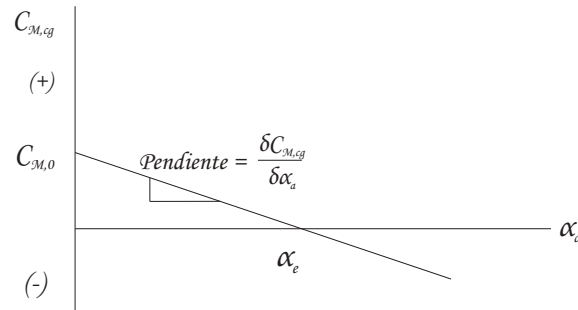


Figura 2.12: Curva del coeficiente de momento con pendiente negativa.

Cuando la aeronave esta en vuelo estacionario en el punto de equilibrio  $\alpha_e$ , como se muestra en la Figura 2.13a, y se perturba por una ráfaga de viento ascendente o descendente (Figuras 2.13b y 2.13c, respectivamente), tenderá a regresar a la posición de equilibrio debido a que  $C_{M,0}$  es positivo y que la pendiente de la curva es  $\partial C_{M,cg} / \partial \alpha_a$  es negativa.

Cuando una aeronave tiene una pendiente  $\partial C_{M,cg} / \partial \alpha_a$  positiva, la aeronave tenderá a alejarse del punto de equilibrio después de ser perturbada; en este caso se dice que es estáticamente inestable en el movimiento longitudinal. En el caso de que  $C_{M,0}$  sea negativa, no se podrá encontrar un punto de equilibrio en vuelo estable.

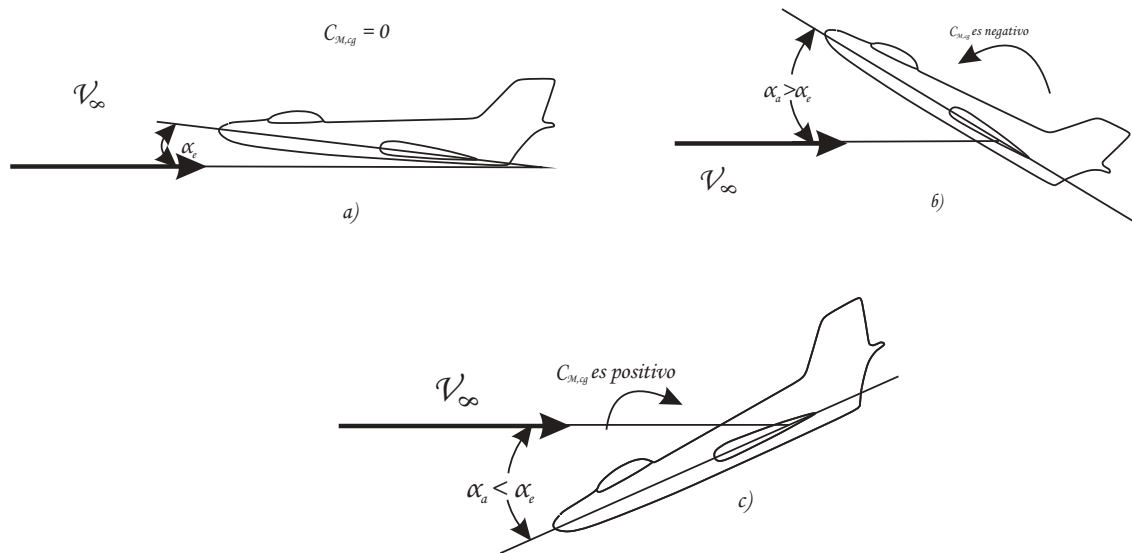


Figura 2.13: Estabilidad estática longitudinal. (a) Posición de equilibrio; (b) Cabeceo ascendente por perturbación; (c) Cabeceo descendente por perturbación.

Por lo tanto, para que una aeronave tenga estabilidad estática longitudinal se debe cumplir:

1.  $C_{M,0} > 0$
2.  $\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} < 0$

Es de gran interés, particularmente para los diseñadores de aeronaves, conocer la contribución de cada uno de los componentes de la aeronave (como ala, fuselaje, empenaje y sistema de propulsión) en las características de estabilidad estática.

## 2.4 IDENTIFICACIÓN DE LOS MODELOS DE LA DINÁMICA LONGITUDINAL

Matlab proporciona una herramienta "System Identification", para realizar la identificación del modelo matemática del avión mediante datos experimentales.



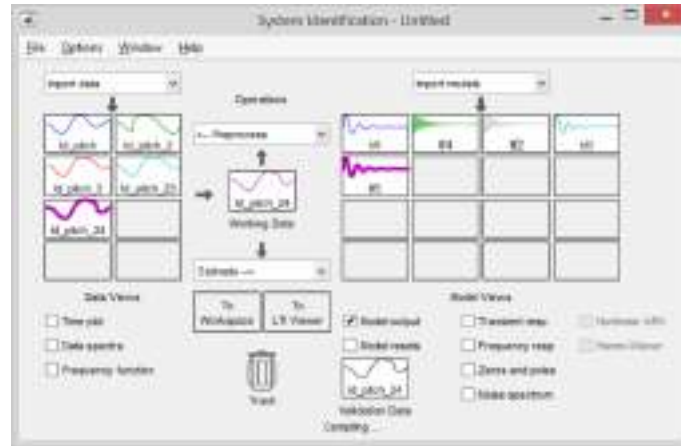


Figura 2.14: Interfaz identificación de sistemas

La herramienta sirve para la estimación y análisis de sistemas lineales y no lineales. La identificación estima el modelo matemático del sistema a partir de datos temporales o frecuenciales. La respuesta obtenida puede ser verificada con los datos originales, para verificar que la aproximación sea correcta.

El control de iteraciones cuenta con cinco algoritmos iterativos para realizar la identificación, estos son: Gauss-Newton, Gauss-Newton adaptable, método Levenberg-Marquardt, Trust Region Reflective Newton y Búsqueda gradiente.

Los modelos de estimación que proporciona son: función de transferencia, espacio de estado, polinomiales, no lineales y de espectro de correlación.

### 2.4.1 IDENTIFICACIÓN TEÓRICA PARA UN SISTEMA DE SEGUNDO ORDEN ANTE ENTRADA IMPULSO

Un sistema puede tener una entrada y una salida, aún cuando no se conoce el algoritmo que lo define. Conociendo la entrada aplicada y la salida del sistema, se puede identificar en relación entrada-salida. Las entradas al sistemas pueden ser escalón, impulso y rampa. A continuación se describe la identificación manual ante una entrada impulso.

La respuesta al impulso de un sistema de segundo orden es:

$$y(t) = \frac{\omega_n}{\sqrt{1-\zeta^2}} e^{-\zeta\omega_n t} \cdot \sin\left(\omega_n \sqrt{1-\zeta^2} t\right) \quad (2.35)$$

Los puntos máximos y mínimos se obtienen igualando la derivada de la respuesta a cero:

$$\frac{d}{dt}(y(t)) = 0$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(y(t)) &= \frac{d}{dt} \left( \frac{\omega_n}{\sqrt{1-\zeta^2}} e^{-\zeta\omega_n t} \cdot \sin\left(\omega_n \sqrt{1-\zeta^2} \cdot t\right) \right) \\ &= \frac{\omega_n}{\sqrt{1-\zeta^2}} \left[ \frac{d}{dt} (e^{-\zeta\omega_n t}) \cdot \sin\left(\omega_n \sqrt{1-\zeta^2} \cdot t\right) + e^{-\zeta\omega_n t} \frac{d}{dt} \left( \sin\left(\omega_n \sqrt{1-\zeta^2} \cdot t\right) \right) \right] \\ &= \frac{\omega_n}{\sqrt{1-\zeta^2}} \left[ -\zeta\omega_n \cdot e^{-\zeta\omega_n t} \cdot \sin\left(\omega_n \sqrt{1-\zeta^2} \cdot t\right) + e^{-\zeta\omega_n t} \cos\left(\omega_n \sqrt{1-\zeta^2} \cdot t\right) \cdot \omega_n \sqrt{1-\zeta^2} \right] \end{aligned}$$

si:

$$\sqrt{1-\zeta^2} = \sin \beta \quad \text{y} \quad -\zeta = \cos \beta$$

entonces:

$$\beta = \arctan \frac{\sqrt{1-\zeta^2}}{-\zeta} = -\arctan \frac{\sqrt{1-\zeta^2}}{\zeta}$$

por lo tanto:

$$\frac{d}{dt}(y(t)) = \frac{\omega_n^2}{\sqrt{1-\zeta^2}} e^{-\zeta\omega_n t} \left[ \sin\left(\omega_n \sqrt{1-\zeta^2} \cdot t - \arctan \frac{\sqrt{1-\zeta^2}}{\zeta}\right) \right]$$

los puntos dónde la ecuación se iguala a cero son:

$$\begin{aligned} \sin \sqrt{\omega_n} \cdot t - \arctan \frac{1 - \zeta^2}{\zeta} &= 0 \\ \omega \sqrt{1 - \zeta^2} \cdot t - \arctan \frac{\sqrt{1 - \zeta^2}}{\zeta} &= n\Pi \\ t_n &= \frac{n\Pi + \arctan \left( \frac{1 - \zeta^2}{\zeta} \right)}{\omega_n \sqrt{1 - \zeta^2}} \end{aligned} \quad (2.36)$$

Las amplitudes son:

$$y_n = \frac{\omega_n}{\sqrt{1 - \zeta^2}} e^{-\frac{\zeta}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \left( n\Pi + \arctan \left( \frac{\sqrt{1 - \zeta^2}}{\zeta} \right) \right)} \cdot \sin \left( n\Pi + \arctan \frac{\sqrt{1 - \zeta^2}}{\zeta} \right) \quad (2.37)$$

La identificación de un sistema de segundo orden, ante entrada impulso se realiza mediante la ecuación 2.46.

## 2.5 ESTADO DE LA CIENCIA

El Dr. Charles L. Smith mejoró las aplicaciones a control remoto para pruebas en túnel de viento en el Arnold Engineering Development Center en febrero del 2009. La eficiencia mejoró a partir de la operación en las superficies de control operadas a radio control. La adquisición de datos en pruebas de túnel de viento han mejorado al costo para realizar experimentación. Diseños mecánicos fueron desarrollados para ser implementados en espacios reducidos, como también para reducir el corrimiento indeseado en las deflexiones de las superficies de control. La compensación automática se desarrolló a control remoto en modelos experimentales en túnel de viento, este tipo de experimentación se recomienda realizar para clientes que necesiten justificar la inversión o requieran información de compensación antes del desarrollo del piloto automático. [10]

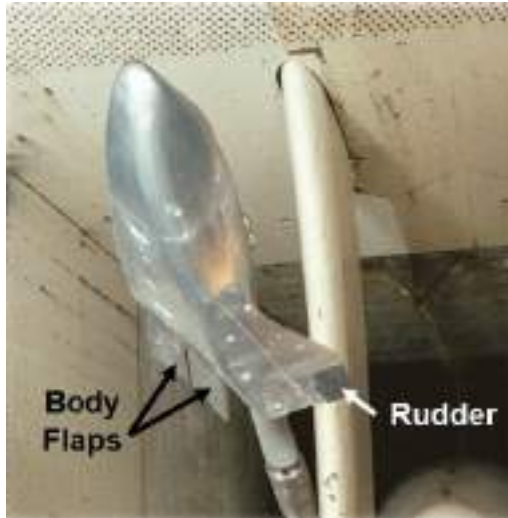


Figura 2.15: Experimento en prueba [10]

El Dr. Russell M. Cummings realizó predicción numérica y experimentación en túnel de viento para el cabeceo de un vehículo aéreo de combate no tripulado en el Department of Aeronautics, de la United States Air Force Academy, en septiembre del 2007.[2]

Los ángulos de ataque variaron hasta  $70^\circ$  dónde se obtuvieron oscilaciones a frecuencias estables (0.5, 1.0 y 2.0Hz) en movimiento de cabeceo, este movimiento a su vez fue localizado en la nariz, 35% MAC, y el empenaje para el aeronave Boeing 1301 UCAV. Las soluciones se obtuvieron para las ecuaciones de Navier-Stokes inestables, laminares y compresibles. Los resultados computacionales fueron comparados con los resultados experimentales realizados en túnel de viento.[2]



Figura 2.16: Boeing 1301 UCAV [2]

El Dr. Joaquim N. Días realizó una identificación de un modelo aerodinámico de dos-puntos en una prueba dinámica en túnel de viento en Maryland University, en el año 2016. Un modelo se desarrollo para obtener las derivadas de control y estabilidad, con un UAV a escala en base a un cuerpo rígido con tres grados de libertad probado en un túnel de viento.

La plataforma se diseñó para permitir una rotación alrededor del centro de gravedad, para hacer una identificación de la dinámica en sus tres ejes, usando la oscilación autoinducida. La contribución aerodinámica del ala y del estabilizador horizontal fueron modelados por separado usando el método aerodinámico en dos puntos para desacoplar los parámetros acoplados  $\dot{\alpha}$  y  $q$ . [3]



Figura 2.17: Modelo a escala de UAV [3]

Los doctores Lawrence Clark y Mills Benjamin realizaron una actualización del programa de desarrollo para las pruebas virtuales en túnel de viento en el Arnold Engineering Development Center, en el año 2002. Una prueba fue desarrollada para demostrar la capacidad del túnel de viento en el Arnold Engineering Development Center llamado Prueba de Virtual Flight Testing (VFT).

Con el objetivo de evaluar y validar diseños en sistemas de control para aeronaves, se tuvo la posibilidad de rotar libremente usando el hardware de VFT en respuesta a la interacción aerodinámica estable e inestable en la estructura del avión y los dispositivos de control.

Las aeronaves mejoraron a causa de los nuevos diseños mecánicos, contem-

plando también la evaluación y la validación de pilotos automáticos en este tipo de pruebas. La metodología VFT se evaluó para juntar y comparar los resultados de la experimentación en túnel de viento con autopilotos y las pruebas a cielo abierto. [4]



Figura 2.18: Prueba VTF [4]

## CAPÍTULO 3

# EXPERIMENTACIÓN

---

### 3.1 PRIMER PLATAFORMA EXPERIMENTAL

Se fabricó una microaeronave con un peso de 1.89Kg, un número de Reynolds aproximadamente a los 144,000, basada en la definición dada por Mueller et all.[9].

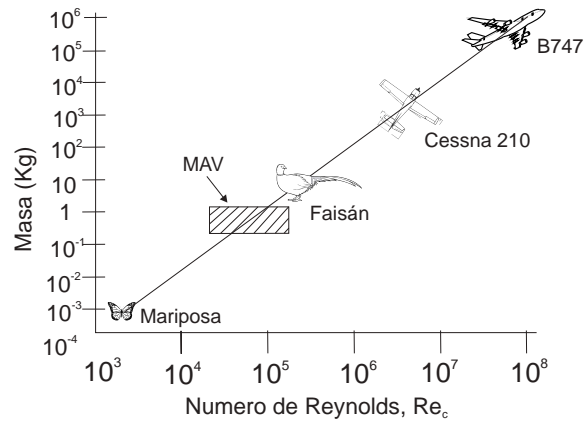


Figura 3.1: Rango en número de Reynolds para aeronaves

La microaeronave propuesta fue una versión a escala del T-28 Funfighter. Para cumplir con las restricciones de tamaño en el túnel de viento, tomadas como referencia de la cámara de prueba, en el túnel de viento a experimentar.

La microaeronave se adquirió en una tienda en línea dedicada al aeromodelismo, teniendo en cuenta que este modelo cuenta con experimentación al aire libre.



Figura 3.2: T-28 Funfighter

Se modificó la bahía de carga, para insertar la aviónica necesaria y poder obtener la caracterización del movimiento de cabeceo. Se logró hacer identificación de cabeceo en un punto fijo de la microaeronave, con esto se probó el sistema adquisición de datos llamado SIMESUCO (poner cita de tesis Vaquera).

Se propuso diseñar un fuselaje con mayor capacidad en la bahía de carga, para cubrir la necesidad de instalar una estructura que permitiera el movimiento del centro de gravedad.

## 3.2 DISEÑO DE LA PLATAFORMA EXPERIMENTAL

### 3.2.1 BAHÍA DE CARGA

La bahía de carga se diseñó para poner la aviónica y la estructura que permitiera el movimiento de centro de gravedad, buscando que los componentes bien instalados abarcaran el menor espacio dentro del fuselaje.

La estructura que realizó el movimiento del centro de gravedad se diseñó con los componentes más pequeños disponibles, para ahorrar espacio dentro de la bahía de carga.



La estructura requirió un volumen mínimo de  $630 \text{ cm}^3$ , dónde se instalaron las piezas mecánicas y electrónicas necesarias. El movimiento del centro de gravedad se logró mediante una varilla roscada, una chumacera, y un motor de CD como se muestra en la figura 3.3.

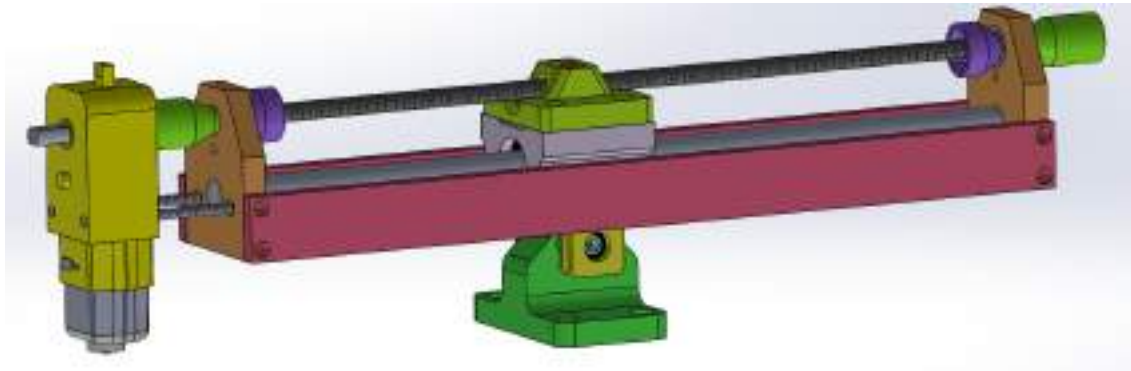


Figura 3.3: Estructura mecánica para el movimiento del Centro de Gravedad

Para reducir el espacio, la aviónica se instaló en la parte superior de la bahía de carga, los componentes mínimos son: computadora de vuelo, receptor de radio control, control de velocidad eléctrico (ESC), transmisor de radio (antena), convertidor PPM, pila LiPo 3 celdas, zumbador, botón de emergencia, receptor adicional (SIMESUCO), encoder óptico y estructura del movimiento del CG.



Figura 3.4: Componentes electrónicos y mecánicos

Se concluyó que debía haber un mínimo de  $260 \text{ cm}^3$  para la instalación de la aviónica. La estructura final se diseñó teniendo como medidas 270 mm de largo, 45 mm de ancho y 75 mm de alto. Se dejaron 22 mm de alto para la aviónica y 53 mm de alto para la estructura del movimiento del centro de gravedad.

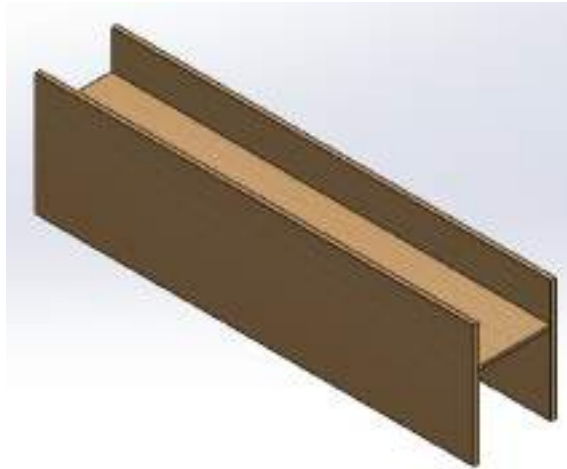


Figura 3.5: Bahía de carga

### 3.2.2 FUSELAJE

El fuselaje se diseñó como parte esencial de la microaeronave, la bahía de carga va instalada dentro, por tal motivo se diseñó con el tamaño mínimo para instalarla. Se diseñó un soporte para sujetar la bahía de carga en su interior, la cuál tiene como función sujetar todos los componentes de la aviónica. La longitud total del fuselaje es de  $43.49\text{ cm}$  y tiene una superficie mojada de  $0.2243\text{ m}^2$ .



Figura 3.6: Fuselaje de la micro-aeronave

### 3.2.3 ALA

El ala se diseñó utilizando los perfiles con mayor coeficiente de sustentación en microaeroplanos a bajo número de Reynolds. Con este diseño se pretendió abarcar el tamaño máximo para la experimentación dentro del túnel de viento.

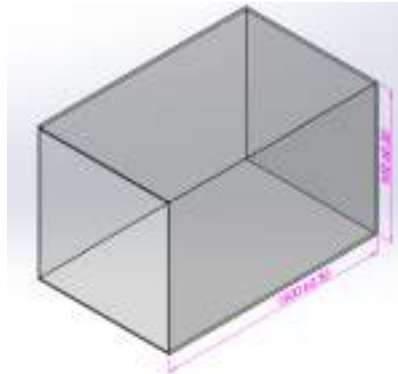


Figura 3.7: Cámara de prueba

El alargamiento se diseñó a partir de que la envergadura máxima (para experimentar en el túnel de viento) es de 70 *cm*, se propuso un superficie alar favorable con forma trapezoidal mediante:

$$a_w = h * \frac{(a + b)}{2} \quad (3.1)$$

Dónde  $a$  es la cuerda raíz,  $b$  es la cuerda punta,  $h$  es la distancia en la envergadura y  $a_w$  es la superficie del ala. Numéricamente:

$$S = a_w = 0.068m^2$$

El alargamiento se obtuvo después de tener el área alar, y se propuso de  $AR = 6.32$ .

El perfil FX63-137 se caracteriza por tener una alta sustentación a bajos ángulos de ataque además de tener mayor desempeño a comparación de otros; este perfil se muestra en la Figura 3.8.

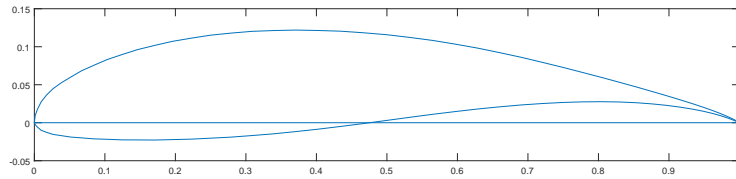


Figura 3.8: Perfil FX63-137

Se considero que el perfil tiene coeficientes de sustentación y momentos adecuados; para el diseño, se tomó en cuenta solamente una sección acotada en un rango de  $-3^\circ$  a  $5^\circ$ . La ecuación final para el coeficiente de sustentación del perfil del ala está dado por:

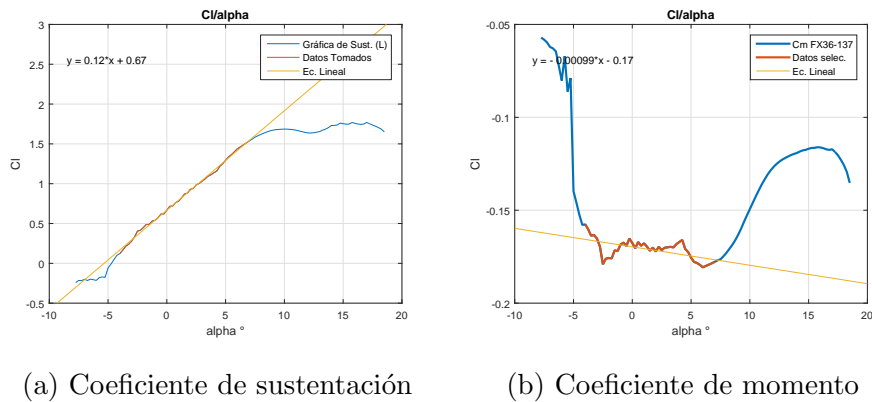


Figura 3.9: Coeficiente del perfil FX63-137

$$C_{Lw} = 0.67 + 0.14\alpha$$

El coeficiente de momento del perfil está dado por:

$$C_{Mw} = -0.17 + 0.001\alpha$$

La pendiente de sustentación corregida por el alargamiento (efectos de ala finita) es:

$$a = \frac{a_0}{1 + 57.3a_0/(\pi e_1 AR)} = \frac{0.14}{1 + 57.3[0.14/(\pi * 0.99 * 6.32)]} = 0.0994 \quad (3.2)$$

El coeficiente de sustentación  $C_{l_w}$  se obtuvo al realizar una diferencia entre el ángulo de ataque a cero sustentación, y el ángulo de ataque al coeficiente de sustentación deseado:

$$C_{L_w} = a(\alpha - \alpha_{L=0}) = 0.0973(2^\circ - (-5.33^\circ)) = 0.7132 \quad (3.3)$$

La sustentación para un ángulo de ataque de  $2^\circ$  y  $20m/s$  es.

$$Lw2^\circ = \frac{1}{2}\rho v^2 SC_l = [(0.5)(1.225Kg/m^3)(20^2)(0.068m^2)(0.7132)] = 11.88N \quad (3.4)$$

La masa total que puede ser sustentada es:

$$m = \frac{F}{a} = \frac{11.88N}{9.81m/s^2} = 1211.20g$$

Para continuar se obtuvo la cuerda media aerodinámica del ala.

$$\bar{c} = \frac{2}{3}C_r \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) = \frac{2}{3}(0.1237)(1.273) = 0.1049 \quad (3.5)$$

El número de Reynolds que caracteriza el ala a  $20m/s$  es:

$$R = \frac{\bar{c}v\rho}{\mu} = \frac{(0.1049)(20m/s)(1.225kg/m^3)}{1.789 \times 10^{-5}Kg/m \cdot s} = 143,656 \quad (3.6)$$



Figura 3.10: CAD del ala propuesta

### 3.2.4 ESTABILIZADOR HORIZONTAL

El perfil simétrico Ultra-Sport 1000 se seleccionó con base en sus gráficas de los coeficientes de momento y sustentación. Con estos coeficientes se puede estimar los ángulos de incidencia adecuados.

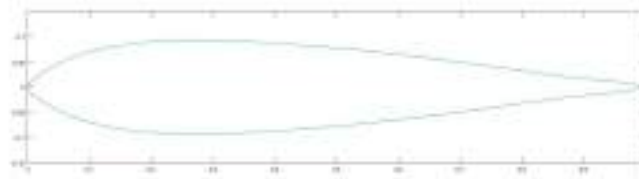


Figura 3.11: Perfil US-1000

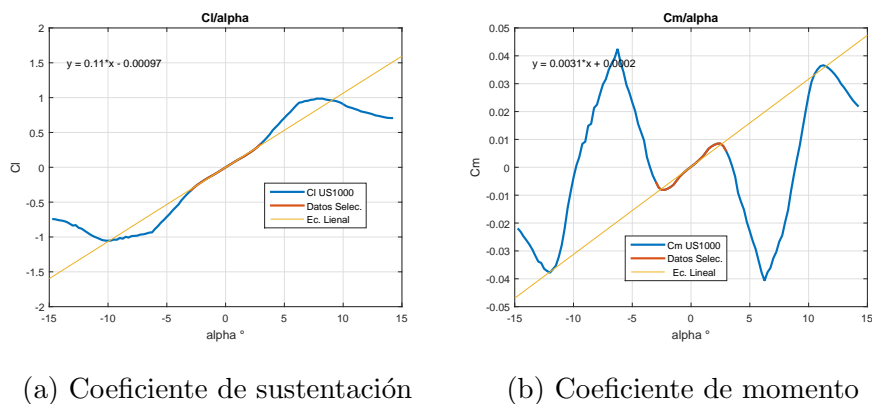


Figura 3.12: Coeficientes del perfil US1000

Las aproximaciones lineales a las funciones de los coeficientes de sustentación y momento son:

$$C_{L_{eh}} = -0.001 + 0.11\alpha$$

$$C_{M_{eh}} = 0.0002 + 0.0031\alpha$$

Los cálculos correspondientes para el estabilizador horizontal, parten de la cuerda media aerodinámica, alargamiento, corrección para ala finita y cálculo de sustentación.

La cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal.

$$\bar{c} = \frac{2}{3}C_r \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) = \frac{2}{3}(0.0873)(1.2579) = 0.0732$$

El área del estabilizador horizontales:

$$S_{(eh)} = a_{eh} = 0.1315m * \frac{0.0873m + 0.053m}{2} = 0.0184m^2$$

El alargamiento del estabilizador horizontal es:

$$AR = \frac{0.26m^2}{0.0184m^2} = 3.674$$

La ecuación siguiente nos proporcionó la pendiente de sustentación deseada para ala finita de un alargamiento que se tiene, cuando conocemos la pendiente de sustentación para ala infinita, al tomar la ecuación 3.2. La corrección por alargamiento:

$$a = \frac{0.11}{1 + 57.3[0.11/(\pi * 0.99 * 3.674)]} = 0.0708$$

Para obtener el coeficiente de sustentación  $C_{l_w}$ , se obtuvo la diferencia del ángulo de ataque a cero sustentación y el ángulo de ataque al coeficiente de sustentación deseado, así por la ecuación 3.3:

$$C_{L_{eh}} = 0.0822(2^\circ - (0^\circ))$$

En la obtención de la sustentación de  $2^\circ$  se obtiene con la fórmula de sustentación ecuación 2.6:

$$L_{eh2^\circ} = [(0.5)(1.225Kg/m^3)(20^2)(0.0184m^2)(0.1416)] = 0.32N$$

La masa que sustentaría será:

$$m = \frac{F}{a} = \frac{0.7411N}{9.81m/s^2} = 32.5g$$

El coeficiente de sustentación provocado por el elevador se puede encontrar por la siguiente formula:

$$C_{L_s} = a_1\alpha_s + a_2\eta \quad (3.7)$$

En dónde se pudo desglosar para una corrección por ala finita:

$$C_{L_s} = a_1(\alpha_{eff} - \epsilon + \alpha_{si}) + a_2\eta \quad (3.8)$$

El cálculo en la estela por la Ec. anterior se expande para realizar una operación más simple, de tal manera:

$$C_{L_s} = a_1[\alpha_{eff}(1 - d\epsilon/d\alpha) + \alpha_{si}] + a_2\eta \quad (3.9)$$

$$C_{L_s} = 0.11[2(1 - 0.6979) + 2] + 0.55 = 0.8364$$



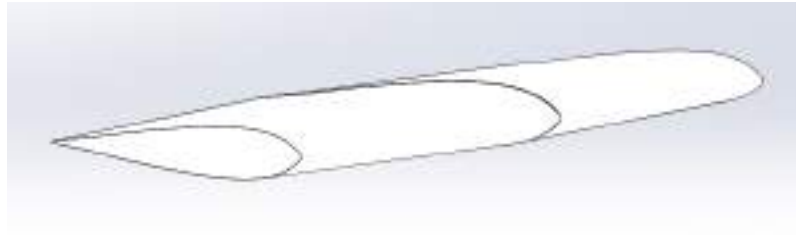


Figura 3.13: Estabilizador horizontal - CAD

### 3.2.5 DISEÑO DE LA AVIÓNICA

La aviónica se diseñó para cumplir dos principales objetivos, la adquisición de datos de manera inalámbrica y la localización del centro de gravedad en una posición específica.

La adquisición de datos se realizó con la plataforma SIMESUCO documentada en la tesis del Ingeniero Carlos Vaquera, donde se puede encontrar más información.

La plataforma Sistema de medición de superficies de control, por sus siglas SIMESUCO, permite la identificación de diversas aeronaves. Con esta se puede medir las tres diferentes rotaciones en un avión (cabeceo, guiñada y alabeo).

Los componentes de la aviónica fueron principalmente la computadora de vuelo, la fuente de regulación, el servomotor, el control de velocidad eléctrico (ESC), sistema receptor, Módulo de encoder PPM, Pila LiPo 3 celdas, botón de seguridad y zumbador.

El diagrama esquemático muestra las conexiones a través de cada uno de los componentes conectados.

Se diseñó un mecanismo para el movimiento del centro de gravedad, mediante un motor de corriente directa, un tornillo sin fin.

Para la operación del sistema de cambio del centro de gravedad se implementaron rutinas de software mediante una DAQ de National Instruments. Con esto se

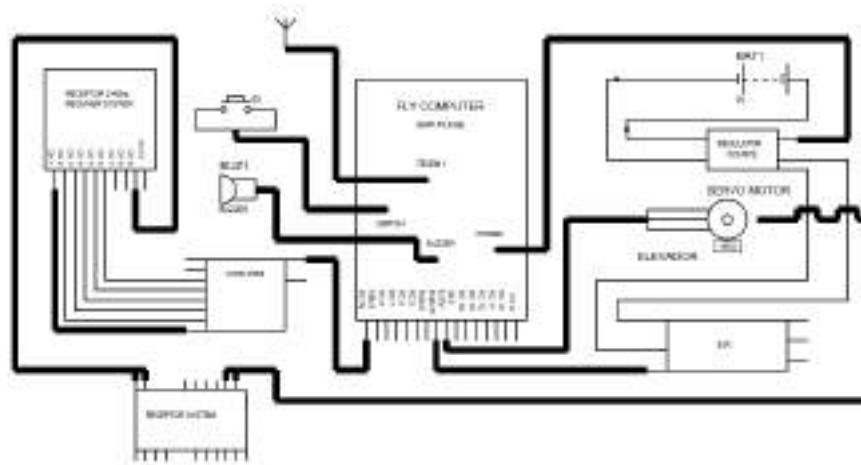


Figura 3.14: Aviónica de la Microaeronave

ubicó el centro de gravedad mediante una programación.

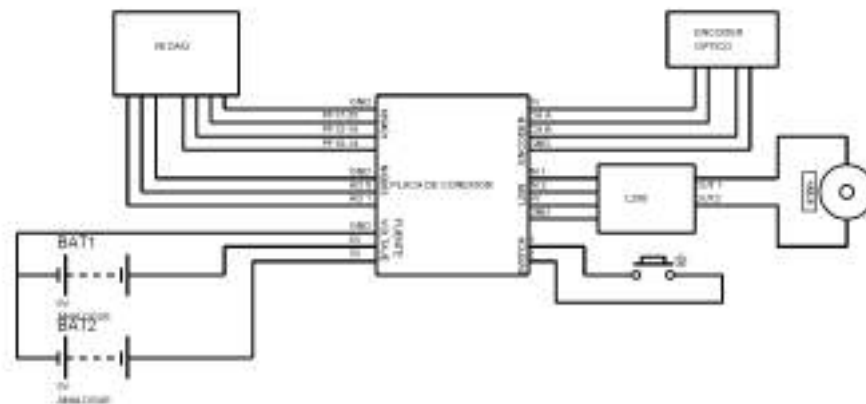


Figura 3.15: Diagrama para el movimiento del Centro de Gravedad

### 3.3 INTEGRACIÓN GENERAL Y ESPECIFICACIONES

En la figura 3.16 se presenta el prototipo diseñado. Las medidas final de la construcción se ve en la Tabla 3.1.

Descripción	Dato
$b_w$	0.656 m
$b_{eh}$	0.27
$S_w$	$0.068m^2$
$S_{eh}$	$0.0184 m^2$
$\bar{c}_w$	0.1049
$\bar{c}_{eh}$	0.0732
$AR_w$	6.32
$AR_{eh}$	3.65
$C_{L_w}$	0.1049
$C_{L_{eh}}$	0.0732
$L_{w_{2^\circ}}$	11.88N
$L_{eh_{2^\circ}}$	0.7411N
<i>Peso – total</i>	1.894 Kg
<i>Reynolds</i>	144,000

Tabla 3.1: Características de la micro-aeronave

### 3.4 CONSTRUCCIÓN DE LA PLATAFORMA EXPERIMENTAL

La microaeronave fue fabricada con materiales como aluminio, madera balsa y plástico PetG, por lo que se necesitó de maquinados en metal y plástico. Al finalizar se ensambló el diseño completo.

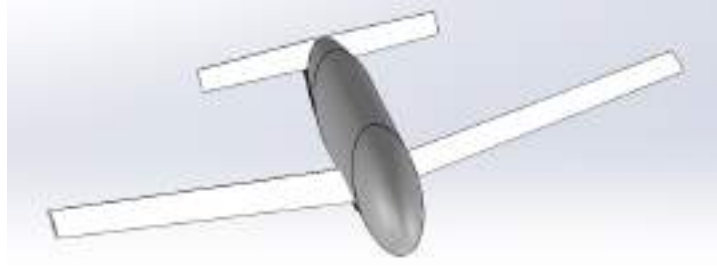


Figura 3.16: Modelo Beluga JF-CS

### 3.4.1 BAHÍA DE CARGA

La bahía de carga se fabricó para sostener la aviónica de la microaeronave y proteger la estructura que proporcionó el movimiento del centro de gravedad.

El movimiento del centro de gravedad lo proporcionó un mecanismo que fue fabricado con partes de aluminio maquinadas y partes de plástico impresas, para facilitar el ensamble y fijar bien cada componente. Un pivote se trasladó en el eje X, con la implementación de una barilla roscada sujeta a una chumacera sostenida por un riel circular.



Figura 3.17: Estructura para el movimiento del CG



Figura 3.18: Base del pivote para el movimiento del CG

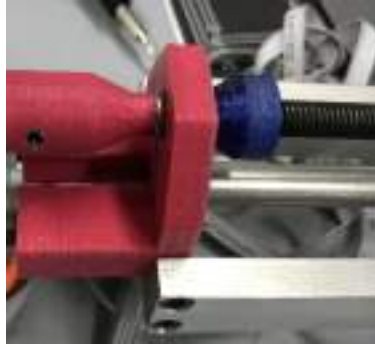


Figura 3.19: Unión de la estructura

La sujeción de estos componentes se proporciona por dos tapas, ubicadas a los costados, las que sostienen dos soleras de aluminio para sujetar toda la estructura.



Figura 3.20: Tapas sujetadoras

La bahía de carga se fabricó de madera, porque su función principal fue sostener la aviónica para la operación del SIMESUCO.



Figura 3.21: Bahía de carga

Su fabricación tuvo tres partes: las paredes de los lados, la base que las sostiene a la aviónica y agujeros para fijarse a la estructura inferior.



Figura 3.22: Sujeción de la bahía de carga

### 3.4.2 FUSELAJE

El fuselaje se fabricó en una impresora 3D con material PetG. Fuselaje impreso en 5 partes con el fin de prevenir errores en la impresión de cada una de las partes. Tuvo que ser cuidadosamente ensamblado para obtener una sola pieza, y seccionado en la parte superior para un fácil acceso de la aviónica.



Figura 3.23: Fuselaje

### 3.4.3 ALA

El ala se fabricó con madera balsa, en dos secciones. Está montada en la parte baja, tiene ángulo de diedro positivo y forma trapezoidal, con un perfil FX-63137.

El proceso inició con la impresión de los perfiles alares en tamaño descendente para formar la conicidad característica del ala, en seguida se elaboró un plano para identificar la posición de los largueros a empotrar.

Los perfiles se calcaron en tiras de madera balsa para poder ensamblarlos en los largueros, se hicieron las respectivas secciones para que los largueros se ensamblaran.

Cada semiala consta de 3 largueros y 12 perfiles alares, forrados de monocote.



Figura 3.24: Ala

#### 3.4.4 ESTABILIZADOR HORIZONTAL

El estabilizador horizontal se fabricó mediante impresión 3D, con el material PetG. Se imprimieron 4 piezas, ensambladas para formar las dos partes (estabilizador horizontal y elevador). Se sujetó el estabilizador con dos pernos en sus extremidades.



Figura 3.25: Estabilizador horizontal

### 3.5 CONSTRUCCIÓN DE LA AVIÓNICA

La aviónica se implementó con una computadora de vuelo (HK Pilot), a su vez se necesitó de varios periféricos: fuente de poder, regulador de voltaje, modulo de encoder PPM, receptor de radio control y modulo receptor (SIMESUCO).

El registro de datos se realizó al establecer las conexiones alámbricas con la computadora de vuelo.



Figura 3.26: Aviónica

La aviónica para el uso de la plataforma SIMESUCO se acomodo de la mejor manera en la bahía de carga.



Figura 3.27: Aviónica en la microaeronave

El motor de CD se conectó a un puente H, y a una tarjeta de adquisición de datos, DAQ de national instruments. El encoder óptico se conectó directamente a la tarjeta de adquisición de datos para la lectura de los pulsos generados. El algoritmo se realizó en LabView.





Figura 3.28: Instrumentación para el movimiento del CG



Figura 3.29: Panel de Control CG

## 3.6 INTEGRACIÓN FINAL DE LA PLATAFORMA EXPERIMENTAL

### 3.6.1 CARACTERIZACIÓN DEL ELEVADOR

El elevador desempeñó una función importante, este contribuye a la deflexión del viento, para que exista el movimiento de cabeceo en las aeronaves de ala fija.

Se conectó un mini-servomotor al elevador. Los servomotores tuvieron margen de error en el desplazamiento mecánico, esto debido a una instalación mecánica inapropiada. Se identificaron los desplazamientos angulares de acuerdo a las magnitudes de señales enviadas.

En la identificación se obtuvieron las relaciones de la tabla 3.2, a partir de los micro segundos  $\mu s$  con los que trabaja la señal enviada al servomotor. Las restricciones mecánicas de la micro-aeronave y la unión estructural que se generó para la



Figura 3.30: Caracterización del Elevador

posición específica del elevador se tomaron en cuenta.

Micro-segundos $\mu s$	Grados-Elevador $^{\circ}$
700	15
830	10
930	5
945	3
1000	0
1060	-3
1090	-5
1150	-10
1220	-15

Tabla 3.2: Caracterización ángulos del elevador

Los ángulos desplazados no tuvieron relación simétrica con la señal mandada al mini-servomotor, como se esperaba. La tabla 3.2 muestra cuáles son las relaciones, a grandes magnitudes el elevador tiene mediciones angulares negativas.

### 3.6.2 OBTENCIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD

La estabilidad estática se configuró en la microavión para poder realizar la identificación, para esto es necesario poner el centro de gravedad en la parte estable,

es decir adelante del centro aerodinámico.

La localización del centro de gravedad se realizó mediante el análisis estático, teniendo en cuenta que:

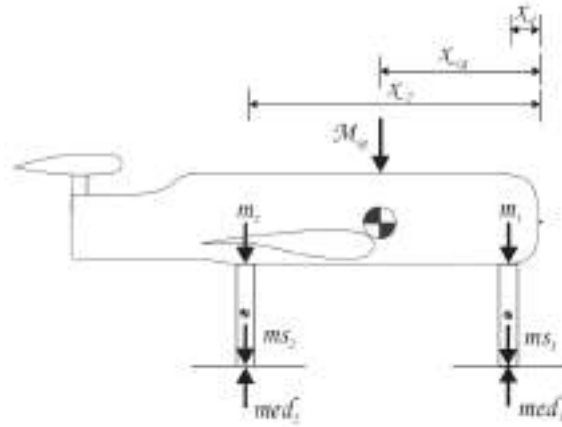


Figura 3.31: Sumatoria de fuerzas para el equilibrio

$$m_1 = med_1 - ms_1 \qquad m_2 = med_2 - ms_2 \qquad M_{cg} = m_1 + m_2$$

La suma de fuerzas en y:

$$\sum F_y = -M_{cg}g + m_1g + m_2g \qquad (3.10)$$

$$M_{cg}X_{cg} = m_1x_1 + m_2x_2 \qquad (3.11)$$

por lo tanto el centro de gravedad se localiza en:

$$X_{cg} = \frac{m_1x_1 + m_2x_2}{m_1 + m_2} \qquad (3.12)$$

### 3.6.3 OPERACIÓN PARA LA PLATAFORMA DE IDENTIFICACIÓN

La plataforma SIMESUCO nos provee información sobre los ángulos de cabeceo del microavión, esto gracias a las deflexiones del elevador ubicado en el estabilizador horizontal.



(a) Interfaz sistema de perturbación

(b) Interfaz sistema de adquisición

Figura 3.32: Plataforma total de medición

Las magnitudes que se aplican para el movimiento del elevador están en razón de los micro segundos  $\mu s$  en la frecuencia de operación en el mini-servomotor, la adquisición de datos se ejecuta por la computadora de vuelo (HKPilot 32), para la extracción de información, se crea un archivo en una unidad de memoria externa en la computadora de vuelo.

La prueba realizada con la plataforma SIMESUCO nos provee datos del movimiento de cabeceo en un archivo dónde se puede graficar las amplitudes que se generan contra el tiempo transcurrido.

Una serie de pasos deben llevarse a cabo ordenadamente para prevenir errores de conexión o registro de datos.

Las conexiones del PIC/receptor y el MyRIO es lo primero que se debe realizar. Los pines a conectar, se enlistan como sigue:

- Pin 01 — 5v

- Pin 11 — Salida del PWM
- Pin 30 — GND

Los periféricos principales como el MyRIO, radio control y antena, se requieren conectar a la computadora antes de ejecutar el programa principal.

El programa principal se inicia desde el archivo del proyecto creado, desde ahí se ejecuta la programación de la interfaz principal creada para el SIMESUCO, para realizar lo anterior se siguen los siguientes pasos.

- 1) El MyRIO es el hardware asociado para la operación parcial del SIMESUCO, se tiene que verificar la conexión de este mismo antes de ejecutar el programa principal, la verificación se realiza encontrando el hardware y seleccionando la opción de conectar.
- 2) Situados en la ventana de exploración de proyectos, nos dirigimos hacia la pestaña llamada artículos.
- 3) Ahí debe de aparecer el hardware llamado MyRIO, hacemos clic derecho y posteriormente seleccionamos conectar.
- 4) Si el funcionamiento del programa encontrado en el archivo  $RT_{PWM}$  de la ventana de exploración de proyecto se comprueba, la conexión entre el MyRIO y la computadora principal está funcionando.
- 5) Si el programa del subpaso anterior funciona, ahora ejecutar el programa MainGCS.vi de la ventana de exploración de proyecto, el cual al abrirlo podemos ver que es el programa principal del sistema SIMESUCO.
- 6) En el programa principal se comprueba la funcionalidad observando que las señales del radio control estén siendo obtenidas.

La funcionalidad de Mission Planer se comprueba al ver las señales que vienen en la interfaz, para que esto sea posible se deben seguir los pasos siguientes:

- 1) Antes de iniciar el programa, energizar la aviónica, es decir hacer la conexión del la pila de 3 celdas.
- 2) Verificar que la velocidad en la telemetría esté en 57,600, y que esta sea la que esté seleccionada en la pantalla principal de Mission Planner.
- 3) Comprobar que nada más exista un puerto COM13, para la comunicación del dispositivo.
- 4) Estando posicionados en la pestaña de datos de vuelo (FLIGHT DATA), ir a la sub pestaña de acciones (Actions) y seleccionar la opción de armar.
- 5) Al haber terminado los pasos anteriores, se presiona el botón de seguridad (botón rojo) en la aviónica que se encuentra en la microaeronave.
- 6) Si se ha llegado hasta este punto, la plataforma de identificación se encuentra registrando los datos de la microaeronave que cuenta con la aviónica de identificación.
- 7) En este caso se seleccionan los diferentes tipos de dobletes para la identificación, la adquisición de datos a partir del movimiento del elevador es el resultado para obtener el movimiento de cabeceo.

En este punto se realizan la configuración de pruebas pertinentes para la identificación de cualquier aeronave que sea posible llevar en su interior la aviónica que es necesaria para realizar dicho proceso.

En el momento de terminar la prueba se tiene que presionar en el botón de Desarmar en la subpestaña de acciones en la pestaña de datos de vuelo (FLIGHT DATA) en la pantalla principal del programa Mission Planner.

La extracción de información del experimento se realiza al haber terminado el paso anterior, a continuación se descargan los datos registrados realizando los siguientes pasos:

- 1) Nos dirigimos al programa de Mission Planner, en la pestaña de datos de vuelo (FLIGHT DATA), seleccionar la subpestaña registro flash de datos (Data Flash Logs).
- 2) Después seleccionar el botón descargar el registro flash de datos vía Mavlink (Download DataFlash Log Vía Mavlink).

El botón rojo que se encuentra en la aviónica de la microaeronave, es un botón de seguridad para inhabilitar todo el sistema, ya que los experimentos se realizaron se continua con los siguientes pasos:

- 1) Presionar el botón rojo que se encuentra en la aviónica, para evitar algún posible arranque de algún motor.
- 2) La pila de 3 celdas es la fuente de energía, desconectarla y recargarla al momento de terminar cada prueba, ya que se tiene que cumplir con el proceso de cuidado y mantenimiento para su operación.
- 3) Para la extracción de los datos registrados del experimento, se debe extraer la memoria externa microsd de la computadora de vuelo, teniendo en cuenta que se verifco la existencia de los archivos de registro de datos y le desenergización total del sistema.
- 4) Cerrar el programa principal de la plataforma SIMESUCO y el programa Mission Planner.
- 5) Poner los datos registrados en la memoria en una carpeta, los siguientes formatos son los que se deben encontrar almacenados en la memoria externa micro SD: Data Flash Log, Review Log y Px4 .bin to .log

Los pasos para descargar la información vía cable puede ser una opción adicional. Para realizarlo se siguen los siguientes pasos:

- 1) Se descarga los archivos registrados del experimento anterior.

- 2) Se conecta el Pixhaock con cable de usb a micro-usb.
- 3) Se de en la opción de descargar archivos log, cuando se tiene la conexión por default debe aparecer el último archivo guardado.
- 4) La pestaña donde encontramos la opción para la descarga se tiene por nombre DataFlash Logs.
- 5) Existen dos archivos el bin y el log (el .bin esta codificado) El .log se puede abrir en un .txt .
- Es recomendable obtener el registro de datos directamente de la unidad de memoria ya que es mucho más rápido.



Figura 3.33: Experimentación



## CAPÍTULO 4

# RESULTADOS

---

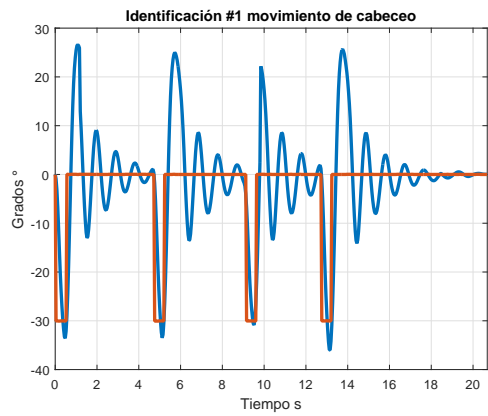
### 4.1 RESPUESTA AL ESCALÓN

La experimentación se llevó a cabo al seguir los pasos para la operación de la plataforma SIMESUCO. El primer experimento se enfocó en posicionar el centro de gravedad en una configuración estable, es decir tener el centro aerodinámico de la microaeronave atrás del centro de gravedad.

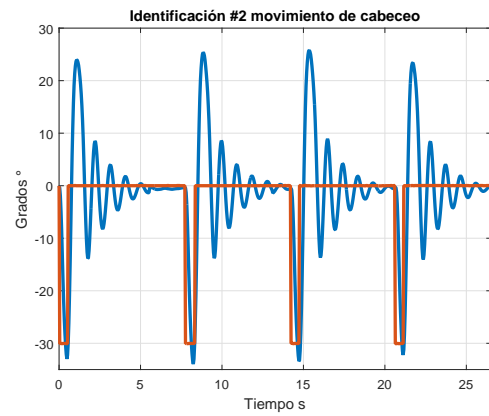
La configuración estable fue configurada. A partir de este punto se realizaron las pruebas para verificar el registro de datos de las dos señales, la señal que se manda al servomotor y la obtenida por la dinámica de cabeceo.

Las señales fueron adquiridas, lo cuál nos dice que no hubo ninguna interferencia de señales por parte de la microaeronave utilizada, el registro de los datos obtenidos tanto del ángulo de cabeceo como el del elevador son mostrados en las Figuras 4.1 a 4.4.

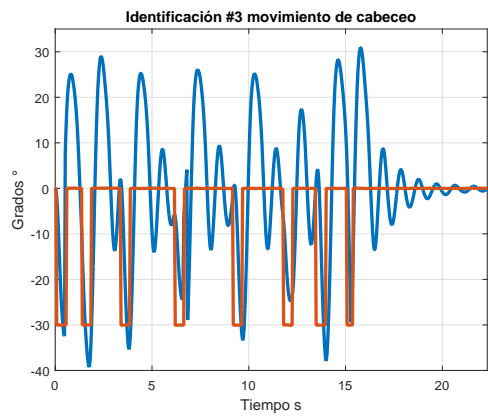
La identificación arrojó una cantidad aceptable de datos que se tuvieron que analizar para así poder seleccionar cuáles podían ser estudiadas para la obtención de la dinámica longitudinal restringida en cabeceo.



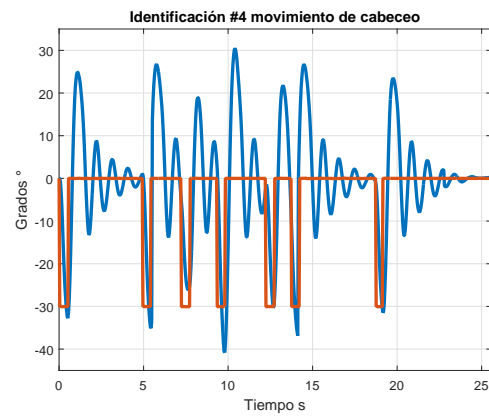
(a) Identificación 1



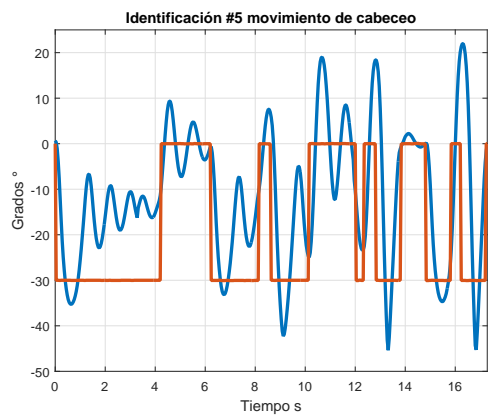
(b) Identificación 2



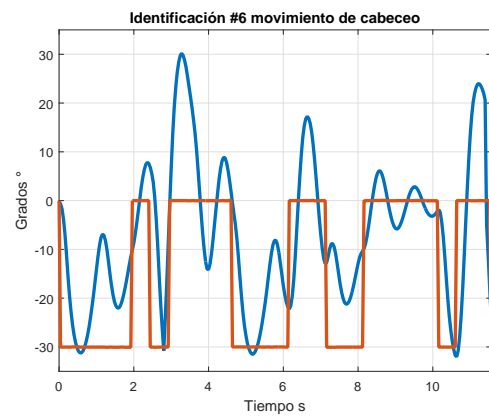
(c) Identificación 3



(d) Identificación 4

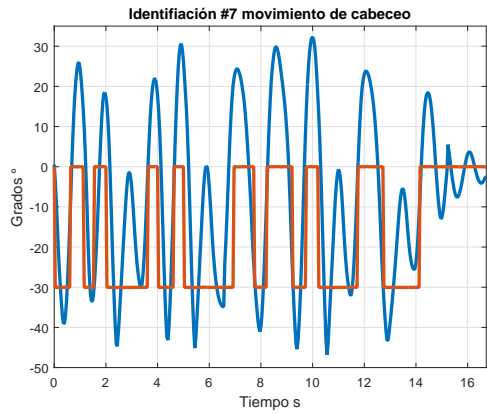


(e) Identificación 5

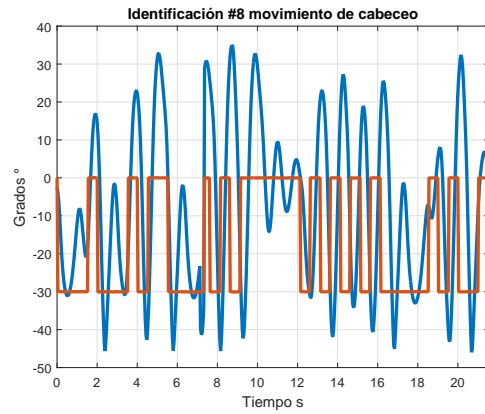


(f) Identificación 6

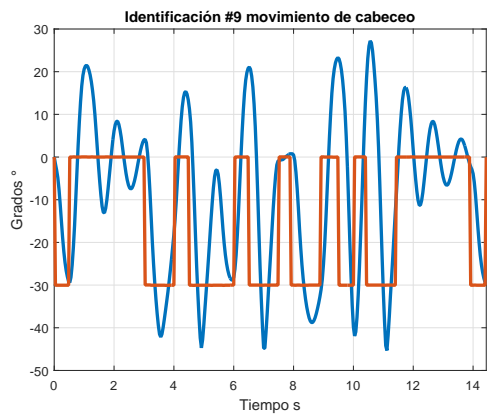
Figura 4.1: Primer conjunto de identificaciones



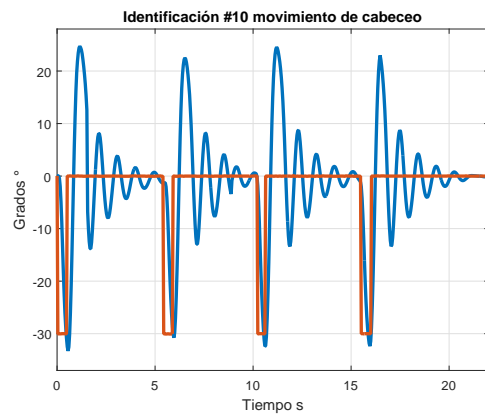
(a) Identificación 7



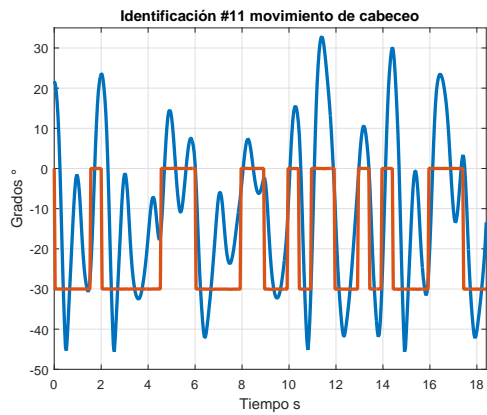
(b) Identificación 8



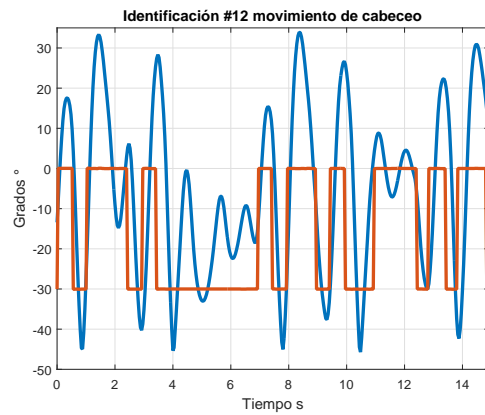
(c) Identificación 9



(d) Identificación 10

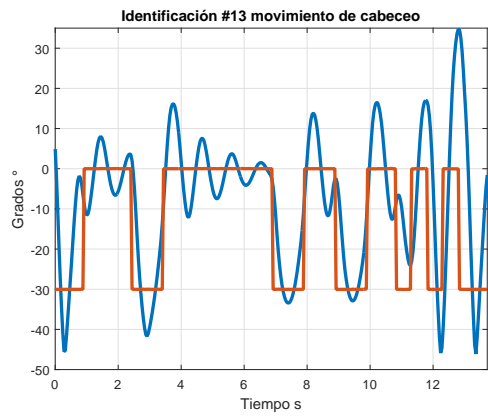


(e) Identificación 11

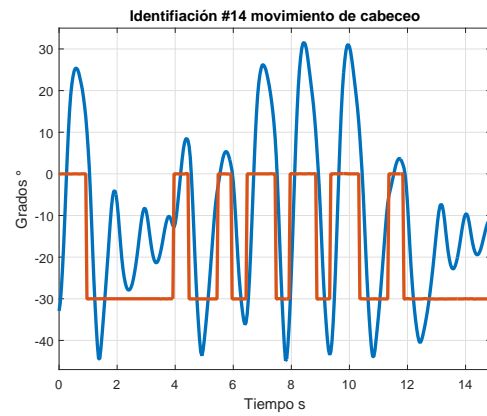


(f) Identificación 12

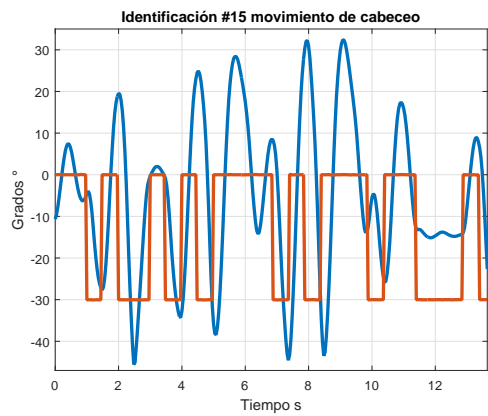
Figura 4.2: Segundo conjunto de identificaciones



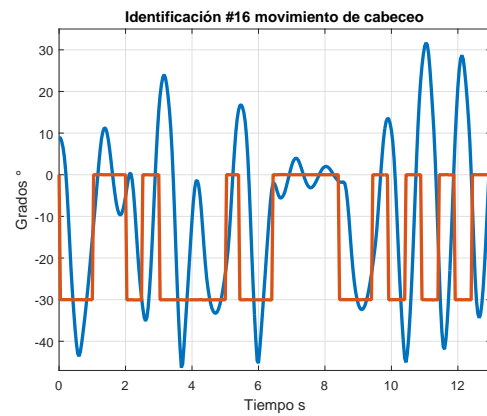
(a) Identificación 13



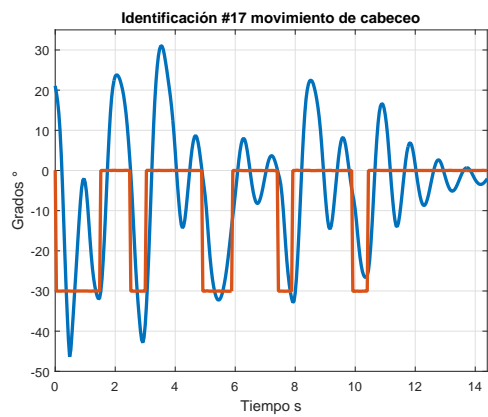
(b) Identificación 14



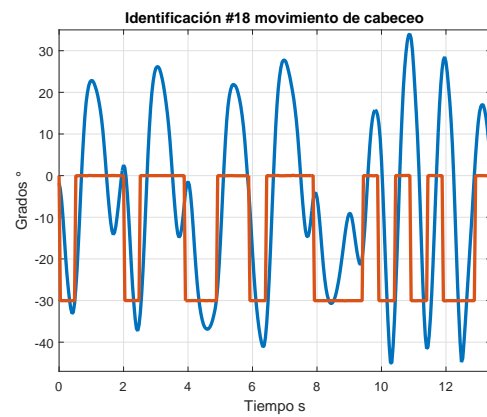
(c) Identificación 15



(d) Identificación 16

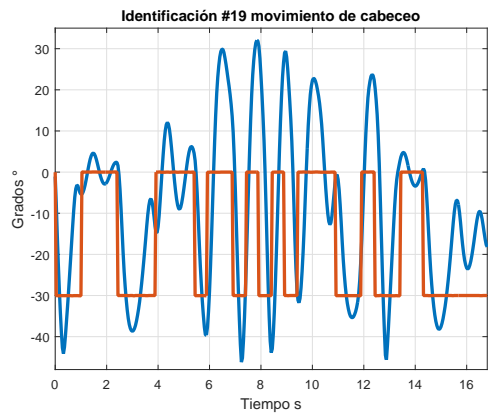


(e) Identificación 17

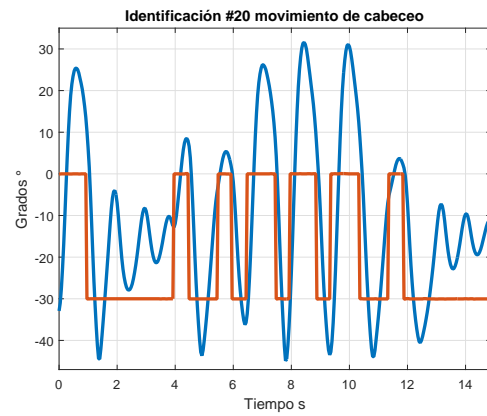


(f) Identificación 18

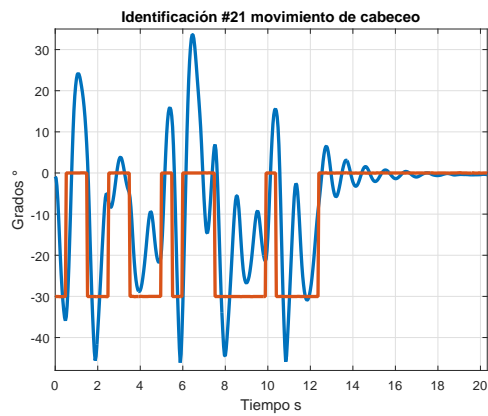
Figura 4.3: Tercer conjunto de identificaciones



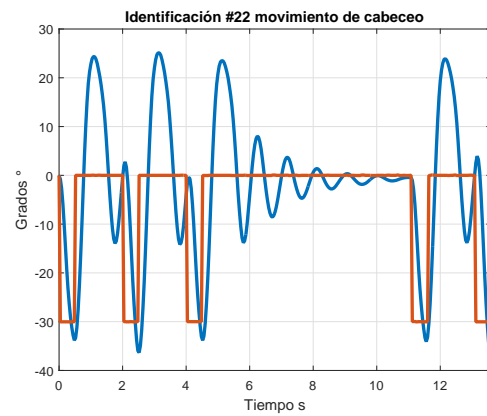
(a) Identificación 19



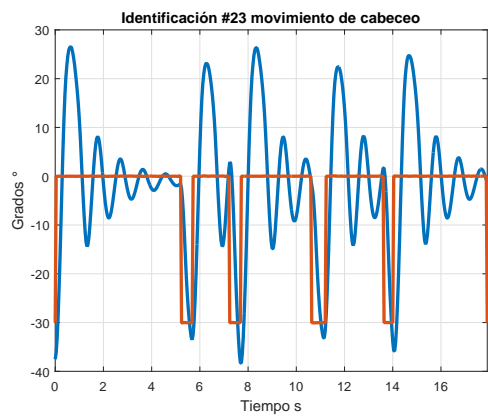
(b) Identificación 20



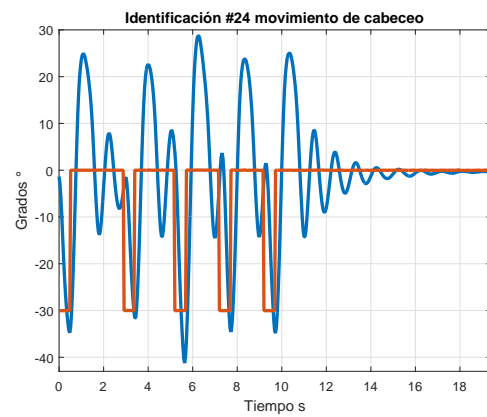
(c) Identificación 21



(d) Identificación 22



(e) Identificación 23



(f) Identificación 24

Figura 4.4: Cuarto conjunto de identificaciones

# ANÁLISIS DE RESULTADOS

## 5.1 DISCRIMINACIÓN DE RESULTADOS

Los resultados utilizados fueron las gráficas número 2 y 10, debido a su simetría y la buena continuidad en el muestreo de datos. Estos datos se muestran en la Figura 5.1

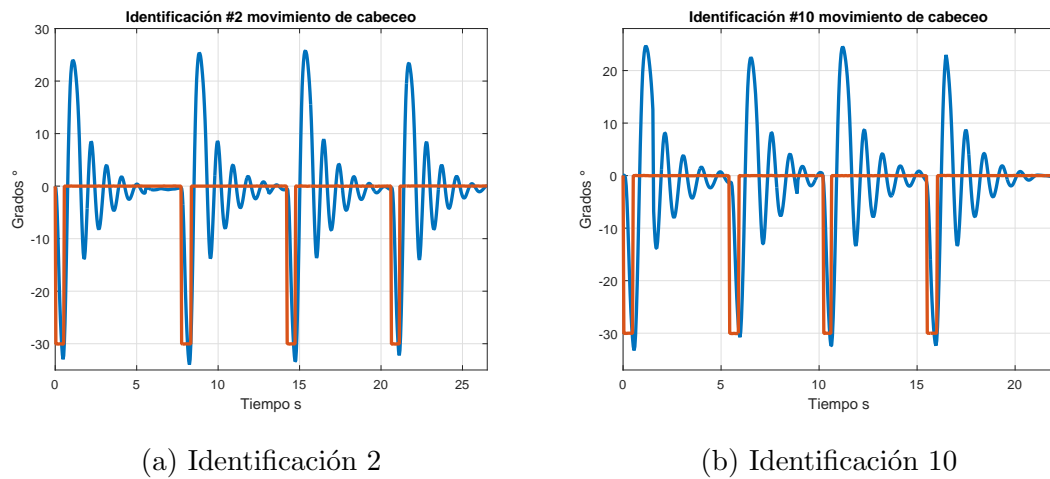


Figura 5.1: Identificaciones seleccionadas

Las gráficas omitidas fueron las que no cumplieron con simetría y buen muestreo en la señal adquirida, ya que por causas mecánicas o interferencia en algunos instantes de tiempo no se logró obtener el total de los datos identificados.

Las gráficas mostradas en la figura 5.2 no tienen simetría en la respuesta debido a una no continuidad en el tiempo de muestreo, es por eso que no se toman en cuenta.

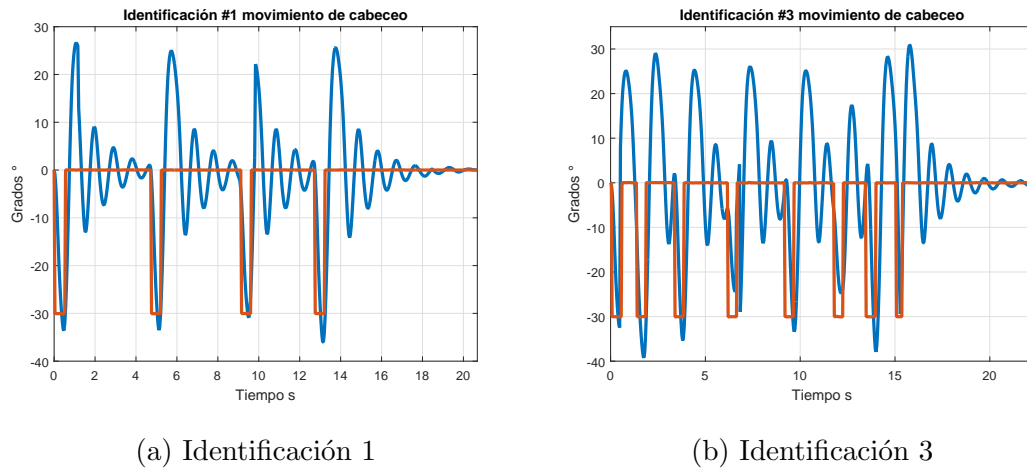


Figura 5.2: Identificaciones analizadas

Las gráficas de la figura 5.3 no tienen una forma simétrica repetible que se asemeje a una respuesta de segundo orden, es por eso que es descartada.

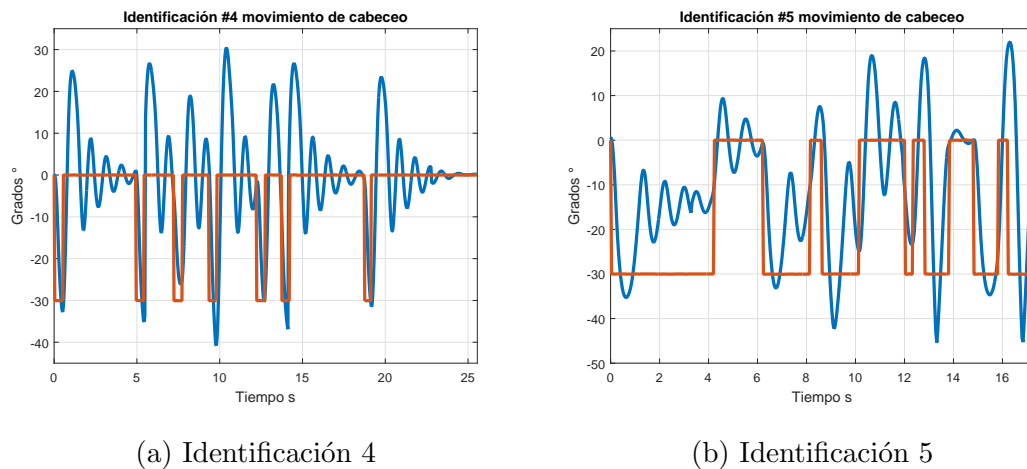


Figura 5.3: Identificaciones analizadas

Las gráficas mostradas en la figura 5.4 no llegan a establecerse y aparte no tienen una forma simétrica, es por eso que son descartadas.

Las gráficas de la figura 5.5 no tienen un patrón repetible característico de un

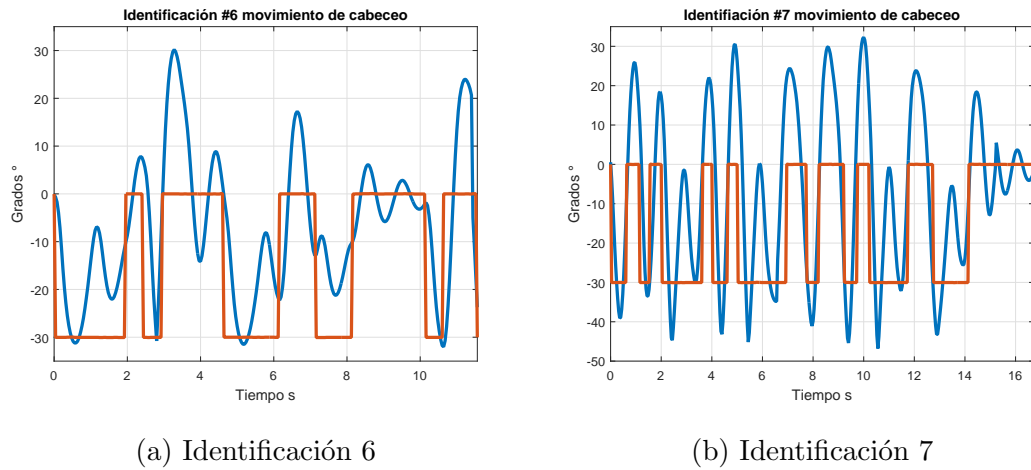


Figura 5.4: Identificaciones analizadas

sistema de segundo orden, es por eso que no se toman en cuenta para la identificación.

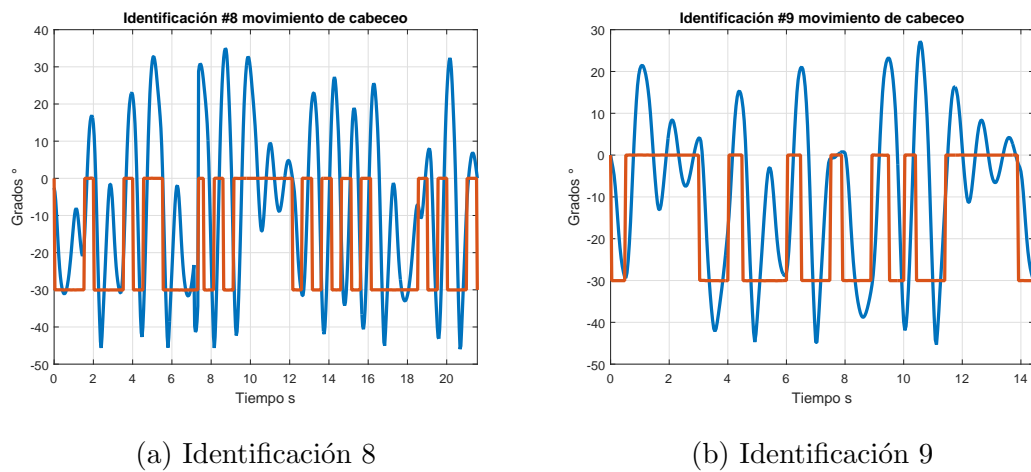


Figura 5.5: Identificaciones analizadas

El par de gráficas en la figura 5.6 no se tomaron en cuenta por tener una alta serie de oscilaciones y no tener un establecimiento.

Las gráficas mostradas en la figura 5.7 no fueron escogidas por no llegar a la referencia del escalón y por no tener un rango de establecimiento después del escalón.



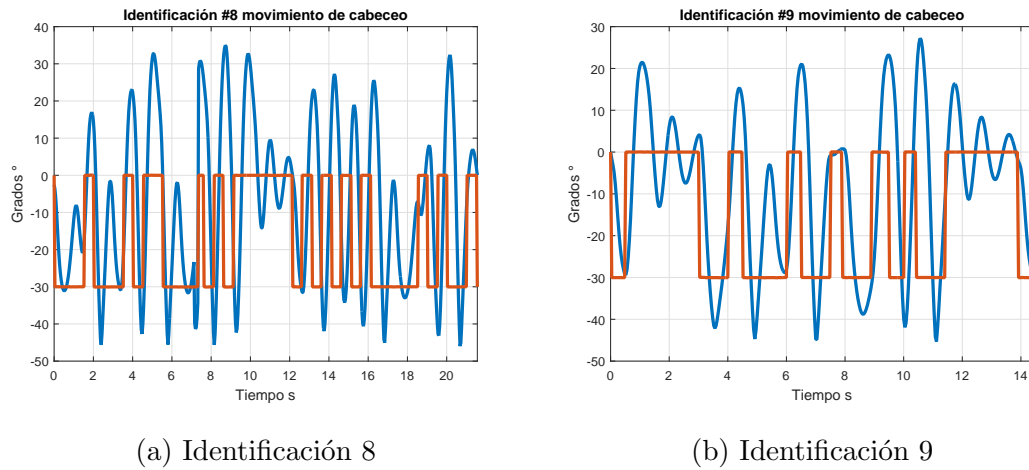


Figura 5.6: Identificaciones analizadas

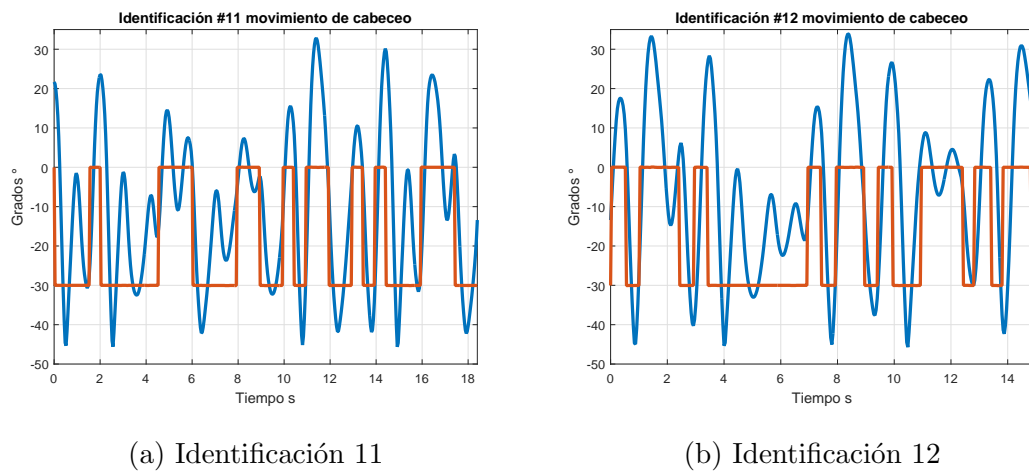


Figura 5.7: Identificaciones analizadas

Las gráficas de la figura 5.8 fueron omitidas por falta de tiempo en el establecimiento y no llegar a la referencia del escalón.

Las gráficas mostradas en la figura 5.9 fueron omitidas a causa de no tener una sección en la respuesta de establecimiento y por ende no llegar a la referencia.

Las gráficas de la figura 5.10 fueron descartadas por tener una dinámica no simétrica y altas magnitudes en la primera respuesta sobre el movimiento de cabeceo.

Las gráficas mostradas en la figura 5.11 fueron omitidas por no tener una respuesta similar a un sistema de segundo orden y no llegar a la referencia.

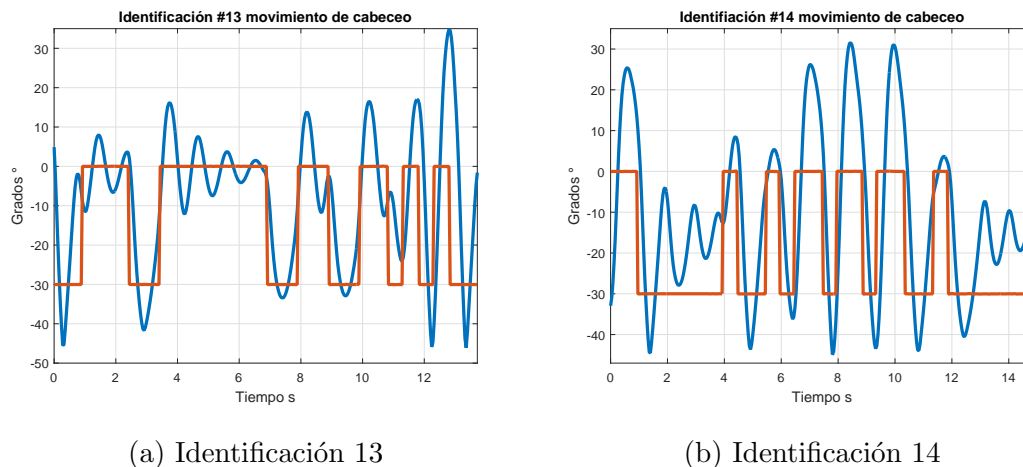


Figura 5.8: Identificaciones analizadas

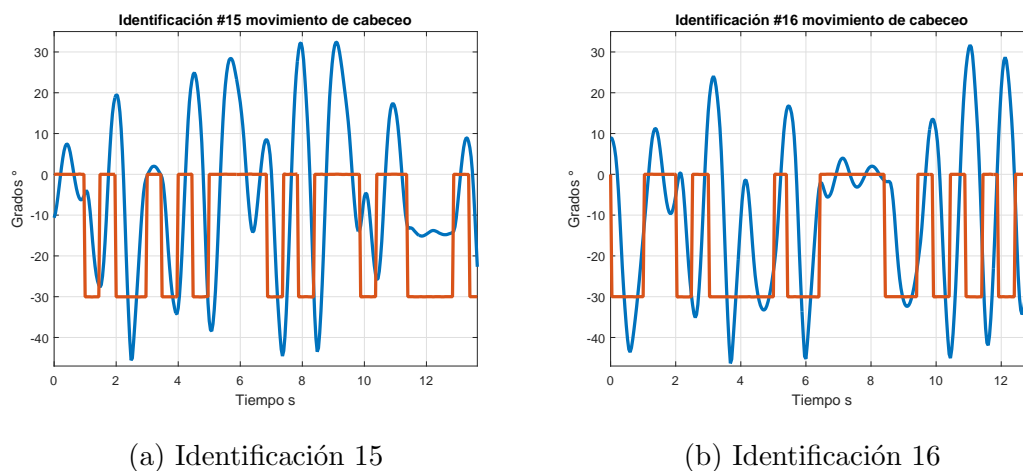


Figura 5.9: Identificaciones analizadas

Las gráficas mostradas en la figura 5.12 no tienen un movimiento repetible y son asimétricas por eso fueron omitidas para la identificación.

Las gráficas de la figura 5.13 no terminan de establecerse en un tiempo fijo, por ende no llegan a la referencia, por tal motivo no son seleccionadas.

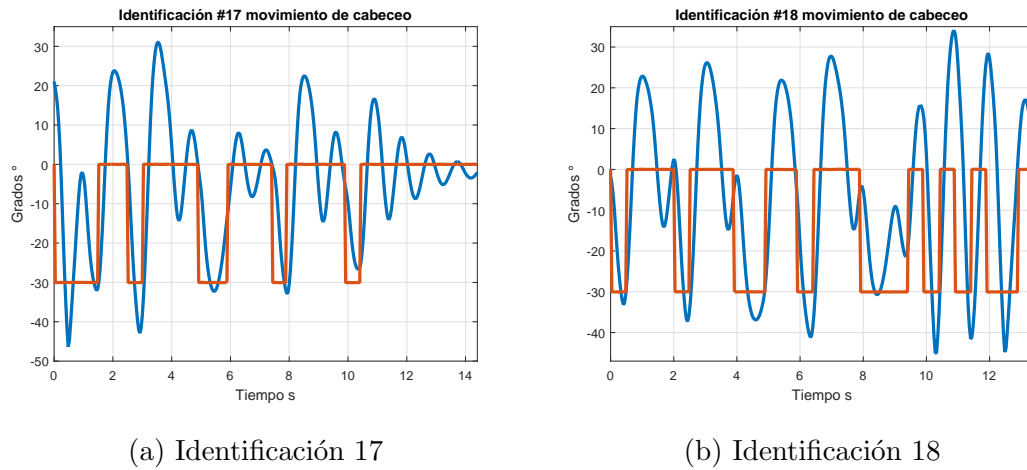


Figura 5.10: Identificaciones analizadas

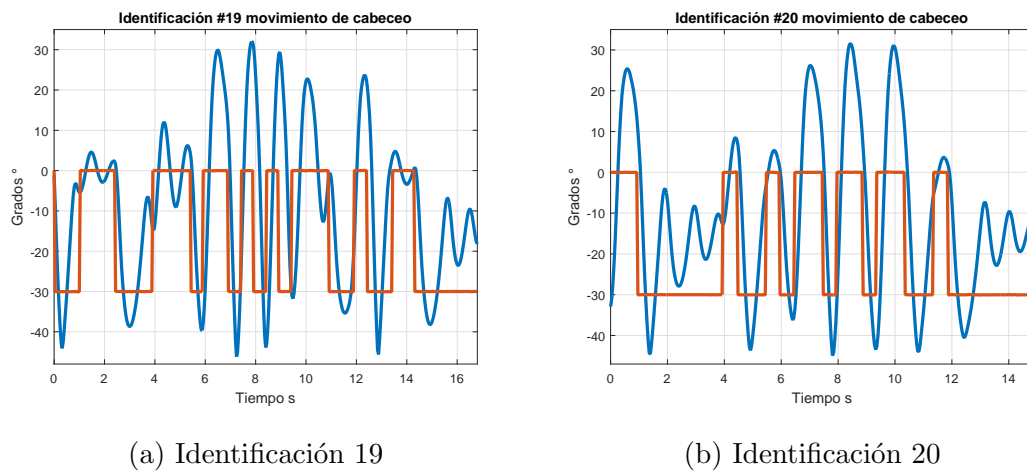


Figura 5.11: Identificaciones analizadas

## 5.2 IDENTIFICACIÓN DEL MODELO LINEAL

Los resultados de la experimentación se identifican de forma manual, con un enfoque a la respuesta de un sistema de segundo orden que es la que se ha obtenido por medio de una perturbación de entrada impulso que se ha propuesto.

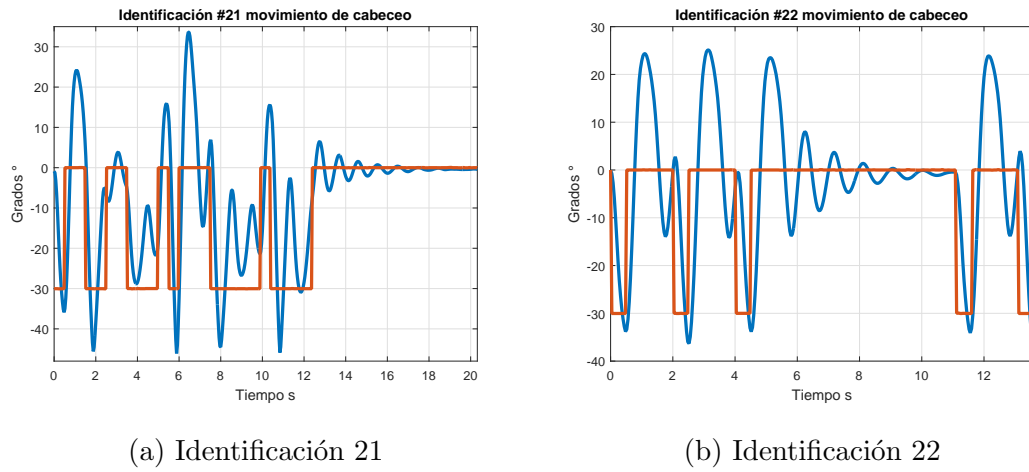


Figura 5.12: Identificaciones analizadas

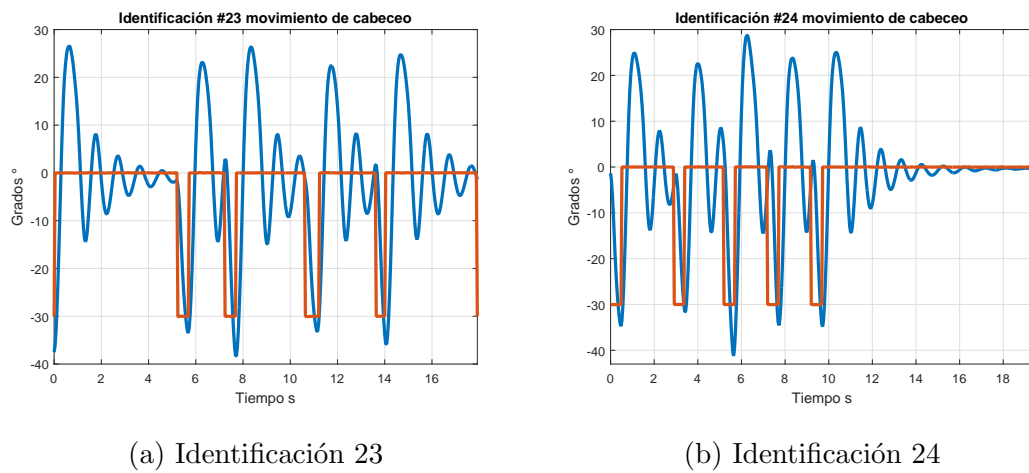


Figura 5.13: Identificaciones analizadas

### 5.2.1 1ER RESPUESTA AL IMPULSO

$$Tf_1 = \frac{22.7}{s^2 + 1.39s + 48.3} \quad (5.1)$$

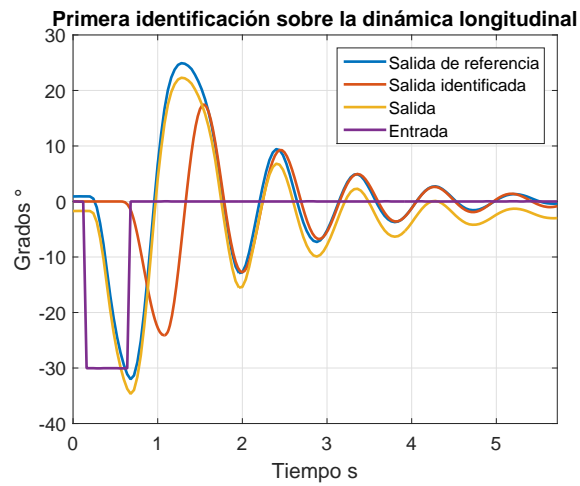


Figura 5.14: Primer gráfica identificada

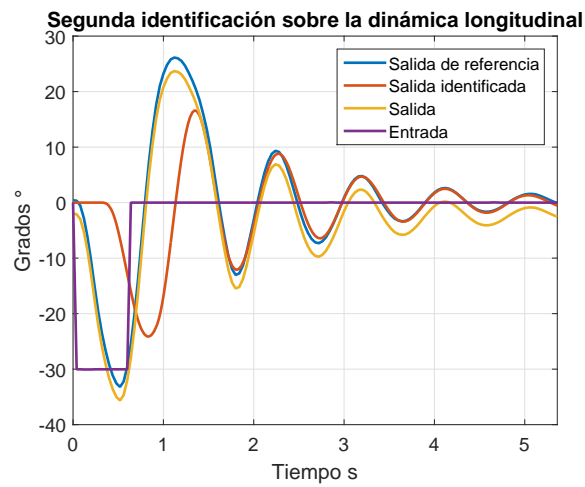


Figura 5.15: Segunda gráfica identificada

### 5.2.2 2DA RESPUESTA AL IMPULSO

$$Tf_2 = \frac{22.05}{s^2 + 1.37s + 46.92} \quad (5.2)$$

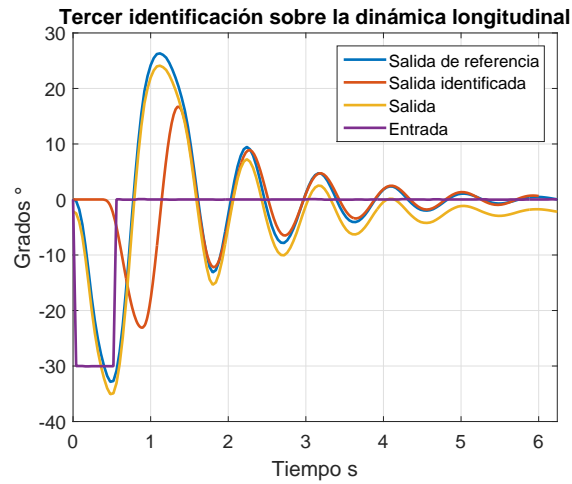


Figura 5.16: Tercer gráfica identificada

### 5.2.3 3ER RESPUESTA AL IMPULSO

$$Tf_3 = \frac{21.45}{s^2 + 1.381s + 47.67} \quad (5.3)$$

### 5.2.4 4TA RESPUESTA AL IMPULSO

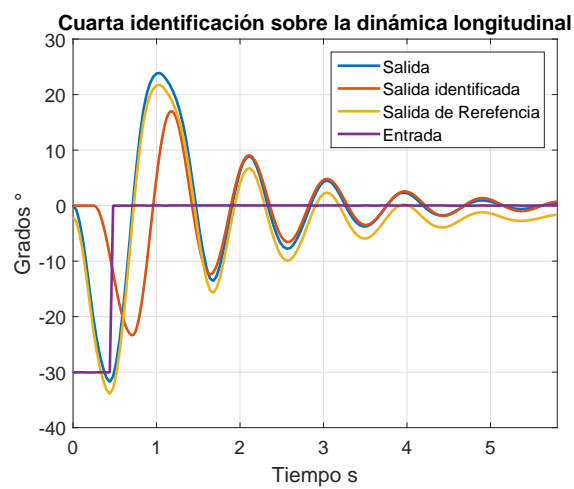


Figura 5.17: Cuarta gráfica identificada

$$Tf_4 = \frac{20.69}{s^2 + 1.356s + 45.97} \quad (5.4)$$

### 5.2.5 5TA RESPUESTA AL IMPUSLO

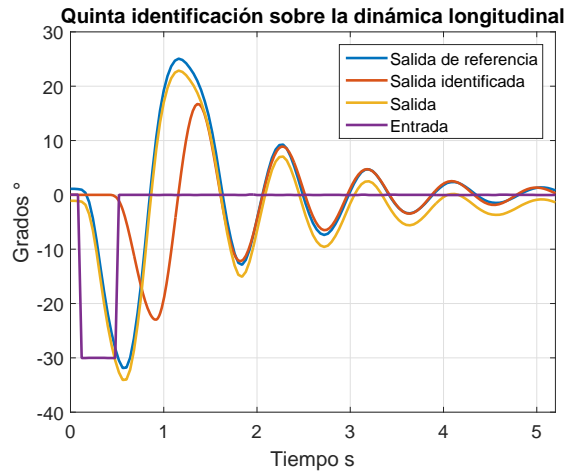


Figura 5.18: Quinta gráfica identificada

$$Tf_5 = \frac{21.86}{s^2 + 1.394s + 48.58} \quad (5.5)$$

La identificación anterior nos provee de una respuesta de un sistema de segundo orden el cuál es característica de la dinámica longitudinal restringida en movimiento de cabeceo de un microavión.

## CAPÍTULO 6

# CONCLUSIONES

---

### 6.1 APORTACIONES Y CONCLUSIONES GENERALES

El material tuvo un balance entre calidad y costo, que estuvo a nuestro alcance para la construcción de la microaeronave, de esta manera se pudo llegar a construir un prototipo aceptable que cumplió con el objetivo deseado.

El diseño de la aeronave respetó las medida en la cámara de pruebas dentro del túnel de viento.

El centro de gravedad en la microaeronave resultó ser un reto importante en su localización, se puede mejorar el diseño mecánico para encontrar el punto exacto para dichas pruebas, teniendo así una favorable repetición en los experimentos.

El movimiento de cabeceo fue aproximada a una ecuación de 2° orden característico de la dinámica de cabeceo, aunque no se haya establecido exactamente el centro de gravedad en la aeronave.

Una microaeronave se logró fabricar, fue capaz de instalarse dentro de un túnel de viento y haber comprobado estabilidad estática y dinámica.

La microaeronave ha sido construida con la capacidad de preprogramar el mo-



vimiento en superficies de control y tener la capacidad de identificar el movimiento de cabeceo.

### 6.1.1 TRABAJO FUTURO Y MEJORAS

La micro-aeronave debe ser rediseñada, para mejorar el desempeño.

Fabricar mecánicamente una estructura dónde se pueda encontrar el centro de gravedad exacto de la micro-aeronave.

Realizar identificación a diferentes puntos del centro de gravedad para obtener una análisis que pueda ser utilizado para certificar este microavión en desempeño.

Proponer un autopiloto ante cambios en el centro de gravedad teniendo dinámica de cabeceo.

APÉNDICE A

# APÉNDICE

---

A.1 NOMENCLATURA

# NOMENCLATURA

---

$\alpha$	ángulo de ataque
$\alpha_e$	ángulo de ataque compensado
$\alpha_w$	ángulo de ataque del ala
$\alpha_{FRL}$	ángulo de ataque a la línea de referencia del fuselaje
$\bar{c}$	cuerda media aerodinámica
$\bar{q}$	presión dinámica
<i>c.g.</i>	centro de gravedad
$C_m$	Coefficiente de momento de cabeceo
$C_{D_w}$	coeficiente de resistencia al avance en el ala
$C_{L_{0_w}}$	coeficiente de sustentación a 0 grados en ángulo de ataque
$C_{L_{\alpha_w}}$	coeficiente de sustentación con ángulo de ataque en el ala $\neq 0$
$C_{L_w}$	coeficiente de sustentación en el ala
$C_{m_{0_w}}$	coeficiente de momento a cero grados en ángulo de ataque
$C_{m_{\alpha_w}}$	coeficiente de momento a un ángulo de ataque $\neq 0$
$C_{m_{ca_w}}$	coeficiente de momento en el centro aerodinámico del ala
$C_{m_{cg_w}}$	coeficiente de momento en el centro aerodinámico del ala

---

$D_W$	resistencia al avance en el ala
$i_w$	ángulo de incidencia del ala
$L_0$	sustentación a cero grados en ángulo de ataque
$L_w$	sustentación en el ala
$L_\alpha$	sustentación con ángulo de ataque
$M_A$	momento aerodinámico del ala
$M_{ACW}$	momento en el centro aerodinámico en el ala
$S$	área de la superficie alar
$X_{ac}$	distancia del borde de ataque al centro aerodinámico del ala
$X_{cg}$	distancia del borde de ataque al centro de gravedad
$Z_{cg}$	distancia del centro de gravedad al centro aerodinámico

# BIBLIOGRAFÍA

---

- [1] COOK, M. V., *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control*, Butterworth-Heinemann, 2012.
- [2] CUMMINGS, R. M., S. A. MORTON y S. G. SIEGEL, «Numerical prediction and wind tunnel experiment for a pitching unmanned combat air vehicle», *Aerospace Science and Technology*, **12**(5), págs. 355–364, 2008.
- [3] DIAS, J. N. y R. D. M. GIRARDI, «Two-point Aerodynamic Model Identification from Dynamic Wind Tunnel Tests», en *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, pág. 2012, 2016.
- [4] LAWRENCE, F. C. y B. H. MILLS, «Status update of the AEDC wind tunnel Virtual Flight Testing development program», en *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, pág. 168, 2002.
- [5] MULTHOFF, H., «Aerodynamics of Fuselage», *NACA*, **TM-1036**, 1942.
- [6] NELSON, R. C., *Flight stability and automatic control*, tomo 2, WCB/McGraw Hill New York, 1998.
- [7] NICOLOSI, F., A. DE MARCO y P. DELLA VECCHIA, «Stability, flying qualities and longitudinal parameter estimation of a twin-engine CS-23 certified light aircraft», *Aerospace Science and Technology*, **24**(1), págs. 226–240, 2013.
- [8] OGATA, K., *System dynamics*, tomo 3, Prentice Hall New Jersey, 1998.

- 
- [9] PELLETIER, A. y T. J. MUELLER, «Low Reynolds number aerodynamics of low-aspect-ratio, thin/flat/cambered-plate wings», *Journal of Aircraft*, **37**(5), págs. 825–832, 2000.
- [10] ROBERTS, R. y C. SMITH, «Improving Remote Control Applications for Wind Tunnel Tests», en *US Air Force T&E Days 2009*, pág. 1753.
- [11] SMITH, C. L. y R. A. ROBERTS, «Improving Remote Control Applications for Wind Tunnel Tests», .

# RESUMEN AUTOBIOGRÁFICO

---

Jaime Fernando Aguilar Zúñiga

Candidato para obtener el grado de  
Maestría en Ingeniería Aeronáutica  
con orientación en Dinámica de Vuelo

Universidad Autónoma de Nuevo León  
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica

Tesis:

PRUEBAS EXPERIMENTALES DE LA DINÁMICA LONGITUDINAL DE  
UNA MICROAERONAVE

Nací en Tula Tamaulipas el 8 de Junio de 1992, estuve viviendo en el municipio de Cd del Maíz en el estado de San Luis Potosí por 4 años, mis padres Santa Cristina Zúñiga Maldonado y Daniel Aguilar Santos. Me gradué como Ingeniero en Electrónica y Automatización en la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica en Julio del 2015. He trabajado como Ingeniero de pruebas en el centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, siendo participe en distintos proyectos con la industria en la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica.