



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA
DIVISIÓN DE INGENIERÍA MECÁNICA E INDUSTRIAL

**“DESARROLLO DE UN SISTEMA INTELIGENTE
DIFUSO PARA APOYAR EL DESPEGUE DE AVIONES
NO TRIPULADOS”**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

INGENIERO MECATRÓNICO

P R E S E N T A

LUIS ÁNGEL SANTAMARÍA PADILLA

DIRIGIDA POR

DR. NICOLÁS C. KEMPER VALVERDE



CIUDAD UNIVERSITARIA
Mayo 2014



Este trabajo de tesis, *“Desarrollo de un sistema inteligente difuso para apoyar el despegue de aviones no tripulados”*, fue desarrollado en el laboratorio de Sistemas Inteligentes del CCADET-UNAM, bajo la tutoría del Dr. Nicolás C. Kemper Valverde y asesoría de la Dra. Graciela Velasco Herrera. Con beca del fondo ASA-CONACYT No. 188533

Jurado de examen profesional

Presidente	M.I. Jesús Álvarez Castillo
Vocal	Dr. Nicolás C. Kemper Valverde
Secretario	M.I. Serafín Castañeda Cedeño
1er Suplente	Mtra. Rosalba Rodríguez Chávez
2do Suplente	Dra. Graciela Velasco Herrera

Este trabajo de tesis fue realizado en las instalaciones del CCADET-UNAM.

Agradecimientos

Al jurado por sus aportaciones, comentarios, correcciones y su tiempo para el mejoramiento de este trabajo.

Tutor

Dr. Nicolás C. Kemper Valverde

Asesora

Dra. Graciela Velasco Herrera

Alumno

Luis Ángel Santamaría Padilla

Agradecimientos y dedicatoria

Gracias a mis padres y mi hermana por su amor, dedicación y apoyo a lo largo de mi vida, sin ustedes a mi lado este trabajo no habría sido posible. A toda mi familia por su apoyo incondicional, este trabajo es de ustedes. También gracias a la familia Domínguez López por su apoyo.

A mis amigos Manuel, Gerardo Montoya, Gerardo Rodríguez, Carolina, Noemí, Rubén, Carlos, Betsa, Miguel, Lalo, Rashid, John, Luis Ángel, Luis Alberto y Mario. Gracias a todos ustedes por su amistad sincera a lo largo de estos años.

Gracias Flor por todo tu apoyo y tu amistad, por estar conmigo en las buenas y en las malas, porque de alguna forma siempre estuviste a mi lado.

Y para terminar, gracias a ti Valeria, este trabajo, como todo lo que hago, es para ti ¡Te amo!

ÍNDICE GENERAL

INTRODUCCIÓN	9
1 GENERALIDADES.....	11
1.1 Objetivo general	11
1.2 Objetivos particulares.....	11
1.3 Metas	11
1.4 Justificación.....	11
1.5 Metodología	11
2 ANTECEDENTES	13
2.1 Sistema aéreo no tripulado	13
2.2 Vehículos aéreos no tripulados (Unmanned Aerial Vehicle, UAV)	13
2.2.1 Historia	13
2.2.1.1 Diseños época antigua	13
2.2.1.2 Diseños post-primera guerra mundial (1930-1940).....	17
2.2.2 Definición	20
2.2.3 Clasificación	20
2.2.4 Estado del arte de UAVs.....	23
2.2.5 UAVs en aplicaciones civiles.....	31
2.3 Técnicas de despegue de un UAV.....	31
2.4 Estado del arte de lanzaderas de UAVs.....	32
3 MARCO TEÓRICO	37
3.1 Modelado de una lanzadera de UAVs.....	37
3.1.1 Movimiento de un UAV en un plano inclinado.....	37
3.1.2 Trayectoria de lanzamiento de un UAV.....	38
3.2 Aerodinámica básica de un UAV	39
3.2.1 Fuerzas aerodinámicas.....	39
3.2.2 Ecuaciones aerodinámicas básicas.....	41
3.2.3 Factores que afectan el levantamiento.....	42
3.2.4 Velocidad relativa del viento.....	42
3.3 Lógica difusa	45
3.3.1 Sistemas de inferencia difusa	46
4 DISEÑO DEL SISTEMA INTELIGENTE DIFUSO	50
4.1 Diseño del sistema difuso.....	50
4.1.1 Variables de entrada	51
4.1.2 Variables de salida	53
4.1.3 Reglas difusas.....	54
4.1.4 Método de inferencia.....	56
4.1.5 Defuzzificación	56
4.2 Propuesta de diseño de la lanzadera.....	57
4.2.1 Diseño de los subsistemas	57
4.2.1.1 Estructura.....	57
4.2.1.2 Posicionamiento angular.....	58
4.2.1.3 Fuerza aplicada.....	59
4.2.2 Propuesta de lanzadera	64
4.2.2.1 Modelado en software CAD	64
4.2.2.2 Lista de componentes.....	67

5	SIMULACIONES	68
5.1	Simulación del sistema difuso.....	68
5.2	Simulación de la lanzadera	76
6	RESULTADOS Y CONCLUSIONES	79
6.1	Resultados del sistema difuso con la lanzadera	79
6.2	Conclusiones	79
6.3	Presentación en foros académicos	80
6.4	Trabajo a futuro.....	80
	ANEXO I AERODINÁMICA.....	81
	ANEXO II LÓGICA DIFUSA (Ross, 2004).....	85
	ANEXO III CONSIDERACIONES DE DISEÑO.....	88
	ANEXO IV PROGRAMA EN LABVIEW®	94
	REFERENCIAS	99

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 2.1	ESTRUCTURA FUNCIONAL DE UN UAS.....	13
FIGURA 2.2	REPRESENTACIÓN DE LA PALOMA VOLADORA DE ARQUITAS.....	14
FIGURA 2.3	TORNILLO AÉREO DE LEONARDO DA VINCI.....	14
FIGURA 2.4	TRANSPORTE AÉREO DE GEORGE CAYLEY.....	15
FIGURA 2.5	HELICÓPTEROS DE PONTON D'AMECOURT.....	16
FIGURA 2.6	HELICÓPTERO DE PAUL CORNU.....	16
FIGURA 2.7	AERONAVE DE BORIS YUR'EV.....	17
FIGURA 2.8	HELICÓPTERO DE STEPHAN PETROCZY Y THEODORE VON KARMA.....	17
FIGURA 2.9	HELICÓPTERO DE BOTHEZAT.....	18
FIGURA 2.10	AUTOGIRO DE CIERVA.....	18
FIGURA 2.11	HELICÓPTERO FA-61.....	19
FIGURA 2.12	HELICÓPTERO DE SIKORSKY.....	19
FIGURA 2.13	CONFIGURACIONES DE AERONAVES DE ALA FIJA.....	21
FIGURA 2.14	CONFIGURACIÓN DE LOS ROTORES DE AERONAVES DE ALA GIRATORIA.....	21
FIGURA 2.15	RQ-8 A/B FIRESCOUT.....	23
FIGURA 2.16	I-GNAT-ER.....	23
FIGURA 2.17	X-45 UCAV.....	24
FIGURA 2.18	EL SEAGULL CONSTRUIDO POR ELBIT SYSTEMS, ISRAEL.....	24
FIGURA 2.19	SKYLITE.....	25
FIGURA 2.20	SKYLARK.....	25
FIGURA 2.21	MIKADO AIRCRAFT.....	25
FIGURA 2.22	SIKORSKY CYPHER II.....	26
FIGURA 2.23	T-WING UAV.....	26
FIGURA 2.24	DRAGANFLYER XC-4.....	27
FIGURA 2.25	LONG GUN.....	27
FIGURA 2.26	FORCE PROTECTION AERIAL SURVILLANCE SYSTEM (FPASS).....	27
FIGURA 2.27	FQM-151 POINTER.....	28
FIGURA 2.28	RAVEN.....	28
FIGURA 2.29	SILVER FOX.....	29
FIGURA 2.30	BATCAM.....	29
FIGURA 2.31	MICRO AERIAL VEHICLE (MAV).....	30

FIGURA 2.32 WASP.....	30
FIGURA 2.33 LANZADERA EDF JET/GLIDER.....	32
FIGURA 2.34 LANZADERA PARA AVIONES DE RADIO CONTROL.....	33
FIGURA 2.35 LANZADERA NEUMÁTICA DEL AVIÓN TEMPEST.....	33
FIGURA 2.36 CATAPULTA NEUMÁTICA PORTABLE UAV FACTORY.....	34
FIGURA 2.37 LANZADERA DE UAVS CAR-TOP LAUNCHER [9].....	34
FIGURA 2.38 LANZADERA MCO315L DE LA EMPRESA ROBONIC.....	35
FIGURA 2.39 LANZADERA NEUMÁTICA MDS HERCULES.....	35
FIGURA 2.40 LANZADERA MDS KEC.....	36
FIGURA 2.41 LANZADERAS PORTABLES DE LA EMPRESA SENSINTEL.....	36
FIGURA 3.1 REPRESENTACIÓN DEL UAV COMO UNA MASA EN UN PLANO INCLINADO.....	37
FIGURA 3.2 DIAGRAMA DE CUERPO LIBRE.....	37
FIGURA 3.3 TRAYECTORIA DE LANZAMIENTO.....	38
FIGURA 3.4 DIAGRAMA DE CUERPO LIBRE DEL AVIÓN AL MOMENTO DE SER LANZADO.....	39
FIGURA 3.5 FUERZAS AERODINÁMICAS.....	40
FIGURA 3.6 ÁNGULOS DE NAVEGACIÓN.....	40
FIGURA 3.7 GEOMETRÍA AERODINÁMICA.....	41
FIGURA 3.8 VELOCIDAD RELATIVA DE VUELO CON REFERENCIA A TIERRA.....	44
FIGURA 3.9 SISTEMA DE INFERENCIA DIFUSO.....	46
FIGURA 3.10 EJEMPLO DE FUZZIFICACIÓN.....	46
FIGURA 3.11 INFERENCIA DIFUSA DE MAMDANI.....	47
FIGURA 3.12 INFERENCIA DIFUSA DE SUGENO.....	48
FIGURA 3.13 INFERENCIA DIFUSA DE TSUKAMOTO.....	49
FIGURA 4.1 SISTEMA DIFUSO.....	50
FIGURA 4.2 PERFIL DIARIO DE LA VELOCIDAD DEL VIENTO EN LA CIUDAD DE MÉXICO.....	51
FIGURA 4.3 VARIABLE DIFUSA DE VELOCIDAD DEL VIENTO.....	51
FIGURA 4.4 VARIABLE DIFUSA PESO DEL AVIÓN.....	52
FIGURA 4.5 VARIABLE DIFUSA ENVERGADURA.....	53
FIGURA 4.6 VARIABLE DIFUSA ÁNGULO DE SALIDA.....	53
FIGURA 4.7 VARIABLE DIFUSA FUERZA DE SALIDA.....	54
FIGURA 4.8 PROPUESTA DE ESTRUCTURA.....	57
FIGURA 4.9 MECANISMO DE POSICIONAMIENTO ANGULAR.....	58
FIGURA 4.10 POSICIONES DEL MECANISMO, (A) $\theta = 0^\circ$, $x = 0.02[m]$, (B) $\theta = 6^\circ$, $x = 0.17[m]$, (C) $\theta = 12^\circ$, $x = 0.33[m]$	59
FIGURA 4.11 GRÁFICA FUERZA CONTRA ELONGACIÓN, ELONGACIÓN MÁXIMA DEL 250%.....	60
FIGURA 4.12 GRÁFICA FUERZA CONTRA ELONGACIÓN, ELONGACIÓN MÁXIMA DEL 100%.....	61
FIGURA 4.13 LANZADERA CON RESORTE.....	62
FIGURA 4.14 (A) RESORTE SIN DEFORMAR, (B) RESORTE DEFORMADO.....	63
FIGURA 4.15 ENSAMBLE DE LANZADERA.....	64
FIGURA 4.16 UNIÓN POSTERIOR.....	64
FIGURA 4.17 SOPORTE DELANTERO.....	65
FIGURA 4.18 BASE DE LA LANZADERA, VISTA INFERIOR.....	65
FIGURA 4.19 SOPORTE PARA EL RESORTE.....	66
FIGURA 5.1 SISTEMA DIFUSO EN LABVIEW®.....	68
FIGURA 5.2 ENTRADAS SISTEMA DIFUSO.....	69
FIGURA 5.3 SALIDAS SISTEMA DIFUSO.....	69
FIGURA 5.4 POSICIÓN EN ALTURA MÁXIMA.....	70
FIGURA 5.5 ENVERGADURA Y PESO DEL AVIÓN CONTRA ÁNGULO DE SALIDA.....	70
FIGURA 5.6 ENVERGADURA Y PESO DEL AVIÓN CONTRA FUERZA DE SALIDA.....	71
FIGURA 5.7 ENVERGADURA Y VELOCIDAD DEL VIENTO CONTRA ÁNGULO DE SALIDA.....	71
FIGURA 5.8 ENVERGADURA Y VELOCIDAD DEL VIENTO CONTRA FUERZA DE SALIDA.....	72
FIGURA 5.9 PESO DEL AVIÓN Y VELOCIDAD DEL VIENTO CONTRA ÁNGULO DE SALIDA.....	72
FIGURA 5.10 PESO DEL AVIÓN Y VELOCIDAD DEL VIENTO CONTRA FUERZA DE SALIDA.....	73
FIGURA 5.11 ÁNGULO DE SALIDA CONTRA VELOCIDAD DEL VIENTO.....	73
FIGURA 5.12 FUERZA CONTRA VELOCIDAD DEL VIENTO.....	74
FIGURA 5.13 VELOCIDAD DE SALIDA CONTRA VELOCIDAD DEL VIENTO.....	74
FIGURA 5.14 DELTA X CONTRA VELOCIDAD DEL VIENTO.....	75

FIGURA 5.15 DELTA Y CONTRA VELOCIDAD DEL VIENTO.....	75
FIGURA 5.16 LANZADERA A 0°.....	76
FIGURA 5.17 LANZADERA A 1.5°.....	76
FIGURA 5.18 LANZADERA A 4.5°.....	77
FIGURA 5.19 LANZADERA A 8°.....	77
FIGURA 5.20 LANZADERA A 11°.....	78
FIGURA 5.21 LANZADERA A 12°.....	78

LISTA DE TABLAS

TABLA 1 CLASIFICACIÓN DE UAVS.....	22
TABLA 2 CARACTERÍSTICAS DE AVIONES RC COMERCIALES.....	52
TABLA 3 REGLAS DIFUSAS.....	55
TABLA 4 ESPECIFICACIONES BANDAS THERA-BAND®.....	60
TABLA 5 LISTA DE COMPONENTES.....	67

INTRODUCCIÓN

El uso de vehículos aéreos no tripulados (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) en el mundo se está incrementando, debido a que dicha tecnología se está aplicando en tareas civiles, como son filmación aérea, resguardo de zonas protegidas, monitoreo ambiental, entre otras. Dichas actividades están adoptando sistemas aéreos no tripulados con implementación instrumental en su carga útil, como son sensores que permitan adquirir información concreta para cada aplicación, por lo que la miniaturización de los dispositivos para aeronaves más pequeñas, es de gran interés para que puedan realizar las mismas tareas que desempeñan las de mayor tamaño. Para que un UAV cumpla con su misión existen 3 etapas principales: despegue, seguimiento de trayectoria y aterrizaje, las cuales cambian dependiendo del principio de vuelo. Para el caso del despegue, y en particular para UAVs pequeños de ala fija, como son aeroplanos o aviones, existen dos inconvenientes, no siempre se cuenta con una pista de despegue o el aeronave no posee tren de aterrizaje, y en el mercado prácticamente no existen dispositivos que apoyen su despegue, por tal razón es que se realiza un lanzamiento de forma manual, el cual implica contar con personal experimentado para tener un despegue exitoso. Existen dispositivos, llamados lanzaderas, que reemplazan al personal que lanza el avión, pero, en la mayoría de los casos, son construidas por los propietarios de los aviones para modelos muy específicos, por lo cual no resultan muy prácticas si se quieren utilizar con otros modelos de aviones, además que un mal diseño puede provocar que las aeronaves se dañen. Es por esta razón que en este trabajo se plantea el diseño de un sistema inteligente difuso que determine las condiciones de despegue para diferentes aviones, considerando algunas de sus características físicas, así como las condiciones del viento de su entorno, para aplicarlo en un modelo de lanzadera específico que cumpla con los requerimientos del sistema difuso.

En el capítulo “**Generalidades**”, se describen el objetivo general, así como los particulares, de igual forma las metas de este trabajo, su justificación y la metodología empleada.

En el capítulo “**Antecedentes**”, se da una breve descripción histórica de los UAVs, así como su definición formal, clasificación y algunas de sus aplicaciones. De igual forma se muestra el estado del arte en UAVs y de lanzaderas utilizadas en estos dispositivos.

En el capítulo “**Marco Teórico**” se muestra el modelo de un UAV sobre una lanzadera, para determinar sus ecuaciones de movimiento a lo largo de ella, así como las de la trayectoria que podría seguir al momento de dejar la lanzadera. Se presenta la teoría básica de la aerodinámica de un UAV para comprender los factores que afectan el despegue y el vuelo; por último se presenta una breve descripción de la teoría de lógica difusa y las partes que componen un sistema de inferencia difuso.

Posteriormente, en el capítulo “**Diseño del Sistema Difuso Inteligente**”, se determinan los componentes del sistema de inferencia difuso y se diseña una primera propuesta de sistema difuso. También se establecen los requerimientos para el diseño del primer prototipo de lanzadera, de igual forma se determinan las dimensiones que debe poseer el prototipo de acuerdo a un tamaño específico de UAV para validar el sistema difuso. Se muestra el diseño final de la lanzadera y una breve descripción de sus componentes.

El trabajo continua con el capítulo “**Simulaciones**”, donde se muestra el funcionamiento del sistema difuso mediante un programa realizado en LabVIEW®, el cual permite cambiar de

forma amigable los valores de las variables de entrada, y despliega las salidas del sistema difuso, así como información del posicionamiento del UAV sobre la lanzadera y su velocidad al salir de esta. También se presentan gráficas de superficies, que muestran la relación de las variables difusas de entrada con las de salida, y gráficas en el plano que muestran el cambio de las variables de salida del sistema difuso conforme se varía la velocidad del viento, esto para 3 modelos diferentes de aviones. De igual forma se muestran imágenes donde se aprecia el modelo de la lanzadera variando su ángulo de salida.

Finalmente, en el capítulo **“Resultados y conclusiones”**, se analizan las gráficas mostradas en el capítulo anterior y se determina que los resultados obtenidos al validar el sistema difuso, presenta una primera aproximación del dispositivo, de igual forma al analizar el diseño de la lanzadera, se determina que cumple con los requerimientos mínimos para validar de forma experimental el sistema difuso. El capítulo concluye con un apartado del trabajo a futuro, donde se describen las actividades que se llevarán a cabo en estudios de maestría.

1 GENERALIDADES

1.1 Objetivo general

Diseñar un sistema inteligente difuso que, considerando las condiciones de viento de la ciudad de México y las características propias de diferentes aviones no tripulados, determine las condiciones de despegue mediante un modelo de lanzadera específica.

1.2 Objetivos particulares

- Diseñar un sistema difuso para determinar condiciones para el despegue de un UAV.
- Diseñar un primer prototipo de lanzadera que permita modificar el ángulo de salida y la fuerza aplicada al UAV.
- Realizar un programa para validar el funcionamiento del sistema difuso.

1.3 Metas

- Obtener una primera propuesta de sistema difuso para determinar condiciones para el despegue de un UAV.
- Diseñar en software de diseño asistido por computadora (CAD) un primer prototipo de lanzadera y simular el cambio en ángulo de salida.
- Validar el funcionamiento del sistema difuso mediante simulación.

1.4 Justificación

Actualmente los UAVs de ala fija de menor tamaño y peso (micro UAVs), no poseen algún dispositivo especializado para apoyar su despegue, como en el caso de UAVs de mayor tamaño que, en la mayoría de los casos, son usados en aplicaciones militares y poseen dichos dispositivos, llamados lanzaderas. Esto se debe a que las aeronaves pequeñas han sido usadas, en su mayoría, de forma deportiva y para entretenimiento, por lo que el despegue se realiza de manera manual o mediante lanzaderas construidas por los mismos propietarios, este tipo de despegue no permite, en una gran cantidad de casos, un vuelo exitoso, terminando en accidentes que dañan el UAV. En este trabajo se presenta el desarrollo de un sistema inteligente difuso para apoyar el despegue de micro UAVs y un prototipo de lanzadera en el cual se validará, ya que una misión exitosa comienza desde el despegue.

1.5 Metodología

- Analizar las etapas de vuelo de un UAV de ala fija, en particular la de despegue, para determinar las variables que intervienen en dicho momento y así determinar las variables del sistema difuso.
- Identificar los parámetros de diseño de una lanzadera de micro UAVs.

- Determinar el universo de discurso de los conjuntos del sistema difuso.
- Diseñar el sistema difuso.
- Diseñar en software CAD una primera propuesta de lanzadera para micro UAVs de ala fija.
- Validar el correcto funcionamiento del sistema difuso.

2 ANTECEDENTES

2.1 Sistema aéreo no tripulado

Un Sistema Aéreo No Tripulado (Unmanned Aerial System, UAS) comprende subsistemas entre los cuales se incluye el aeronave (1), su carga útil (2), la estación de control (3), el subsistema de despegue (4) y recuperación de la aeronave cuando es necesario (5), subsistemas de soporte (6), subsistema de comunicaciones (7), subsistema de transporte (8), los cuales son los más importantes a considerar (fig. 2.1) (Austin, 2010).

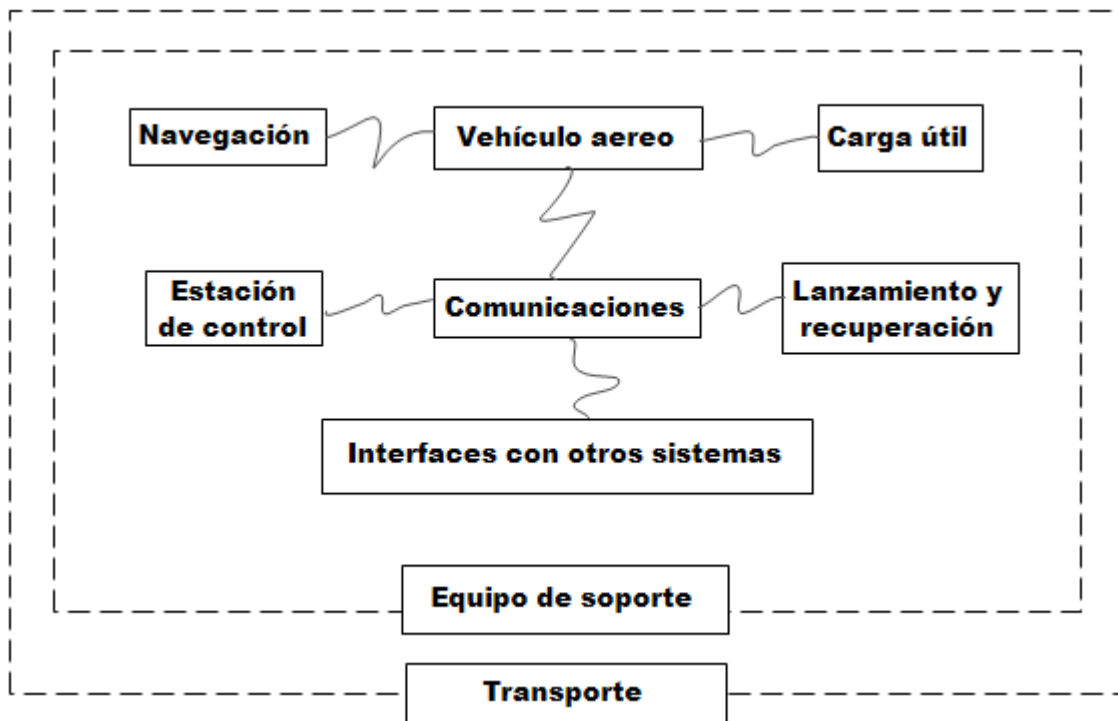


Figura 2.1 Estructura funcional de un UAS.

Fuente: Austin, R. (2010). *Unmanned Air Systems UAV Design, Development and Deployment*. John Wiley & Sons Ltd.

2.2 Vehículos aéreos no tripulados (Unmanned Aerial Vehicle, UAV)

2.2.1 Historia

2.2.1.1 Diseños época antigua

Se ha documentado que durante la era de Pitágoras ocurrió la mayor contribución de mecanismos autónomos. El primer avance conocido data del año 425 y es atribuido a Arquitas de la Ciudad de Tarento al sur de Italia. Se piensa que él creó el primer avión no tripulado de todos los tiempos, construyó un ave mecánica, la cual por su diseño parecía una paloma que

podía volar moviendo sus alas a partir de un mecanismo que se encontraba dentro de su estómago (fig. 2.2) y se relata que voló alrededor de 200 metros (Valavanis, 2007).



Figura 2.2 Representación de la paloma voladora de Arquitas.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

En 1483, Leonardo Da Vinci diseñó una aeronave que cumplía con la tarea de ser capaz de mantenerse en el aire, llamado tornillo aéreo (fig. 2.3). La aeronave poseía un diámetro de 5 metros, su funcionamiento consistía en hacer girar su eje, y si se aplicaba suficiente fuerza, la maquina podría rotar y volar. Esta máquina es considerada por varios expertos como el antecesor del helicóptero de hoy en día (Valavanis, 2007).

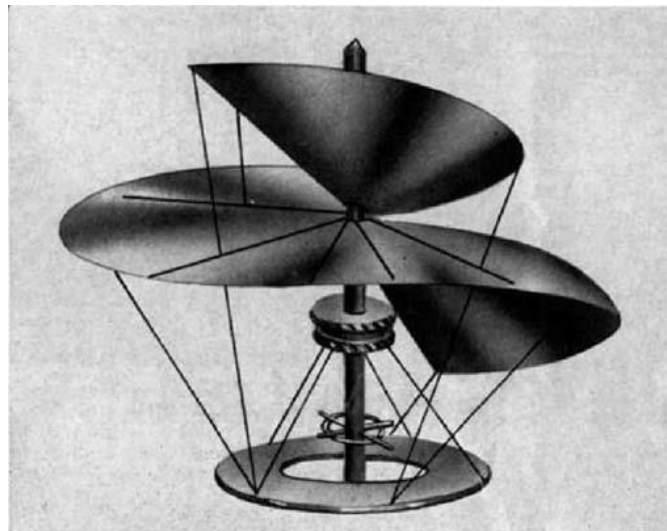


Figura 2.3 Tornillo aéreo de Leonardo Da Vinci.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

En 1508, Leonardo Da Vinci inventó un ave mecánica que era capaz de mover sus alas arriba y abajo mediante un mecanismo de doble manivela, mientras descendía a lo largo de un cable (Valavanis, 2007).

En 1754 Mikhail Lomonosov diseñó un rotor coaxial propulsado por un dispositivo giratorio de resorte. En 1783, Launoy y Bienvenu, diseñaron un modelo que consistía en un conjunto de plumas de pavo rotando en sentidos contrarios. Ambos diseños se basaron en un modelo chino del año 400 a.n.e., que básicamente consistía en hacer girar un palo con plumas en la parte superior para generar levantamiento, esta es la primera idea documentada de vuelo vertical de una aeronave (Valavanis, 2007).

La figura 2.4 muestra el transporte aéreo de George Cayley diseñado en 1843; consistía en un avión convertible, capaz de mantenerse en el aire, este se mantuvo solamente como idea, debido a que en su época la única forma de suministrarle la fuerza suficiente era mediante máquinas de vapor, las cuales no podían ser usadas para motorizar el vuelo (Valavanis, 2007).

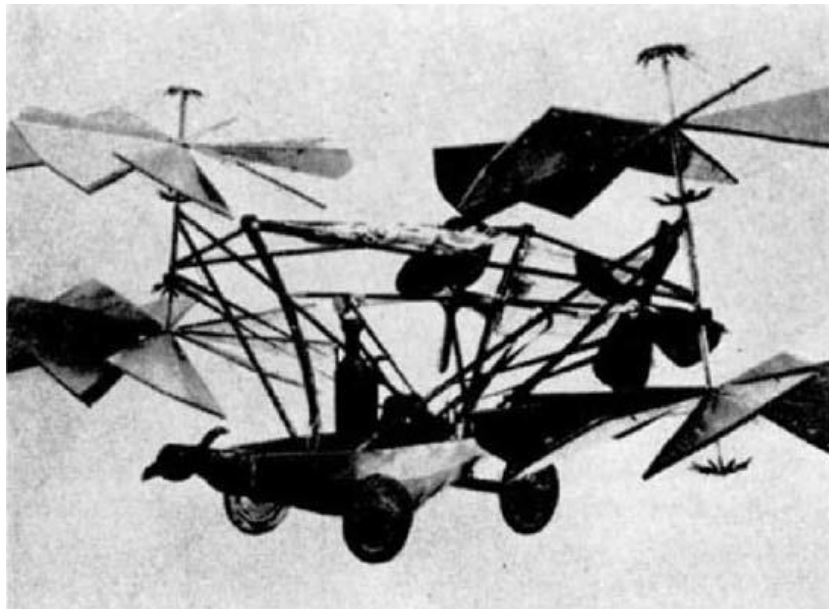


Figura 2.4 Transporte aéreo de George Cayley.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

En 1860, Ponton d'Amecourt voló pequeños modelos de aeronaves propulsadas por vapor, (fig. 2.5). Fue en esta época que el término “helicopteres” se inventó, basado en la palabra griega “ελικοπτερο” que está compuesto de dos palabras, “ελικας” refiriéndose a algo que gira (espiral) y “πτερον” que significa pluma (como la pluma de un ave) (Valavanis, 2007).

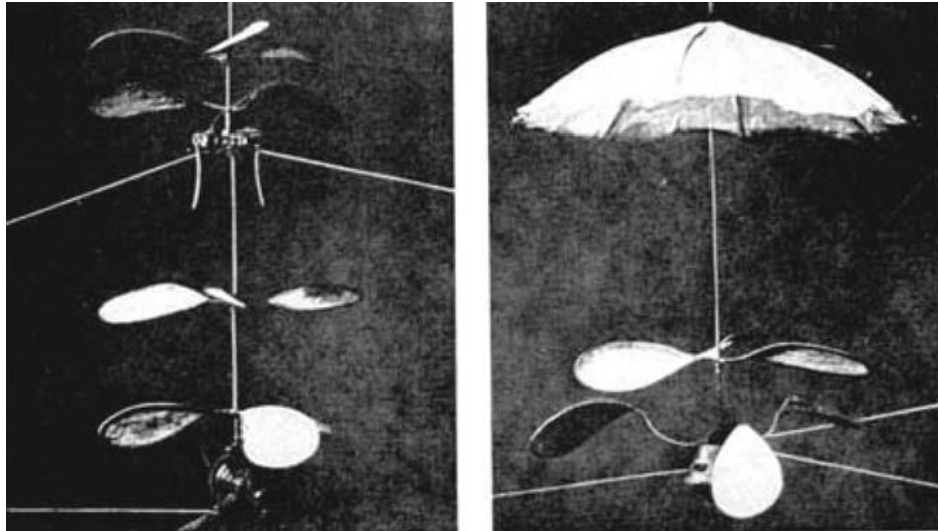


Figura 2.5 Helicópteros de Ponton d'Amecourt.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

Entre 1860 y 1907, se introdujeron más modelos de helicópteros, el que se mantuvo fue el diseñado por Thomas Alva Edison, quien en la década de 1880, experimentó con diferentes configuraciones de rotor, usando eventualmente un motor eléctrico como fuente de energía. A partir de sus experimentos, dio a conocer que para mantener su dispositivo de mejor forma en el aire, necesitaba un rotor de gran diámetro con un área de aspa pequeña. En 1907, Paul Cornu desarrolló una máquina voladora vertical de dos motores (fig. 2.6), que posiblemente fue la primera aeronave tripulada. Los rotores giraban en direcciones opuestas, la máquina voló alrededor de 20 segundos (Valavanis, 2007).



Figura 2.6 Helicóptero de Paul Cornu.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El mayor adelanto en la historia moderna de los helicópteros, fue el de Igor Ivanovitch, su primer prototipo fue construido en 1909, un helicóptero coaxial no pilotado, el cual nunca voló debido a problemas de vibración y a falta de un motor adecuado. En 1912, Boris Yur'ev propuso un

diseño de helicóptero, que consistía en un rotor principal y un rotor de cola (usado por primera vez) (fig. 2.7), fue el primero en proponer un cabeceo cíclico para el control del rotor (Valavanis, 2007).



Figura 2.7 Aeronave de Boris Yur'ev.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

2.2.1.2 Diseños post-primera guerra mundial (1930-1940)

Los UAVs se empezaron a utilizar en aplicaciones militares durante la primera guerra mundial, en este periodo se dan los mayores esfuerzos para diseñar y probar máquinas voladoras tripuladas con diferentes niveles de éxito (fig. 2.8 a fig. 2.12) (Valavanis, 2007).

El helicóptero de Stephan Petroczy y Theodore von Karma consistía en 2 hélices de elevación superpuestas (fig. 2.8) (Valavanis, 2007).

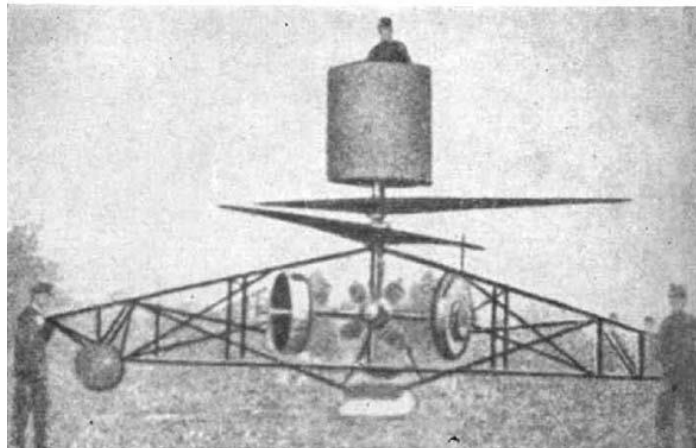


Figura 2.8 Helicóptero de Stephan Petroczy y Theodore von Karma.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El helicóptero de Bothezat con cuatro motores de 6 paletas (1922). El diseño fue patrocinado por la armada de EU (fig. 2.9) (Valavanis, 2007).



Figura 2.9 Helicóptero de Bothezat.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El autogiro de Cierva (1923), es una aeronave híbrida con alas fijas y cola, pero también con un rotor en un eje vertical sobre el fuselaje (fig. 2.10) (Valavanis, 2007).

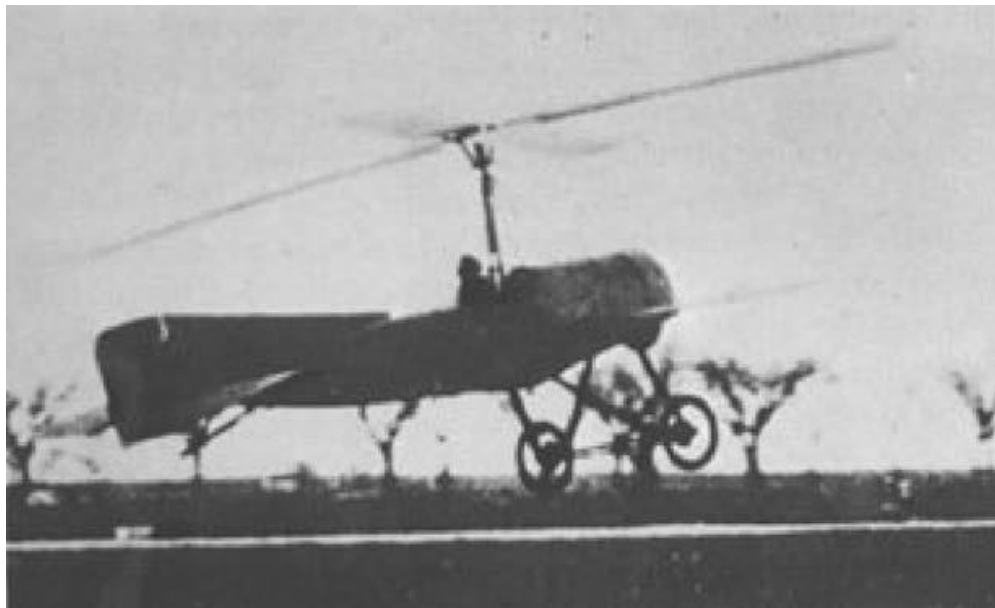


Figura 2.10 Autogiro de Cierva.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El helicóptero Fa-61 (1936), es una máquina con un motor a cada extremo. Es el primer helicóptero que demostró vuelo totalmente controlado y auto rotaciones exitosas (Valavanis, 2007).



Figura 2.11 Helicóptero Fa-61.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El campo de la aviación moderna de aeronaves de ala giratoria, debe su éxito casi completamente a Sikorsky, quien, en 1930, construyó el helicóptero moderno clásico (fig. 2.12). Los avances continuaron con Sikorsky dominando el mercado, y construyendo, durante la década de 1950, el primer helicóptero comercial de transporte, el S-55 Chickasaw (H-19) (Valavanis, 2007).



Figura 2.12 Helicóptero de Sikorsky.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

En paralelo con la construcción de máquinas de vuelo verticales y helicópteros, los aviones de ala fija comenzaron a evolucionar alrededor de los últimos cien años, con el primer vuelo demostrado por los hermanos Wright en 1903. Los mayores avances en aeronaves no tripuladas de ala fija, ocurrieron en los últimos treinta años (Valavanis, 2007).

2.2.2 Definición

La Administración Federal de Aviación (Federal Aviation Administration, FAA), define a una aeronave no tripulada (Unmanned Aerial Vehicle UAV) como aquella que es operada sin la posibilidad de directa intervención humana desde el interior o en la aeronave (GAO, 2008).

Los UAVs no deben ser confundidas con aeronaves de aerodelismo o con ‘drones’, como se hace comúnmente en los medios (Austin, 2010):

- Un aeronave radio controlada de aerodelismo, es usada sólo por deporte y debe permanecer dentro de la vista del operador, el cual usualmente está limitado a darle instrucciones a la aeronave para subir o descender y girar a la derecha o a la izquierda.
- Un drone, se utiliza para volar fuera de la visión del operador, pero no posee una capacidad de toma de decisiones, cumplen con una misión pre-programada en una ruta pre-programada y regresan a su base. No se comunica y los resultados de la misión, por ejemplo fotografías, usualmente no se obtienen hasta que es recuperado en la base.
- Un UAV, por otro lado, tendrá una capacidad, mayor o menor, de toma de decisiones. Será capaz de comunicarse con su controlador y regresar datos de carga útil tales como imágenes. También, transmitirá información de su condición, la cual es usualmente referida como ‘housekeeping data’, cubriendo aspectos tales como la cantidad de combustible que posee, la temperatura de sus componentes, etc.

2.2.3 Clasificación

No existe una clasificación única de UAVs a nivel mundial, debido a que es un área relativamente nueva, aunque es posible dividirlos en dos grandes grupos basándose en su principio de funcionamiento (Austin, 2010):

- UAV de ala fija
- UAV de ala rotatoria

UAV de ala fija (Austin, 2010)

Se refiere a aeroplanos (con alas) que requieren de una pista para despegar y aterrizar, o un lanzamiento de catapulta, estos generalmente tienen una gran autonomía y pueden volar a altas velocidades. Se reducen fundamentalmente a tres tipos, determinados por medio del balance levantamiento/masa y por su estabilidad y control. Estos son “Tailplane aft” (estabilizador en popa), “Tailplane forward” (estabilizador adelante) y “Tailless” (sin cola) (fig. 2.13).

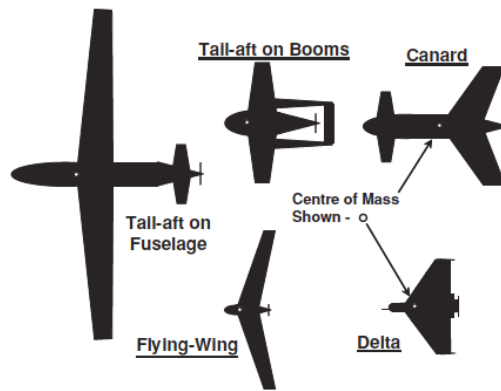


Figura 2.13 Configuraciones de aeronaves de ala fija.

Fuente: Austin, R. (2010). *Unmanned Air Systems UAV Design, Development an Deployment*. John Wiley & Sons Ltd.

La configuración Tailplane aft es la más común. Las superficies de control se tienen en la parte posterior de la aeronave, detrás del ala principal, lo cual lo hace más sensible a los cambios de cabeceo y guiñada.

Un ejemplo de configuración Tailplane forward, es la configuración canard, que posee el elevador montado delante del ala, lo cual mejora su estabilidad horizontal pero dificulta cambiar su dirección.

Para la configuración Tailless se retira el estabilizador horizontal, esto ayuda a no generar arrastre debido a dicho elemento.

UAV de ala giratoria (Austin, 2010)

También llamados UAV de despegue y aterrizaje vertical (Vertical take-off and landing, VTOL), los cuales poseen ventajas en su capacidad de permanecer en el aire y tener alta manejabilidad. Cambian su nombre dependiendo de la configuración de sus rotores, pueden ser de un solo rotor, rotor coaxial, rotor en tándem o multi rotor (fig. 2.14).

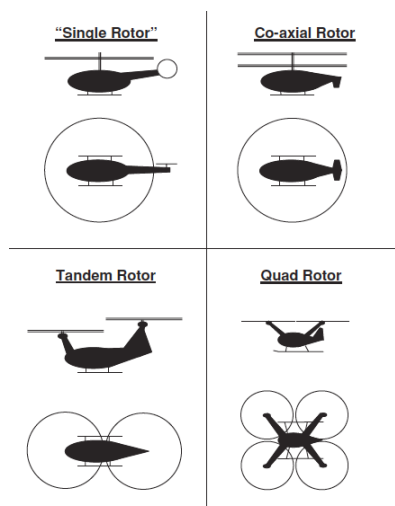


Figura 2.14 Configuración de los rotores de aeronaves de ala giratoria.

Fuente: Austin, R. (2010). *Unmanned Air Systems UAV Design, Development an Deployment*. John Wiley & Sons Ltd.

La configuración de un solo rotor es básicamente un helicóptero como lo conocemos, debe poseer un rotor en la cola para contrarrestar el torque generado por el rotor principal, la aeronave es extremadamente asimétrica en todos los planos por lo que resulta más difícil de controlar.

La configuración en tándem, utiliza dos rotores más pequeños en lugar de uno más grande para generar el levantamiento, de igual forma que con un rotor, es asimétrico por lo que controlarlo resulta difícil aunque en términos de consumo de energía es más eficiente.

La configuración de rotores coaxiales posee, como su nombre lo dice, dos rotores en el mismo eje, es simétrica y esto reduce la complejidad de su control.

Los multi-rotores son de diversos tipos, en función del número de rotores independientes que poseen. Actualmente existe una gran variedad, entre los que destacan cuadricópteros y hexacópteros, de 4 y 6 rotores respectivamente, en el mercado se puede encontrar una gran variedad de modelos.

Adicionalmente a los UAVs mencionados, existen los llamados dirigibles no tripulados, que pueden alcanzar altitudes mucho mayores que los UAVs con rotores, debido a que son más ligeros que el aire y vuelan a bajas velocidades. También existen UAVs que emulan el aleteo de algunas aves o insectos para conseguir volar.

Los UAVs también se pueden clasificar tomando en cuenta su peso, altura de operación, duración de vuelo, etc., de igual forma no existe una clasificación única, a continuación se muestra una tabla en la cual se realiza una clasificación de UAVs.

Tabla 1 Clasificación de UAVs

Categoría	Peso del UAV	Altitud normal de operación (sobre el nivel del suelo)	Radio de la misión (línea de visión)	Autonomía de vuelo	Altitud
Micro	<2 kg	60 m	5 km	Pocas horas	Muy poca altitud
Mini	2-20 kg	900 m	25 km	Hasta 2 días	Poca altitud
Pequeño	20-50 kg	1.5 km	50 km	Hasta 2 días	Poca altitud
Táctico	150-600 kg	3 km	200 km	Hasta 2 días	Poca altitud
MALE (Mediana Altitud, gran resistencia)	>600 kg	13.5 km	200 km	Días/semanas	Altitud media
HALE(Gran altitud, gran resistencia)	>600kg	20 km	Ilimitada	Días/semanas	Gran altitud
Combate	>600 kg	20 km	Ilimitada	Días/semanas	Gran altitud

Fuente: Suraj, G., & Mangesh, G. (2013). Review of Unmanned Aircraft System (UAS). *International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET)*, 1646-1658.

2.2.4 Estado del arte de UAVs

Se presentan diseños y prototipos de UAVs de los últimos 30 años, se puede decir que son configuraciones nuevas, que incluyen escala gigante, grande, pequeña, miniatura y mini de UAVs (comparados con sus contrapartes tripuladas) (Valavanis, 2007).

Algunos de los modelos más conocidos son aquellos usados por los militares alrededor del mundo. Su ventaja sobre aeronaves tripuladas, en términos de autonomía de vuelo (debida a la fatiga del piloto), ha sido demostrada y comprobada en conflictos recientes. Los tipos de UAV en servicio se muestran en las figuras 2.15 - 2.17 (Valavanis, 2007).

El RQ-8 A/B FireScout. Fue diseñado por Northrop Grumman y ha demostrado sus capacidades de vuelo autónomo (fig. 2.15) (Valavanis, 2007).

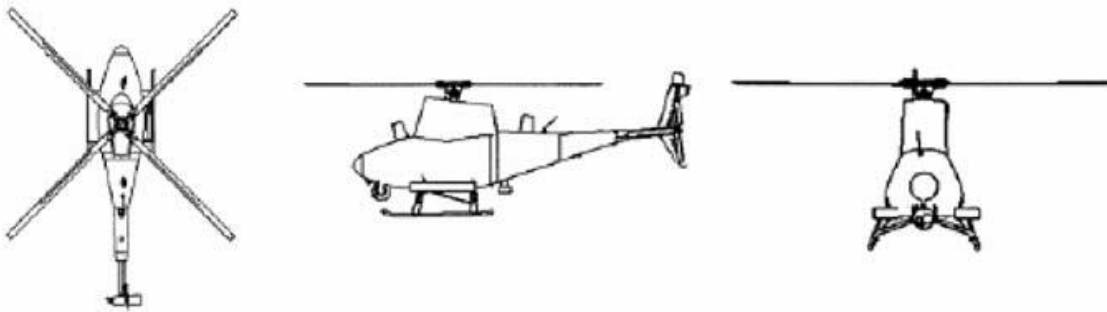


Figura 2.15 RQ-8 A/B FireScout.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El I-Gnat-ER fabricado por General Atomics Aeronautical Systems Inc. Fue usado durante el G-8 de jefes de estado en Alberta Canadá para aumentar las medidas de seguridad (fig. 2.16) (Valavanis, 2007).

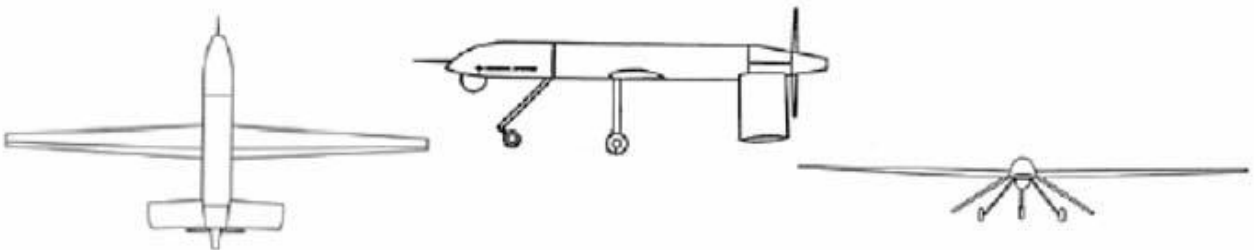


Figura 2.16 I-Gnat-ER.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

La aeronave X-45 UCAV construida por Boeing Corp. Demostrador de tecnología para misiones de ataque (fig. 2.17) (Valavanis, 2007).



Figura 2.17 X-45 UCAV.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

Las figuras 2.18-2.25, presentan diseños que intentan explorar configuraciones nuevas y de cierta forma no convencionales.

El Seagull-Elbit construido por Elbit Systems, consiste en una sola ala llevando el fuselaje sobre ella, propulsada por una hélice montada en la parte posterior (fig. 2.18) (Valavanis, 2007).



Figura 2.18 El Seagull construido por Elbit Systems, Israel.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Skylite de RAFAEL, es un mini UAV capaz de volar en vientos de más de 15 [m/s] y en días nublados o lluviosos (fig. 2.19) (Valavanis, 2007).



Figura 2.19 Skylite.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Skylark construido por Elbit Systems, fue diseñado como un sistema portátil de vigilancia táctica y reconocimiento (fig. 2.20) (Valavanis, 2007).



Figura 2.20 Skylark.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Mikado Aircraft-EMT, sigue la configuración de ala voladora con un solo timón en la cola (fig. 2.21) (Valavanis, 2007).



Figura 2.21 Mikado Aircraft.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Sikorski Cypher II es una aeronave de ala giratoria en forma de ducto que incluso posee alas fijas (fig. 2.22) (Valavanis, 2007).



Figura 2.22 Sikorski Cypher II.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El T-Wing es un UAV de despegue vertical desarrollado por la Universidad de Sydney y Sonacom Pty. Ltd. (fig. 2.23) (Valavanis, 2007).



Figura 2.23 T-Wing UAV.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Draganflyer XC-4 construido por Draganfly Innovations Inc., es un ejemplo de cuadricóptero usado para filmación aérea (fig. 2.24) (Valavanis, 2007).



Figura 2.24 Draganflyer XC-4.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Long Gun de Titan Corporation, está diseñado para ser reusable, y una alternativa de bajo costo para misil de crucero (fig. 2.25) (Valavanis, 2007).

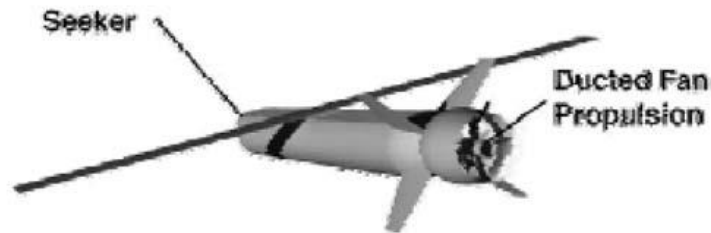


Figura 2.25 Long Gun.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

Los UAVs descritos abajo son de interés debido a su pequeño tamaño. Son versátiles, portables, y sencillos de mantener; pueden ser empleados para las mismas aplicaciones que los UAVs grandes en una escala pequeña y a un costo más bajo.

El Force Protection Aerial Surveillance System (FPASS), desarrollado por Air Force Electronics Systems Center para mejorar la seguridad de sus bases (fig. 2.26) (Valavanis, 2007).



Figura 2.26 Force Protection Aerial Surveillance System (FPASS).

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El FQM-151 Pointer construido por Aero Vironment, ha sido usado para probar varios sensores miniaturizados (fig. 2.27) (Valavanis, 2007).



Figura 2.27 FQM-151 Pointer.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Raven construido por Aero Vironment, se introdujo en Iraq para reconocimiento de rutas (fig. 2.28) (Valavanis, 2007).



Figura 2.28 Raven.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Silver Fox ha sido probado por Office of Naval Research, para seguridad de barcos y patrulla de puertos (fig. 2.29) (Valavanis, 2007).



Figura 2.29 Silver Fox.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Battlefield Air Targeting Camera Micro Air Vehicle (BATCAM), está diseñado como una herramienta autónoma, encubierta y de reconocimiento (fig. 2.30) (Valavanis, 2007).



Figura 2.30 BATCAM.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Micro Aerial Vehicle (MAV) construido por Honeywell, es un sistema pequeño pensado para ser transportado en una mochila y ser usado por una sola persona (fig. 2.31) (Valavanis, 2007).



Figura 2.31 Micro Aerial Vehicle (MAV).

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

El Wasp construido por Aero Viroment, posee diferentes modos autónomos de vuelo, uno de ellos es navegación por medio de GPS (fig. 2.32) (Valavanis, 2007).



Figura 2.32 Wasp.

Fuente: Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

Las aeronaves mostradas, representan el estado del arte en modelos de UAVs, cada uno con diferentes diseños y aplicaciones, la mayoría de ellos han sido usados para misiones militares, aunque las aplicaciones civiles van ganando fuerza (Valavanis, 2007).

2.2.5 UAVs en aplicaciones civiles

Hasta el día de hoy, el mercado de UAVs para aplicaciones civiles sigue emergiendo, las expectativas de crecimiento en este mercado son muy grandes. Algunas aplicaciones potenciales de UAVs son (Suraj & Mangesh, 2013):

- Deberes policíacos
- Manchas de tráfico
- Protección de la pesca
- Inspección de tuberías
- Filmación de eventos deportivos
- Operaciones de agricultura
- Inspección de líneas de energía
- Fotografía aérea
- Patrulla fronteriza
- Vigilancia de fronteras marítimas, tránsito en caminos, etc.
- Gestión de desastres y crisis, búsqueda y rescate
- Monitoreo del medio ambiente
- Agricultura y silvicultura
- Lucha contra incendios
- Repetidor de comunicaciones y detección remota
- Mapeo aéreo y meteorología
- Investigaciones realizadas por laboratorios de universidades
- Aplicación de la ley

2.3 Técnicas de despegue de un UAV

Existen tres métodos de lanzamiento de aeronaves, cada uno con su método de recuperación (Austin, 2010):

- Despegue y aterrizaje horizontal (horizontal take-off and landing, HTOL), en un chasis con ruedas, donde existe una pista disponible.
- Lanzamiento por catapulta o lanzamiento en longitud cero propulsado por cohetes, cuando la aeronave no tiene capacidad de vuelo vertical, también llamadas lanzaderas.
- Despegue y aterrizaje vertical (vertical take-off and landing, VTOL).

HTOL

Para este tipo de despegue es necesario poseer una pista lo suficientemente grande para que la aeronave alcance su velocidad de despegue.

Lanzaderas

Se utiliza principalmente en aviones que no poseen tren de aterrizaje, o cuando no se posee una pista de despegue, ya que se consigue que el UAV llegue a la velocidad de despegue en una menor distancia. Este método implica transportar la aeronave y su lanzadera, además en general se está limitado a la dirección de lanzamiento, por lo que el operador debe posicionar la lanzadera de forma que pueda lanzar el avión con sensatez en el viento. No siempre es fácil de

conseguir esto, ya que en ocasiones el terreno puede imposibilitar el direccionamiento de la lanzadera, o un cambio repentino en la dirección del viento implicaría volver a posicionarla.

Dicho lanzamiento puede ser realizado de forma manual, mediante cuerdas de bungee, o lanzaderas neumáticas o hidráulicas, dependiendo de la masa y carga alar del UAV a ser lanzado.

VTOL

Esta es la forma más elegante de lanzamiento de UAVs, ya que permite el despegue en casi cualquier terreno, no requiere de una pista, el lanzamiento es independiente de la dirección del viento y la aeronave puede estar en el aire a los pocos minutos de haber instalado el sistema.

2.4 Estado del arte de lanzaderas de UAVs

En las figuras 2.33 – 2.41 se ilustran los diferentes tipos de lanzaderas de UAVs, partiendo de lanzaderas construidas por los propios usuarios, que en particular son para aviones de aeromodelismo, hasta lanzaderas diseñadas para aplicaciones militares de aviones de mayor peso.

Lanzadera construida con tubos de acero, utiliza un arco para suministrarle una fuerza al avión para que pueda despegar (fig. 2.33).



Figura 2.33 Lanzadera EDF Jet/Glider.

Fuente: hmelodesign. (5 de abril de 2014). Lanzadera casera usando un arco. Obtenido de Youtube:
<https://www.youtube.com/watch?v=iJHaPQCfeqY>

Lanzadera construida en casa utilizando tubos de PVC, se utiliza una cuerda de bungee para suministrarle la fuerza a los aviones, se pueden utilizar aviones de varios tipos, siempre y cuando sus alas puedan ser soportadas en la estructura (fig. 2.34).



Figura 2.34 Lanzadera para aviones de radio control.

Fuente: Morris, W. (5 de abril de 2014). Lanzadera casera con cuerda de bungee para aviones de radio control. Obtenido de Youtube: <https://www.youtube.com/watch?v=2GZYEK2Jnsw>

Lanzadera neumática construida con tubos de PVC para el avión Tempest, construida por la Universidad de Colorado, utiliza aire a presión para lanzar un tubo, del cual se sujeta el avión para poder transmitirle la fuerza y despegar (fig. 2.35).



Figura 2.35 Lanzadera Neumática del avión Tempest.

Fuente: Universidad de Colorado. (5 de abril de 2014). Lanzadera neumática para el avión Tempest. Obtenido de Youtube: <https://www.youtube.com/watch?v=V3ZvcWtxT5Y&feature=youtu.be>

Lanzadera neumática portable construida por UAV Factory, trabaja con UAVs peso máximo de 35 [kg], alcanzando velocidades de hasta 23 [m/s] (fig.2.36).



Figura 2.36 Catapulta neumática portable UAV Factory.

Fuente: UAV Factory. (5 de abril de 2014). 6kJ Portable Pneumactical Catapult. Obtenido de UAV Factory: <http://www.uavfactory.com/product/21>

Lanzadera Car top Launcher construida por UAV Factory, consiste en una base que se puede montar sobre automóviles, cuando se alcanza una velocidad de unos 70[km/h], el UAV se libera de la base para que vuele (fig. 2.37).



Figura 2.37 Lanzadera de UAVs Car-top Launcher [9].

Fuente: UAV Factory. (5 de abril de 2014). UAV Factory Car Top Launcher. Obtenido de UAV Factory: <http://www.uavfactory.com/product/47>

Lanzadera de UAV pequeños MC0325L de la empresa ROBONIC, es totalmente neumática y puede trabajar con aeronaves con peso máximo de 40 [kg], alcanzando velocidades de salida de 15[m/s] (fig. 2.38).



Figura 2.38 Lanzadera MCO315L de la empresa Robonic.

Fuente: Robonic. (14 de abril de 2014). Lanzadera MC0315. Obtenido de Robonic UAV Launching Systems: <http://zen.yritysposti.com/wordpress/wp-content/uploads/2012/10/MC0315L.pdf>

Lanzadera MDS Hercules de la empresa MEGGITT, es neumática y puede lanzar aeronaves de hasta 250 [kg], con una presión de 10 [bar] alcanzando velocidades de salida de 55 [m/s] (fig. 2.39).



Figura 2.39 Lanzadera neumática MDS Hercules.

Fuente: Meggitt Defence Systems Ltd. (5 de abril de 2014). Lanzadera neumática MDS Hercules. Obtenido de Military Systems Tech: http://www.militarysystems-tech.com/files/militarysystems/supplier_docs/MDSL%20HERCULES%20PNEUMATIC%20LAUNCHER.pdf

Lanzadera MDS KEC de la empresa MEGGITT, utiliza bandas elásticas para lanzar las aeronaves, pudiendo ser de hasta 140 [kg] de peso, alcanzando velocidades de 34 [m/s] (fig. 2.40).



Figura 2.40 Lanzadera MDS KEC.

Fuente: Meggitt Defence Systems Ltd. (5 de abril de 2014). Lanzadera MDS KEC. Obtenido de Meggit Defence UK: http://www.meggittdefenceuk.com/PDF/KEC%20Launcher_2014%20Mod%201.pdf

Lanzaderas neumáticas de la empresa Sensintel, trabajan con UAVs de hasta 10 [kg], alcanzando velocidades de hasta 15 [m/s], es posible ajustar su ángulo de salida de 0° a 25° (fig. 2.41).



Figura 2.41 Lanzaderas portables de la empresa Sensintel.

Fuente: Sensintel. (5 de abril de 2014). Lanzaderas neumáticas portables. Obtenido de Sensintel: <http://www.sensintel.com.php53-8.ord1-1.websitetestlink.com/UAV/launcher>

3 MARCO TEÓRICO

3.1 Modelado de una lanzadera de UAVs

En este apartado se realiza el estudio y modelado del sistema de apoyo de despegue (lanzadera), considerando dos etapas: 1) el movimiento de un micro UAV sobre la lanzadera y 2) la trayectoria que seguiría al momento de dejar la lanzadera.

3.1.1 Movimiento de un UAV en un plano inclinado

La lanzadera junto con el UAV inicialmente se considera como una masa en un plano inclinado, como se muestra en la figura 3.1.

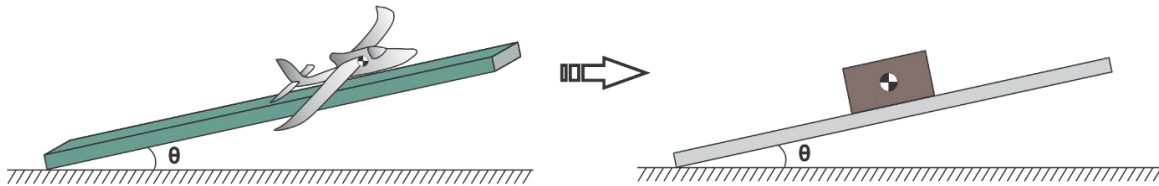


Figura 3.1 Representación del UAV como una masa en un plano inclinado.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Para que el UAV despegue se le debe suministrar una fuerza externa que le permita alcanzar una cierta velocidad de salida en una distancia conocida, cabe mencionar que en el análisis hecho en este trabajo, no se considerará la fuerza generada por el motor del UAV durante su desplazamiento sobre la lanzadera. Para comprender el comportamiento del sistema, se realiza un análisis de las fuerzas que actúan sobre el avión, se muestra el diagrama de cuerpo libre del avión en un plano cartesiano X, Y (fig. 3.2).

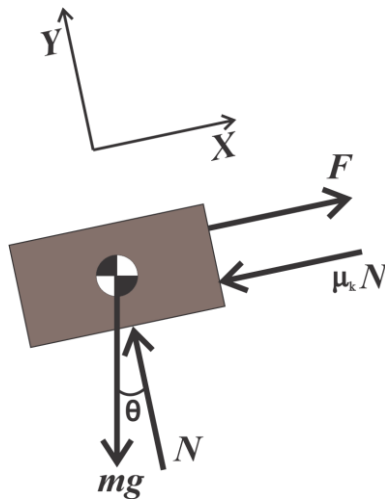


Figura 3.2 Diagrama de cuerpo libre.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Donde:

F – fuerza externa
 m – masa del avión
 g – constante de la aceleración de la gravedad
 θ – ángulo de salida
 N – fuerza normal
 μ_k – coeficiente de fricción
 x – desplazamiento del avión

De la segunda ley de Newton (Beer & Johnston, 2010), se plantea un equilibrio de fuerzas en los ejes X, Y , como se muestra en la figura 3.2, en el caso del eje Y no existe desplazamiento ni tampoco aceleración, por lo que la suma de fuerzas proyectadas en este eje debe ser igual a cero:

$$\sum F_Y = 0 \quad (3.1)$$

$$mg\cos\theta - N = 0 \quad (3.2)$$

$$N = mg\cos\theta \quad (3.3)$$

En el caso del eje X existe desplazamiento, por lo que la suma de fuerzas proyectadas en este eje es:

$$\sum F_X = ma_X \quad (3.4)$$

Donde a_X es la aceleración en el eje x , desarrollando la ecuación.

$$F - \mu_k N - mg\sin\theta = ma_X \quad (3.5)$$

Sustituyendo la ecuación (3.3) en (3.5):

$$F - \mu_k mg\cos\theta - mg\sin\theta = ma_X \quad (3.6)$$

3.1.2 Trayectoria de lanzamiento de un UAV

Una vez que el avión termina la carrera de la lanzadera se puede considerar como un proyectil en movimiento (Beer & Johnston, 2010), y se esperaría que siguiera una trayectoria parabólica como la mostrada en la figura 3.3.

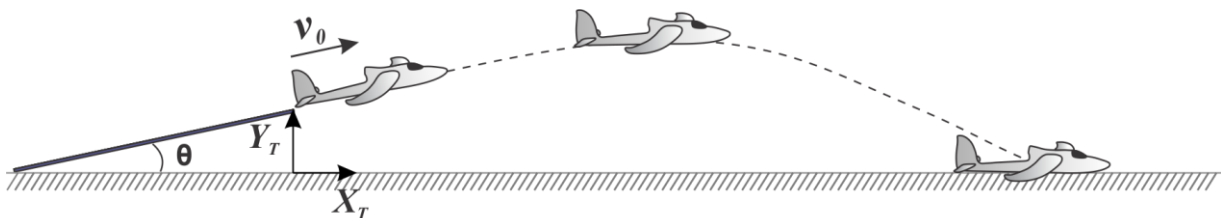


Figura 3.3 Trayectoria de lanzamiento.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Cuando la resistencia del aire se desprecia, la única fuerza que actúa sobre el avión es su propio peso (fig. 3.4).

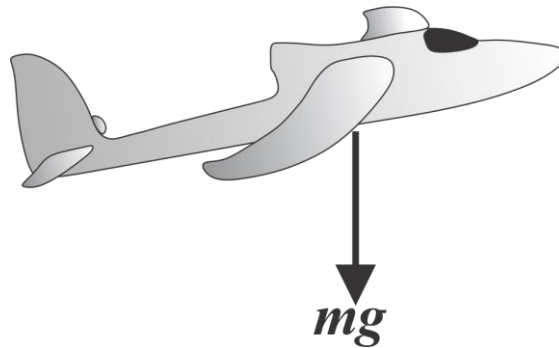


Figura 3.4 Diagrama de cuerpo libre del avión al momento de ser lanzado.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Tomando en cuenta el sistema de referencia X_T, Y_T , mostrado en la figura 3.3, las ecuaciones que describen la trayectoria del avión se muestran a continuación. Para el desplazamiento horizontal, eje X_T , con $x_0 = 0$:

$$a_{X_T} = 0 \quad (3.7)$$

$$v_{X_T} = v_0 \cos(\theta) \quad (3.8)$$

$$x_T = v_0 \cos(\theta) t \quad (3.9)$$

Para el desplazamiento en el eje vertical, eje Y_T :

$$a_{Y_T} = -g \quad (3.10)$$

$$v_{Y_T} = a_{y''} t + v_0 \sin(\theta) \quad (3.11)$$

$$y_T = \frac{1}{2} a_{y''} t^2 + v_0 \sin(\theta) t + y_0 \quad (3.12)$$

De las ecuaciones anteriores se puede determinar la posición, velocidad y aceleración del avión en cualquier instante de tiempo.

3.2 Aerodinámica básica de un UAV

3.2.1 Fuerzas aerodinámicas

Estas fuerzas aerodinámicas son generadas por un objeto moviéndose a través de aire. Un objeto fijo en aire estático no genera fuerzas aerodinámicas. Las principales fuerzas que actúan sobre un vehículo aéreo son gravedad, levantamiento, empuje y arrastre (fig.3.5) (Fahlstrom, 2012).

- Fuerza de gravedad. Corresponde al peso de la aeronave.
- Fuerza de levantamiento. Es una fuerza aerodinámica opuesta a la fuerza de gravedad y mantiene a la aeronave en el aire. Solo puede ser generado cuando un fluido está en movimiento.

- Fuerza de empuje. Es la fuerza aerodinámica que empuja o jala al aeronave hacia delante en el espacio.
- Fuerza de arrastre. Es la fuerza opuesta al empuje, o la fricción que se resiste al movimiento de la aeronave a través de un fluido.

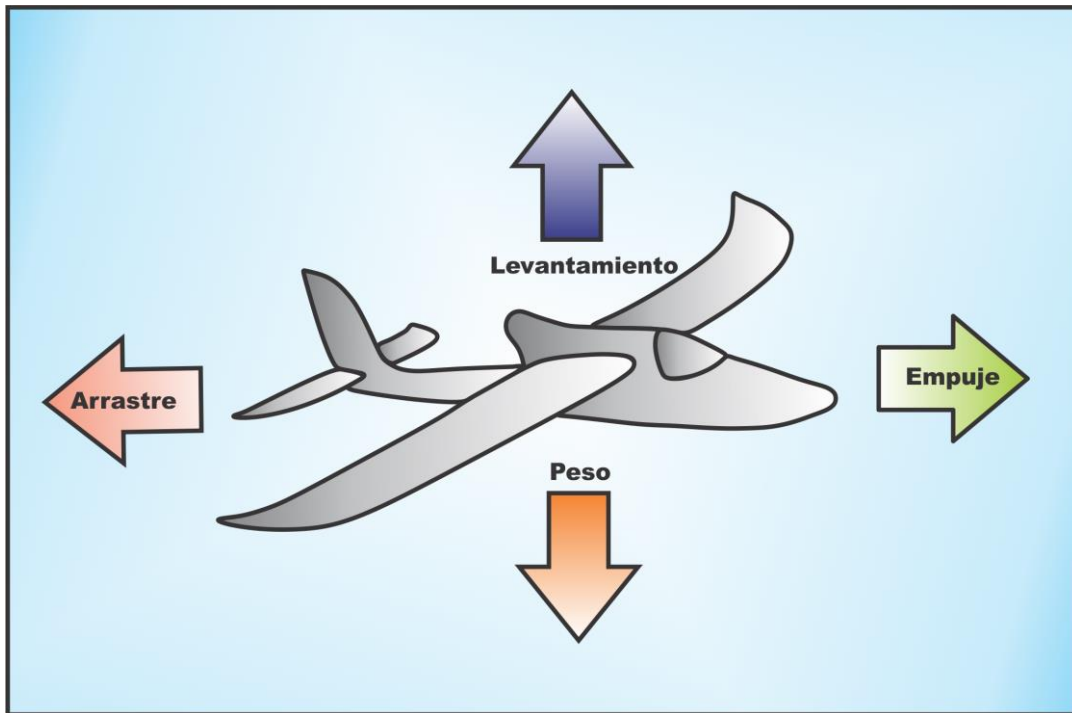


Figura 3.5 Fuerzas aerodinámicas.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Adicionalmente existen los momentos angulares alrededor de los ejes de cabeceo (pitch), guiñada (yaw) y alabeo (roll), que permiten al vehículo rotar respecto a dichos ejes (fig.3.6).

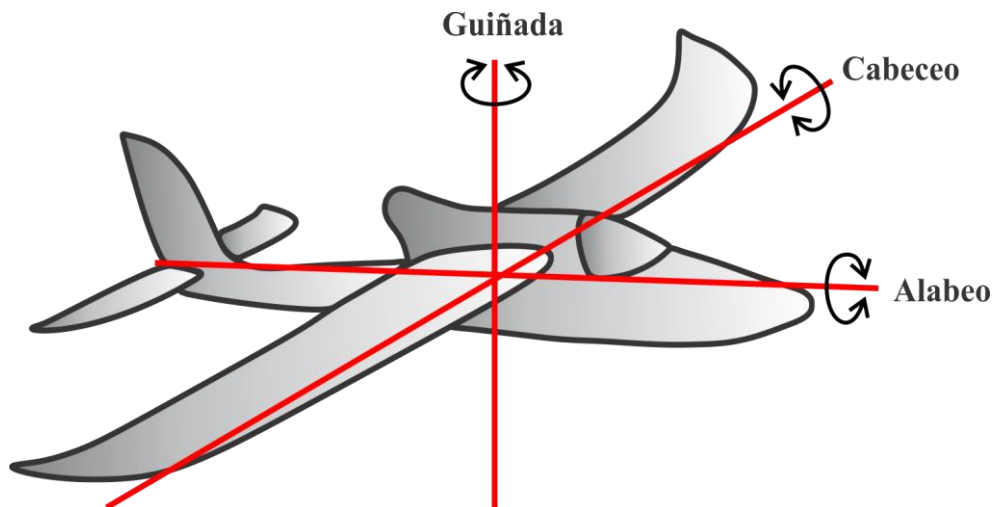


Figura 3.6 Ángulos de navegación.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

3.2.2 Ecuaciones aerodinámicas básicas

La presión dinámica q , de una corriente de aire en movimiento está dada por (3.13) (Fahlstrom, 2012):

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (3.13)$$

Donde ρ es la densidad del aire y V es la velocidad del aire. Las fuerzas que actúan en el ala de un avión son función de q , la superficie alar S , y coeficientes adimensionales (C_l , C_d y C_m) que dependen del número de Reynolds, número de Mach, y la forma de la sección transversal del ala (Anexo I). Las fuerzas de levantamiento y arrastre se muestran en (3.14) y (3.15) (Fahlstrom, 2012):

$$L = C_l q S \quad (3.14)$$

$$D = C_d q S \quad (3.15)$$

La tercera fuerza que se considera es el momento de cabeceo, el cual debe incluir un término adicional para dimensionalmente crear un momento. La cuerda del ala (fig.3.7), es la distancia que se elige usualmente como el brazo del momento. El conocimiento del momento de cabeceo es crítico para el entendimiento de la estabilidad y el control (Fahlstrom, 2012):

$$M = C_m q S c \quad (3.16)$$

Donde:

c – cuerda del ala

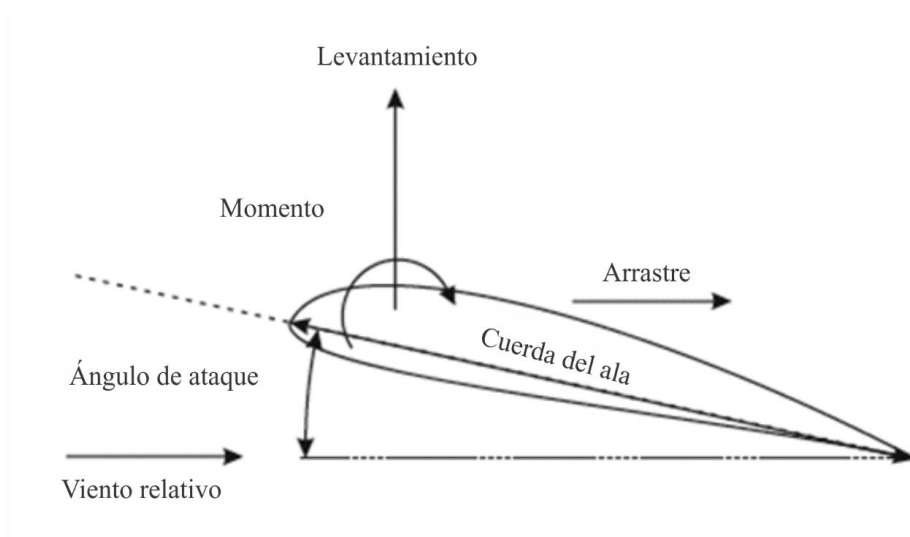


Figura 3.7 Geometría aerodinámica.

Fuente: Fahlstrom, P. (2012). *Introduction to UAV Systems* (4ta ed.). John Wiley & Sons Ltd.

Los coeficientes C_l , C_d y C_m caracterizan el levantamiento, el arrastre y el momento de una sección transversal aerodinámica, y son de gran interés para los diseñadores de UAVs (Fahlstrom, 2012).

Cada forma de sección transversal aerodinámica posee conjuntos de curvas características para los coeficientes de levantamiento, arrastre, y momento que dependen del ángulo de ataque y del número de Reynolds (Anexo I). Estos son determinados en pruebas de túneles de viento y se designan por subíndices en minúsculas. La figura 3.7 muestra la geometría de una sección aerodinámica y las direcciones del levantamiento y el arrastre. El levantamiento siempre es perpendicular y el arrastre paralelo al viento relativo. El momento se puede tomar respecto a cualquier punto, pero tradicionalmente se toma un punto alrededor del 25% por detrás del borde de ataque del ala, conocido como cuarto de cuerda (Fahlstrom, 2012).

Una pregunta de interés es: ¿Cuál es la velocidad mínima a la cual un avión puede volar? Conocer la respuesta es importante para entender el aterrizaje, despegue, lanzamiento desde una catapulta, y la recuperación de la aeronave. Para encontrar la velocidad mínima a la cual el avión puede volar, igualamos el levantamiento con el peso para hacer un balance vertical de fuerzas, y resolvemos para la velocidad. Si conocemos el coeficiente máximo de levantamiento C_{LM} , entonces la ecuación para conocer la velocidad mínima para poder volar se da en la ecuación (3.17) (Fahlstrom, 2012):

$$V_{min} = \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{2}{\rho C_{LM}}\right)} \quad (3.17)$$

3.2.3 Factores que afectan el levantamiento

Analizando la ecuación (3.2), nos damos cuenta que para generar levantamiento necesitamos convertir un flujo de aire en fuerza. Hay varios factores que afectan la conversión del flujo de aire, se pueden agrupar en: 1) aquellos asociados al objeto, 2) asociados al movimiento del objeto a través del aire y 3) asociados con el mismo aire (Benson, Factors That Affect Lift, 2014):

1. Objeto.
 - a. La geometría del ala de la aeronave.
 - b. La forma aerodinámica y el tamaño del ala.
 - c. La relación ente la envergadura y el área del ala.
2. Movimiento.
 - a. Velocidad del viento.
 - b. Inclinación.
3. Aire.
 - a. Masa del flujo.
 - b. Viscosidad y compresibilidad del aire.

3.2.4 Velocidad relativa del viento

El levantamiento aerodinámico depende del cuadrado de la velocidad entre el objeto y el aire ec. (3.14). No sólo el objeto se puede mover a través del aire, porque el aire por sí mismo tiene una velocidad. Para definir adecuadamente la velocidad relativa, es necesario tomar un punto fijo de referencia y medir velocidades relativas al punto fijo. Para este caso el punto fijo es la tierra, es importante entender las relaciones de la velocidad del viento a la velocidad en la tierra

y la velocidad relativa de vuelo (Benson, Interactive Version of Relative Velocities: Ground Reference, 2014) (Benson, Relative Velocities: Ground Reference, 2014).

Velocidad del viento (VV)

Para un punto de referencia tomado en tierra, el aire se mueve relativo al punto de referencia a la velocidad del viento. Se debe notar que la velocidad del viento es una cantidad vectorial y posee magnitud y dirección. La dirección es importante. Un viento de 20mph del oeste es diferente a un viento de 20 mph del este. El viento tiene componentes en las 3 direcciones primarias (norte-sur, este-oeste, y arriba-abajo). En la figura 3.8 se están considerando solo las velocidades a lo largo de la trayectoria de vuelo de la aeronave. Una velocidad positiva se define que es en la dirección del movimiento de la aeronave. Estamos omitiendo los vientos cruzados, los cuales ocurren perpendiculares a la trayectoria de vuelo pero paralelos a la tierra, y corrientes ascendentes y descendentes, las cuales ocurren perpendiculares a la tierra (Benson, Relative Velocities: Ground Reference, 2014).

Velocidad en tierra (VT)

Para un punto de referencia tomado en tierra, la aeronave se mueve relativa al punto de referencia a la velocidad en tierra. La velocidad en tierra es también una cantidad vectorial entonces se debe realizar una comparación de la velocidad en tierra a la velocidad del viento, de acuerdo a las reglas para comparación de vectores (Benson, Relative Velocities: Ground Reference, 2014).

Velocidad relativa de vuelo (VRV)

La cantidad importante en la generación de levantamiento es la velocidad relativa entre el objeto y el aire, la cual es llamada la velocidad relativa de vuelo. La velocidad relativa de vuelo no puede ser medida directamente desde una posición en tierra, pero debe ser calculada a partir de la velocidad en tierra y la velocidad del viento. La velocidad relativa de vuelo es la diferencia de vectores entre la velocidad en tierra y la velocidad del viento (Benson, Relative Velocities: Ground Reference, 2014):

$$VRV = VT - VV \quad (3.18)$$

En un día totalmente tranquilo, la velocidad relativa de vuelo es igual a la velocidad en tierra. Pero si el aire está soplando en la misma dirección en la que la aeronave esta se está moviendo, la velocidad relativa de vuelo será menor que la velocidad en tierra (Benson, Relative Velocities: Ground Reference, 2014).

Importancia de comprender la velocidad relativa

La importancia de la velocidad relativa explica porque los aviones despegan y aterrizan en diferentes pistas en diferentes días. Los aviones siempre tratan de despegar y aterrizar en el viento. Esto requiere de una velocidad en tierra más baja para ponerse en vuelo, lo cual significa que el avión puede despegar y aterrizar en una menor distancia recorrida en el suelo. Dado que las pistas poseen una longitud fija, se requiere que comience a despegar lo más rápido posible en el despegue, y que se detenga lo más pronto posible al aterrizar. Hace algunos años, un gran “calcetín de viento” era colgado cerca de la pista para que los pilotos vieran en qué dirección estaba soplando el viento para ajustar la dirección de su despegue y aterrizaje. Actualmente dispositivos mecánicos o electrónicos proveen la información que es enviada mediante radio a

la cabina de mando (Benson, Interactive Version of Relative Velocities: Ground Reference, 2014).

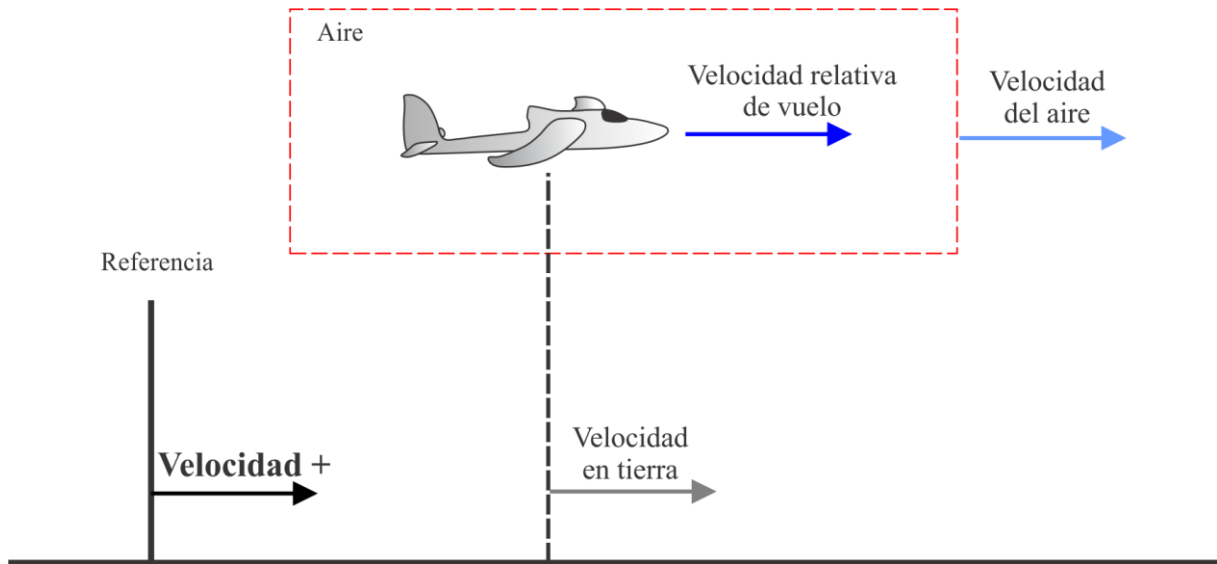


Figura 3.8 Velocidad relativa de vuelo con referencia a tierra.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

3.3 Lógica difusa

Entre más complejo es un sistema, más imprecisa o inexacta es la información que poseemos para caracterizar dicho sistema. Parece entonces que la precisión, información y complejidad están íntimamente relacionadas en los problemas que nos planteamos para darles solución, y resulta intuitivo que se deba balancear el grado de precisión en un problema con su asociada incertidumbre (Ross, 2004).

Nuestro entendimiento de la mayoría de los procesos físicos se manifiesta en gran parte en razonamientos imprecisos. Esta imprecisión es, no obstante, una forma de información que nos puede ser muy útil. La posibilidad de incorporar este tipo de razonamiento en problemas que parecían intratables y complejos, es el criterio por el cual se juzga la eficacia de la lógica difusa. Sin duda alguna, esta habilidad puede resolver problemas que no requieren una alta precisión ni del entendimiento de un sistema complejo, por ejemplo realizar tareas de control para estacionar un auto, lavar ropa o inspeccionar el tránsito en una intersección (Ross, 2004).

La información sobre un problema en ingeniería o ciencias puede ser incompleta, imprecisa, poco fiable, vaga, contradictoria o deficiente. Cuando adquirimos más información sobre un problema, su formulación y solución se vuelve mucho más clara. Los problemas que se caracterizan por poseer poca información se dice que son mal planteados, complejos o poco conocidos. Estos problemas son abordados con un alto grado de incertidumbre. La incertidumbre se puede manifestar en diferentes formas: puede ser difusa (no clara, imprecisa, aproximada), puede ser vaga (no específica, amorfa), puede ser ambigua (demasiadas opciones, contradictoria), puede ser en forma de ignorancia (disonante, sin saber algo), o puede ser debida a la variación natural (conflictiva, aleatoria, caótica, impredecible); por ejemplo, el enunciado “regresaré pronto” es vago, mientras que “regresaré en pocos minutos” es difuso; el primero no se sabe si está asociado a alguna unidad de tiempo (segundos, horas, días), y el segundo se asocia con una incertidumbre de que al menos estará en el orden de minutos (Ross, 2004).

El principal beneficio de la teoría de sistemas difusos es aproximar el comportamiento de sistemas donde no conocemos funciones analíticas o relaciones numéricas. Por lo tanto, en estos casos los sistemas difusos poseen un alto potencial para entender los sistemas que carecen de formulación analítica: sistemas complejos. Estos pueden ser sistemas nuevos, pueden ser sistemas que se involucren con la condición humana tales como los biológicos o médicos, o pueden ser sociales, económicos o políticos, donde la gran cantidad de variables de entrada y salida no pueden ser capturadas o controladas de una forma convencional. Además, la relación entre las causas y los efectos de estos sistemas generalmente no se entiende, pero a menudo puede ser observada (Ross, 2004).

Por lo que los sistemas difusos son muy útiles en dos contextos: 1) en situaciones que envuelven sistemas altamente complejos en los cuales los comportamientos no se pueden representar de forma analítica, y 2) en situaciones donde se requiere una solución aproximada pero inmediata; en ambos casos la experiencia para tratar el problema es de vital importancia (Ross, 2004).

3.3.1 Sistemas de inferencia difusa

La inferencia se define como el proceso de formular un mapeo no lineal de un espacio de entrada dado a un espacio de salida. El mapeo provee una base sobre la cual se pueden tomar decisiones (Widrow, 2014).

Un sistema de inferencia difuso consiste en: 1) una interfaz de fuzzificación, 2) una base de conocimiento difuso, 3) una unidad de toma de decisiones (mecanismo de inferencia) y 4) una interfaz de defuzzificación, figura 3.9 (Sivanandam, 2007).

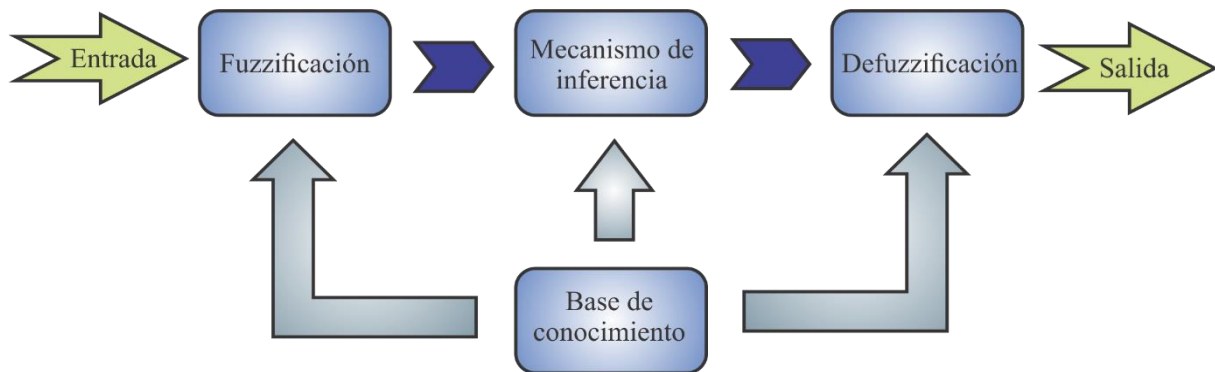


Figura 3.9 Sistema de inferencia difuso.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Base de conocimiento difuso

En la base de conocimiento difuso se definen las funciones de membresía y los conjuntos difusos asociados con cada variable difusa. También se incluye la base de reglas difusas de la forma IF-THEN (antecedente- consecuente) (Sivanandam, 2007).

Fuzzificación

Fuzzificación es el proceso de convertir una cantidad real en una difusa, usando las funciones de membresía almacenadas en la base de conocimiento difuso. Por ejemplo, una *Entrada*(i) real en el universo de discurso x , pertenece al conjunto difuso A_{11} y le corresponde un grado de membresía $\mu(x_i)$, (fig. 3.10) (Ross, 2004).

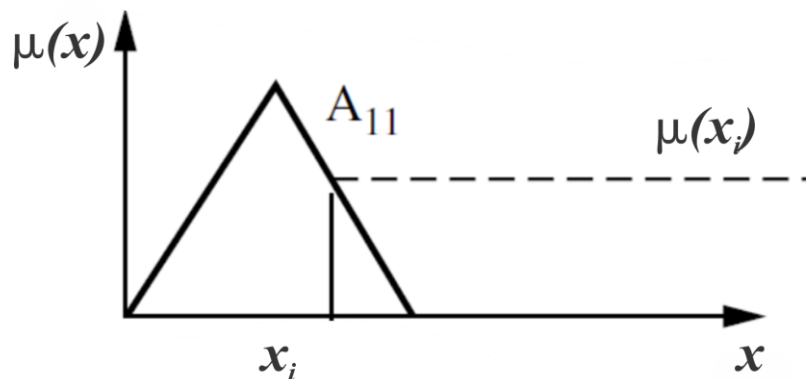


Figura 3.10 Ejemplo de fuzzificación.

Fuente: Ross, T. J. (2004). *Fuzzy Logic with Engineering Applications* (2da ed.). John Wiley & Sons Ltd.

Defuzzificación

El proceso inverso de la fuzzificación es llamado defuzzificación, consiste en transformar un valor difuso a una cantidad precisa. Existen diversos métodos, los más usados son (Ross, 2004):

- Método del centroide de área o centro de gravedad.
- Método de pesos ponderados.
- Bisectriz de área.
- Media del máximo.

Mecanismo de inferencia

La unidad de toma de decisiones efectúa las operaciones de inferencia de las reglas. Existen tres tipos básicos de inferencia difusa. Las diferencias entre estos sistemas, radica en la consecuencia de sus reglas difusas, del método de agregación y de defuzzificación (Widrow, 2014):

1. Inferencia difusa de Mamdani. Sus operadores pueden ser max-min o max-product, el más usado es max-min (max para agregación de los conjuntos de salida de cada regla, min para la operación AND en la parte antecedente de cada regla), la salida de cada regla es un conjunto difuso, se agregan los resultados de las reglas para obtener un solo conjunto difuso y se aplica cualquier método de defuzzificación (fig. 3.11).

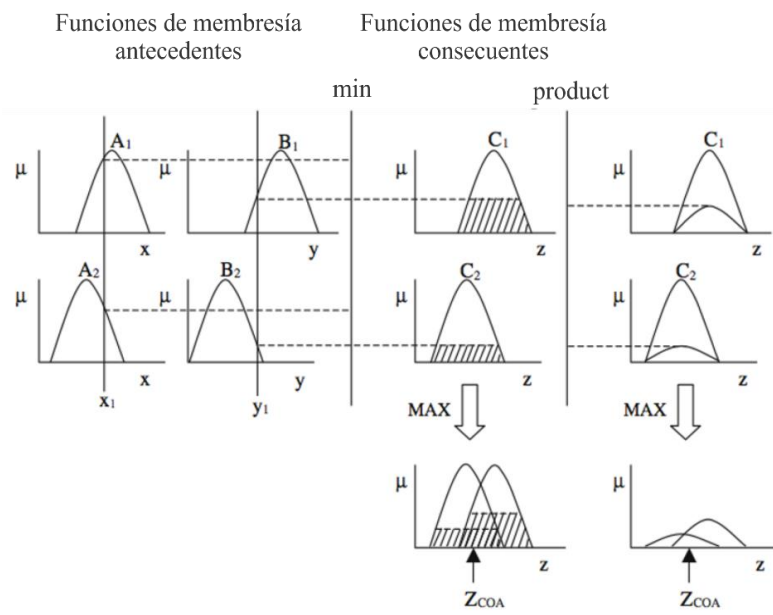


Figura 3.11 Inferencia difusa de Mamdani.

Fuente: Widrow, B. (2014). *Intelligent Control: A Hybrid Approach Based on Fuzzy Logic, Neural Networks and Genetic Algorithms*. Springer.

Donde:

μ – es el grado de membresía de cada variable.

A_i, B_i – son conjuntos difusos de las variables de entrada.

x_i, y_i – son las variables de entrada.

C_i – es el conjunto difuso de salida.

z – es la variable difusa de salida.

2. Inferencia difusa de Sugeno. También conocido como el modelo TSK, incluye reglas de la forma *IF x es A y z es B THEN g = f(x, y)* donde A y B son funciones de membresía en la parte antecedente, y $g = f(x, y)$ es una función lineal de la parte consecuente, la cual puede ser cualquier función mientras describa la salida del modelo dentro de la región especificada por la parte antecedente de la regla. La salida total se obtiene mediante el método de pesos ponderados (fig. 3.12).

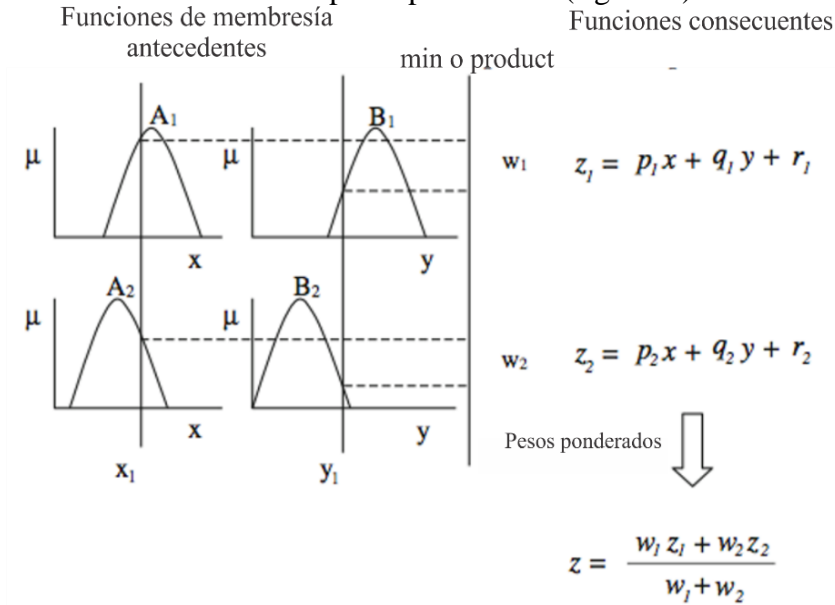


Figura 3.12 Inferencia difusa de Sugeno.

Fuente: Widrow, B. (2014). *Intelligent Control: A Hybrid Approach Based on Fuzzy Logic, Neural Networks and Genetic Algorithms*. Springer.

Donde:

μ – grado de membresía de las variables.

A_i, B_i – conjuntos difusos de las variables de entrada.

x_i, y_i – variables de entrada.

z_i – función que determina la salida cada regla, depende de las variables de entrada.

p_i, q_i, r_i – coeficientes del polinomio, valores constantes.

w_i – min o product entre los valores de membresía de las entradas.

z – salida defuzzificada.

3. Inferencia difusa de Tsukamoto. La consecuencia de cada regla difusa es representada con una sola función de membresía. La salida total se toma usando el método de pesos ponderados con la salida de cada una de las reglas (fig. 3.13).

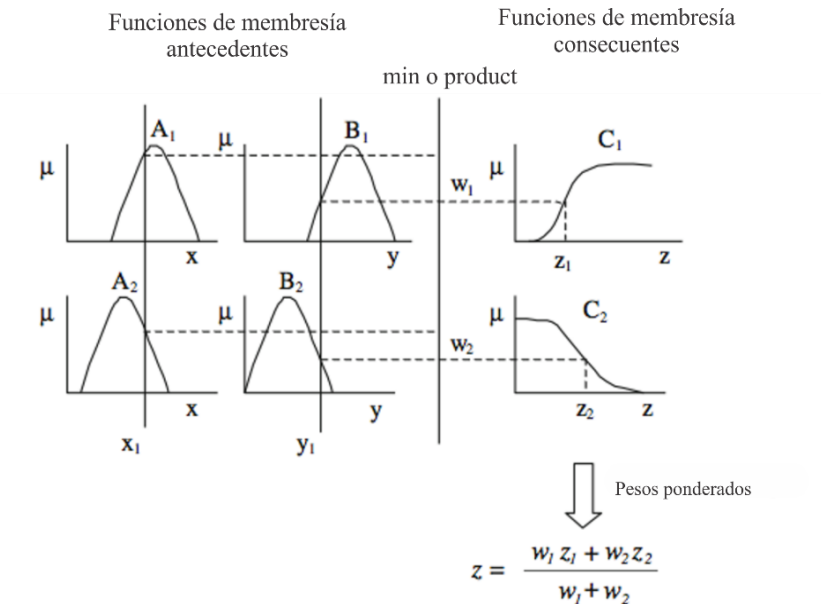


Figura 3.13 Inferencia difusa de Tsukamoto.

Fuente: Widrow, B. (2014). *Intelligent Control: A Hybrid Approach Based on Fuzzy Logic, Neural Networks and Genetic Algorithms*. Springer.

Donde:

μ – grado de membresía de las variables.

A_i, B_i – conjuntos difusos de las variables de entrada.

x_i, y_i – variables de entrada.

C_i – conjuntos difusos de salida.

w_i – min o product entre los valores de membresía de las entradas.

z_i – valor de la variable de salida, correspondiente al grado de membresía w_i .

z – salida defuzzificada.

4 DISEÑO DEL SISTEMA INTELIGENTE DIFUSO

En este capítulo se realiza el diseño del sistema inteligente difuso para el apoyo de despegue de micro UAVs, que será adaptado a una lanzadera específica. Analizando las ecuaciones y la teoría presentadas en el capítulo 3, se observa que para que un avión despegue se debe alcanzar una velocidad mínima y al mismo tiempo debe de salir con un cierto ángulo de ataque, sin olvidar considerar las condiciones de viento para orientar la aeronave de forma que se garantice un despegue exitoso. Al realizar maniobras de vuelo con el avión que posee el laboratorio de Sistemas Inteligentes del Centro de Ciencias Aplicadas y Desarrollo Tecnológico (CCADET) (avión 10 de la tabla 2, con peso de 0.66 [kg], largo 0.915 [m] y envergadura 1.4 [m]), se observó que realizar un lanzamiento de forma manual, requiere de experiencia del operador para que el despegue sea exitoso, lo cual implica lanzarlo con la fuerza necesaria para que alcance la velocidad mínima de despegue y con un cierto ángulo que le ayude a generar el levantamiento necesario. En la revisión del estado del arte de lanzaderas, se encontró que no se especifica un sistema que determine con que fuerza y ángulo se deben lanzar las aeronaves, sino que ambas variables son constantes dependiendo del modelo de lanzadera.

Debido a la necesidad de conocer estos valores, en este trabajo se diseña un sistema difuso que determine las condiciones de despegue para un micro UAV (Tabla 1) de ala fija, integrado en un modelo de lanzadera, para funcionar en las condiciones meteorológicas de la Ciudad de México.

4.1 Diseño del sistema difuso

Para el diseño del sistema difuso se consideraron los factores que intervienen en el despegue y se determinó que (ANEXO III) (fig. 4.1):

- Las variables de entrada elegidas para este primer diseño son: velocidad del viento, peso del UAV y envergadura.
- Para el caso de la variables de salida se identificó que solamente pueden ser fuerza aplicada, ángulo de salida y orientación del avión, está última se omitirá para simplificar el diseño del sistema.



Figura 4.1 Sistema difuso.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

4.1.1 Variables de entrada

4.1.1.1 Velocidad del viento

El viento es una cantidad vectorial que posee magnitud, dirección y sentido, para el diseño del sistema difuso se tomará en cuenta su magnitud y se asumirá que el UAV estará orientado en sentido opuesto al sentido del avión, de esta forma se favorece el despegue. Además, es necesario conocer las características del viento en la ciudad de México, en la figura 4.2 se muestra el perfil diario del viento en la Ciudad de México.

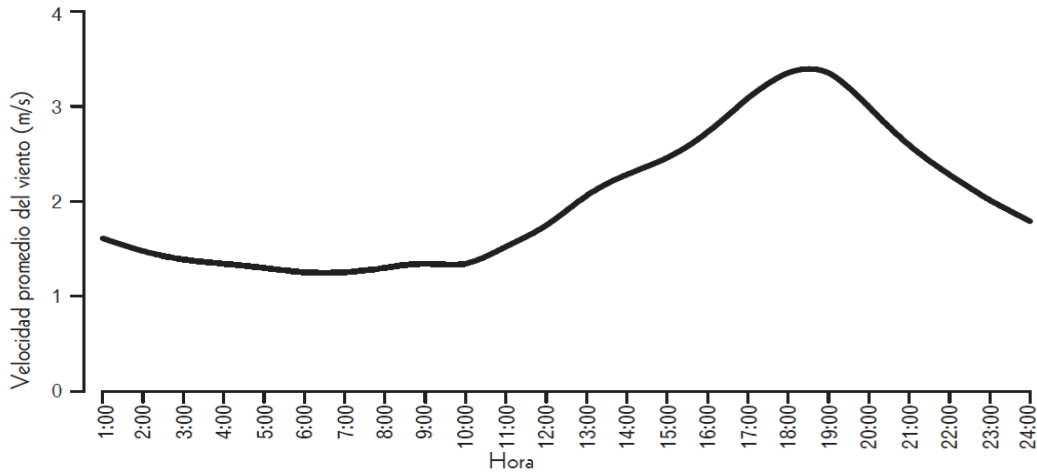


Figura 4.2 Perfil diario de la velocidad del viento en la Ciudad de México.

Fuente: Delgado Peralta , M. (5 de abril de 2014). Calidad del Aire en la Ciudad de México: Informe 2011.

Obtenido de Calidad del aire DF:

http://www.calidadaire.df.gob.mx/calidadaire/informes/informe2011/descargas/informe_anual_2011_g_cap04cli ma.pdf

Analizando la figura 4.2, se observó que la velocidad promedio del aire no supera los 4 [m/s], por lo que el universo de discurso de la variable de velocidad del viento se define en un rango de 0-4[m/s], los conjuntos difusos son: 1) viento pequeño, 2) viento mediano y 3) viento grande, cada uno con función de membresía triangular (fig. 4.3).

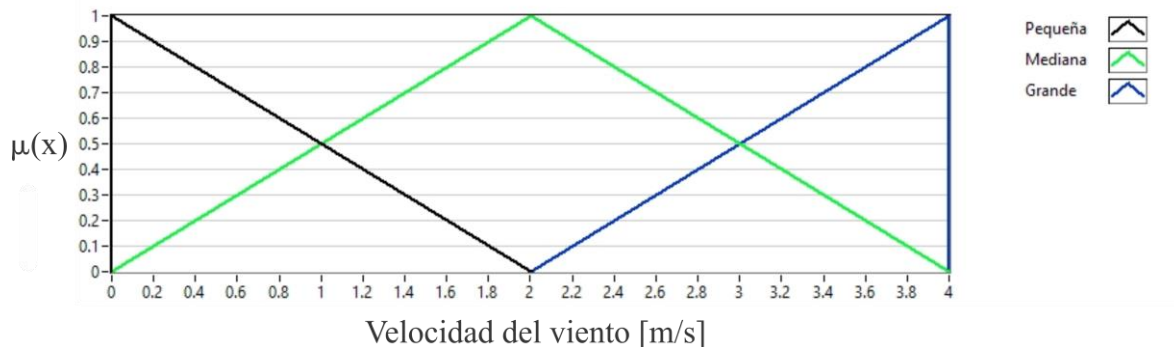


Figura 4.3 Variable difusa de velocidad del viento.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

4.1.1.2 Peso del UAV

Para determinar la variable de peso del UAV, se tomó en cuenta la clasificación mostrada en la Tabla 1, que nos indica que la categoría de micro UAVs comprende aeronaves de hasta 2 [kg] de peso, por lo que el universo de discurso de la variable va de 0-2[kg], definiendo los conjuntos difusos como: 1) peso ligero, 2) peso mediano y 3) gran peso, cada uno con función de membresía triangular (fig. 4.4).

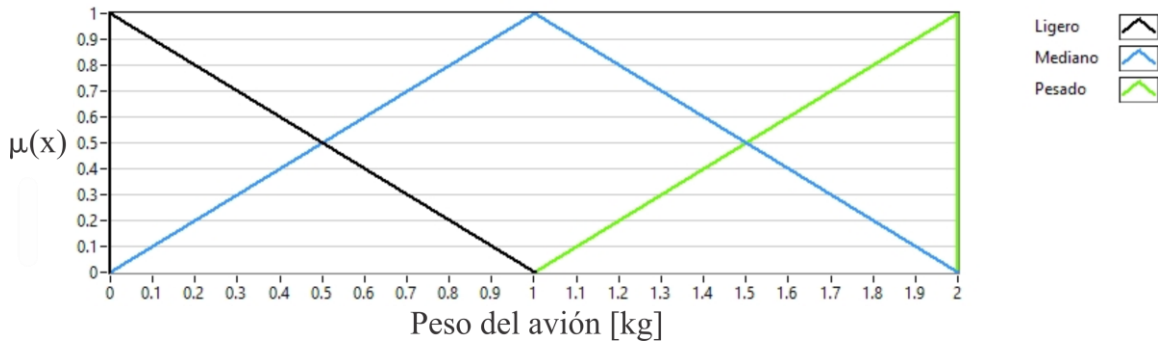


Figura 4.4 Variable difusa peso del avión.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

4.1.1.3 Envergadura

La envergadura se define como la distancia que existe entre los extremos de las alas del avión. Para determinar esta variable se investigaron las características de aviones que estuvieran en la categoría de micro UAVs, para poder definir el universo de discurso y los conjuntos difusos de esta variable, en la tabla 2 se muestran diferentes modelos de aviones de radio control (RC) y las características de cada uno de ellos.

Tabla 2 Características de aviones RC comerciales

	Peso [kg]	Largo [m]	Envergadura [m]	Nombre del avión
1	0.1	0.34	0.588	HobbyKing Mini Sonic Flying Wing
2	0.105	0.52	0.78	Skysurfer EPO Glider
3	0.145	0.49	0.75	H-King Atom Mini Glider
4	0.175	0.48	0.555	Dolphin Micro Sport Glider EPO
5	0.3	0.58	0.65	T-28 Funfighter
6	0.345	0.53	0.62	Rarebear Funfighter
7	0.365	0.629	0.815	Super Kinetic Aerobatic Sport Glider Airplane
8	0.575	0.97	0.7	HobbyKing Skipper All Terrain Airplane
9	0.65	0.925	1.4	Bixler v1.1
10	0.66	0.915	1.4	Walkera E-Eyes
11	0.7	0.89	1.01	Dolphin Jet EDF
12	0.71	0.79	0.965	Monolog F3A Pattern Aerobatic Mode
13	0.76	0.963	1.5	Hobbyking Bixler 2 EPO
14	0.82	0.81	0.998	Extra 330L 3D
15	0.917	0.97	1.6	Speedy composite EP Performance Glider

16	1.15	1.14	1.2	Hobbyking Edge 540 V3
17	1.15	1	1.533	Duraflly Zephyr V-70 EDF V-Tail Glider
18	1.5	1.016	1.288	HobbyKing Invictus EF-1 Pylon Racer
19	1.6	1.02	1.2	Hobbyking Club Trainer Ready To Fly
20	2.4	1.27	1.58	Escape - Sport Aerobatic/Low Wing Trainer

Fuente: Hobbyking. (5 de abril de 2014). Aviones de Aeromodelismo que entran en la categoría de micro UAVs. Obtenido de Hobbyking.com: <http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/index.asp>

En base a la tabla 2 se define el universo de discurso de $0 - 2m$, se definen los conjuntos difusos como: 1) envergadura pequeña, 2) envergadura mediana y 3) envergadura grande, cada uno con función de membresía triangular (fig. 4.5).

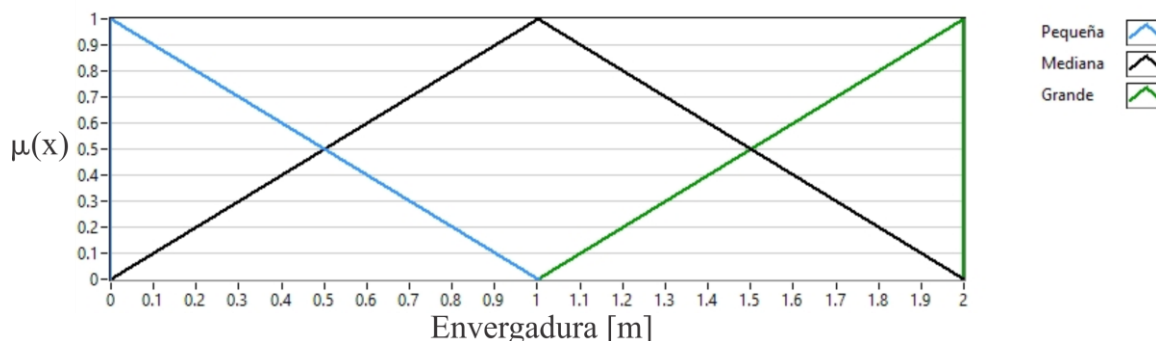


Figura 4.5 Variable difusa envergadura.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

4.1.2 Variables de salida

4.1.2.1 Ángulo de salida

Se revisó que las lanzaderas comerciales poseen ángulos de salida de 10° a 12° respecto a la horizontal. Esto es debido a que en general sobrepasando dichos ángulos los aviones comienzan a generar menos levantamiento, ya que sus coeficientes aerodinámicos llegan a sus máximos y después comienzan a disminuir, además el arrastre generado comienza a ser mayor (ANEXO I). Entonces el universo de discurso se define de 2° a 12° y sus conjuntos difusos son: 1) ángulo pequeño, 2) ángulo mediano y 3) ángulo grande, cada uno con función de membresía triangular (fig. 4.6).

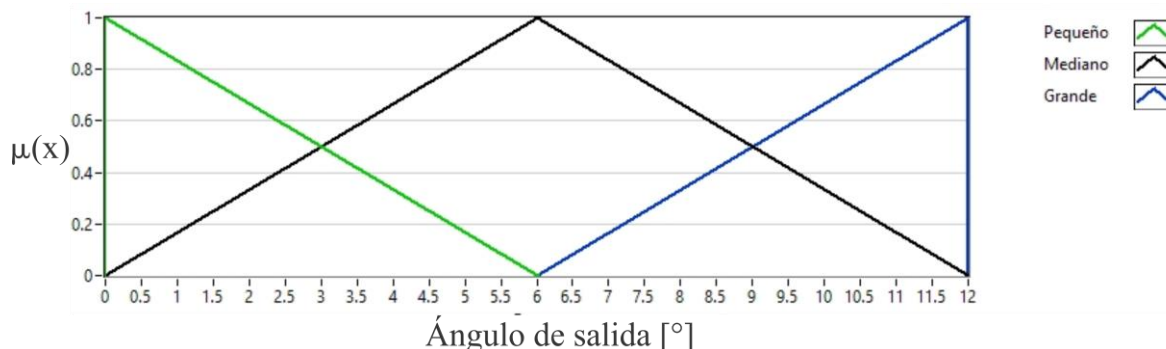


Figura 4.6 Variable difusa ángulo de salida.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

4.1.2.2 Fuerza de salida

Se propone que el universo de discurso de esta variable sea de $0 - 4 [kg_f]$, debido a que la lanzadera se considera como un plano inclinado y se debe suministrar una fuerza mayor al peso de las aeronaves, sin olvidar que tendremos pérdidas debidas a la fricción entre los componentes mecánicos. Sus conjuntos difusos son: 1) fuerza pequeña, 2) fuerza mediana y 3) fuerza grande, cada uno con función de membresía triangular (fig. 4.7).

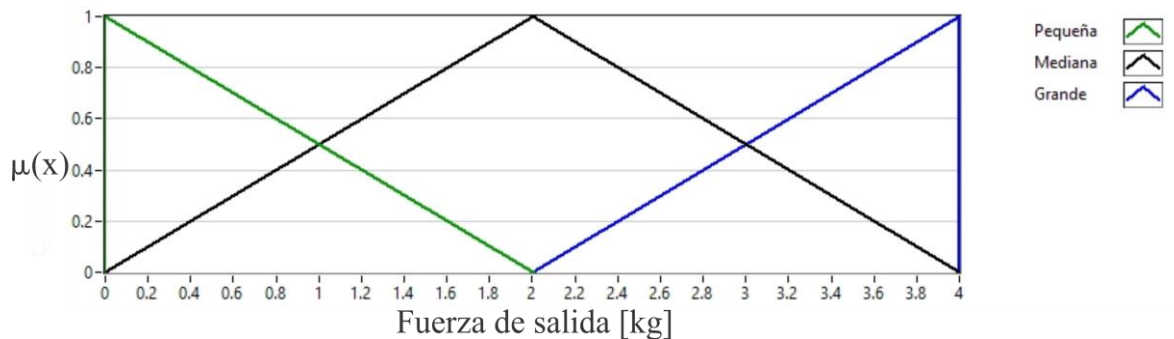


Figura 4.7 Variable difusa fuerza de salida.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

4.1.3 Reglas difusas

Para determinar las reglas difusas es necesario considerar un experto, además de analizar las ecuaciones (3.6), (3.14), (3.15) y (3.17) para obtener la información adecuada y obtener una primera aproximación. Los criterios tomados en cuenta para construir las reglas son:

- Si la envergadura aumenta se favorece el levantamiento, si es pequeña se debe aumentar el ángulo para generar levantamiento con el ángulo de ataque.
- A mayor velocidad del viento, recordando que se considera que el avión se lanza en sentido contrario a él, se favorece el despegue, se puede aumentar o disminuir el ángulo de salida como más convenga, dependerá de la envergadura y el peso de la aeronave.
- Si aumenta el peso del UAV se debe aumentar la fuerza de salida y disminuir el ángulo para que la componente del peso en el eje del desplazamiento de la aeronave se disminuya.

Tomando en cuenta los criterios enlistados arriba se construyó la tabla 3.

Tabla 3 Reglas difusas

No. regla	Si			Entonces	
	Peso UAV	Velocidad del viento	Envergadura	Ángulo	Fuerza
1	PL	VP	EP	M	P
2	PL	VM	EP	P	P
3	PL	VG	EP	G	M
4	PL	VP	EM	M	P
5	PL	VM	EM	M	P
6	PL	VG	EM	G	M
7	PL	VP	EG	P	P
8	PL	VM	EG	M	P
9	PL	VG	EG	M	M
10	PM	VP	EP	M	M
11	PM	VM	EP	M	M
12	PM	VG	EP	G	M
13	PM	VP	EM	P	M
14	PM	VM	EM	M	M
15	PM	VG	EM	M	G
16	PM	VP	EG	P	M
17	PM	VM	EG	M	M
18	PM	VG	EG	G	M
19	PP	VP	EP	G	G
20	PP	VM	EP	M	G
21	PP	VG	EP	M	G
22	PP	VP	EM	G	G
23	PP	VM	EM	M	G
24	PP	VG	EM	P	G
25	PP	VP	EG	G	G
26	PP	VM	EG	M	G
27	PP	VG	EG	P	G

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla, 2014.

4.1.4 Método de inferencia

Se utiliza el método de inferencia difusa de Mamdani debido a que el número de variables que se manejan en este trabajo es reducido, utilizando una estructura min-max para esta primera aproximación, las reglas quedan de la forma:

$$IF x \text{ es } A \text{ AND } y \text{ es } B \text{ THEN } z \text{ es } C$$

Donde

A, B – conjuntos difusos de entrada, parte antecedente.

C – conjunto difuso de salida, parte consecuente.

x, y – entradas numéricas.

z – salida numérica.

4.1.5 Defuzzificación

Se utiliza el método del centroide de área, que calcula el centro geométrico del área definida por el conjunto de salida. Este método permite obtener un valor numérico sin importar la forma que tomen los conjuntos de salida, otros métodos son muy específicos para la forma que deben poseer. El valor está dado por:

$$z^* = \frac{\int \mu_C(z) \cdot z dz}{\int \mu_C(z) dz} \quad (4.1)$$

Donde:

z – valor numérico de la función C de salida.

$\mu_C(z)$ – grado de membresía de la función C evaluada en z .

z^* – valor defuzzificado, centroide del área de la función C .

4.2 Propuesta de diseño de la lanzadera

En base a las salidas del sistema difuso, ángulo y fuerza de salida, y de las necesidades del laboratorio, se diseñó un modelo de lanzadera que permita, principalmente:

- Ajustar el ángulo de salida del UAV de $0 - 12^\circ$.
- Suministrar una fuerza al UAV de $0 - 4 [kg]$.
- Ensamblarla de forma sencilla.
- Que ocupe un mínimo de espacio al almacenarla.
- Que sea ligera.

Para la fabricación de esta, se utilizarán tubos de poli cloruro de vinilo (PVC), ya que en el mercado existen diferentes accesorios para realizar la unión entre los tubos, lo cual también implica que en caso de alguna falla será posible reemplazar el componente.

4.2.1 Diseño de los subsistemas

En el ANEXO III se detalla el proceso que se siguió para definir los sistemas mostrados en esta sección.

4.2.1.1 Estructura

Se propone un diseño de estructura como el mostrado en la figura 4.8.

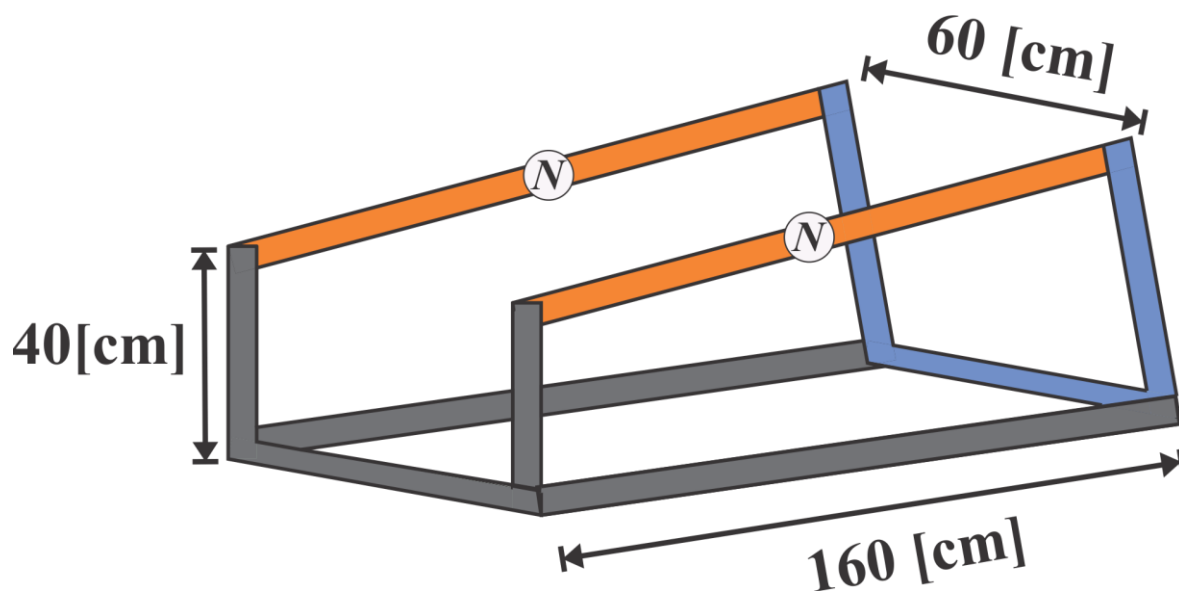


Figura 4.8 Propuesta de estructura

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Las barras paralelas naranjas (N) son el apoyo para las alas del UAV, por lo cual el espacio entre ellas debe ser el suficiente para que ningún otro componente del avión interfiera en el desplazamiento y evite dañarse durante su recorrido. Para determinar esta distancia, se utilizaron las dimensiones del avión que posee el laboratorio de Sistemas Inteligentes, y se obtuvo que la separación debe ser de $60 [cm]$.

Para realizar la carrera de despegue, el UAV se sujetará de la parte delantera para suministrarle la fuerza que lo hará despegar, por lo cual, si se quiere alcanzar la posición máxima en la lanzadera, la parte posterior del UAV sobresaldría, entonces hay que elevar la lanzadera para que no tenga contacto con el suelo y se pueda incrementar la carrera de la lanzadera en un 50% del largo del avión. Se propone que la altura sea de aproximadamente 40 [cm] y que el espacio entre las barras quede libre para que el UAV no tenga contacto con alguna pieza.

Para soportar las barras paralelas se utilizará otro par de barras, que mantenga la posición de la lanzadera de forma que el ángulo de salida sea el que indica el sistema difuso. Se propone que la base de estas barras se encuentre a aproximadamente 1.6 [m] respecto a la parte posterior de la lanzadera.

4.2.1.2 Posicionamiento angular

Se propone utilizar la misma estructura como mecanismo para no aumentar el número de piezas. En la figura 4.9 se muestra el mecanismo en el plano debido a que se repite y el diseño se duplicará, se enumeran los eslabones y se indican las juntas existentes.

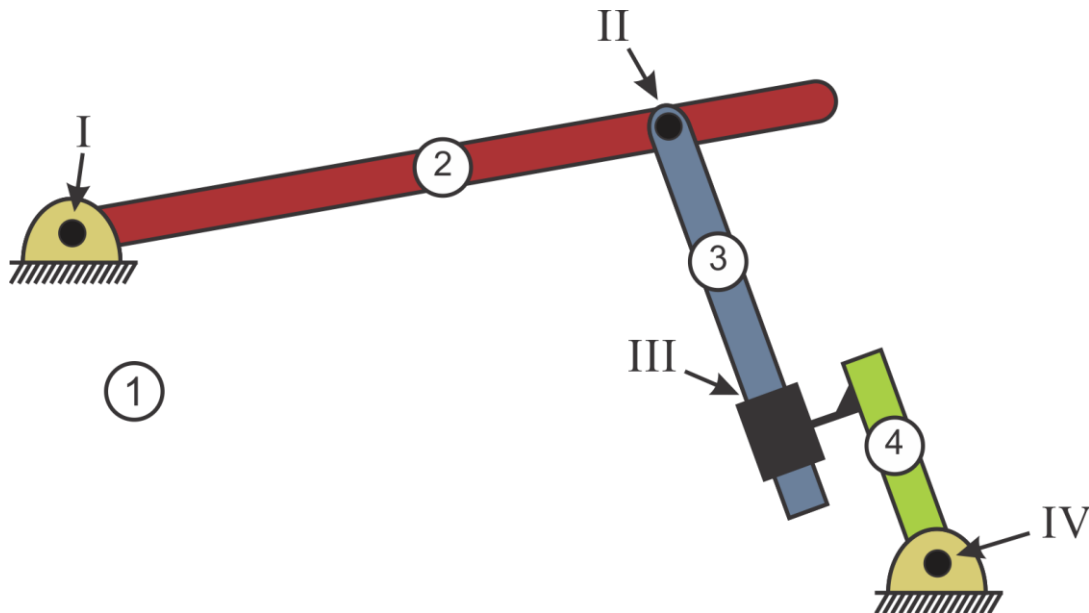


Figura 4.9 Mecanismo de posicionamiento angular.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Se determinaron los grados de libertad con la ecuación de Gruebler-Kutzbach en el plano (Norton, 1999).

$$GDL = 3(L - 1) - 2J_1 - J_2 \quad (4.2)$$

Donde L – número total de eslabones, incluyendo tierra

J_1 – número de juntas completas

J_2 – número de juntas completas

Del mecanismo notamos que $L = 4, J_1 = 4$ y $J_2 = 0$, sustituyendo en la ecuación (4.2) los grados de libertad quedan:

$$GDL = 3(4 - 1) - 2 * 4 - 0$$

$$GDL = 3(3) - 8$$

$$GDL = 1$$

El mecanismo posee un grado de libertad de acuerdo a la ec. (4.2), lo que significa que necesitaremos de un solo actuador para moverlo.

Para realizar el movimiento lineal y elevar la barra que servirá como pista, y de esta forma obtener el ángulo deseado de salida, se propone utilizar dos tubos de diámetros diferentes y colocarlos de forma concéntrica, para que alguno de ellos se pueda deslizar a través del otro.

Se realizó un análisis geométrico utilizando *Mathematica*® 9 para mostrar que se consiguen los ángulos θ que solicita el sistema difuso y determinar la distancia máxima x que se desplaza la barra que genera dicho cambio angular (fig. 4.10).

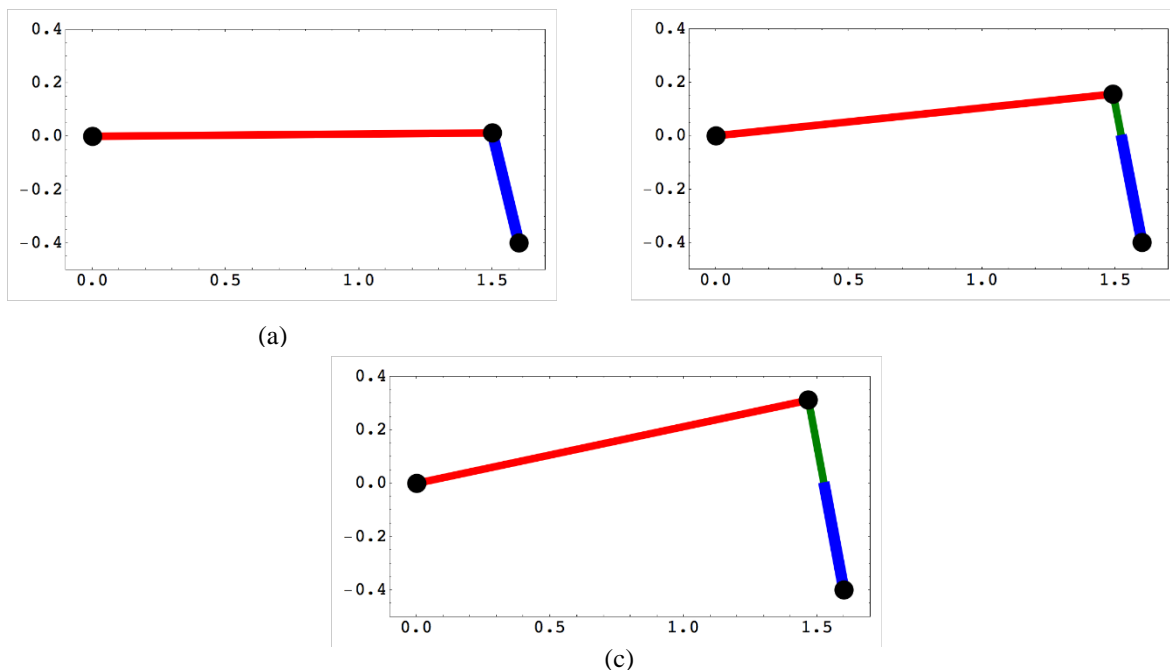


Figura 4.10 Posiciones del mecanismo, (a) $\theta = 0^\circ$, $x = 0.02[m]$, (b) $\theta = 6^\circ$, $x = 0.17[m]$, (c) $\theta = 12^\circ$, $x = 0.33[m]$.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (*Mathematica*® 9), 2014.

De acuerdo al modelo, se define que la barra azul de la figura 4.9 mida $0.39[m]$, para que cuando el mecanismo se encuentre en sus posiciones extremas, la barra verde quede contenida en la azul. La longitud de la barra roja es de $1.5 [m]$.

4.2.1.3 Fuerza aplicada

Para suministrar esta fuerza se propone utilizar una banda elástica, ya que en un espacio reducido podemos obtener la fuerza que el sistema difuso indica en su variable de salida, además en caso de dañarse puede ser cambiada de forma sencilla. La empresa THERA-BAND® posee un amplia gama de opciones, en la tabla 4 se muestra la resistencia de las diferentes bandas que producen [25] (THERA-BAND, 2014).

Tabla 4 Especificaciones bandas THERA-BAND®

		Resistencia en kg						
		Amarillo	Rojo	Verde	Azul	Negro	Plata	Oro
Porcentaje de elongación	25 %	0,5	0,7	0,9	1,3	1,6	2,3	3,6
	50 %	0,8	1,2	1,5	2,1	2,9	3,9	6,3
	75 %	1,1	1,5	1,9	2,7	3,7	5,0	8,2
	100 %	1,3	1,8	2,3	3,2	4,4	6,0	9,8
	125 %	1,5	2,0	2,6	3,7	5,0	6,9	11,2
	150 %	1,8	2,2	3,0	4,1	5,6	7,8	12,5
	175 %	2,0	2,5	3,3	4,6	6,1	8,6	13,8
	200 %	2,2	2,7	3,6	5,0	6,7	9,5	15,2
	225 %	2,4	2,9	4,0	5,5	7,4	10,5	16,6
	250 %	2,6	3,2	4,4	6,0	8,0	11,5	18,2

Fuente: THERA-BAND. (5 de abril de 2014). *Hoja de Especificaciones de Bandas Elásticas*. Obtenido de Thera-Band: www.thera-band.com/UserFiles/File/Fit_con_la_BANDA_ELASTICA.pdf

Analizando la tabla 4, se observa que para suministrar las fuerzas que solicita el sistema difuso, se podría usar desde una banda de categoría verde hasta una negra, ya que las demás no cumplen los requerimientos establecidos para este trabajo. Se propone usar la banda de categoría negra, porque ofrece una resistencia de 4.4 [kg] al elongarla al 100%, y el sistema difuso indica que requerimos una fuerza de 4[kg], por lo que obtendremos la fuerza requerida con una menor elongación.

Se utilizaron los datos de la tabla 4 utilizando la banda negra para calcular el valor de la constante del resorte, en la figura 4.11 se observa una gráfica de fuerza contra elongación, cuando se considera un resorte de longitud de 1 [m] y que se llega a deformar hasta el 250% de su longitud original.

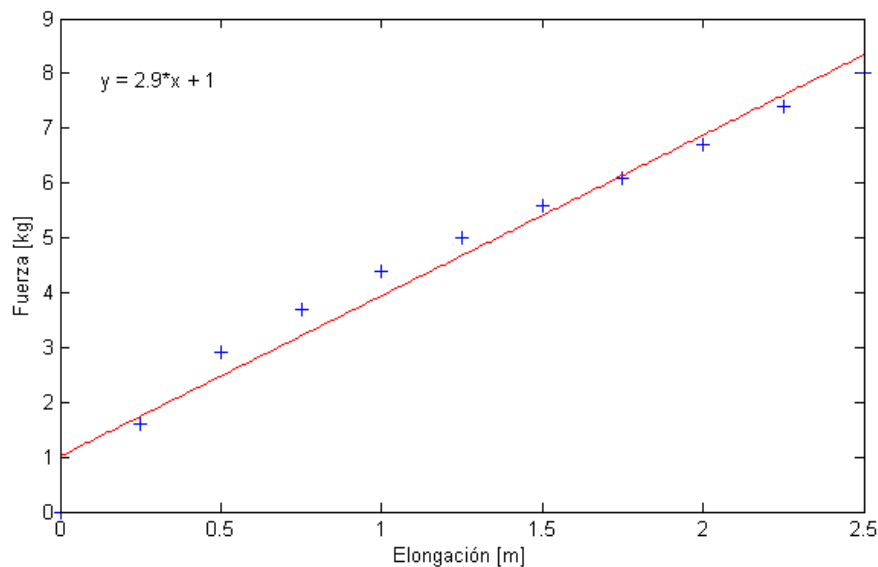


Figura 4.11 Gráfica fuerza contra elongación, elongación máxima del 250%
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (*Matlab® 2013*), 2014.

También se realizó la gráfica considerando que la banda sólo se deforma hasta el 100%, figura 4.12, debido a que, en dicha deformación, se consigue una fuerza de 4.4 [kg] y en el sistema difuso se nos pide una fuerza de hasta 4 [kg], por lo que con elongar la banda un 100% es suficiente para suministrar la fuerza que se le aplicará al UAV.

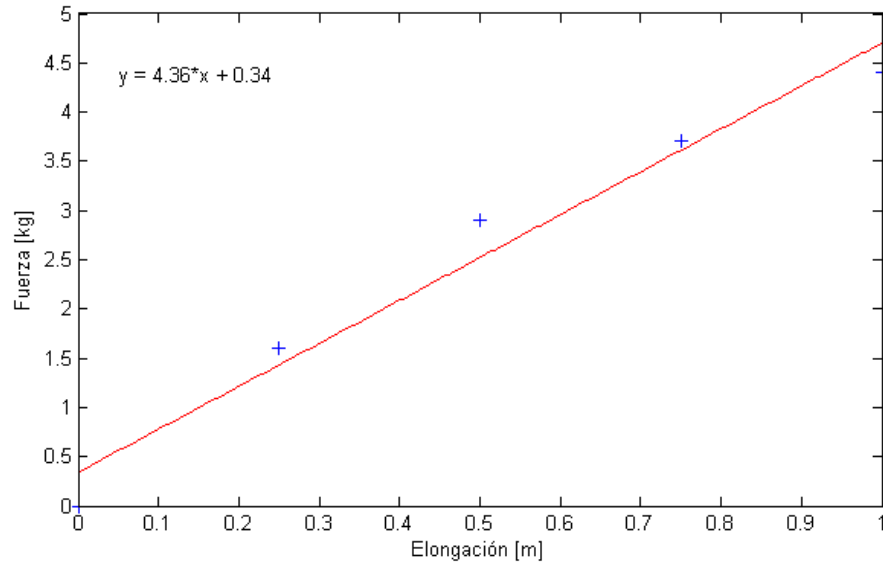


Figura 4.12 Gráfica fuerza contra elongación, elongación máxima del 100%
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (*Matlab® 2013*), 2014.

En la figura 4.12, se hace una aproximación lineal del comportamiento del resorte, por lo tanto la fuerza en un resorte se define por (Ogata, 1987):

$$F_R = k\Delta x \quad (4.3)$$

Donde

k – constante del resorte.
 Δx – elongación del resorte.

De la ecuación de la recta de la figura 4.12 observamos que $k = 4.36 \left[\frac{kg}{m} \right]$.

Del modelo presentado en el capítulo 3, la fuerza externa que se indica ahí, será reemplazada por la fuerza generada por un resorte, en la figura 4.13 se muestra una representación ideal completa del sistema.

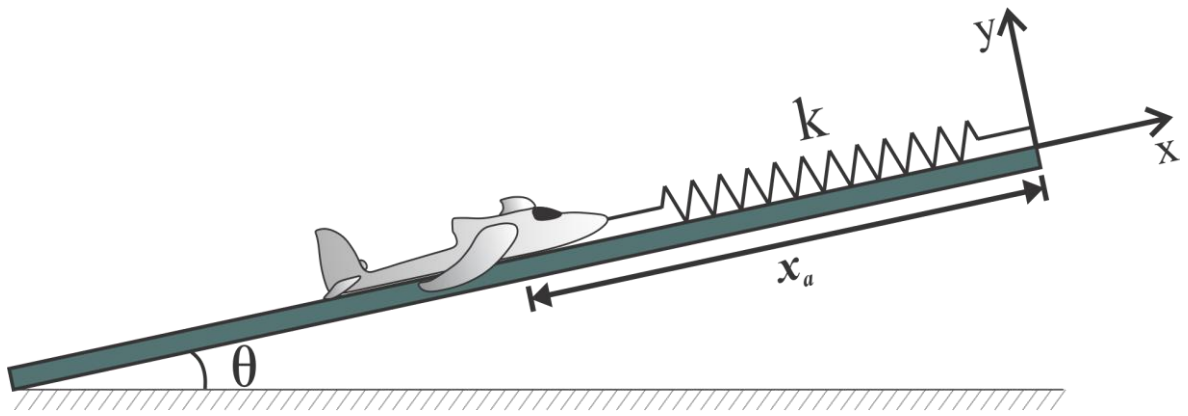


Figura 4.13 Lanzadera con resorte.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Sustituyendo la ecuación (4.3) en (3.6), obtenemos:

$$k\Delta x - \mu_k N - mg\sin\theta = ma_x \quad (4.4)$$

Pero $\Delta x = x - x_0$, donde:

x – posición del avión

x_0 – posición inicial

El resorte inicialmente se encuentra sin sufrir alguna deformación y considerando el sistema de referencia se tiene que $x_0 = 0$, por lo que la ecuación (4.4) queda:

$$kx - \mu_k mg\cos\theta - mg\sin\theta = ma_x \quad (4.5)$$

La ecuación (4.5) contiene toda la información referente al movimiento del avión sobre la lanzadera y se modificará para obtener una expresión analítica que permita conocer la velocidad del avión al salir de la lanzadera en función de la deformación del resorte. Se sabe que:

$$a_x = v \frac{dv}{dx} \quad (4.6)$$

Sustituyendo la ecuación (4.6) en (4.5) se obtiene:

$$kx - \mu_k mg\cos\theta - mg\sin\theta = v \frac{dv}{dx} \quad (4.7)$$

La ecuación diferencial (4.7) representa el cambio de velocidad en función del desplazamiento, para resolverla separamos variables e integramos ambos lados, en la posición inicial del desplazamiento, el avión se encuentra en $x = -x_a$, que es la posición del avión y con $v = v_0$, que es la velocidad inicial; en la posición final $x = x_0$, que es origen del sistema coordenado, y con $v = v_f$, que la velocidad de salida del avión, nos queda:

$$\int_{-x_a}^{x_0} (kx - \mu_k mg\cos\theta - mg\sin\theta) dx = \int_{v_0}^{v_f} v dv \quad (4.8)$$

Pero se sabe que $v_0 = 0$ y $x_0 = 0$, porque parte del reposo siendo el origen del sistema coordenado, sustituyendo en la ecuación (4.8) y resolviendo la integral obtenemos:

$$\int_{-x_a}^0 (kx - \mu_k mg \cos\theta - mg \sin\theta) dx = \int_0^{v_f} v dv$$

$$-\frac{1}{2}k[0^2 - (-x_a^2)] - (\mu_k mg \cos\theta + mg \sin\theta)[0 - (-x)] = \frac{1}{2}m(v_f^2 - 0^2)$$

$$\frac{1}{2}kx_a^2 - (\mu_k mg \cos\theta + mg \sin\theta)x_a = \frac{1}{2}mv_f^2 \quad (4.9)$$

A partir de la ecuación (4.9) podemos despejar la velocidad final siendo:

$$v_f = \sqrt{\frac{k}{m}x_a^2 - 2gx_a(\mu_k \cos\theta + \sin\theta)} \quad (4.10)$$

La ecuación (4.10) nos da la información de la velocidad que alcanza el avión al salir de la lanzadera cuando se coloca a una distancia x_a .

Si de la ecuación (4.3) se despeja la deformación del resorte, considerando $x_0 = 0$, se obtiene:

$$x_a = \frac{F_R}{k} \quad (4.11)$$

Sustituyendo la ecuación (4.11) en (4.10), finalmente se obtiene:

$$v_f = \sqrt{\frac{F_R^2}{mk} - \frac{2gF_R}{k}(\mu_k \cos\theta + \sin\theta)} \quad (4.12)$$

La ecuación (4.12) se utiliza para calcular la velocidad del UAV al salir de la lanzadera, debido a que el sistema difuso nos da la fuerza requerida para el despegue y el ángulo de salida, y el valor de la constante k es dato conocido, todos estos valores se reflejan en la ecuación.

Para poder implementar el resorte en la lanzadera, se propone añadir una estructura que lo soporte por debajo de las barras que soportan las alas del avión, de esta forma cuando el resorte se encuentra sin ser deformado, coincide con el fin de la carrera del plano inclinado (fig. 4.14a), y cuando se deforme permitirá mover al UAV a lo largo de la lanzadera (fig. 4.14b).

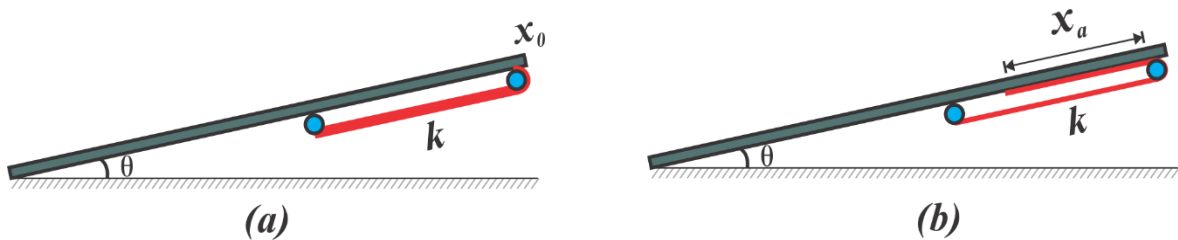


Figura 4.14 (a) Resorte sin deformar, (b) Resorte deformado.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Se propone que dichos soportes se encuentren a aproximadamente 10 cm de la parte superior para evitar que tenga contacto con algún componente del UAV mientras se desplaza a lo largo de la lanzadera.

4.2.2 Propuesta de lanzadera

4.2.2.1 Modelado en software CAD

Para el desarrollo del modelo de lanzadera, utilizó el software SolidWorks® 2013 para realizar las piezas y el ensamble del diseño. Se muestra el ensamble completo en la figura 4.15.

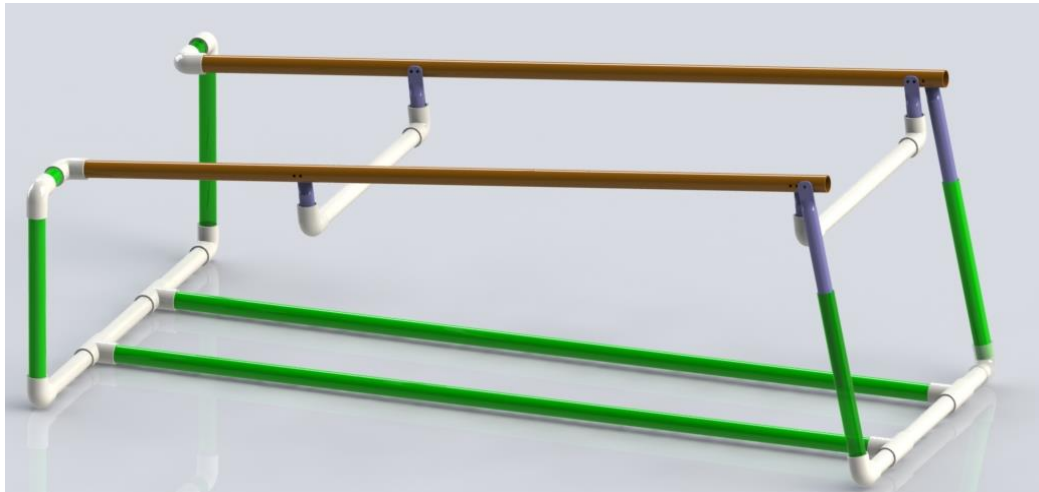


Figura 4.15 Ensamble de lanzadera.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

En la figura 4.16 se observa que para poder conseguir el desplazamiento angular, se propone utilizar tubos de diámetro específico para que, al interconectarlos uno dentro de otro, se pueda realizar una traslación.

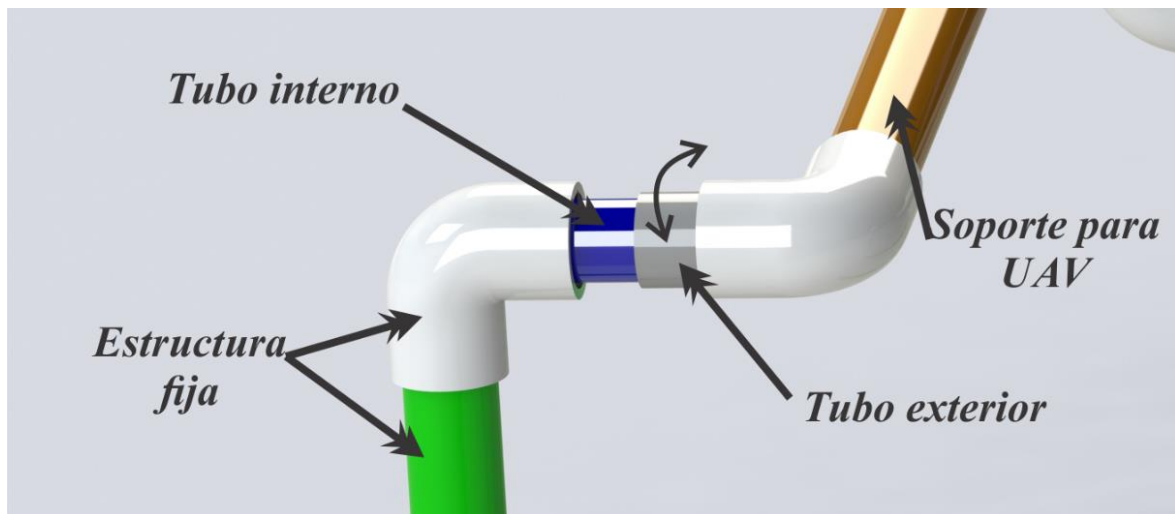


Figura 4.16 Unión posterior.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

En la figura 4.17 se muestra como queda el apoyo delantero para mantener la posición angular de la lanzadera. Como este soporte debe rotar un poco para llegar a todas las posiciones deseadas, se decidió que los codos de ambos lados puedan rotar alrededor del tubo de la parte inferior.

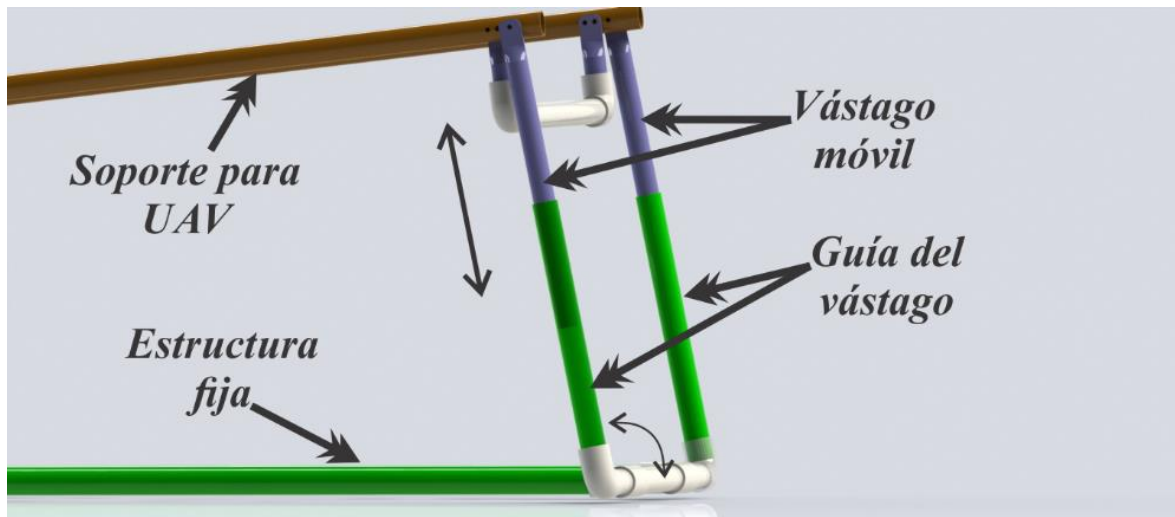


Figura 4.17 Soporte delantero.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

Para unir la estructura se utilizaron dos barras que unen los soportes posteriores con los delanteros, como se muestra en la figura 4.18.

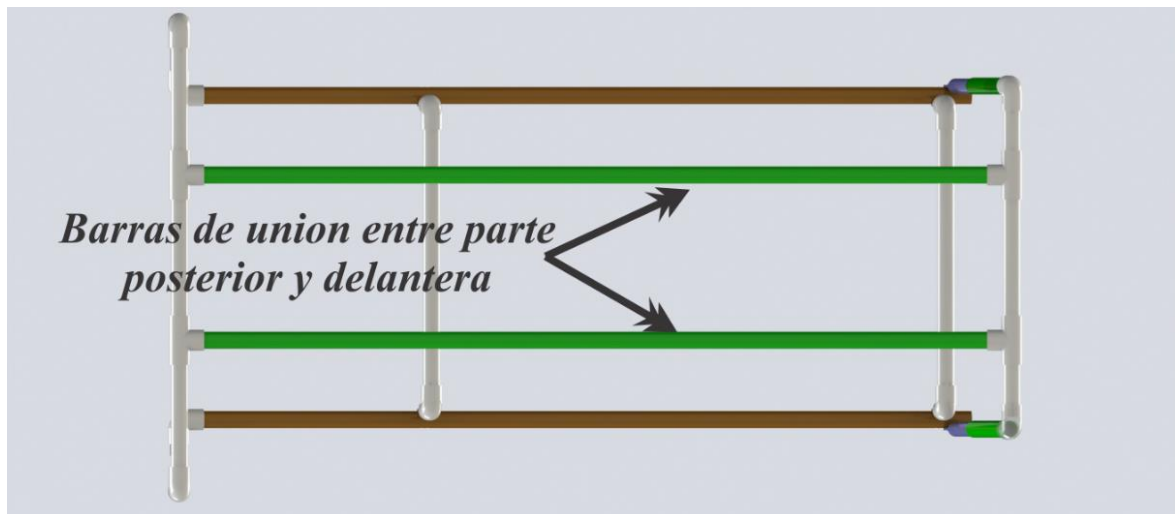


Figura 4.18 Base de la lanzadera, vista inferior.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

En la figura 4.19 se muestra el soporte para colocar el resorte, en particular esta es la parte posterior, pero se repite para la parte delantera. La separación entre ambos soportes es de aproximadamente 1[m], eso es para utilizar un resorte de una longitud similar.

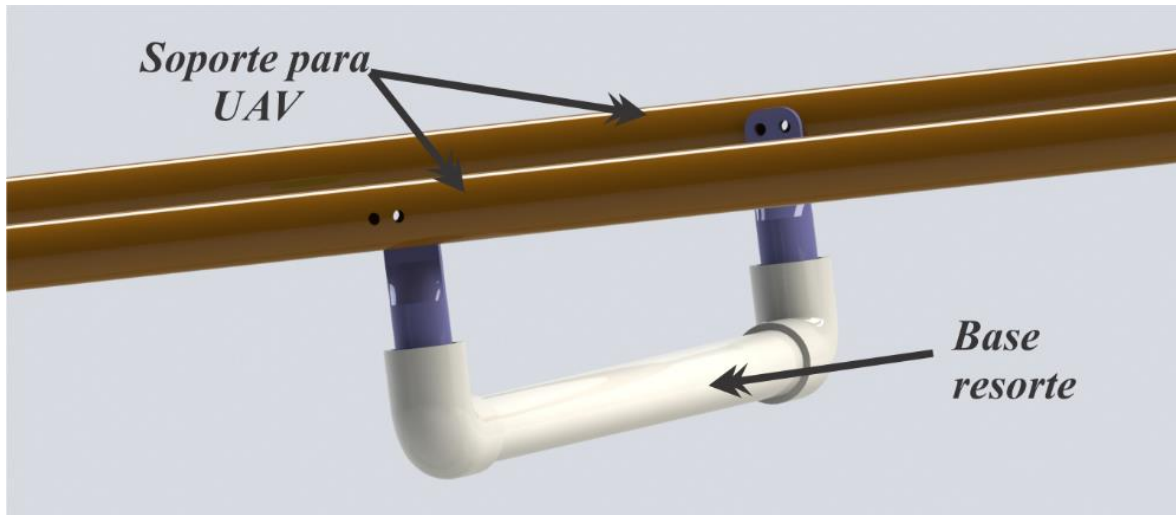


Figura 4.19 Soporte para el resorte.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

4.2.2.2 Lista de componentes

En la tabla 5 se muestran los componentes con su respectivo nombre en el ensamble de SolidWorks®, se da la descripción de sus dimensiones y la cantidad de cada uno de ellos.

Tabla 5 Lista de componentes

N.º de elemento	Nombre de pieza	Descripción	Cantidad
1	codo grande PVC blanco	Codo comercial de 1 [in]	12
2	tubo verde grande	Diámetro exterior 33.5 [mm], longitud 1540[mm]	2
3	tubo verde grande cortito	Diámetro exterior 33.5 [mm], Longitud 50 [mm]	4
4	tubo verde chico cortito	Diámetro exterior 29.3 [mm], Longitud 100 [mm]	2
5	tubo verde grande mediano	Diámetro exterior 33.5 [mm], Longitud 373.5 [mm]	2
6	t grande pvc blanco	T comercial de 1 [in]	4
7	VastagoMovillin	Diámetro exterior 29.3 [mm], Longitud 405 [mm]	2
8	tubo verde grande frontal	Diámetro exterior 33.5 [mm], Longitud 350 [mm]	2
9	tubo verde grande inferior	Diámetro exterior 33.5 [mm], Longitud 1552.3 [mm]	2
10	tubo blanco grandeposterior	Diámetro exterior 33.5 [mm], Longitud 872.52 [mm]	1
11	tubo blanco grandedelantero	Diámetro exterior 33.5 [mm], Longitud 626 [mm]	1
12	apoyo resorte	Diámetro exterior 29.3 [mm], Longitud 105 [mm]	4
13	tuboresorteapoyo	Diámetro exterior 33.5 [mm], Longitud 555 [mm]	2

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

5 SIMULACIONES

5.1 Simulación del sistema difuso

Para validar las reglas diseñadas para el sistema difuso, se realizó un programa en LabVIEW® 2013 utilizando el toolkit “PID and Fuzzy Logic” (ANEXO IV). En la figura 5.1 se muestra el panel frontal del programa y se encierran en rectángulos sus diferentes componentes.



Figura 5.1 Sistema difuso en LabVIEW®.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (LabVIEW® 2013), 2014.

Para simular las entradas del sistema, se colocaron 3 controles, uno para cada entrada difusa. Los límites en los valores que se pueden ingresar, corresponden con el universo de discurso de cada variable (fig. 5.2).



Figura 5.2 Entradas sistema difuso.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (LabVIEW® 2013), 2014.

Para las variables de salida se colocaron indicadores, los cuales muestran el valor numérico obtenido en base a las reglas difusas. Adicionalmente, se muestra la posición en la cual se debe colocar el UAV sobre la lanzadera, esta cifra corresponde con la deformación del resorte. También se indica un valor estimado de la velocidad a la que el UAV deja la lanzadera (fig. 5.3).



Figura 5.3 Salidas sistema difuso.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (LabVIEW® 2013), 2014.

Finalmente, en base a las ecuaciones (3.7) a (3.12), que describen la trayectoria del UAV despreciando la resistencia del aire, se muestra el cambio máximo en altura y su desplazamiento en el eje horizontal en dicho instante, ya que se considera que a partir de ese punto la trayectoria del UAV tendería a ser hacia abajo (fig. 5.4).

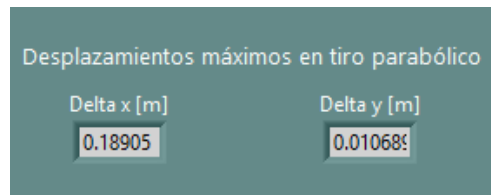


Figura 5.4 Posición en altura máxima.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (LabVIEW® 2013), 2014.

El programa permite la manipulación de las variables de entrada de forma sencilla e intuitiva, además muestra las salidas del sistema así como datos de importancia para el despegue, resulta una herramienta muy útil para validar el comportamiento del sistema difuso que permite utilizarlo en diferentes modelos de aviones a diversas condiciones de viento.

De la figura 5.5 a la 5.10 se muestra la relación entre las variables difusas de entrada con las de salida, las cuales muestran de forma general el comportamiento del sistema difuso en el universo de discurso de cada variable.

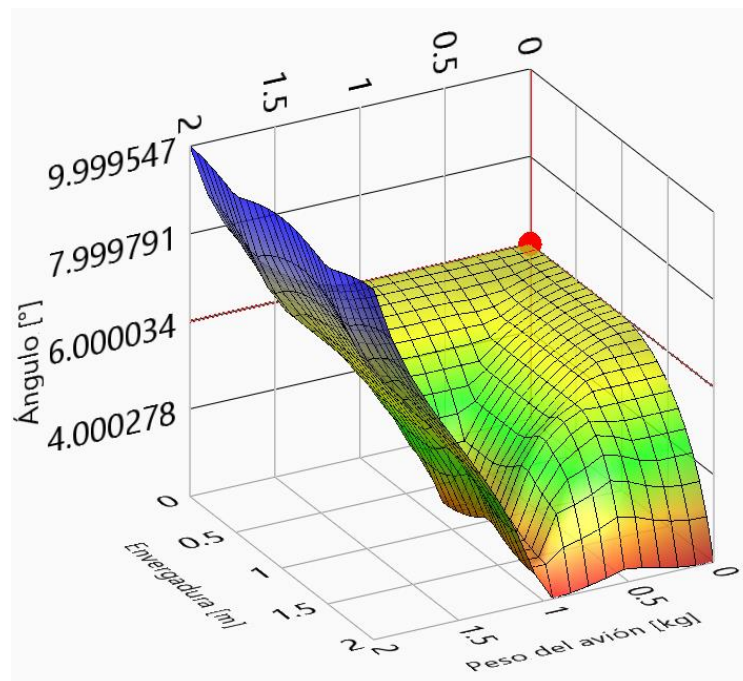


Figura 5.5 Envergadura y peso del avión contra ángulo de salida.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

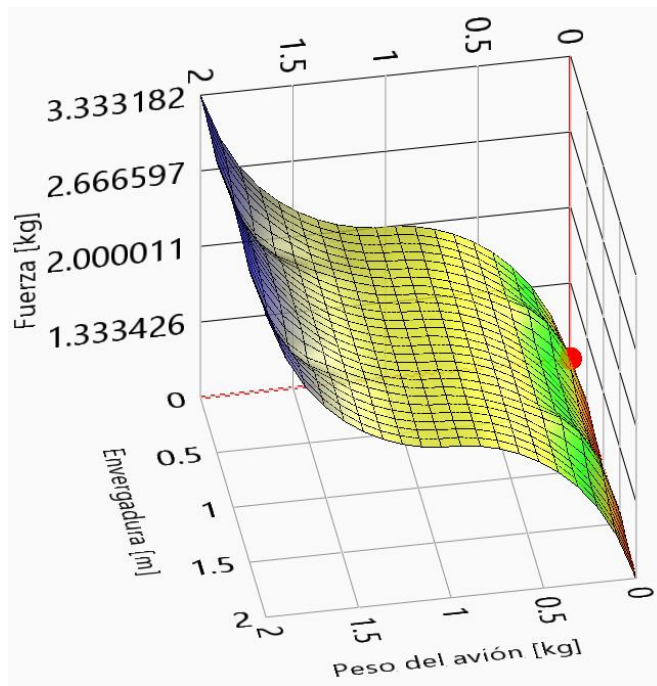


Figura 5.6 Envergadura y peso del avión contra fuerza de salida.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

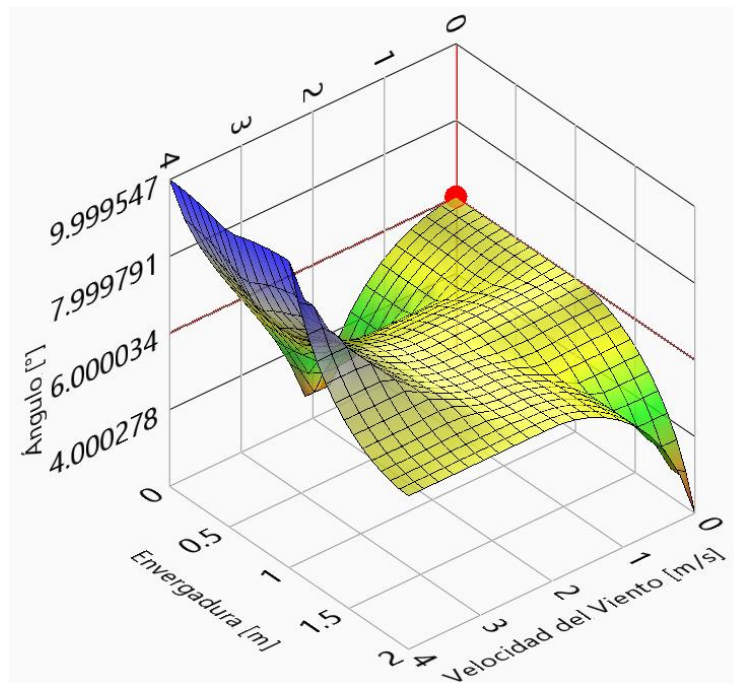


Figura 5.7 Envergadura y velocidad del viento contra ángulo de salida.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

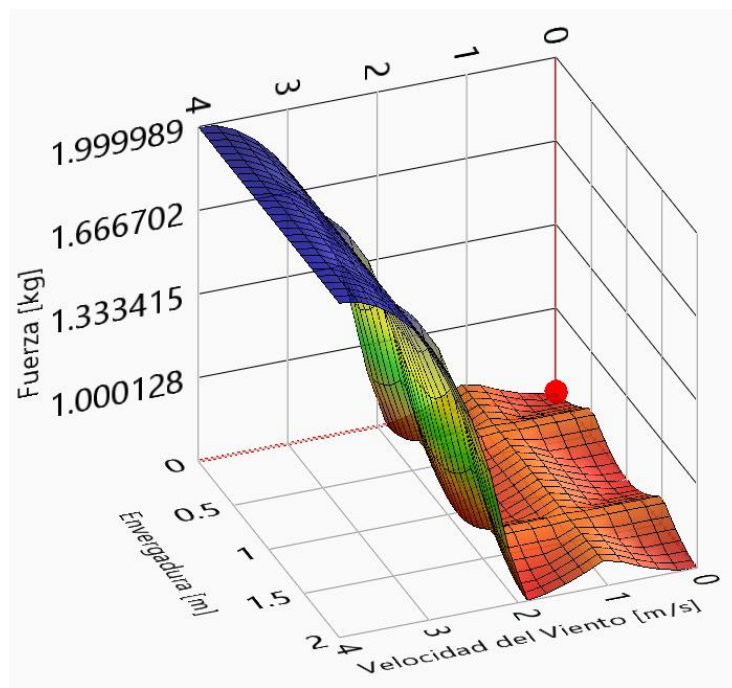


Figura 5.8 Envergadura y velocidad del viento contra fuerza de salida.
 Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

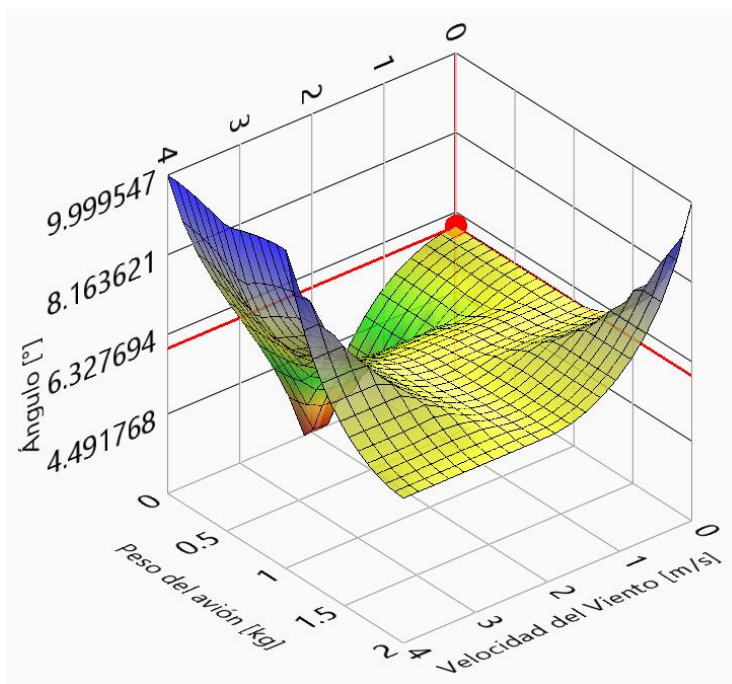


Figura 5.9 Peso del avión y velocidad del viento contra ángulo de salida.
 Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

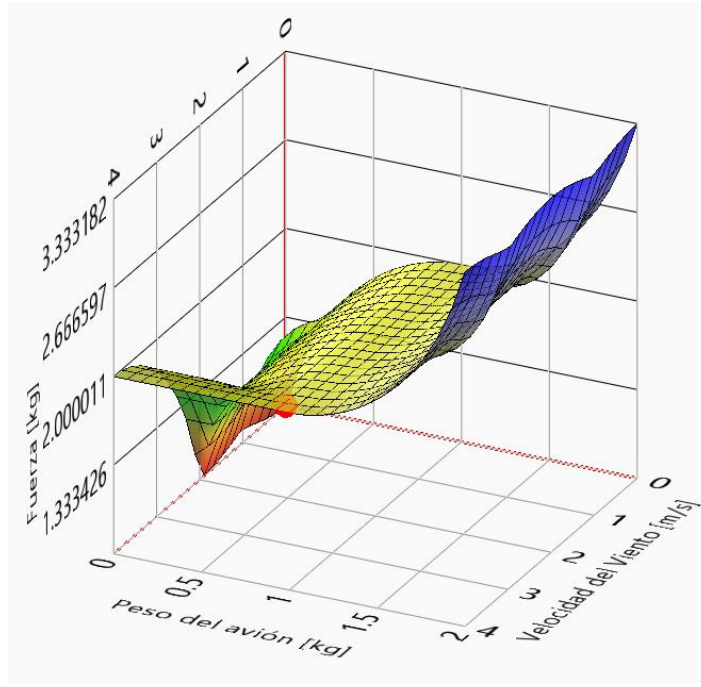


Figura 5.10 Peso del avión y velocidad del viento contra fuerza de salida.
 Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

Para la validación del sistema difuso, se tomaron 3 modelos de aviones de la Tabla 2, los cuales son el Skysurfer EPO-Glider, Walkera E-Eyes, y HobbyKing Invictus EF-1. Se ingresaron los datos de peso y envergadura de cada uno, y se fue variando la magnitud del viento, todos los datos se registraron y se exportaron a Matlab® para obtener las gráficas del comportamiento de las variables de ángulo de salida, fuerza, velocidad de salida, incremento en “x” e incremento en “y”, contra la velocidad del viento, se muestran en las figuras 5.11 a la 5.15.

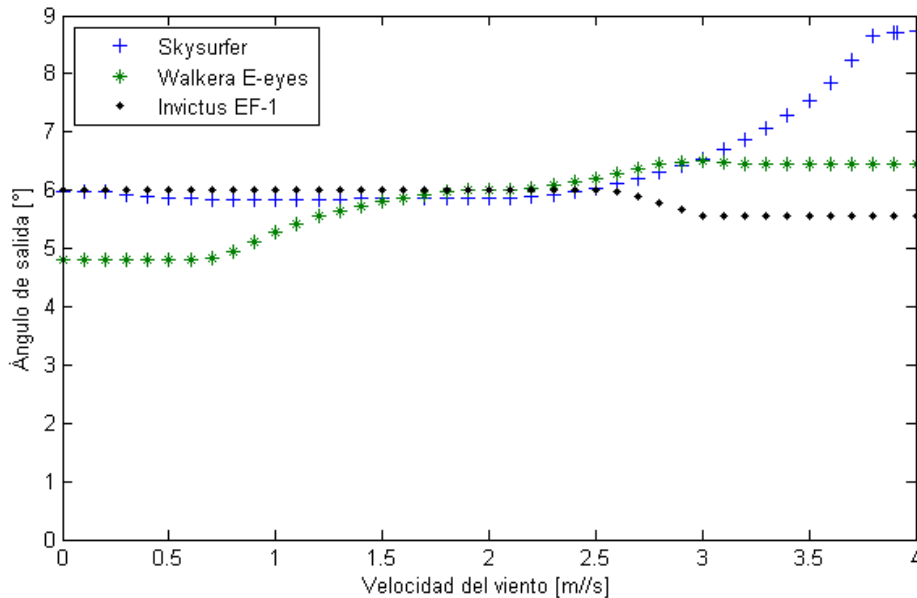


Figura 5.11 Ángulo de salida contra velocidad del viento.
 Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Matlab® 2013), 2014.

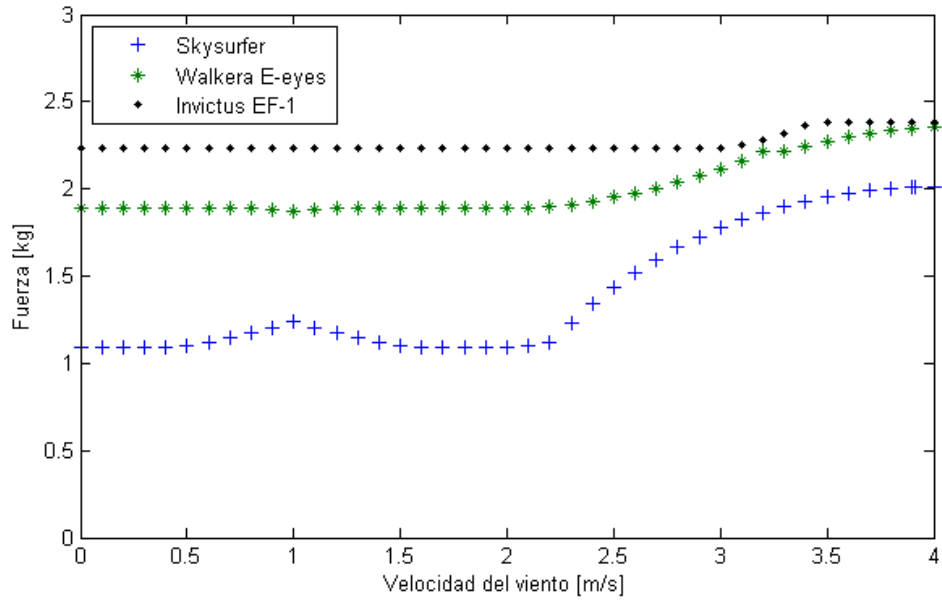


Figura 5.12 Fuerza contra velocidad del viento.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (*Matlab® 2013*), 2014.

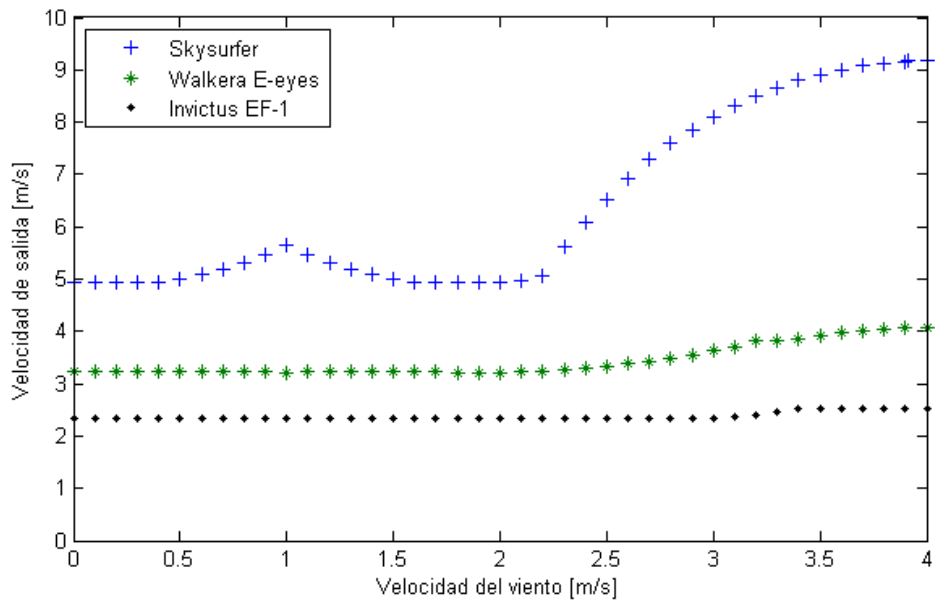


Figura 5.13 Velocidad de salida contra velocidad del viento.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (*Matlab® 2013*), 2014.

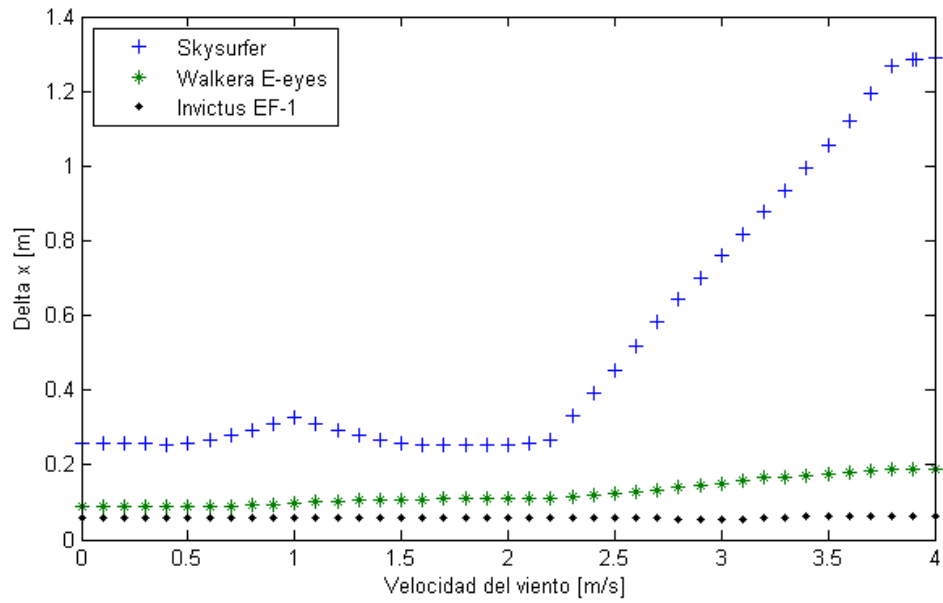


Figura 5.14 Delta x contra velocidad del viento.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (*Matlab*® 2013), 2014.

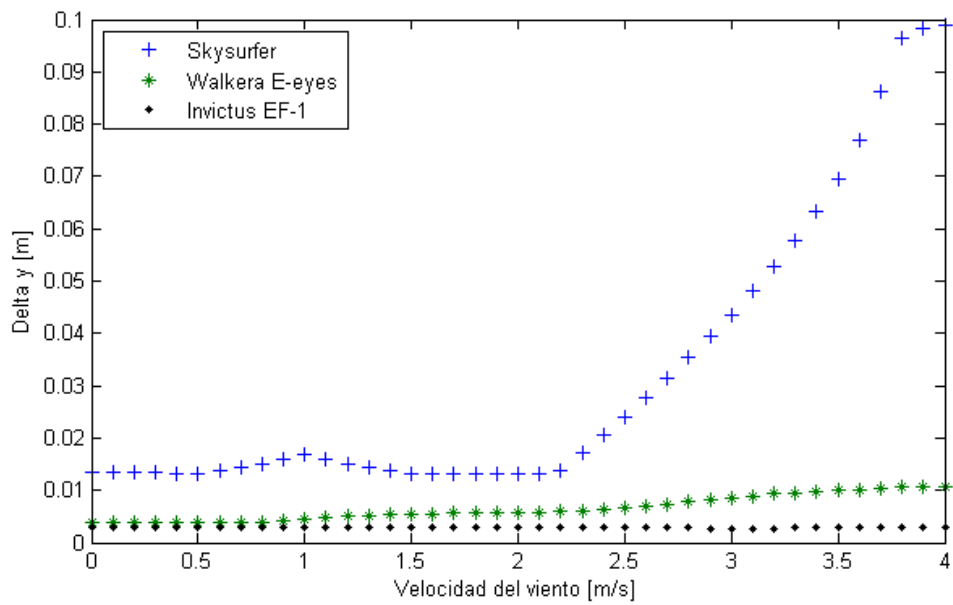


Figura 5.15 Delta y contra velocidad del viento.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (*Matlab*® 2013), 2014.

5.2 Simulación de la lanzadera

Utilizando el ensamble de la figura 4.15, se realizó un estudio de movimiento en SolidWorks® 2013 para verificar que la lanzadera se posiciona en los ángulos que el sistema difuso determina.

Se le agrego un motor para simular el desplazamiento angular, y se acotó a que la rotación fuera hasta 12° , esto fue para analizar el correcto funcionamiento del mecanismo durante el movimiento. En las siguientes figuras se muestra la animación de la lanzadera, indicando su desplazamiento angular en cada figura.

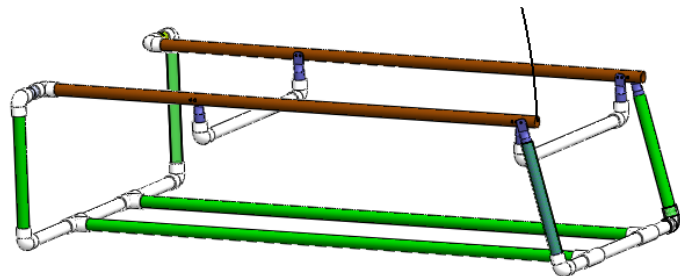
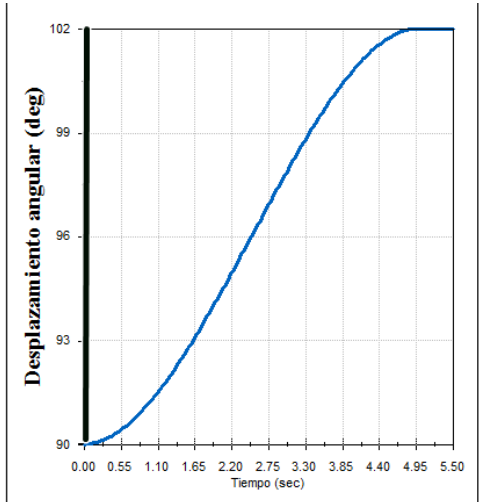


Figura 5.16 Lanzadera a 0° .

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

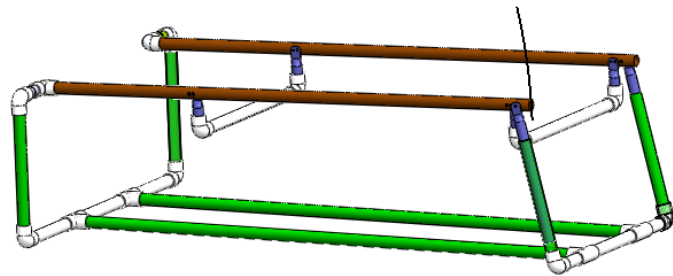
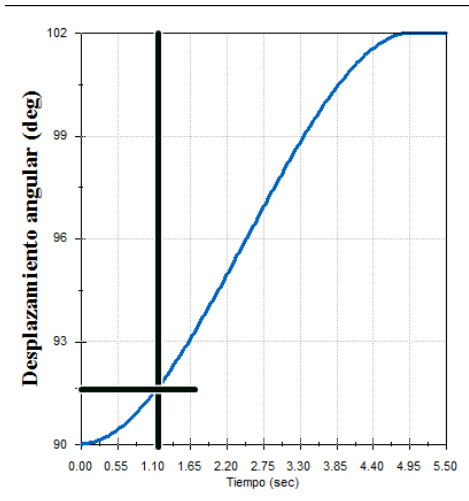


Figura 5.17 Lanzadera a 1.5° .

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

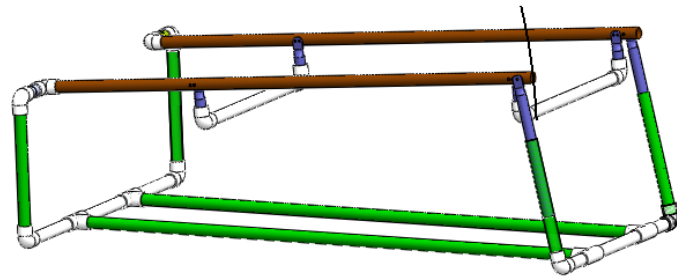
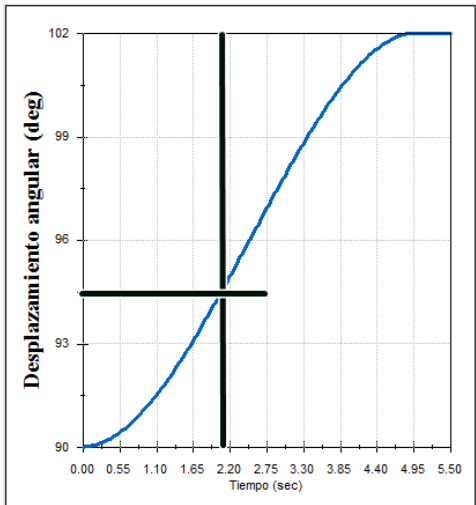


Figura 5.18 Lanzadera a 4.5°.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

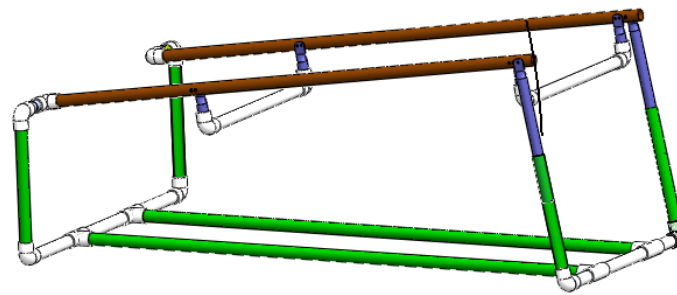
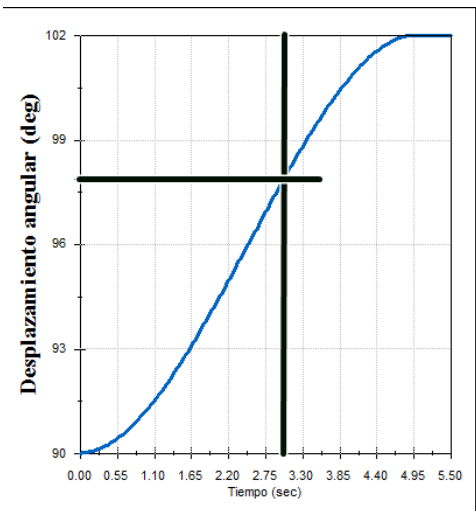


Figura 5.19 Lanzadera a 8°.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

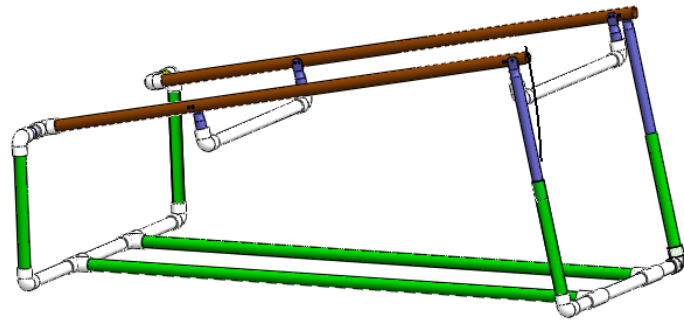
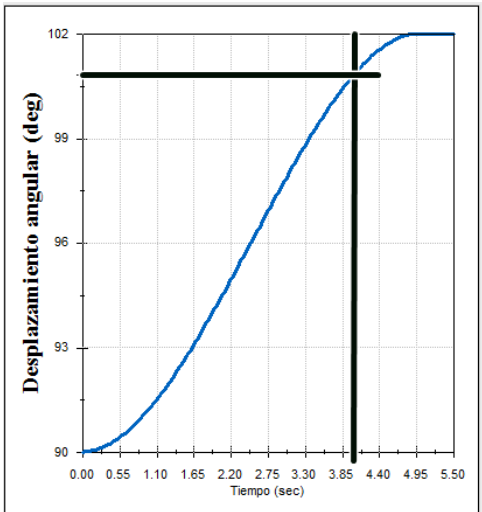


Figura 5.20 Lanzadera a 11°.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

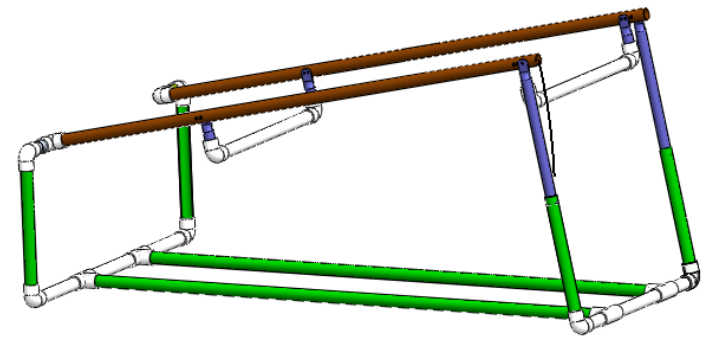
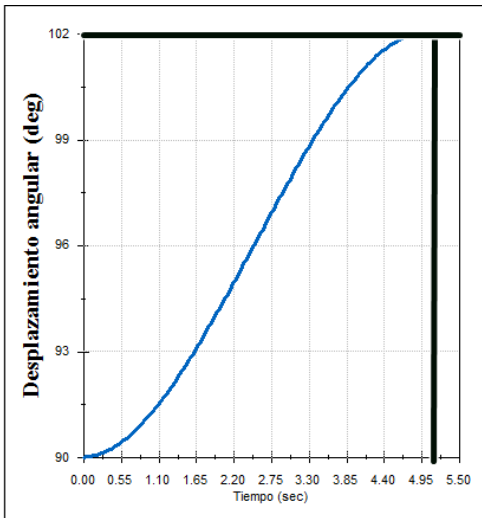


Figura 5.21 Lanzadera a 12°.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (SolidWorks® 2013), 2014.

6 RESULTADOS Y CONCLUSIONES

6.1 Resultados del sistema difuso con la lanzadera

Se observó que el sistema difuso da resultados de acuerdo a lo esperado en el diseño. Analizando las gráficas de las figuras 5.11 a 5.13, se muestra que entre más pesado es el avión y si el viento aumenta, el ángulo se disminuye para reducir la componente del peso en el eje del desplazamiento, en cambio si el peso está hasta el rango de mediano, el ángulo puede incrementarse para generar mayor levantamiento.

Si el peso aumenta es necesario aumentar la fuerza aplicada para que el avión pueda subir por la lanzadera, si el viento aumenta también se debe de incrementar la fuerza para generar mayor levantamiento ya que la fuerza se relaciona con la velocidad de salida.

Para el caso de la velocidad de salida se observa que entre mayor es la velocidad del viento, la primera aumenta, esto es correcto debido a que como se vio anteriormente, la velocidad importante para el UAV es la velocidad relativa de vuelo. También se nota que la velocidad de salida se ve disminuida en función del peso del avión.

Para los valores de altura máxima después de dejar la lanzadera y su respectivo desplazamiento en el eje horizontal, se observa que el incremento es mínimo, en parte se debe a que el ángulo de salida es muy pequeño y por lo tanto era de esperarse que su altura no se incrementará tanto, además la velocidad con la que salen los aviones no es tan grande como para conseguir mayores desplazamientos.

En este trabajo como primera propuesta, no se considera la resistencia del viento ni las propiedades aerodinámicas de los aviones para el cálculo de la trayectoria que sigue al dejar la lanzadera.

La lanzadera cumple con los requerimientos propuestos en este trabajo, su peso es de aproximadamente 4.3 [kg] considerando que el material sea PVC, lo cual facilita su transporte ya que no es muy pesado, además al utilizar los tubos y sus uniones resulta sencillo desensamblar la estructura.

Se observa que el mecanismo de la lanzadera consigue llegar a todas las posiciones para las que fue diseñado, y que en ningún momento existe alguna interferencia entre sus componentes.

6.2 Conclusiones

El sistema difuso implementado en LabVIEW® ofrece información valiosa para determinar el posicionamiento y condiciones en que debe despegar un UAV, ya que despliega la información de forma amigable al usuario relacionado con UAVs sin mucha experiencia en despegue, además que deja abierta la posibilidad de utilizar los valores de salida en un sistema automático que realice el posicionamiento de la lanzadera de acuerdo a determinadas condiciones de entrada.

Analizando los resultados de la simulación del sistema difuso, en particular los de velocidad de salida, se observa que disminuye considerablemente conforme el peso del avión crece, y a pesar de que la fuerza aplicada aumente, parece que no es suficiente como para incrementar de forma considerable su velocidad, por lo cual para aviones más pesados se podría proponer que su motor comenzará a trabajar desde el inicio del movimiento por la lanzadera, esto para no cambiar el resorte utilizado, aunque dicho cambio, resulta ser otra opción para tratar de aumentar la velocidad de salida. El incremento de la velocidad de salida, también tendría impacto en la trayectoria a seguir del UAV, ya que se incrementaría la distancia a la cual podría planear, con lo cual aumenta el tiempo de respuesta para encender el motor del UAV en caso de iniciar apagado.

El primer diseño de prototipo de lanzadera cumple con los requerimientos mínimos para probar el sistema difuso, y al ser de tubos de PVC permitirá que en caso de romperse alguna pieza, sea posible reemplazarla de forma sencilla.

6.3 Presentación en foros académicos

Este trabajo, bajo el nombre de “Desarrollo de un sistema inteligente difuso para despegue de micro UAVs”, fue enviado para su presentación en el Congreso de Instrumentación SOMI XXIX a realizarse en Puerto Vallarta en octubre de 2014 (en prensa).

6.4 Trabajo a futuro

Construir la lanzadera y realizar pruebas con diferentes modelos de aviones sujetos a las condiciones de viento de la Ciudad de México, para validar y realizar ajustes al sistema difuso en caso de ser necesario.

Realizar otro sistema difuso que considere algunas de las variables que no se utilizaron en este trabajo, como son temperatura, humedad, largo del avión, y algunas otras que se identifiquen.

Explorar la posibilidad de ampliar su zona de trabajo, para que el sistema difuso pueda ser utilizado en diferentes zonas geográficas y con condiciones de viento diferentes a las de la Ciudad de México.

Explorar diseños diferentes de lanzadera que permita disminuir el número de piezas y se simplifique su ensamble, así como adecuar los materiales dependiendo de las características del movimiento. De igual forma se podría cambiar el medio de aplicarle la fuerza al UAV.

ANEXO I AERODINÁMICA

Número de Mach

Recibe su nombre del físico austriaco Ernst Mach (1838-1916), es la relación entre la velocidad real del fluido (o la de un objeto en el fluido en reposo) V y la velocidad del sonido en el mismo fluido en el mismo estado, $c = 346 [m/s]$ (Cengel & Cimbala, 2012):

$$Ma = \frac{V}{c} \quad (I.1)$$

Los regímenes de fluido se describen a menudo en términos del número de Mach del flujo. El flujo se llama sónico cuando $Ma = 1$, subsónico cuando $Ma < 1$, supersónico cuando $Ma > 1$, hipersónico cuando $Ma \gg 1$, y transónico cuando $Ma \cong 1$ (Cengel & Cimbala, 2012).

Viscosidad

Cuando dos capas de fluido se mueven una en relación con la otra, se desarrolla una fuerza de fricción entre ellas y la capa más lenta trata de desacelerar a la más rápida. Esta resistencia interna al flujo se cuantifica mediante la propiedad de viscosidad del fluido, la cual es una medida de la adherencia interna de este. La viscosidad es causada por las fuerzas de cohesión entre las moléculas, en lo líquidos, y por las colisiones moleculares en los gases (Cengel & Cimbala, 2012).

Flujo laminar y turbulento

Algunos flujos son suaves y ordenados en tanto que otros son considerados caóticos. El movimiento intensamente ordenado de un fluido, caracterizado por capas no alteradas de éste se conoce como laminar. El movimiento intensamente desordenado de un fluido, que es común se presente a velocidades altas y se caracteriza por fluctuaciones en la velocidad, se llama turbulento. El flujo de fluidos de baja viscosidad como el aire, a velocidades altas es por lo común turbulento (Cengel & Cimbala, 2012).

Número de Reynolds

La transición de flujo laminar a turbulento depende de la geometría, la rugosidad de la superficie, la velocidad del flujo, la temperatura de la superficie y el tipo de fluido, entre otros factores. Después de experimentos exhaustivos en la década de 1880, Osborne Reynolds descubrió que el régimen de flujo depende principalmente de la razón de fuerzas inerciales a fuerza viscosas en el fluido. Esta razón se llama número de Reynolds y se expresa como (Cengel & Cimbala, 2012):

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (I.2)$$

Donde:

ρ – densidad del fluido
 V – velocidad del fluido
 μ – viscosidad del fluido
 l – longitud característica

En aerodinámica, la longitud característica usualmente se toma como la cuerda del ala o la superficie de la cola. Números típicos de Reynolds son (Fahlstrom, 2012):

Tabla I.1 Números típicos de Reynolds

	Re
Aeronaves de aviación general	5 000 000
UAVs pequeños	400 000
Una gaviota	100 000
Una mariposa planeando	7 000

Fuente: Fahlstrom, P. (2012). *Introduction to UAV Systems* (4ta ed.). John Wiley & Sons Ltd.

Coefficientes aerodinámicos contra ángulo de ataque

La sección transversal de la superficie sustentadora (perfil alar) y sus coeficientes adimensionales C_d , C_l y C_m , se clasifican en un sistema estándar mantenido por la Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA) e identificados mediante un sistema de numeración. Las figuras I.1 - I.3, muestran la información para el perfil NASA 23021 de la base de datos de la NASA, como un ejemplo de la información disponible en algunos diseños de perfiles alares (Fahlstrom, 2012).

En la figura I.1 se muestra la sección transversal del perfil alar. Las coordenadas x (horizontal) e y (vertical) de la sección se dibujan como x/c e y/c , donde c es la cuerda del ala.

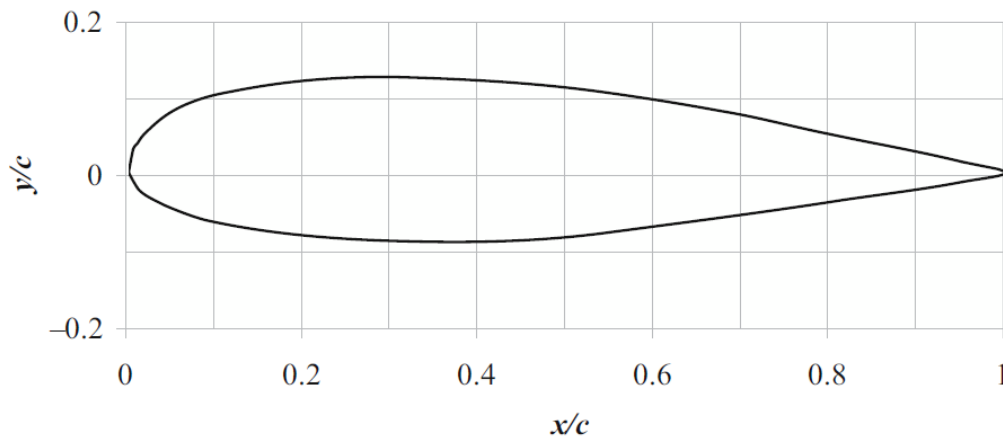


Figura I.1 Perfil alar NASA 23021

Fuente: Fahlstrom, P. (2012). *Introduction to UAV Systems* (4ta ed.). John Wiley & Sons Ltd.

La figura I.2 muestra dos curvas para cada coeficiente. Cada curva es para un número de Reynolds específico. La base de datos de la NASA contiene información para más de dos números de Reynolds, pero la figura I.2 reproduce solo $Re = 3.0 \times 10^6$ y $Re = 8.9 \times 10^6$.

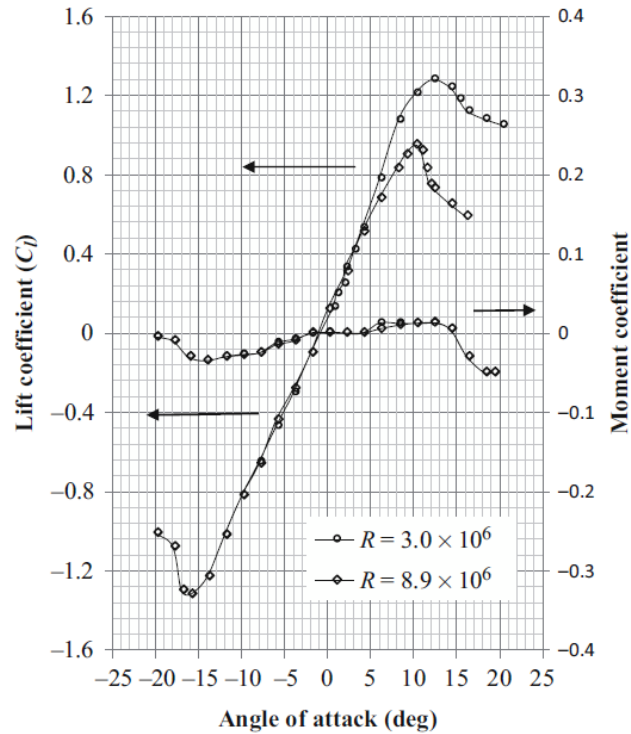


Figura I.2 Coeficientes del perfil alar NASA 23021 contra ángulo de ataque
 Fuente: Fahlstrom, P. (2012). *Introduction to UAV Systems* (4ta ed.). John Wiley & Sons Ltd.

La figura I.3 muestra al coeficiente de arrastre C_d y el coeficiente de momento C_m como una función del coeficiente de levantamiento C_l .

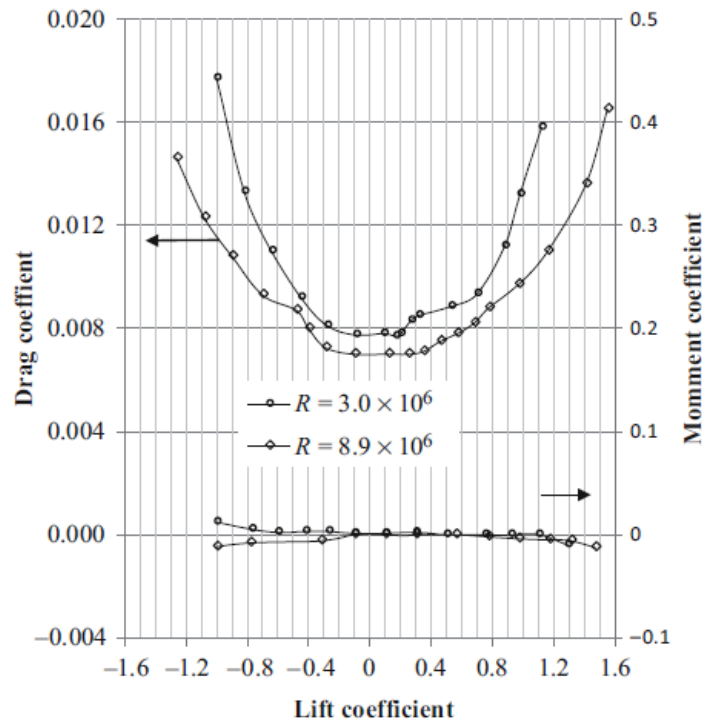


Figura I.3 Coeficientes de perfil alar NASA 23021 contra coeficiente de levantamiento
 Fuente: Fahlstrom, P. (2012). *Introduction to UAV Systems* (4ta ed.). John Wiley & Sons Ltd.

Como se observa en las figuras I.2 e I.3, el valor que toman los coeficientes aerodinámicos cambia dependiendo del número de Reynolds y la misma variación entre ellos, y no hay funciones analíticas que determinen sus valores.

ANEXO II LÓGICA DIFUSA (Ross, 2004)

Variables lingüísticas

Son las variables de entrada o salida de un sistema cuyos valores son enunciados de lenguaje natural, en lugar de valores numéricos. Se componen de: 1) un universo de discurso, 2) conjuntos difusos y 3) funciones de membresía. También son llamadas variables difusas.

Universo de discurso

Es el rango de valores que puede tomar la variable difusa. Por ejemplo, la temperatura que debe tener el agua para que una persona se bañe 0 [°C] a 45 [°C].

Conjunto difuso

Se refiere a los términos lingüísticos asociados a la variable difusa. Por ejemplo, temperatura baja, mediana y alta.

Grado de membresía

Es un valor numérico que va de 0 a 1, que representa que tanto pertenece un cierto elemento a un conjunto difuso, el 1 representa el mayor grado de membresía.

Función de membresía

Es una representación matemática del grado de membresía de un conjunto, se denota por $\mu(x)$, donde x es el valor de la variable difusa y $\mu(x)$ es el grado de membresía correspondiente al valor x . Los tipos de funciones de membresía más usados son (fig. II.):

- Triangular
- Trapezoidal
- Singleton
- Gaussiana
- Lineal a pedazos

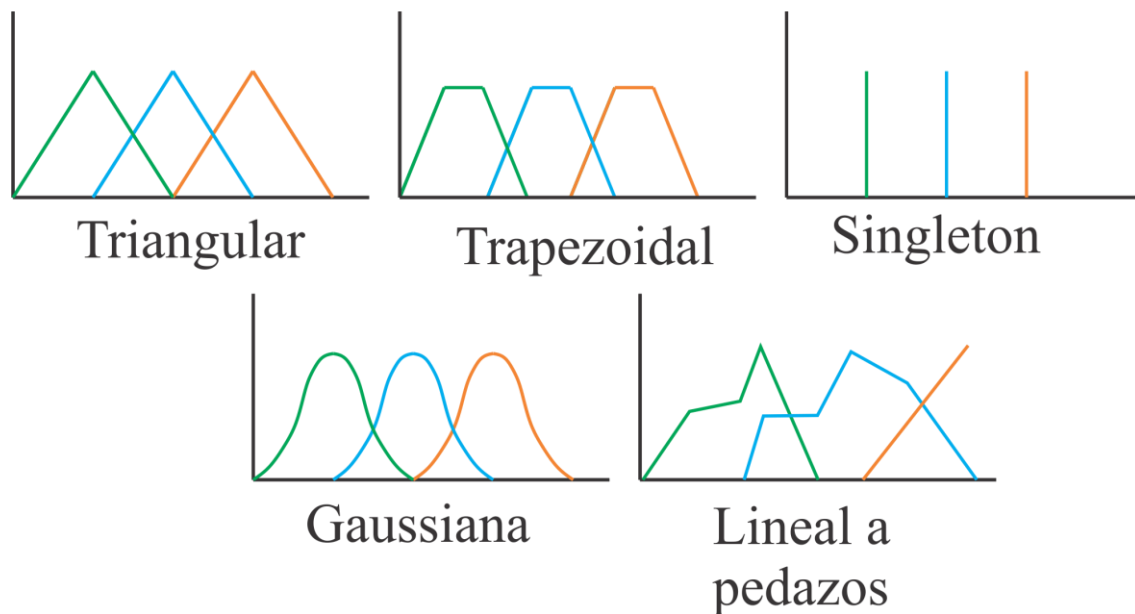


Figura II.1 Diferentes tipos de funciones de membresía
 Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (CorelDRAW X6®), 2014.

Operadores de conjuntos difusos

Las operaciones con conjuntos difusos son diferentes a las de los conjuntos que no lo son, conjuntos clásicos. Se tienen los conjuntos A y B en el universo X con un elemento x , con $\mu_A(x)$ y $\mu_B(x)$ el grado de membresía del elemento x en el conjunto A y B , respectivamente, se definen las operaciones de unión (\cup, OR, \vee) (fig. II.2), intersección (\cap, AND, \wedge) (fig. II.3) y complemento (NOT) (fig. II.4) como:

$$\mu_{A \cup B}(x) = \max(\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (\text{II.1})$$

$$\mu_{A \cap B}(x) = \min(\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (\text{II.2})$$

$$\mu_{\bar{A}}(x) = 1 - \mu_A \quad (\text{II.3})$$

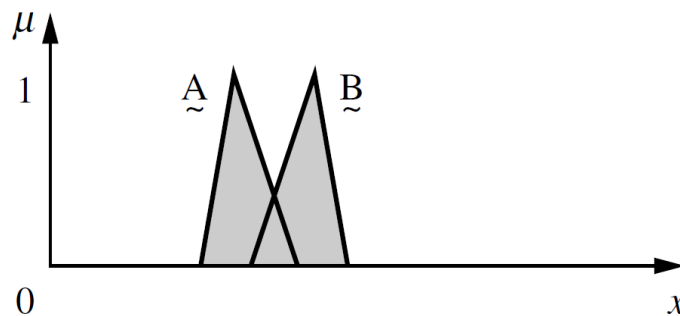


Figura II.2 Unión de los conjuntos difusos A y B .
 Fuente: Ross, T. J. (2004). *Fuzzy Logic with Engineering Applications* (2da ed.). John Wiley & Sons Ltd.

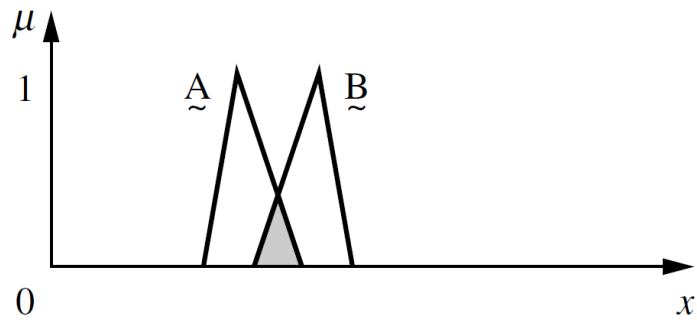


Figura II.3 Intersección de los conjuntos difusos A y B.

Fuente: Ross, T. J. (2004). *Fuzzy Logic with Engineering Applications* (2da ed.). John Wiley & Sons Ltd.

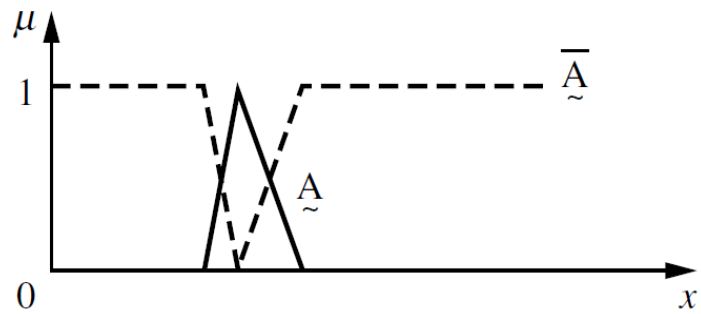


Figura II.4 Complemento del conjunto difuso A

Fuente: Ross, T. J. (2004). *Fuzzy Logic with Engineering Applications* (2da ed.). John Wiley & Sons Ltd.

ANEXO III CONSIDERACIONES DE DISEÑO

VARIABLES DE ENTRADA Y SALIDA DEL SISTEMA DIFUSO

Retomando lo visto en la sección 3.2.3, se observó que existen muchos factores que afectan el vuelo de un UAV: aquellos asociados al objeto, a su movimiento a través del aire y con las propiedades del aire.

Los factores asociados al objeto incluyen el perfil alar, superficie alar, envergadura, largo, peso y coeficientes aerodinámicos. El fabricante sólo nos proporciona envergadura, largo, peso y, en algunos casos, superficie alar; en caso de que no se proporcionen estas cantidades en sus hojas de datos, resulta sencillo cuantificarlas. Para el caso de perfil alar y los coeficientes aerodinámicos, no siempre son datos conocidos y para determinarlos se requiere realizar una gran cantidad de experimentos a diferentes condiciones para determinarlos. A partir de estas observaciones, y para realizar una primera aproximación, se decidió tomar en cuenta solo el peso y la envergadura, ya que se pueden cuantificar de forma sencilla.

Para el caso de los factores debidos al movimiento de la aeronave en el aire, se observa que este se ve afectado por la velocidad del viento y la inclinación entre ambos. En el instante del despegue es importante considerar estas variables, ya que si no son las adecuadas se fracasará en esta maniobra. Por lo tanto es importante conocer la velocidad del viento y su dirección, así como la inclinación o ángulo entre la trayectoria del UAV y el viento.

Los factores asociados con las propiedades del aire son la masa del flujo, viscosidad y compresibilidad del aire, los cuales se deben medir al momento ya que no son constantes, esto implicaría instrumentar al UAV para que brinde esta información en tiempo real. Para este trabajo no se considera la instrumentación del UAV, por lo cual estos parámetros no serán tomados en cuenta.

A partir del análisis hecho, se decidió tomar como entradas el peso y la envergadura del UAV, ya que son datos característicos de cada uno de ellos y se pretende que la lanzadera trabaje con diferentes modelos; de igual forma se tomará como entrada la velocidad del viento, ya que es una cantidad variable que afecta el despegue del UAV. Para las variables de salida se eligió ángulo de salida ya que la elección adecuada de esta variable incrementa el levantamiento al momento del despegue; la otra variable de salida es la fuerza aplicada porque es necesario hacer que el UAV deje la lanzadera con una cierta velocidad que favorezca el despegue.

Se decidió tomar 3 conjuntos difusos para cada variable, debido a que, para todos los casos, resulta común referirse a dichas cantidades solamente como grande, mediano y pequeño. Por tratarse de la primera propuesta se decidió que las funciones de membresía fueran triangulares, ya que por el momento no se poseen elementos suficientes para proponer alguna forma diferente.

Proceso de diseño de la estructura

Analizando las lanzaderas encontradas, se encontró que ninguna conseguía cambiar el ángulo de salida y la fuerza aplicada, por lo cual fue necesario proponer una configuración que permitiera hacer dichos cambios para poder validar el sistema difuso. En las siguientes figuras se muestran las propuestas de estructuras.

La primer propuesta consiste en un par de barras paralelas que sirven de apoyo para las alas de los aviones, sostenidas en la parte delantera por otras barras libres que permiten cambiar el ángulo de salida desplazándolas hacia delante o hacia atrás, el problema que se encontró fue que para las posiciones más bajas la estructura se alargaba demasiado, además por la configuración, se podía flexionar fácilmente, fig. III.1.

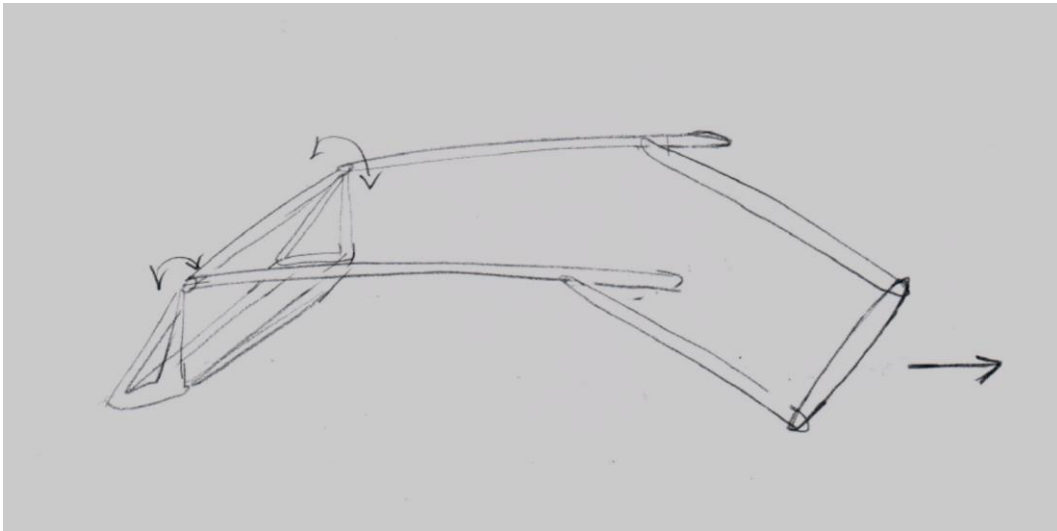


Figura III.1 Primer diseño de lanzadera.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla, 2014.

Se propone un diseño similar al anterior, solo que esta vez las barras que se desplazan para ajustar el ángulo pasan por una corredera, lo cual hace que el sistema posea un tamaño definido, pero aun así se tiene el problema de la flexión en posiciones angulares pequeñas, fig. III.2.

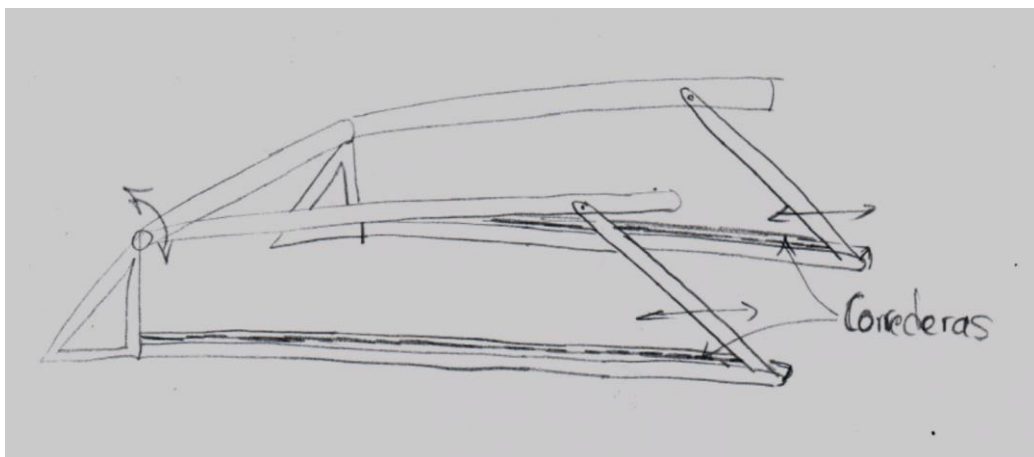


Figura III.2 Diseño de lanzadera con corredera.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla, 2014.

El diseño consiste en un riel sobre el cual se monta un carro que sostendrá al UAV, las barras delanteras sirven de apoyo y se pueden desplazar hacia los lados para aumentar o disminuir el ángulo de salida. El inconveniente es la manufactura del sistema, ya que el diseño del riel y el carro es muy importante para que no exista interferencia entre ambos elementos, fig. III.3.

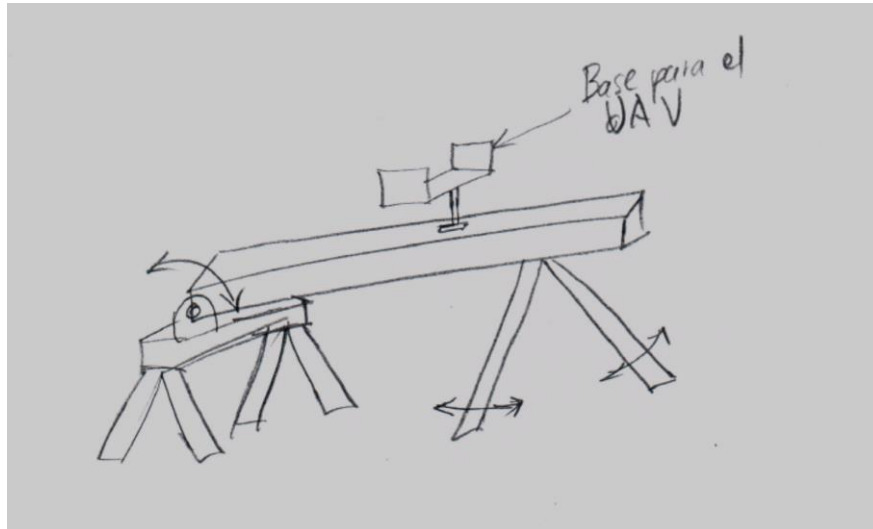


Figura III.3 Diseño de lanzadera con carro.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla, 2014.

Este diseño es similar a los 2 primeros, pero se modifica la forma en que se cambia el ángulo de salida, se propone utilizar una configuración similar a la de un bastón ajustable para que no sea necesario aumentar el tamaño del sistema, de esta forma un tubo de un determinado diámetro contiene dentro de él a otro de menor tamaño que pueda moverse para cambiar el ángulo. El inconveniente es que de la forma en que se dibujó, el sistema se atora, fig. III.4.

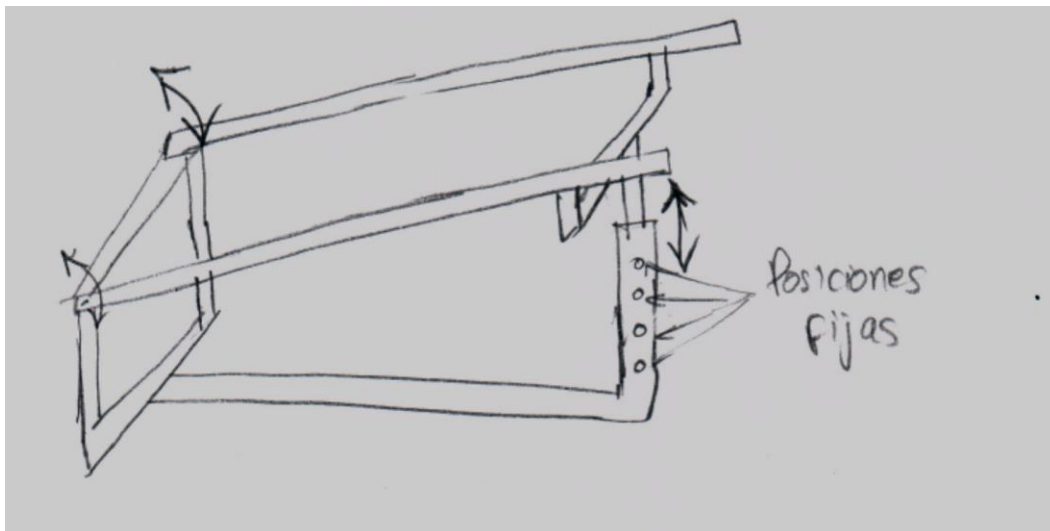


Figura III.4 Diseño de lanzadera con mecanismo de bastón.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla, 2014.

El sistema siguiente es casi igual al anterior, pero solucionando el problema de que se atoraba, aumentándole un elemento que permita girar a las barras delanteras y así se puedan alcanzar las posiciones angulares deseadas. De igual forma se observó que era necesario dejar la parte posterior de la estructura libre para que no interfiera con alguna parte de los UAVs, fig. III.5.

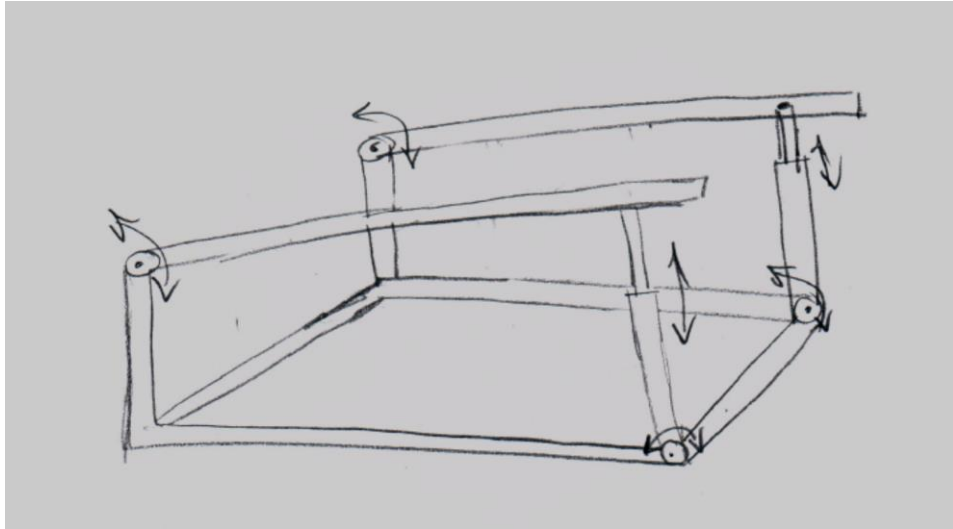


Figura III.5 Diseño final de la lanzadera.
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla, 2014.

Selección de resorte

Para suministrar la fuerza se plantearon diferentes opciones.

Una propuesta fue utilizar ligas deportivas, ya que son relativamente sencillas de encontrar, el inconveniente fue que no se encontraron especificaciones suficientes como para poder elegir un tipo en específico que cumpliera con los requisitos del sistema difuso.

En el estudio del estado del arte se encontró una lanzadera que utilizaba un arco para lanzar los aviones, por lo que se buscaron cuerdas para arco, y se encontraron de diferentes tensiones, el problema fue que no convenía utilizar la cuerda sola, ya que su deformación no es tan grande y al tratar de deformarla se podría flexionar la estructura de la lanzadera, tal como lo hace un arco cuando se va a disparar una flecha, además el modelo matemático resultaba un tanto más complejo para obtener la relación de fuerza contra deformación.



Figura III.6 Cuerda de arco.

Fuente: (9 de mayo de 2014), Obtenido de: <http://tecnicasarchery.site90.net/fabrica/cuerda.jpg>.

Los resortes metálicos también fueron considerados para utilizarse, pero se descartaron debido a que su deformación máxima llega a ser hasta un 40% de su longitud original, por lo que la carrera del UAV se podría llegar a ver reducida, y la longitud del resorte debería de aumentar, fue por esto que se descartó.



Figura III.6 Resortes metálicos.

Fuente: (9 de mayo de 2014), Obtenido de: <http://www.resortesdepalma.com.ar/imagenes/resortesdecompresion.JPG>.

Se encontraron bandas de la empresa THERA-BAND®, las cuales se utilizan para rehabilitación, en su página electrónica se encontró la tabla 4, la cual contiene de forma detallada la fuerza necesaria para deformar las bandas, esto lo proporciona para diferentes tipos de ellas. Gracias a esto es posible determinar la constante del resorte para utilizarlo en el modelo matemático y así realizar una simulación.



Figura III.7 Bandas THERA-BAND.

Fuente: (9 de mayo de 2014), Obtenido de: http://img.medicaexpo.es/images_me/photo-g/bandas-elasticas-ejercicios-70340-113223.jpg.

ANEXO IV PROGRAMA EN LABVIEW®

Para la validación del sistema se utilizó el toolkit “PID and Fuzzy Logic” de LabVIEW 2013®, utilizando el “Fuzzy System Designer”. Se crearon las variables difusas de entrada y de salida indicando el nombre de la variable difusa, su universo de discurso, los conjuntos difusos que las componen y el nombre de cada uno de ellos, el tipo de función de membresía y se le asignó un color diferente a cada conjunto para distinguirlos entre sí, esto se realizó para todas las variables de entrada y salida (fig. IV.1).

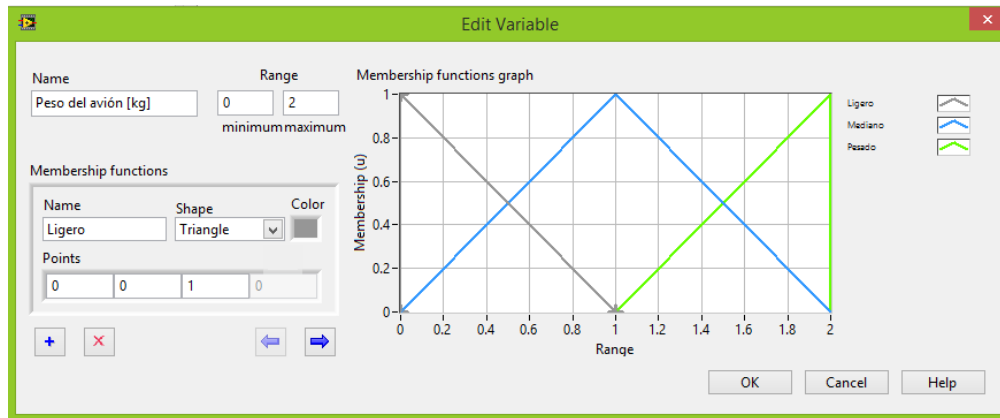


Figura IV.1 Ejemplo de creación de la variable difusa Peso del avión.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

Después se transcribieron las reglas definidas en la Tabla 3, se seleccionó el método de defuzzificación de centroide de área, el conector de la parte antecedente de las reglas AND, y la operación min para la implicación de la parte consecuente de cada regla, dichos parámetros coinciden con lo establecido en el diseño al proponer utilizar la inferencia de Mamdani del tipo max-min, y el método de defuzzificación del centroide del área (fig. IV.2).

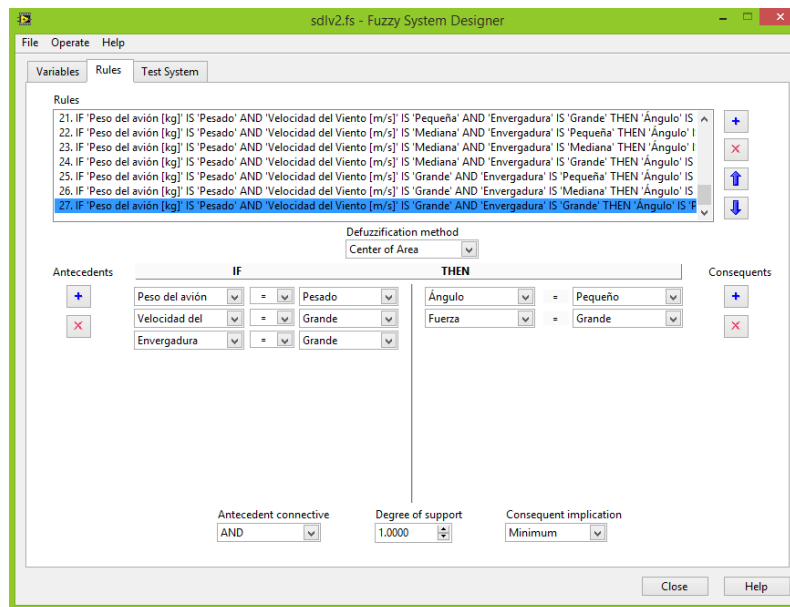


Figura IV.2 Reglas difusas

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

Para obtener las superficies donde se relacionan las variables de entrada con las de salida, se utilizó la pestaña Test System, donde se modificaron las variables de entrada y las de salida, para obtener todas las superficies que describen el comportamiento del sistema (fig. IV.3).

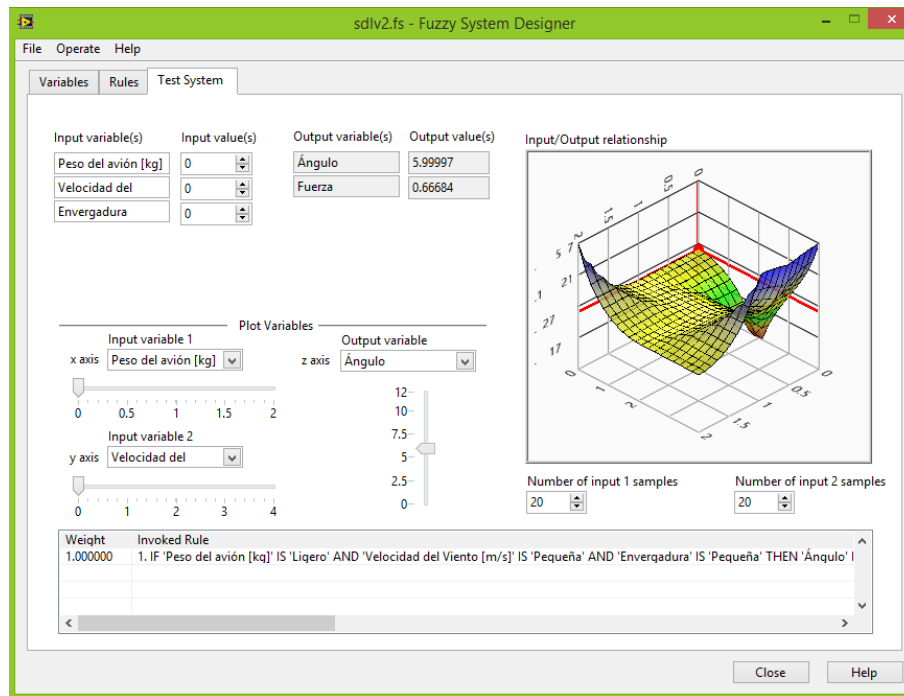


Figura IV.3 Generación de superficies de salidas contra entradas.

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

Se creó una arquitectura de un *VI general* en LabVIEW®, que permitiera ingresar las variables difusas de entrada, así como visualizar el valor de las variables difusas de salida. Se implementó el modelo matemático que describe la velocidad de un UAV al dejar la lanzadera, ec. (4.12), y de igual forma, se agregaron las ecuaciones (3.9) y (3.12) que indican la altura máxima que alcanza el UAV y el desplazamiento sobre el eje x en que alcanza dicha altura, en la figura IV.4 se muestra el diagrama de bloques del programa realizado.

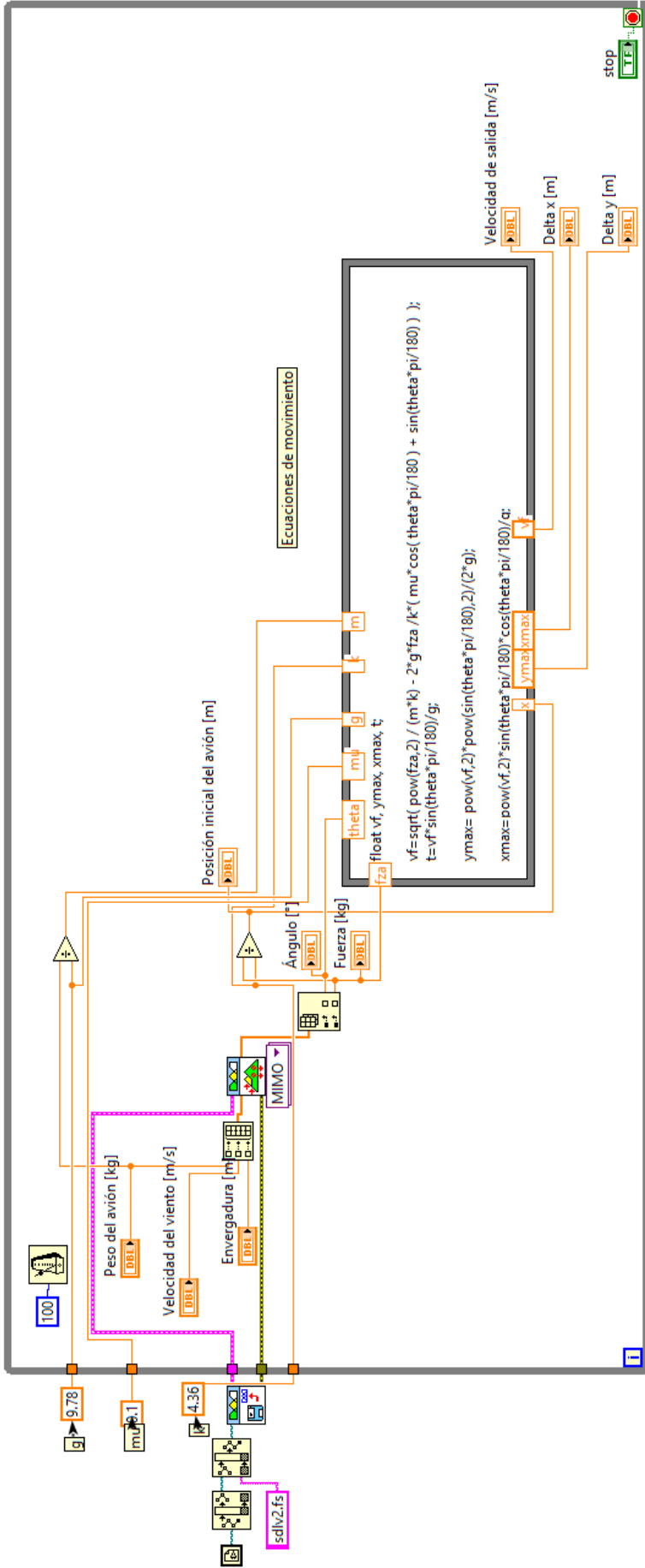


Figura IV.4 Diagrama de bloques
Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (Fuzzy System Designer LabVIEW® 2013), 2014.

Primero es necesario llamar el archivo .fis creado anteriormente, ya que en él se encuentra toda la información del sistema difuso, entradas, salidas y reglas (fig. IV.5).



Figura IV.5 Carga del sistema difuso

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (LabVIEW® 2013), 2014.

Se agregan como valores constantes los valores de la constante de gravitación en la Ciudad de México $g = 9.78 \left[\frac{m}{s^2} \right]$, el coeficiente de fricción $\mu = 0.1$ considerando pérdidas mínimas debido a la fricción, y $k = 4.36 \left[\frac{kg}{m} \right]$ la constante del resorte (fig. IV.6).

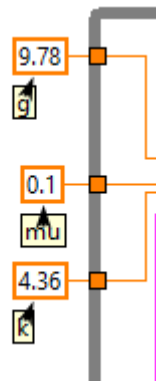


Figura IV.6 Constantes de ecuaciones de movimiento

Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (LabVIEW® 2013), 2014.

En el panel frontal, mostrado en la figura 5.1, se observa que las entradas son controles que permiten variar los valores que toma cada una de las variables, siempre dentro de su universo de discurso, y en la figura IV.7 se muestra su conexión con el sistema difuso, de igual forma se muestra la conexión de los indicadores de salida de las variables difusas de salida.

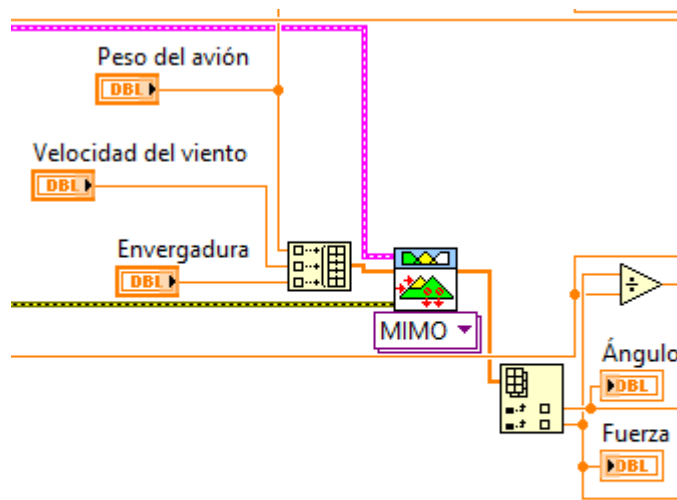


Figura IV.7 Entradas y salidas del sistema difuso
 Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (LabVIEW® 2013), 2014.

Por último, se muestra la implementación de las ecuaciones de movimiento del UAV, se encuentran en un bloque de ecuaciones por lo que fue necesario indicar el nombre de cada variable tanto de entrada como de salida. El resultado de las ecuaciones se despliega en el panel frontal, y sus valores corresponden a las variables de Velocidad de salida, Delta x e Delta y (fig. IV.8).

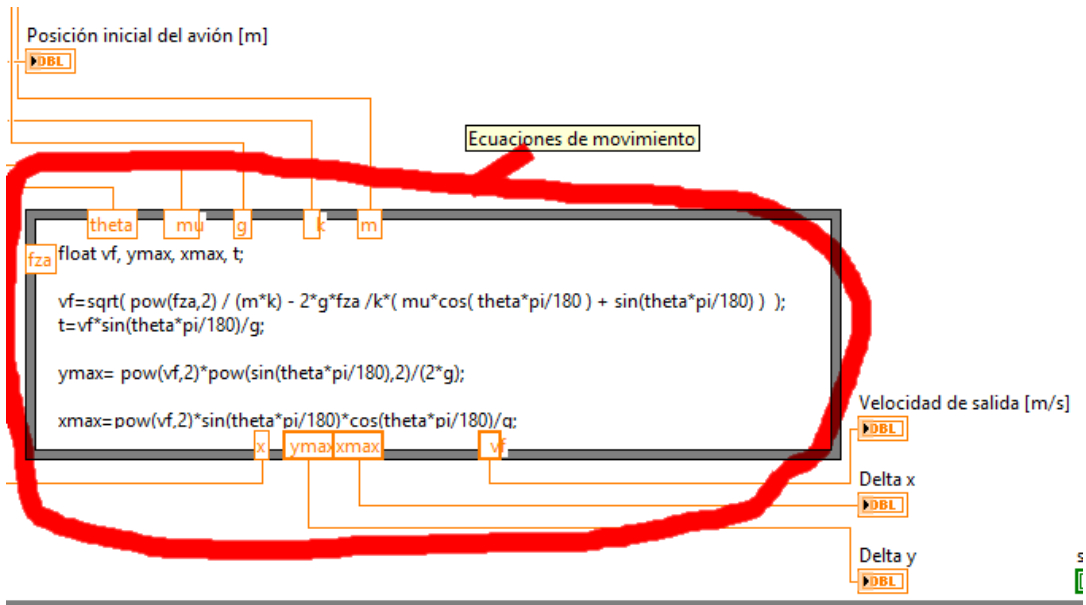


Figura IV.8 Bloque de ecuaciones de movimiento.
 Fuente: Luis Ángel Santamaría Padilla (LabVIEW® 2013), 2014.

REFERENCIAS

- Austin, R. (2010). *Unmanned Air Systems UAV Design, Development an Deployment*. John Wiley & Sons Ltd.
- Beer, F., & Johnston, R. (2010). *Mecánica Vectorial para Ingenieros: Dinámica* (9a ed.). Mc. Graw-Hill.
- Benson, T. (5 de abril de 2014). *Factors That Affect Lift*. Obtenido de NASA, Glenn Research Center: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/factors.html>
- Benson, T. (5 de abril de 2014). *Interactive Version of Relative Velocities: Ground Reference*. Obtenido de NASA, Glenn Research Center: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Animation/airrel/anrel.html>
- Benson, T. (5 de abril de 2014). *Relative Velocities: Ground Reference*. Obtenido de NASA, Glenn Research Center: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/move.html>
- Cengel, Y., & Cimbala, J. (2012). *Mecánica de Fluidos: Fundamentos y aplicaciones* (2da ed.). Mc. Graw-Hill.
- Delgado Peralta , M. (5 de abril de 2014). *Calidad del Aire en la Ciudad de México: Informe 2011*. Obtenido de Calidad del aire DF: http://www.calidadaire.df.gob.mx/calidadaire/informes/informe2011/descargas/informe_anual_2011_g_cap04clima.pdf
- Fahlstrom, P. (2012). *Introduction to UAV Systems* (4ta ed.). John Wiley & Sons Ltd.
- GAO. (2008). *Unmanned Aircraft Systems: Federal Actions Needed to Ensure Safety and Expand Their Potential Uses whitin the National Airspace System*. U. S. Government Accountability Office.
- hmelodesign. (5 de abril de 2014). *Lanzadera casera usando un arco*. Obtenido de Youtube: <https://www.youtube.com/watch?v=iJHaPQCfeqY>
- Hobbyking. (5 de abril de 2014). *Aviones de Aeromodelismo que entran en la categoría de micro UAVs*. Obtenido de Hobbyking.com: <http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/index.asp>
- Meggitt Defence Systems Ltd. (5 de abril de 2014). *Lanzadera MDS KEC*. Obtenido de Meggit Defence UK: http://www.meggittdefenceuk.com/PDF/KEC%20Launcher_2014%20Mod%201.pdf
- Meggitt Defence Systems Ltd. (5 de abril de 2014). *Lanzadera neumática MDS Hercules*. Obtenido de Military Systems Tech: http://www.militarysystems-tech.com/files/militarysystems/supplier_docs/MDSL%20HERCULES%20PNEUMATIC%20LAUNCHER.pdf

- Morris, W. (5 de abril de 2014). *Lanzadera casera con cuerda de bungee para aviones de radio control*. Obtenido de Youtube:
<https://www.youtube.com/watch?v=2GZYEK2Jnsw>
- Norton, R. (1999). *Design of Machinery: An Introduction to the Synthesis and Analysis of Mechanisms and Machines* (2da ed.). Mc. Graw-Hill.
- Ogata, K. (1987). *Dinámica de Sistemas*. Prentice-Hall.
- Robonic. (14 de abril de 2014). *Lanzadera MC0315*. Obtenido de Robonic UAV Launching Systems: <http://zen.yritysposti.com/wordpress/wp-content/uploads/2012/10/MC0315L.pdf>
- Ross, T. J. (2004). *Fuzzy Logic with Engineering Applications* (2da ed.). John Wiley & Sons Ltd.
- Sensintel. (5 de abril de 2014). *Lanzaderas neumáticas portables*. Obtenido de Sensintel:
<http://www.sensintel.com.php53-8.ord1-1.websitetestlink.com/UAV/launcher>
- Sivanandam, S. (2007). *Introduction to Fuzzy Logic using Matlab*. Springer.
- Suraj, G., & Mangesh, G. (2013). Review of Unmanned Aircraft System (UAS). *International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET)*, 1646-1658.
- THERA-BAND. (5 de abril de 2014). *Hoja de Especificaciones de Bandas Elásticas*. Obtenido de Thera-Band: www.thera-band.com/UserFiles/File/Fit_con_la_BANDA_ELASTICA.pdf
- UAV Factory. (5 de abril de 2014). *6kJ Portable Pneumatica Catapult*. Obtenido de UAV Factory: <http://www.uavfactory.com/product/21>
- UAV Factory. (5 de abril de 2014). *UAV Factory Car Top Launcher*. Obtenido de UAV Factory: <http://www.uavfactory.com/product/47>
- Universidad de Colorado. (5 de abril de 2014). *Lanzadera neumática para el avión Tempest*. Obtenido de Youtube:
<https://www.youtube.com/watch?v=V3ZvcWtxT5Y&feature=youtu.be>
- Valavanis, K. P. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.
- Widrow, B. (2014). *Intelligent Control: A Hybrid Approach Based on Fuzzy Logic, Neural Networks and Genetic Algorithms*. Springer.