



FACULTAD DE INGENIERIA Y ARQUITECTURA
ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERIA AERONÁUTICA

TESIS

**PROPUESTA DE IMPLEMENTACIÓN DE DISEÑO DE UN SISTEMA DE
BENGALAS PARA EVITAR LA ABSORCIÓN DE AVES POR UNA
TURBINA DE AVIACIÓN COMERCIAL**

PARA OPTAR EL TÍTULO PROFESIONAL DE INGENIERO AERONÁUTICO

PRESENTADO POR:

IAM MARLON SOTO GUZMAN

ASESOR:

ING. CIP FRANCISCO MADRID CISNEROS

LIMA – PERÚ, JUNIO 2018

DEDICATORIA

Dedico este proyecto de investigación de ingeniería aeronáutica, a mis padres, por ser el un pilar fundamental en todo lo que yo soy, en mi educación, académica y como de la vida, por su apoyo incondicional a través del tiempo.

Todo este trabajo ha sido posible gracias a ellos.

AGRADECIMIENTO

Quiero agradecer el presente trabajo a todos mis profesores por su gran dedicación y enseñanza brindada a este humilde alumno, agradecer sus buenos consejos siempre expuestos a cada inicio de ciclo; agradezco a mis amigos y también agradezco a la empresa SEMAN PERU, por haberme dado la oportunidad de hacer prácticas en sus talleres y facilidad de poder estudiar esta hermosa carrera. A mis hermanos, mi padre y a mi madre. Por último a mi asesor el profesor de proyecto de investigación Ing. Francisco Madrid Cisneros, por su visión crítica, rectitud y consejos profesionales, que han hecho posible este novedoso proyecto de investigación.

ÍNDICE DE CONTENIDO

CARÁTULA.....	I
DEDICATORIA.....	II
AGRADECIMIENTOS.....	III
ÍNDICE DE CONTENIDO.....	iv
ÍNDICE DE TABLAS Y FIGURAS	vii
ESTADÍSTICA.....	X
RESUMEN	xi
ABSTRACT	xii
INTRODUCCIÓN	xiii
CAPÍTULO I: PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	1
1.1. Descripción de la situación problemática	2
1.2. Formulación del problema	3
1.2.1. Problema principal.	3
1.2.2. Problemas secundarios.....	3
1.3. Objetivos de la investigación.....	3
1.3.1. Objetivos generales.	3
1.3.2. Objetivos específicos.	3
1.4. Hipótesis general.....	4
1.4.1 Hipótesis Específicas.....	4
1.4.2. Variable y definición operacional.....	4

1.5. Justificación de la investigación.	5
1.5.1. Importancia de la investigación.	5
1.5.2. Viabilidad de la investigación.	6
1.6. Limitaciones del estudio	6
CAPITULO II: MARCO TEÓRICO	8
2.1. Antecedentes de la investigación.	9
2.2. Bases teóricas.	21
2.3. Definición de términos básicos.	32
CAPITULO III: PROPUESTA DE DISEÑO	40
3.1. Propuesta de la investigación	41
CAPITULO IV: METODOLOGÍA DE LA INVESTIGACIÓN.....	42
4.1. Diseño metodológico de la investigación.....	43
4.1.1. Modelo aerodinámico del nuevo misil	55
4.1.2. Fuerzas que actúan sobre un misil en vuelo	84
4.1.3. Control tail / Control de la cola	85
4.1.4. Control de Canard.....	87
4.1.5. Control de ala.....	88
4.1.6. Controles no convencionales.	89
4.1.7. Químicos usados para darle color al humo de las bengalas para ahuyentar las aves de las turbinas.....	91
4.2. Técnicas de recolección de datos	97

4.3 Ecuaciones y programas.....	98
4.4 Aspectos éticos	99
CAPÍTULO V RESULTADOS	100
5.1 Resultados	101
CAPÍTULO VI DISCUSIÓN.....	105
6.1 Discusión.....	106
Conclusiones.....	108
Recomendaciones.....	109
Bibliografía.....	110
Anexos	112

Índice de tablas y figuras

Figura 1. Estructura del comita nacional cubano y peligro aviario y fauna silvestre.....	10
Figura 2. Gestión del control de peligro aviario y fauna en el Ecuador.....	13
Figura 3. Programa nacional de limitación de fauna en aeropuertos.....	17
Figura 4. Programa nacional de limitación de fauna en aeropuertos.....	17
Figura 5. Disparo de misil	23
Figura 6. Disparo de misil.....	23
Figura 7. Drone.....	26
Figura 8. Logo.....	27
Figura 9. Rapaces para ahuyentar a las aves que interfieren en los vuelos.....	32
Figura 10. Vista de la instalación del sistema de bengala.	46
Figura 11. Vista de la bengala.....	47
Figura 12. Proyección de instalación del misil.....	48
Figura 13. Misil ATGM	50
Figura 14. Referencias de la estructura	51
Figura 15. Diseño del misil.....	55
Figure 16 - Coeficientes estáticos del plano de paso	61
Figura 17 - Trazos de velocidad para vuelos libres con diferentes ángulos de inclinación inicial.....	63
Figura 18 - fuerza aerodinámica y momento derivados.....	65

Figura 19 - deflexiones de superficie de control en caso de prueba.....	66
Figura 20 - ángulos de viento en caso de prueba estudiada.....	67
Figura 21 - Comparación de modelos aerodinámicos.....	69
Figura 22 - Respuesta del modelo implícito con incógnitas iniciales.....	72
Figura 23 - Respuesta del modelo explícita con incógnitas iniciales.....	72
Figura 24 - Respuesta del modelo implícito con estimaciones finales.....	73
Figura 25 - Respuesta del modelo explícito con estimaciones finales.....	74
Figura 26 - Errores de aceleración traslacional de modelos implícitos y explícitos.....	76
Figura 27- Errores de ángulo de viento de modelos implícitos y explícitos.....	77
Figura 28 - Actualización de parámetros aerodinámicos en caso de muestra..	78
Figure 29 - Gráficos de convergencia de la estimación de la prueba de vuelo.....	81
Figura 30 - Comparaciones de mediciones de prueba de vuelo y salidas del Modelo.....	82
Figura 31 - Errores de mediciones.....	83
Figura 32. Fuerzas que actúan sobre el nuevo misil. Elaboración propia.....	84
Figura 33. Tipos de control del misil.	85
Figura 34. Misil con control de cola.....	86

Figura 35. Misil con control de canard.....	87
Figura 36. Misil con control de ala.....	89
Figura 37. Control no convencional.....	90
Figura 38. Preparación de bomba de humo de manera casera.....	92
Figura 39. Preparación de bomba de humo de manera casera.....	93
Figura 40. Preparación de bomba de humo de manera casera.....	94
Figura 41. Preparación de bomba de humo de manera casera.....	94
Figura 42. Preparación de bomba de humo de manera casera.....	95
Figura 43. Preparación de bomba de humo de manera casera.....	96
Figura 44. Preparación de bomba de humo de manera casera.....	96
Figura 45. Ejes del misil. Diseño propio.....	113
Figura 46. Vista de la bengala. Diseño propio.....	114
Figura 47. Componentes de la bengala. Diseño propio.....	115
Figura 48. Peso y Balance.....	116

TABLAS:

Tabla 1 - ATGM Especificaciones después de burn-out.....	51
Tabla 2- Los vectores de entrada de base de datos aerodinámico.....	56
Tabla 3. - Derivados de momento aerodinámico a 0,4 M.....	61
Tabla 4 –Parámetros del modo lineal.....	68
Tabla 5 –Los valores verdaderos y las estimaciones.....	70
Tabla 6 –Estimaciones de los valores con los modelos implícitos y explícitos.....	71
Tabla 7 –Correlaciones superiores a 0.9 en los resultados de los modelo Implícito.....	76
Tabla 8 –Estimación de valores con el modelo explícito.....	79
Tabla 9 –Correlaciones superiores a 0.9 en los resultados del modelo explícito.....	80
Tabla 10 – Costo del misil	91
Tabla 11 -Costo de las modificaciones de la estructura y documentación.....	91
Tabla 12 -Costo total.....	91

Estadística:

Estadística 1.....	14
--------------------	----

RESUMEN

Hoy en día, uno de los problemas que nos aqueja es a nivel mundial, el tema de accidentes aéreos. Como se sabe en la industria aeronáutica ocurren accidentes por absorción ya sea por la misma aeronave o por impacto de objetos, de aquí donde hablamos del problema de absorción de OE's, donde las aves al ser absorbidas, podrían afectar las turbinas de una aeronave, cuando el avión está despegando, aterrizando o en pleno vuelo. Los accidentes se ocasionan en este caso por la absorción de las aves en las turbinas de aviación comercial, según la recopilación de datos de la FAA (Administración Federal de Aviación), los aviones fueron afectados por búhos, palomas, gallinazos, gaviotas, etc.

Los registros de la FAA, comenzaron en 1978, indican que no todos los accidentes tuvieron la misma magnitud. En los 131 casos registrados el avión no sufrió ningún daño, en 494 casos las reparaciones fueron menores, y en nueve casos no fueron registrados. En cambio, en 34 casos los aviones sufrieron daños sustanciales y entre los más de 600 accidentes ocurridos hubo más de 54 heridos y pérdidas de vidas humanas.

ABSTRACT

Today, the issue that ails us globally on the subject of air accidents. As you know, the aeronautical industry has an accident due to human failures such as collision accidents, either by the aircraft itself or by impact of objects, this is where we talk about the problem of absorption of EOs, where birds could affect the turbines of a aircraft, when the plane is taking off, landing or in mid-flight, accidents are caused in this case by the absorption of birds by turbines, according to data from the FAA (Federal Aviation Administration), the aircraft were affected by pigeons, owls, gulls, buzzards, etc.

The records of this agency, which began in 1978, indicate that not all accidents were of the same magnitude. In 131 cases the plane did not suffer any damage, in 494 the repairs were minor, and nine cases were not even registered. In contrast, on 34 occasions the aircraft suffered substantial damage and among the more than 600 accidents recorded there were more than 54 injuries and loss of human lives.

Introducción

Desde que el ser humano invadió el espacio aéreo, lugar donde habitan por naturaleza las aves, la colisión de aves con las aeronaves es de manera frecuente y en muchas de las ocasiones, resultan ser fatales.

Las catástrofes aeronáuticas han motivado la realización del presente trabajo de investigación, en donde buscamos solucionar o minimizar en algo estos hechos con soluciones eficaces. Los principales fabricantes de aviones son empresas extranjeras, en el Perú solo se hace mantenimiento y reparaciones. Los grandes fabricantes del mundo son las empresas Boeing, Airbus, Embraer, etc. Pero hasta hoy en día no existe un mecanismo para contrarrestar el impacto de las aves con los motores de turbinas a gas o que el motor en pleno funcionamiento contrarreste a las aves que se encuentran volando delante, el compresor solo está preparada para resistir el impacto de un cuerpo extraño con el peso máximo de 2 kg (FAA norma 5200-7), excediendo este peso los alabes golpeados pueden desprenderse y son absorbidos por la turbina, dañando las partes internas y causando muchas de las veces accidentes de consecuencias fatales.

El presente trabajo se desarrolló en cinco capítulos:

Capítulo I: Planteamiento del problema.

Capítulo II: Marco teórico explica lo que ya ocurrió y motivo a realizar esta Investigación.

Capítulo III: Hipótesis y variables.

Capítulo IV: Metodología de la investigación explica el desarrollo del presente trabajo

Capítulo V: Resultados explica si los métodos son correctos.

Capítulo VI: Discusión explica si el sistema es eficiente.

CAPÍTULO I: PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1. Descripción de la situación problemática

El problema de la absorción de aves en un motor , es que como consecuencia de ello, se fracturan los álabes de compresor y de turbina y afectan la cámara de combustión, ocasionando rupturas internas, que puede afectar seriamente la turbina a gas con los consecuentes costos de reparación y paralización de la aeronave y causa de accidentes con pérdidas de vidas y materiales.

En el área de la aeronáutica es sabido que el problema de impacto de aves u objetos es común y los daños que ocasionan en su mayoría de casos es grave, afectando a las compañías aéreas y en general al sector aeronáutico nacional y mundial.

Las aves que son absorbidas por el motor al momento de despegar, aterrizar o en pleno vuelo, y son causante del 18% de accidentes aéreos. Estos accidentes son ocasionados por palomas, búhos, gaviotas, gallinazos, y otras aves, que son absorbidas por el motor y que causan grave daño a las partes internas del motor.

1.2. Formulación del problema

1.2.1. Problema principal.

- ¿De qué manera el diseño de un sistema de bengalas permitirá evitar la absorción de aves por un motor de turbina a gas?

1.2.2. Problemas secundarios.

- ¿En qué medida los accidentes aéreos producidos por la absorción de aves deterioran la imagen de una compañía de aviación comercial?
- ¿En qué medida el diseño de un sistema de bengalas permitirá mejorar la rentabilidad de una compañía de aviación comercial?

1.3. Objetivos de la investigación.

1.3.1. Objetivos generales.

- Demostrar que el diseño de un sistema de bengalas nos ayuda a evitar la absorción de aves en un motor de turbina a gas.

1.3.2. Objetivos específicos.

- Demostrar que los accidentes aéreos producidos por la absorción de aves deterioran la imagen de una compañía de aviación comercial.
- Demostrar que el diseño de un sistema de bengalas permitirá mejorar la rentabilidad de una compañía de aviación comercial.

1.4. Hipótesis general

La implementación de un diseño de sistema de bengalas influye significativamente en la absorción de aves en un motor de turbina a gas.

1.4.1 Hipótesis Específicas

Los accidentes aéreos producidos por la absorción de aves influyen significativamente en el deterioro de la imagen de una compañía de aviación comercial.

La implementación de un diseño de sistema de bengalas influye significativamente en el mejoramiento de la rentabilidad de una compañía de aviación comercial.

1.4.2. Variable y definición operacional

- Variable independiente “sistema de bengalas” , será mencionado como “x”
- Variable dependiente “absorción de aves” será mencionado como “y”

1.5. Justificación de la investigación.

1.5.1. Importancia de la investigación.

El presente trabajo de investigación se enfocará en investigar un nuevo sistema de bengalas que permita disminuir el índice de absorción de aves por un motor de turbina a gas, las cuales al ser impactados le causan graves daños, afectando los alabes del compresor y posteriormente de la turbina. Ello nos motiva a diseñar un sistema, utilizando nuevas tecnológicas que permitan evitar este tipo de incidentes por colisión de aves, que pueden ser causa de accidentes de aeronaves con pérdida de vidas y material.

Me propongo a investigar un sistema de bengalas que permita además de lo mencionado anteriormente, mejorar la seguridad de los pasajeros que aborden un avión con este nuevo sistema. El motivo que me llevo a investigar este problema por impacto de aves, es que otras investigaciones aún no han dado una solución concreta, para evitar este tipo de accidentes. Se pretende darle una solución al problema generado por el impacto de aves en las turbinas de aviación comercial y ayudar a evitar accidentes aéreos y en consecuencia evitar la posible pérdida de vidas humanas y del material aéreo. Todo esto se traduce en pérdida económica, de confiabilidad e imagen de la aerolínea.

1.5.2. Viabilidad de la investigación.

La investigación será viable ya que se cuenta con información de misiles en la base de datos, además con el conocimiento de la teoría de Runge-Kutta para determinar la fuerza de la bengala al ser expulsado de la aeronave, y además con acceso al programa MATLAB para realizar los cálculos referentes a la proyección, dirección y velocidad que tendrá el misil al ser expulsado del avión, también se usará el programa MATLAB con la teoría de Runge-Kutta para encontrar el modelo implícito y explícito.

El presente proyecto de investigación es viable, ya que la implementación del nuevo sistema de bengalas, ayuda a reducir los costos, debido que al evitar el impacto de aves en la turbina, esta puede seguir funcionando con normalidad porque cuando ocurre este tipo de accidentes los costos de reparación de la turbina exceden los US\$ 500,000 dólares, en comparación los costos de la bengala, cuyo monto es de aproximadamente US\$ 3,235.

1.6. Limitaciones del estudio

Las limitaciones para la realización del presente trabajo de investigación se centrará en hallar la correcta información respecto a las bengalas, debido que se trata de información confidencial, pero investigando en la base de datos se logró encontrar la referida a misiles de pocos años de antigüedad, la cual tuvo que ser adecuada.

Adicionalmente, se tuvo dificultad por la poca disposición de tiempo para la realización de la presente investigación, pero finalmente ambas dificultades pudieron ser subsanadas sin mayor inconveniente.

CAPITULO II: MARCO TEÓRICO

2.1. Antecedentes de la investigación.

Situación actual del control y mitigación del peligro aviario y la fauna silvestre en los Aeropuertos de Cuba.

En Cuba existen y funcionan los Comités de Prevención del Peligro Aviario y Fauna Silvestre en los Aeropuertos Internacionales de la Empresa Cubana de Aeropuertos y Servicios Aeronáuticos S. A (ECASA). El objetivo de los Comités es la identificación, análisis, desarrollo e investigación de problemas de choques de aves y fauna silvestre con aeronaves, así como la reproducción y difusión de material informativo con el fin de asistir a los pilotos y operadores de aeronaves y a los proveedores de instalaciones y servicios aeronáuticos en las actividades de prevención y disminución del peligro aviario y la fauna silvestre en los aeropuertos. (Moll, 2013, p.2)

Recuperado de Figura 1. Estructura del comita nacional cubano y peligro aviario y fauna silvestre.



Fuente; Moll, 2013

Gestión del control del peligro aviario y fauna en el ecuador

“El peligro aviario y fauna por lo general ha alcanzado una preocupación a nivel mundial, Ecuador no es una excepción. En Ecuador se está volviendo un verdadero problema que esta ocasionando pérdidas económicas, por la cual no se puede esperar a que ocurran accidentes con pérdida de vidas como de pasajeros, tripulaciones y de terceros como ocurrió en otros países, ante esto es indispensable establecer un control que reduzca el impacto negativo.” “El riesgo incrementa si se considera aspectos como; el aumento de ciertos tipos de aves como la Garceta bueyera (*Bubulcus Ibis*) que no es propia de Ecuador o como la Tórtola orejada

(Zenaida auriculata), que llegan a ser unas verdaderas plagas, además el desarrollo de la tecnología de la aviación moderna, que cada vez son menos ruidosas y rápidas, así como el incremento de las operaciones aéreas, por último la alteración del medio ambiente que genera que las distintas especies de animales cambien sus hábitos y forma de vida”.

“Es necesario dar a conocer y exhortar que se haga conciencia de la situación, tener presente que para dar una solución no es necesario acabar con todos los especímenes de aves, o tomar otras medidas que eliminen la rica biodiversidad que dispone este país, pues esto ocasionaría acabar con la problemática del deterioro del medio ambiente y los problemas que estos conllevan. Por consiguiente, para poder tomar medidas y acciones efectivas, se ha estipulado en los convenios internacionales acerca del medio ambiente, así como la Constitución Política del Ecuador, leyes, reglamentos y otras normas, siempre tomando en cuenta las recomendaciones dadas por la OACI en sus respectivos documentos; Anexo 14, Doc. 9137, Doc. 9332, Doc. 9774, Doc. 9184, la Regulación Aeronáutica del Ecuador RDAC-139, entre otros. Se ha tomado la gran importancia y experiencia adquirida por otras autoridades y organismos internacionales”.

“Debemos ser más conscientes que nosotros somos los invasores y no las aves, tomemos en cuenta el documento titulado Manejo del Riesgo por Fauna Silvestre en Aeropuertos, elaborado por (Edward C. Cleary y Richard A. Dolbeer) que dice”; “su habilidad para volar, siempre se inspiraron los seres humanos de las aves y de ahí nació justamente la aviación. Las aves comenzaron a usar el espacio aéreo hace unos 150 millones de años, los seres humanos realizamos nuestro primer

vuelo apenas un poco más de 100 años”. “En definitiva la actividad humana y el impacto ambiental negativo es la que ha generado con el problema en cuestión, de ahí las aves no son el único problema, también se generan impactos o choques con otras especies de vida como son; anfibios, mamíferos y reptiles”.

Aspectos importantes y significativos relacionados con el peligro aviario y fauna (PAF):

1. “La presencia de fauna en un aeropuerto, especialmente la silvestre, se debe a 3 elementos en un ecosistema; comida, agua y casa o refugio. Por consiguiente la cantidad de ejemplares que conforman la población de una especie, así como la representación de varios tipos de especies estará dada por la abundancia o no de los 3 elementos fundamentales antes mencionados”.
2. “El gran número de impactos en especial con aves ocurren dentro de los establecimientos del aeropuerto; el 74% de todos los impactos ocurren debajo de los 500 pies”.
3. “La gran parte de la fauna silvestre involucrada en los impactos se ubican en el aeropuerto o por los alrededores, y es por esto que son lugares lógicos para comenzar a corregir el problema”.

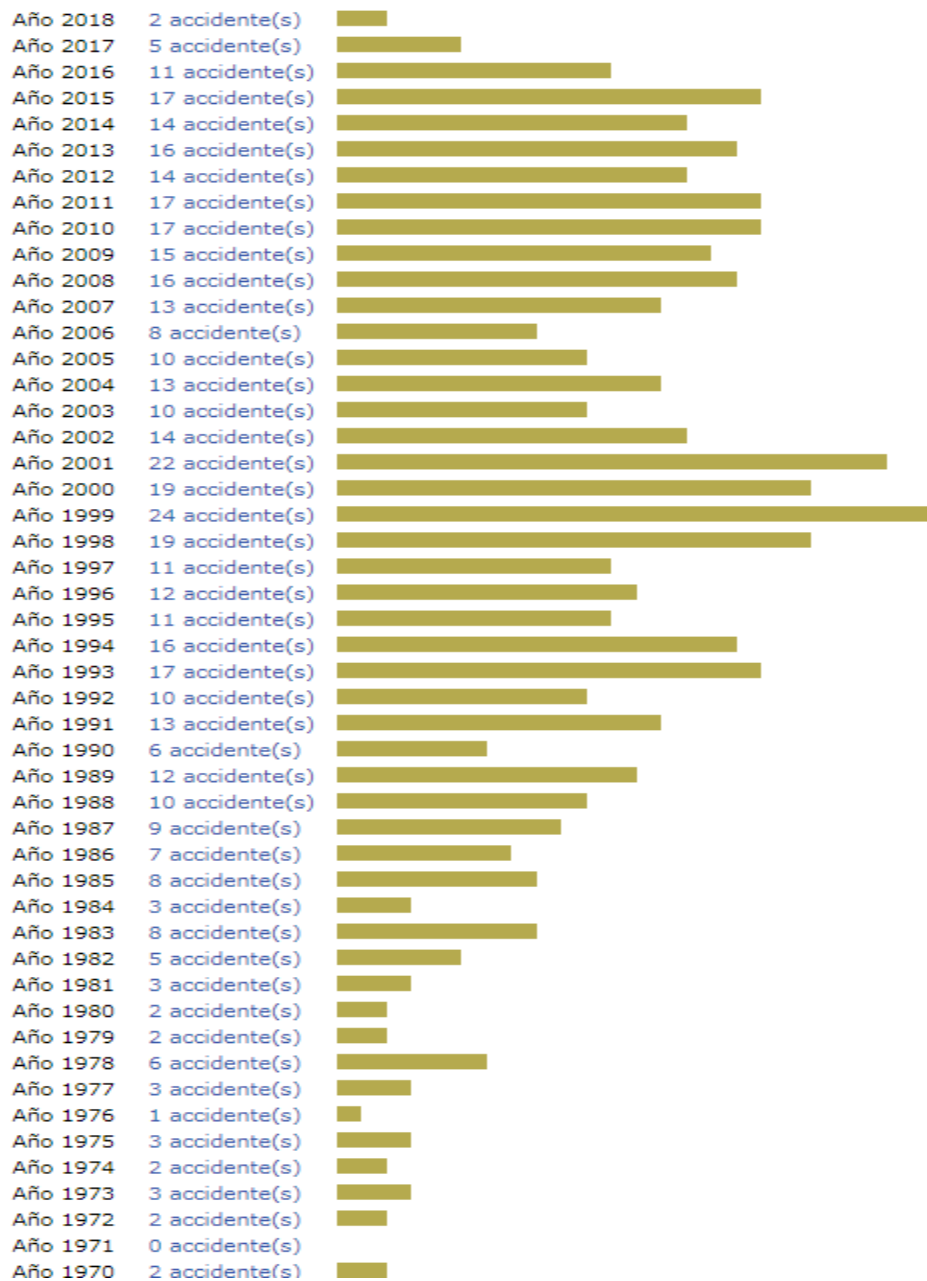
“Los impactos con las aves toman un matiz muy crítico debido al desarrollo de la aviación y por consiguiente de la tecnología, debido a que antes de la segunda guerra y hasta la aparición del JET, las aeronaves de pistón eran muy ruidosas y relativamente muy lentas, las aves y fauna por general podía usualmente evadir o evitar el impacto con las aeronaves contabilizándose muy poco impactos y los producidos no provocaron daños o no eran de gran importancia. No ocurría así como las aeronaves modernas que son más rápidas y mucho más silenciosas disminuyendo la probabilidad que las aves detecten a estas aeronaves, impidiendo que evadan o huyan de la aeronave. Existe otro factor con respecto a los impactos o choques de aves con las aeronaves, está relacionado con los álabes de los motores que son más vulnerables que las hélices, por lo que siempre resultan más dañados en un impacto.”. (Salazar, 2014, p.2)

Figura 2. Gestión del control de peligro aviario y fauna en el Ecuador.



Fuente;<http://www.aviacioncivil.gob.ec/wp-content/uploads/downloads/2014/03/Gestion-del-control-del-peligro-aviario-y-fauna-en-el-ecuador-feb-2014.pdf>

Estadística 1. Impactos de aves registradas en todo el mundo.



Fuente; Salazar,2014

Programa nacional de limitación de fauna en aeropuertos

“La Aviación Civil se inclinó siempre por el desarrollo seguro de la aeronavegabilidad y acorde con el avance tecnológico de la misma, se ha evaluado diferentes aspectos relacionados a la actividad de la aeronáutica y aeroportuaria dentro de las circunstancias de enfrentar la convivencia del ser humano con la naturaleza”.

“Con el término de Peligro aviario se dio a conocer inicialmente el riesgo para las aeronaves y su operación de la presencia de las aves silvestres y otro grupo de fauna en los aeropuertos y sus establecimientos, hoy es denominado Peligro de la Fauna. El vuelo de las aves en zonas específicas donde las aeronaves transitan a una baja altura y particularmente en las zonas alejadas de los aeródromos, o en la trayectoria de aproximación o salida de los mismos, constituye un grave riesgo para las aeronaves ante la gran posibilidad que sean impactadas por las aves durante la fase de despegue y ascenso y al momento de aterrizar, que son precisamente las fases más críticas del vuelo”.

“Los impactos con las aves silvestre pueden ocasionar serios daños a las aeronaves y la pérdida de vidas humanas. Ningún tipo de aeropuerto o aeronave es inmune al riesgo de impactos con la fauna silvestre. Por otra parte, además de los impactos con las aeronaves, la fauna silvestre que se posa, anida o fabrica sus nidos dentro de los aeropuertos, puede ocasionar daño estructural a los pavimento, edificios, equipo y aeronaves, así como

causar fastidio y problemas de salud a las personas que trabajan alrededor”.

“La naturaleza y magnitud que enfrenta un aeropuerto en particular dependerá de muchos factores como el tipo y volumen de tráfico aéreo, la población de fauna silvestre que es local y la que migra y las condiciones de hábitat del área. La fauna silvestre es atraída a un aeropuerto la comida, agua o hábitat que éste les proporcione. Estos factores, junto con la alta velocidad, silencio y vulnerabilidad de las aeronaves modernas, son la base del problema de impacto con fauna silvestre que se topa actualmente los operadores de los aeropuertos”.

“Por esta razón, con la coordinación de la Aeronáutica Civil, en el país se dio inició desde hace varios años atrás, un proceso de implementación de recomendaciones y normas tendientes a reducir esta problemática. El presente documento se constituye en una guía completa de las políticas adoptadas por la entidad para prever de los impactos entre aeronaves y las aves.

Contiene además, los elementos fundamentales que deben ser incluidos dentro de un Plan de Manejo de Fauna para cada aeropuerto”.

(Annicchiárico, 2008, p. 2)

Figura 3. Programa nacional de limitación de fauna en aeropuertos



. Fuente;Annicchiárico, 2008

Figura 4. Programa nacional de limitación de fauna en aeropuertos.



Fuente;Annicchiárico, 2008

Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC)

Reglamentación “control de peligro aviario y fauna”

Sistemas de erradicación para aves:

Método atreves de artificio sonoro:

En este método se utilizó sonidos naturales y también artificiales para dispersar las aves. Entre los sonidos naturales se recomiendan, los chillidos de aves como una señal de alerta, simplemente de aviso o sonido de aves rapaces producidos por sistemas. Chillidos de aviso de peligro son empleados, para describir los sonidos que lanzan los pájaros en diferentes condiciones de desesperación.

Método atreves de artificio visual:

Los artificios visuales han resultado eficientes en las aves/fauna pasajeras pero no en las que habitan en los alrededores, esto produce que el animal se acostumbre. Este método es complementado con pirotecnia. Los artificios visuales más comunes son: banderines, espantapájaros, banderolas, luces, modelos de aves rapaces.

Método por captura:

Este método es efectivo con algunas especies de aves en especial con las que viven en los aeródromos. Por lo habitual se usan algunos otros métodos para complementar y emplean los siguientes procedimientos:

- a) Distribuir en lugares estratégicos como alrededores de las pistas usando trampas o señuelos, de acuerdo a la especie del aves a atrapar en la zona.

- b) Este método no debe ser usado para bandadas, solo de manera individual para que sean más fácil de capturar que erradicarlas, por ejemplo aves rapaces.

Métodos de control con químicos repelentes:

Método con repelentes que eviten que aves frecuenten los aeródromos hay que tener en cuenta que el uso excesivo de estos altere el medio ambiente. Los productos a usar deben estar autorizados por las autoridades del estado, en el área de la Fauna Silvestre.

Método por cetrería.

Este método es uno de los que mayor éxito tuvo, donde es usado el llamado halcón peregrino. El mayor problema de este método es su costoso por los equipos a emplear y la alta capacitación del personal.

Debe tener como mínimo con:

- a) Un equipo de 3 halcones peregrinos como mínimo.
- b) Un sistema de telemetría para controlar los halcones.
- c) Personal capacitado.
- d) Equipo para estar comunicado con la torre.

Método por narcóticos:

Se requiere para el empleo de este método, lo siguiente:

- a) Personal capacitado en el empleo de los narcóticos.
- b) Elementos para protegerse y evitar ser contaminado.

Método para interferir en la pirámide alimentaria:

Este sistema debe ser adaptado en todos los métodos anteriores.

- a) Eliminar y alterar el hábitat (arbustos, cobertura vegetal, posaderas).
- b) Combate con químicos.
- c) Recolección de manera manual de algún tipo de alimento y residuo.
- d) Trampas para aves rapaces o para roedores.
- e) Eliminación de las semillas.

(Anonimo, 2013, p.10)

2.2. Bases teóricas.

Teoría de Runge-Kutta

Runge-Kutta es un importante familia de métodos iterativos como los implícitos y explícitos para dar soluciones de las ecuaciones diferenciales ordinarias (E.D.O's), este método fue desarrollado aproximadamente en 1900 por los matemáticos de nacionalidad alemana Martin Wilhelm Kutta y Carl David Tolmé Runge.

El objetivo del uso de los métodos numéricos de Runge-kutta, es para dar un análisis y una solución a los problemas con valor inicial con las ecuaciones diferenciales ordinarias, esta es una extensión del método de Euler para dar los resultados a los (EDO'S), pero con mayor exactitud.

La teoría de Runge-Kutta será de utilidad en este proyecto, dado que se necesita saber la proyección del misil cuando será expulsado del avión para ahuyentar a las aves.

Misil

Un misil aire-aire es un misil que es disparado por otra aeronave con el fin de destruir a otra aeronave. Los misiles aire-aire suelen ser propulsados por 1 o más motores, Los misiles aire-aire son agrupados entre misiles de corto alcance, misiles de mediano o largo alcance, los misiles con corto alcance suelen ser guiados a través de infrarrojos, los misiles de mediano y largo alcance son guiados con radar.

Los misiles cuentan con tres sistemas, ya sea por un integrado o externo, que son empleado para describir y categorizarlos. Tienen un sistema de localización, un sistema por guías, y un sistema de control en vuelo.

Los misiles guiados tienen varios sistemas componentes diferentes:

- Selección de objetivo y/o guía.
- Sistema de control o de vuelo
- Motor

Figura 5. Disparo de misil.



Fuente; Anónimo, 2012

Figura 6. Disparo de misil.



Fuente; Anónimo, 2013

Universidad Leida propone medidas para evitar colisiones entre aves y aviones

El investigador Antoni Margalida publicó en una revista científica llamada Human-Wildlife Interactions un estudio de una propuesta de instalación de medidas para evitar la colisión entre aviones y aves rapaces como el buitre.

Según el investigador Antoni, las medidas van a intentar reducir las colisiones, por ejemplo, reducir las fuentes de alimentos cerca a las pista de aterrizaje.

El investigador también ve la opción de usar drones para ahuyentar a las aves de la zona de prioridad de la aviación.

Esta investigación se concentró por 2 años en el área del aeropuerto Adolfo Suárez de Madrid-Barajas, donde se registró unas 26 colisiones con las aves entre 2006 y 2015.

Las abundantes presas para las aves rapaces son una causa del incremento de riesgo de accidentes.

Los buitres pueden recorrer más de 100 km por día, se pueden elevarse hasta tres km del suelo, habitualmente estas aves vuelan aproximadamente entre 500 y 2.000 metros, este es el mismo rango de elevación de las avionetas. (Lleida, 2017, p. 1)

Drones autónomos para evitar desastres entre pájaros y aviones

Los accidentes de los aviones con aves en aeropuertos son algo raros, pero si existen. Por lo que algunos aeropuertos tienen entrenadores de halcones que ahuyentan a las aves. Mientras menos obstáculos existan para los aviones, es mejor. Aquí los drones podrían dar ayuda, espantando bandadas de aves.

Ya existen aeropuertos con drones de prueba para este tema , pero se necesita de un piloto entrenado y la demanda es elevada. Con un sistema de automatización que pueda sobrevolar estas rutas aéreas, se podría evitar problemas y tambien accidentes.

Estos drones tienen la capacidad de recorrer grandes distancias de las rutas de despegue de la pista.

El equipo de Caltech estudio las direcciones de las bandadas y crearon métodos con los drones y pueden ser usados para saber cómo aproximarse, qué aves deben acercarse o cómo adaptarse.

La propuesta de este grupo de estudiantes siempre tendra a los drones fuera de la zona de riesgo de los aeropuertos, ningún dron puede volar. (Anónimo, 2018,p.1)

Figura 7. Drone.



Fuente; Anónimo, 2018

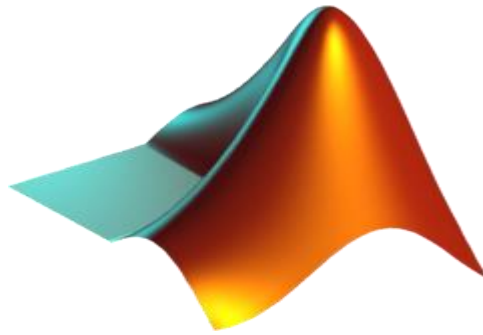
Matrix Laboratory (MATLAB)

Es software matemático de un entorno de desarrollo integral con un lenguaje propio de programación. Este está disponible en todas las plataformas Unix, Mac, Windows, y Linux /GNU, entre otras prestaciones más básicas que se encuentran el manejo de las matrices, la presentación de funciones, algoritmos, interfaz de usuarios y comunicación con otros programas con otro lenguaje y hardware. El programa MATLAB tiene de dos herramientas suplementarias que extienden su prestación, Simulink (plataforma de simulación de multidominio) y GUIDE.

Además, además se puede usar las capacidades del MATLAB con las herramientas “toolboxes”; y el Simulink con el pack de bloques “blocksets”.

<https://es.wikipedia.org/wiki/MATLAB>

Figura 8. Logo



Fuente; https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/2/21/Matlab_Logo.png/240px-Matlab_Logo.png 2.3. Definición de términos básicos.

Federal Aviation Administration (FAA)

La (FAA) Autoridad Federal de Aviación de E.E.U.U recibió aproximadamente 76,000 documentos de colisión con aves.

Estos impactos suelen tener consecuencias graves porque las aeronaves están preparadas para aguantar este tipo de impactos.

Según la FAA, los últimos 20 años 219 perdieron la vida en accidentes aéreos por impactos con aves.

La FAA reglamento que, para volar, los aviones tienen que resistir impactos con aves de 2 kilogramos norma 5200-7.

Muchos especialistas dicen que las dificultades se interponen cuando los aviones colisionan con aves de más peso o con bandadas del que están preparadas.

Comisión sobre los Impactos con Aves, con sede en E.E.U.U, indico que un impacto con un ganso de 5.4 kilos al momento de despegar puede producir una fuerza similar a la de un objeto de 455 kilogramos.

Organización de Aviación Civil Internacional (OACI)

En su totalidad los aeródromos de ECASA, se implementó un sistema de notificaciones de impacto con aves, el sistema "IBIS" de OACI, para el cual se diseñó un modelo y un formulario especificado por ECASA. Cada año se envían a una oficina través de la dirección de Aeródromos IACC, los registros que contienen los impactos con aves más graves. No obstante, para el análisis se visualizan todos los impactos registrados. Cada mes son analizados por el comité de seguridad de ECASA y en los comités de Peligro Aviario de los Aeropuertos.

Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC)

Los investigadores de aeródromo desarrollaron y aplicaron un plan para controlar la fauna, con la misión de disminuir el peligro que representa la fauna para la

aeronáutica, agregando métodos de control con el fin de disminuir la probabilidad de colisionar entre aeronaves y fauna, para controlar la fauna es algo permanente, que depende de muchos factores, sin embargo se tienen que hacer todas las gestiones y acciones para disminuir la cantidad de impactos de aeronaves y fauna.

El plan para controlar la fauna aprobado por el investigador de aeródromos debe ser presentado a DGAC para que sea aceptado.

El Plan para controlar la Fauna del Aeródromo deberá tener por lo menos los siguientes requisitos:

- a) Control de inspección y procedimientos.
- b) Registro de páginas eficientes.
- c) Objetivos del plan y antecedentes.
- d) Definiciones.
- e) Documentos referentes.
- f) Funciones y responsabilidades.
- g) Constitución del comité del aeródromo para controlar de fauna.

Rapaces para ahuyentar a las aves que interfieren en los vuelos

Efe Orca y Morla son algunos de los halcones que, junto a las águilas Lissy y Boing, vigilan diariamente el Aeropuerto de Málaga, al igual que hacen otros de su especie en más aeródromos, con la misión de que ningún ave invada las pistas durante el despegue y aterrizaje de los aviones.

Es un servicio basado en la cacería de aves con aves rapaces consultora ambiental "Gestión de fauna" ofrece al aeropuerto así como al de Jerez de la Frontera y consiste en adiestrar aves rapaces para que hagan vuelos y expulsen a las aves invasora.

El responsable del equipo es Francisco Llopis, que explicó a Efe que las águilas y los halcones que utilizan "provienen todos de criaderos homologados".

La consultora cuenta también con Beckham, un perro de muestra cuya función es señalar a las aves intrusas cuando se quedan rezagadas o cuando no tienen la ventaja suficiente para salir de su escondite, y la combinación de éste con el halcón hace, según Llopis, que "la eficacia sea casi del cien por cien".

La rutina diaria de estas rapaces consiste en realizar simulacros donde tienen que perseguir un señuelo, un ejercicio que, según el experto, los mantiene en forma y genera en ellos la actitud de un "buen halcón".

"Sirve como punto de marcaje, y también de entrenamiento", ha apuntado el responsable, que ha aclarado que si entran en el recinto algún pájaro, se suelta al rapaz y antes de interceptar la presa es llamado por sus adiestradores, sin llegar a darle muerte y minimizando de esa forma las bajas.

El equipo de Llopis usa tres técnicas para este fin, como la altanería, en la que el halcón sobrevuela con una altura de hasta 200 metros a la espera de que aparezca algún ave en su radio de acción, algo que si ocurre provoca que éste se lance en picado con una velocidad que alcanza los 200 kilómetros por hora.

Los otros dos métodos son el bajo vuelo y el mano por mano, en las que el halcón sale del puño de su adiestrador con un objetivo, que es el de acosar a una presa o atacarla para volver a su origen.

Llopis ha matizado que cada uno de sus pájaros vuela con un emisor, un aparato que se le coloca antes de emprender el vuelo y que indica la dirección donde se encuentra en función de sus movimientos.

A diario, los halcones se pesan y en función del trabajo que se les exija, se le asigna una dieta u otra, algo en lo que también influyen factores como la temperatura ambiental o la época del año.

"Nosotros interferimos en su conducta a través de su peso", ha dicho Llopis, de forma que una variación de 5 ó 10 gramos puede cambiar su comportamiento.

De esta manera, si el rapaz debe ser más agresivo y osado porque hay otras aves en las pistas, se le da menor cantidad de alimento, y si por el contrario no es necesario que el pájaro esté alerta, la ingesta aumenta.

Los halcones y águilas prestan su servicio durante dos ó tres meses y descansan otros tantos, ya que el nivel de exigencia "es alto", como ha recalcado Llopis, que

ha desvelado que "todos los días" los revisan dentro de un estricto protocolo de seguimiento.

El otoño, el invierno, y principios de primavera son las épocas de más trabajo para estos animales, porque el número de aves que hay normalmente se triplica a causa del clima benigno de Málaga. (anonimo, 2011).

Figura 9. Rapaces para ahuyentar a las aves que interfieren en los vuelos.



Fuente; Anónimo, 2011.

2.3. Definición de términos básicos.

Absorción: Atraer y retener [un cuerpo] en su interior el polvo u otra sustancia;

https://www.google.com/search?ei=3nMwW_r3B8vtzgLu9p34Dg&q=absorber+significado&oq=absorber&gs_l=psy-

Aerodinámica: Es el estudio del movimiento de gases sobre los cuerpos que se encuentran estacionados y también estudia el comportamiento de un cuerpo que se mueven a través del aire.

Aeródromos: Terreno llano provisto de pistas y demás instalaciones necesarias para el despegue y aterrizaje de aviones, generalmente de carácter militar más reducido que el aeropuerto.

<http://dle.rae.es/?id=0tguGxW>

ATGM: Anti-Tank Guided Missile / Misil guiado antitanque

Aves Rapaces: El término se emplea como adjetivo en la zoología para calificar a las aves de rapiña o de presa. Las aves rapaces, por lo tanto, son aquellas que apelan a la caza para procurarse alimentos. Un ave rapaz, por lo tanto, hace uso de sus garras y de su pico para atrapar a su presa, matarla y comer su carne.

ANAC: Administración Nacional de Aviación Civil

Aviario: Colección de aves distintas, vivas o disecadas, ordenadas para su estudio o exhibición.

<http://www.wordreference.com/definicion/aviario>

Bengala: Varilla que contiene pólvora en una parte de su extremo, cuando es encendida arder y genera una chispa y también una luz muy vistosa. Artificio luminoso con el que se realizan señales a una larga distancia para así poder ser visualizados.

<http://www.wordreference.com/definicion/BENGALA>

Bucle: Secuencia de repeticiones mientras se cumpla una condición.

<http://www.wordreference.com/definicion/Bucle>

Burn-out: Agotamiento

Canard: Es la configuración de una aeronave con ala fija en la que su estabilizador horizontal se encuentra en una posición adelantada de las alas, en forma opuesta a un avión donde está se ubica normalmente detrás de estas.

Cámara de combustión: Es donde se genera la combustión con el comburente, normalmente es aire, esta combustión se genera de manera interna.

CG: Centro de gravedad

Colisión: Implica el impacto o choque violento entre dos o más cuerpos. El choque se genera cuando estos cuerpos tienen contacto y trasmite energía.

<https://definicion.de/colision/>

Contrarrestar: Hacer frente y oposición a algo. Paliar o neutralizar el efecto de algo.

<http://dle.rae.es/?id=Ace01PD>

Cuerpo extraño: Es un objeto proveniente de la parte externa del cuerpo. Puede ser un cuerpo o una partícula de origen inerte o biológico, puede ser introducido a voluntad o involuntariamente dentro del organismo donde no le corresponde.

https://es.wikipedia.org/wiki/Cuerpo_extra%C3%B1o

Deflexión: Es considerado deflexión, a la respuesta de la estructural, a un momento de los parámetros, a la aplicación de cargas, la deflexión es no visible. La deflexión puede ser hallado a través de cálculos.

https://es.wikipedia.org/wiki/Deflexi%C3%B3n_de_sistemas_estructurales

Distorsión: Es el defecto y falla que se exterioriza como alteración de su geometría o volumen esto es por si solo requiriéndose solo una simple inspección normal para determinar su presencia. La distorsión ocurre por los siguientes factores.

- 1)** Desconocimiento total de las normas técnicas de fabricación de una determinada pieza.
- 2)** Omisión de las normas técnicas de fabricación.
- 3)** Desconocimiento de las variables o partículas que controlan la operación de una determinada pieza.

En todo caso los casos de distorsión debe ser designado por el tipo de acción externa que lo ocasiono.

DGAC: Dirección General de Aeronáutica Civil

Envergadura: es la distancia que se registra entre los extremos de las dos alas de un avión

<https://definicion.de/envergadura/>

Explícito: Que está dicho o especificado de forma clara y detallada, sin insinuar ni dar nada por sabido o conocido.

FAA: Administración Federal de Aviación

Fabricante: Que se dedica a la fabricación o elaboración de productos.

Empresa fabricante

<https://es.oxforddictionaries.com/definicion/fabricante>

Fauna: Es el conjunto de animales que viven en una región, y propias de un período. La fauna se divide en dos partes una es fauna silvestres y la otra es fauna doméstica.

<https://es.wikipedia.org/wiki/Fauna>

Hábitat: Es la referencia al sitio con las condiciones apropiadas para que pueda vivir un organismo, ya sea animal o también vegetal. Por lo tanto se trata del espacio en el cual una población puede vivir y lograr reproducirse, de forma tal que asegura perpetua su presencia en este planeta.

Infrarrojo: Es la emisión de energía en manera de ondas electromagnéticas en una zona situada delante de una zona roja por la radiación visible. La longitud de la onda de rayos infrarrojos es muy por menor que ondas de radio y mucho mayor que la luz visible, esta oscila entre 10.6 y 10.3 metros. La “radiación infrarroja” puede ser detecta como calor, para que así puedan emplear instrumentos como el “bolómetro”. Los rayos infrarrojos son usados para obtener imágenes claras de objetos a larga distancia que se encuentran ocultos en la atmosfera.

Fuente <https://sistemas.com/infrarrojos.php>

Implícito: Que está incluido en una cosa, sin que esta lo diga o lo especifique.

MATLAB: Matrix Laboratory

Misil: Es un proyectil con auto propulsión que es capaz de ser guiado por toda o parte de su trayectoria, es propulsado con un motor a reacción. Por lo general los misiles son usados como armas y tienen en la parte de la punta es explosiva, aunque también son usados con otro fin.

<https://es.wikipedia.org/wiki/Misil>

Nidada: Conjunto de huevos puestos en un mismo nido. Conjunto de pequeñas aves recién nacidas de una puesta mientras aún se encuentran en el nido.

OACI: Organización de Aviación Civil Internacional

Ornitólogos: Es la parte de la zoología que hace estudio de aves. En muchos aspectos la ornitología tiene diferentes disciplinas relacionadas, también es debido a que la parte alta y visibilidad es muy atractiva y también a la estética con respecto a las aves. La diferencia más notable y de suma importancia es la cantidad de estudios es llevado por aficionados hacia esta ciencia.

<https://es.wikipedia.org/wiki/Ornitolog%C3%ADa>

Parcela: Fracción, parte de algo

Q, r	eje del cuerpo velocidades angulares (balanceo, cabeceo, guiñada)
un_x, un_y, un_z	aceleraciones de traslación eje del cuerpo
u, V, w	velocidades de eje del cuerpo
X, Y, z	posiciones de los ejes tierra
ϕ, θ, ψ	Ángulos de Euler (balance, cabeceo, guiñada)
α, β	ángulos de viento (ángulo de ataque, ángulo de deslizamiento lateral)
$\delta_{mi}, \delta_r, \delta_{un}$	deflexiones de superficie de control (elevador, timón, alerones)
V	velocidad total respecto al aire

do_x, C_Y, C_Z	eje del cuerpo no dimensionales coeficientes de fuerza aerodinámica
$do_l, C_{metro}, C_{norte}$	eje del cuerpo no dimensionales coeficientes momento aerodinámico
$J_{xx}, J_{yy}, J_{zz}, J_{xz}$	momentos de inercia
<i>segundo</i>	período de referencia
<i>l</i>	longitud de referencia
<i>S</i>	área de referencia
ρ	densidad del aire
<i>q</i>	presión dinámica
un_{sonar}	la velocidad del sonido
<i>metro</i>	masa
<i>gramo</i>	aceleración gravitacional

**CAPITULO III: PROPUESTA DE IMPLEMENTACIÓN DE DISEÑO
DE UN SISTEMA DE BENGALAS PARA EVITAR LA ABSORCIÓN
DE AVES POR UNA TURBINA DE AVIACIÓN COMERCIAL.**

3.1. Propuesta de la investigación 2

El presente proyecto de investigación se enfocará en investigar un nuevo sistema de bengalas con moderna tecnología que no cause dificultades al avión en su vuelo, para lo cual tendrá que:

- Determinar la longitud del misil para conocer en qué medida afectará la estructura del avión.

- Determinar la trayectoria que tomara la bengala al ser expulsado del avión para conocer si los gases afectarían a la turbina.

- Calcular la cantidad de combustible que se usará en la bengala para poder lograr alcanzar la distancia requerida.

- Calcular la distancia que puede recorrer la bengala para poder alcanzar el objetivo, determinar si existe algún color específico que ahuyente a las aves.

- Calcular el costo aproximado de una bengala, determinar que tanto afecta al misil realizándole las nuevas modificaciones para evitar la absorción de aves, y que tanto aumentaría su velocidad de la bengala con las modificaciones a realizar.

CAPITULO IV: METODOLOGÍA DE LA INVESTIGACIÓN

4.1. Diseño metodológico de la investigación

Para el desarrollo del presente trabajo se utilizará el método de investigación descriptivo no experimental, por lo tanto se presentará la realidad actual de los accidentes aéreos, es decir cómo, se evidenciará el análisis y evaluación de la misma dándose a conocer los principales factores de los impactos de aves.

El presente trabajo de investigación se enfocará en investigar un nuevo diseño de sistema de bengalas para evitar que las aves sean absorbidas por las turbinas, los cuales al ser impactados por las aves sean dañados, afectando a los alabes de compresor y de turbina, lo que nos lleva a diseñar nuevos prototipos con nuevas tecnologías que ayuden a evitar este tipo de colisiones.

Se tomará los primeros meses para la investigación de las bengalas y sobre la dirección que tomaría al ser expulsado del avión. La función primaria del sistema de bengalas es evitar que las turbinas se vean afectadas por la absorción de aves con el daño consecuente, en esta investigación solo se realizara la trayectoria del misil para que cumpla el objetivo de ahuyentar a las aves.

Físicamente, el sistema de bengalas deberá soportar las cargas aerodinámicas a las cuales estará sujeto, debe tener una forma tal que disminuya al mínimo la resistencia al avance. Eléctricamente, el sistema de bengalas debe permitir el normal funcionamiento de los demás circuitos sin distorsión, ni pérdida de potencia de transmisión. Para hacer esta función, el sistema de bengalas debe

tener un “espesor eléctrico”. Cualquier orificio o defecto, por pequeño que sea, puede permitir el paso de agua y causar oxidación por laminación de las paredes, si el agua se congela, el aumento de volumen puede causar serios daños a la estructura del avión o del sistema de bengalas, si se acumula en muchas cantidades, el agua puede causar reflexiones indeseadas y distorsión además de atenuación de la señal con los circuitos.

El sistema de bengalas deberá estar situado en la parte baja del fuselaje ya sea cerca del tren de nariz, cola de la aeronave o donde se tenga el espacio necesario para la implementación de la bengala como por ejemplo se muestra en la figura 10 página 46, cuando el sistema sea accionado se abrirá una compuerta como se muestra en la figura 11 página 47 donde dejara visible el misil como se muestra en la figura 12 página 48 , la bengala deberá ser colocada a 45° para evitar chocar con las cuadernas, para luego ser expulsado del avión y logre cumplir su propósito. Al ser expulsado el misil llegando a los 1330 metros empezara la quema del químico de color rojo para ahuyentar a las aves y así poder evitar el impacto con la turbina,

El sistema de bengalas no afecta en la aerodinámica del avión debido a que en vuelo se encuentra dentro del mismo y cuando es accionado se abrirá una compuerta para que lo expulse, según la empresa Boeing el tren de nariz cuando está en vuelo produce una resistencia de 1% y a comparación de áreas en el frente del flujo del área de la compuerta y el área del tren, la resistencia que produciría la compuerta es de aproximadamente 0.3% la cual es mínima y no

influye en el desplazamiento de la aeronave. La bengala solo será usada cuando el avión tenga la indicación de aproximación de una bandada o un ave de gran tamaño, que el piloto no logre visualizar o si la bandada se encuentra aún lejos podrá ser informado por la torre de control.

La bengala al ser accionada logrando su objetivo de ahuyentar a las aves termina por pulverizar la estructura de la misma, la estructura está hecha de un polímero basado en dióxido de silicio que es fácil de disolver con el calor.

La modificación del sistema de bengalas deberá ser especificada por el fabricante de la aeronave y posteriormente en el manual de la aeronave.

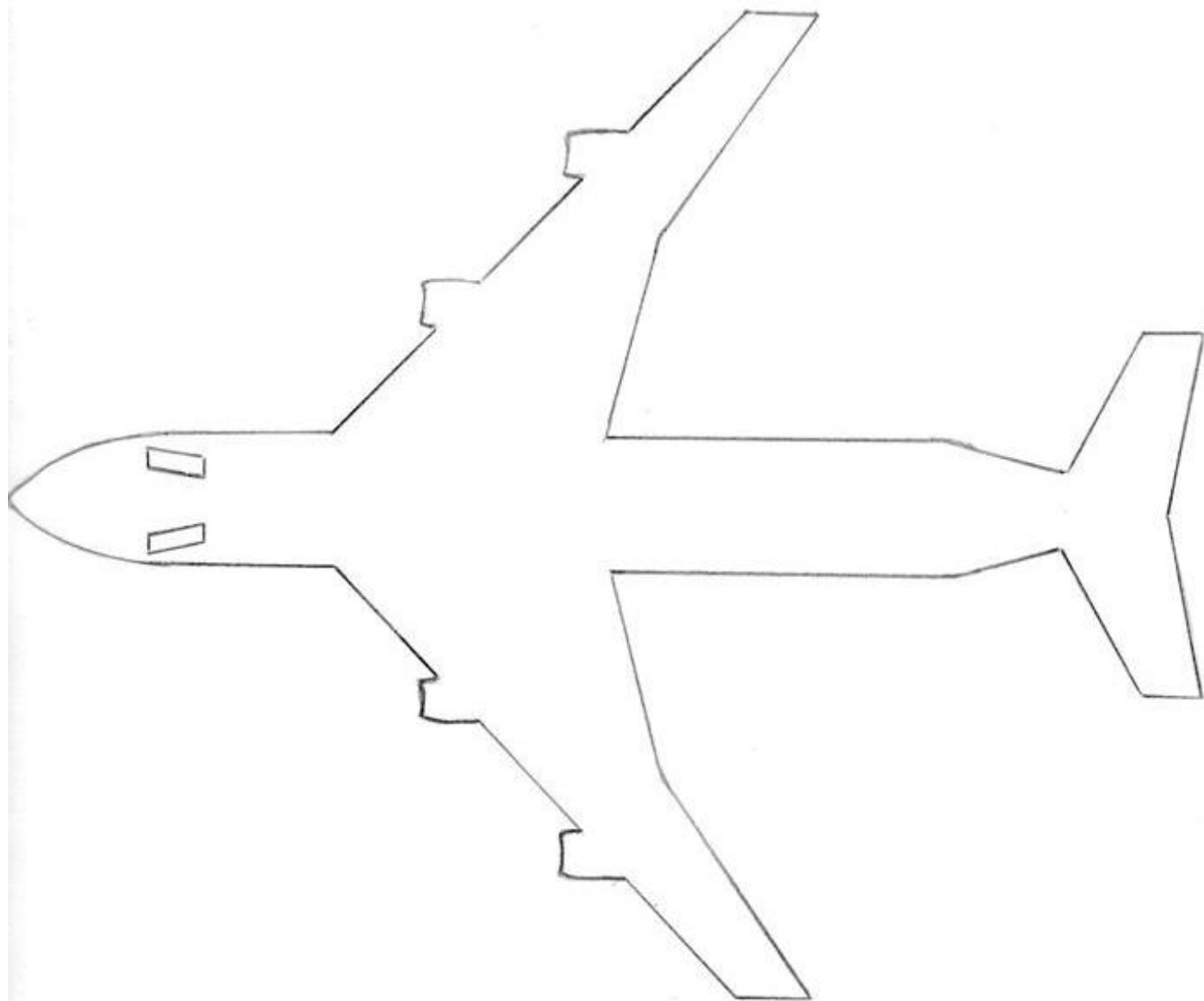
El sistema de bengalas deberá ser situado en un lugar alejado de altas temperaturas.

En caso de fuego dentro del avión, la bengala deber ser expulsada para evitar algún tipo de explosión de la misma.

Para su instalación en las compañías aéreas que deseen implementar el sistema en sus aviones tendrán que emplear un lastre en caso el centro de gravedad se mueva y aplicar la formula como se muestra en la pág. 114 figura 48.

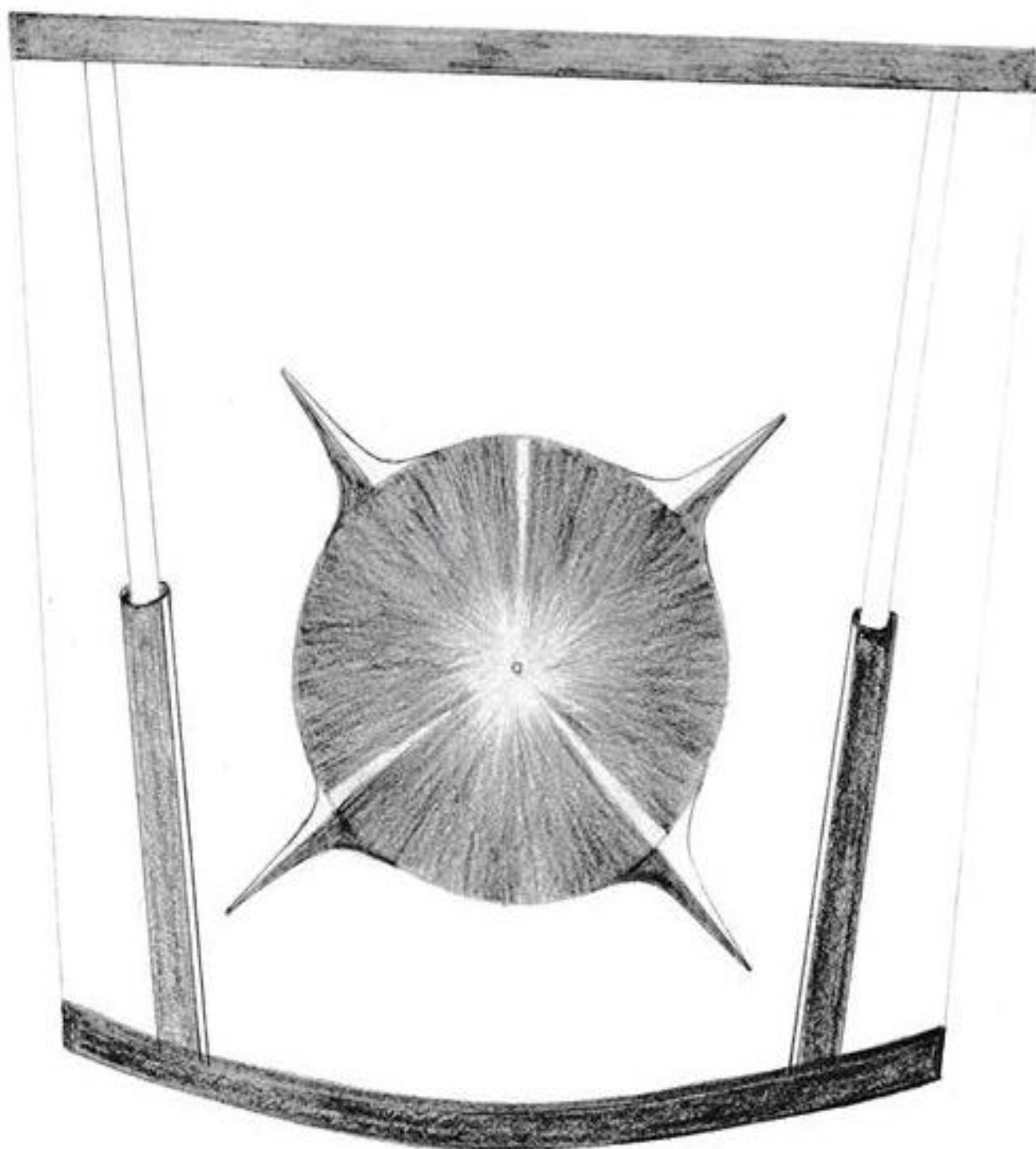
Esta investigación brindara a las compañías aéreas que usan aviones aminorar costo en el mantenimiento y pérdida de alabes por el impacto de aves. Como hemos investigado el sistema de bengalas cuyo costo total puede ser de 5509 dólares esta cantidad de dinero invertirían las líneas aéreas al poner el sistema de bengalas, así se brindara satisfacción a los pasajeros y clientes.

Figura 10. Vista de la instalación del sistema de bengala.



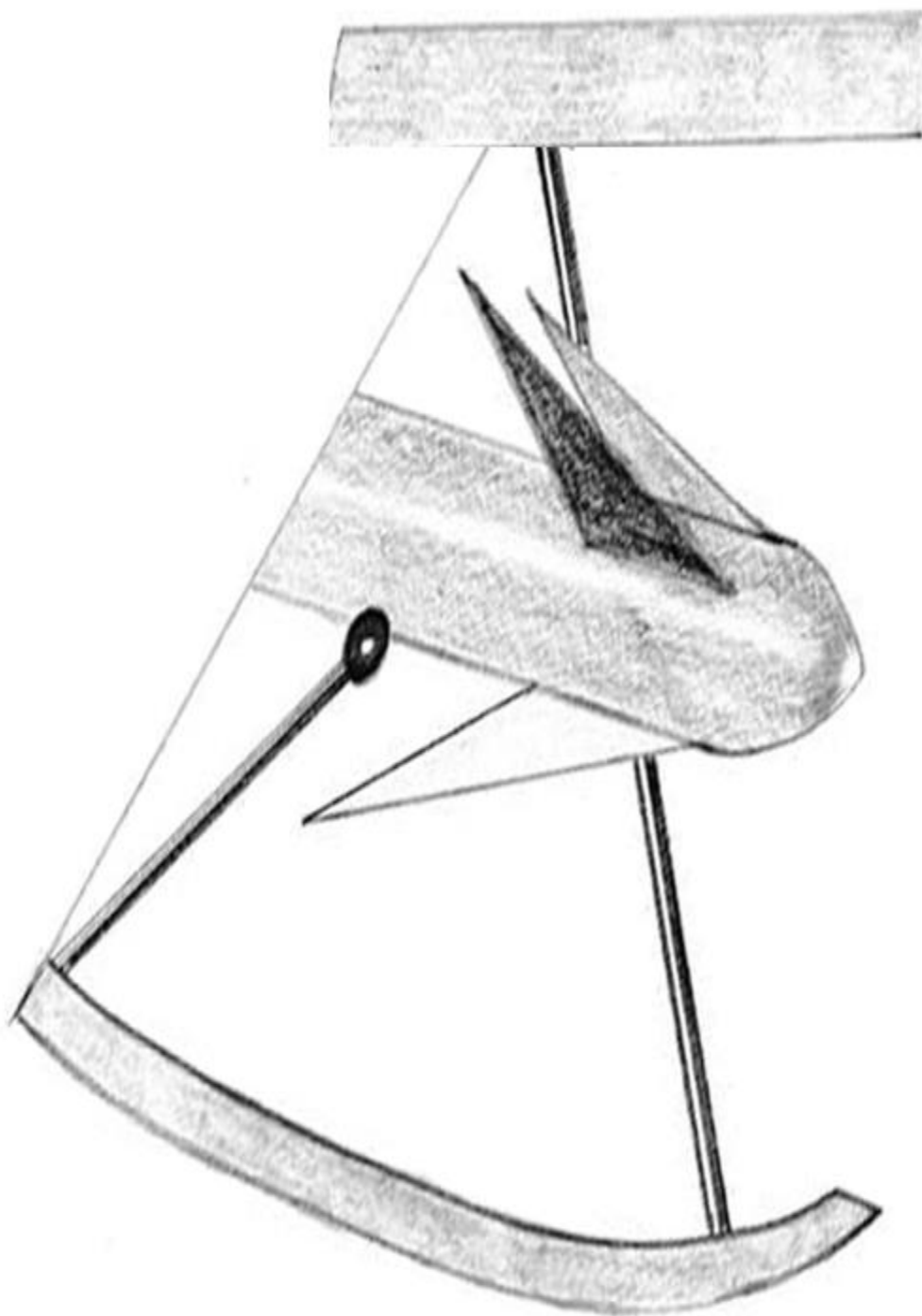
Fuente; Elaboración Propia

Figura 11. Vista de la bengala.



Fuente; Elaboración Propia

Figura 12. Proyección de instalación del misil.



Fuente; Elaboración Propia

En mi investigación en vista a que los misiles modernos de guerra son información confidencial me basare en un misil de algunos años de antigüedad de mucha efectividad para la aeronáutica, el misil ATGM (Anti-Tank Guided Missile), el cual tendría que ser importado por la empresa ARMAQ S.A.

Es un misil creado para destruir a tanques, aviones de guerra o cualquier otro vehículo de combate con blindaje.

El alcance y tamaño del misil ATGM varía dependiendo de sus lanzadores que pueden ser trasladado por una sola persona, los de grandes montajes necesitan varios equipos para ser trasladados y poder ser disparados en los cuales se emplean aeronaves o también transportes terrestres.

El ATGM es disparado por el launcher después de fijar un objetivo está bloqueado con infrarrojos. El misil tiene dos unidades de propulsión por separados, es decir, poner en marcha el motor y el vuelo del motor. El motor de lanzamiento proporciona un lanzamiento suave para expulsar el misil del tubo de lanzamiento con 13m/s de velocidad aproximadamente. Una vez que el misil se despeja del tubo, el misil viaja con esta velocidad a una distancia segura de alrededor de 5 metros, entonces el motor de vuelo se enciende y proporciona empuje para propulsar el misil a su velocidad máxima. Un lanzamiento de jabalina ATGM se muestra en la Figura 13.

Figura 13. Misil ATGM.



Fuente; Betelijah, 2017

Después de quemar el motor de vuelo, el misil ATGM tiene una velocidad de aproximadamente 190 m/s y continúa el vuelo sin empuje. Las especificaciones de masa del ATGM después del agotamiento se dan en la Tabla 1

Tabla 1 - ATGM Especificaciones Después de Burn-out

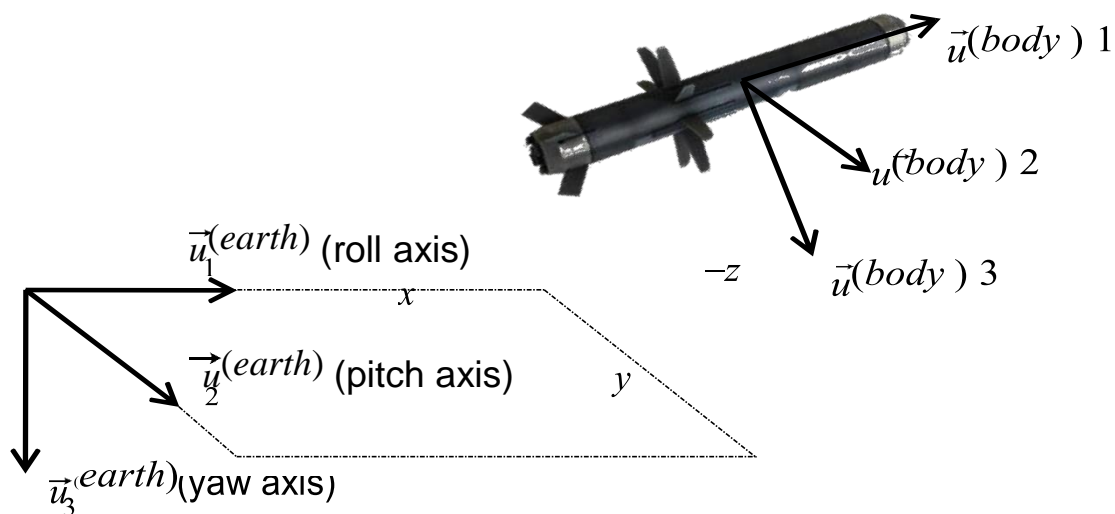
Masa	10.15 kg
Diámetro	0,127 m
Longitud	1.081 m
CG (de nariz)	0,446 m
J_{xx}	0.023 kg m / s ²
J_{yy} , J_{zz}	0,914 kg m / s ²

Fuente; Elaboración Propia

Referencia de la estructura y suposiciones del modelo

Con el fin de suministrar los datos para el estudio de estimación, la respuesta de Javelin ATGM se simula con seis grados de libertad, incluyendo posiciones de inercia x, y, z y ángulos de Euler φ , θ , ψ . Los dos marcos de referencia utilizados en la simulación, marco a saber inercial y bastidor de estructura se definen en Figura 14.

Figura 14. Referencias de la estructura.



Fuente; Anónimo, 2009

La estructura de inercia está fijada con respecto a la tierra en la posición lanzada del misil con el eje “z” apuntando hacia la misma dirección que el vector de gravedad, el eje “x” apuntando hacia la dirección del eje de misiles y apuntando el lado derecho de la orientación inicial del misil. El origen estructural del fuselaje está en el centro de gravedad del misil (CG), con el eje “x” apuntando hacia delante a través de la nariz del misil, el eje “y” apuntando el lado derecho del eje del misiles y “z” apuntando a través de la parte inferior. La rotación del bastidor de la estructura del cuerpo de tierra fijo se determina con la secuencia 3-2-1 Euler (ψ , θ , ϕ respectivamente).

La simulación del misil antes del agotamiento y el diseño de un controlador adecuado no están dentro del alcance de este estudio. Se supone que el misil se lleva a la altura y altitud deseadas al agotarse después del lanzamiento. Después de eso, se aplican las deflexiones superficiales de control de bucle abierto para excitar el misil. Solo la respuesta del misil a esas excitaciones es simulada.

Ecuaciones de movimiento

Las ecuaciones recogidas de movimiento del misil para ser utilizados en la simulación se resumen a continuación.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{F}{m} + g \begin{bmatrix} -s\theta \\ c\theta s\phi \\ c\theta c\phi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \left(\underline{M} - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \quad (1.2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\theta s\phi/c\theta & s\theta c\phi/c\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\phi + c\phi s\theta s\phi & s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

Los vectores de fuerza y momento aerodinámicas resultante que actúa sobre el centro de gravedad del misil expresan en el cuerpo de marco de coordenadas. Teniendo en cuenta que seno (s) y el coseno (c) se indican con s y c por simplicidad. Las fuerzas aerodinámicas y momentos se expresan en términos de coeficientes aerodinámicos no dimensionales como las siguientes ecuaciones:

$$\underline{F} = \frac{\rho V^2}{2} \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} S \quad (1.5)$$

$$\underline{M} = \frac{\rho V^2}{2} \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} S l \quad (1.6)$$

Las ecuaciones de estado dadas anteriormente se integran numéricamente en MATLAB usando segunda orden de integración Runge-Kutta con 1m/s paso de tiempo.

Estados y entradas del modelo de misil se definen como:

$$\underline{x} = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi \ x \ y \ z]^T \quad (1.7)$$

$$\underline{u} = [\delta_e \ \delta_r \ \delta_a]^T \quad (1.8)$$

La fórmula de integración aplica entonces se puede mostrar como:

$$\underline{x}(k+1) = \underline{x}(k) + f \left[\underline{x}(k) + \frac{f[\underline{x}(k), \underline{u}(k)] dt}{2}, \hat{\underline{u}}(k) \right] dt \quad (1.9)$$

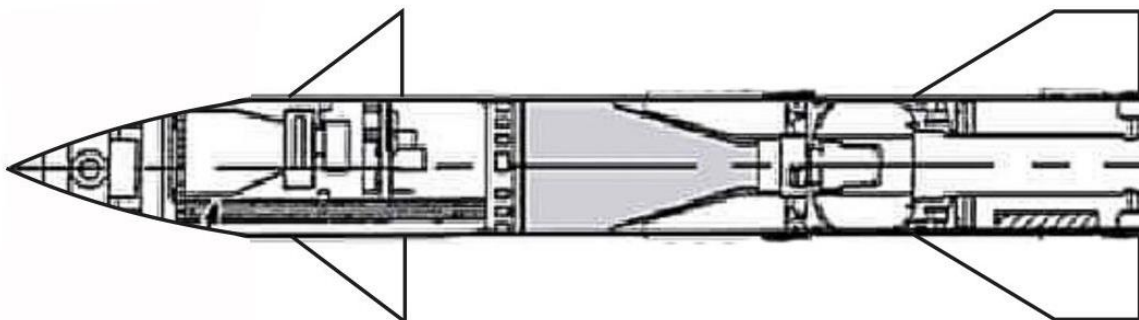
Donde f está representado por la función de estado \underline{u} es representado por el valor promedio de la corriente (k) y futuros puntos (k + 1).

4.1.1. Modelo aerodinámico del nuevo misil

Las fuerzas aerodinámicas no dimensionales y los coeficientes de momento en las ecuaciones (1.5) y (1.6) se calculan utilizando el software MISSILE DATCOM. La información geométrica del proyectil se obtiene a través de una imagen de referencia que se muestra en la Figura 15. Donde el misil es simétrico en los planos XZ, XY y los mismos coeficientes se utilizan para ambos planos.

Como se mencionó anteriormente, solo la respuesta a la perturbación del misil en lazo abierto se simula en un intervalo de tiempo relativamente pequeño. Este es el punto clave para la mayoría de las suposiciones hechas especialmente en el modelo aerodinámico. Como el misil vuela cerca de la trayectoria balística

Figura 15. Diseño del misil.



Fuente; Elaboración Propia

Cuando se dan pequeñas perturbaciones a las superficies de control, se necesita un espacio pequeño alrededor de la condición de referencia para la base de datos de aerodinámica. El vector de los puntos de corte de entrada utilizados para determinar el espacio de la base de datos aerodinámicos se da en la Tabla 2.

Tabla 2- Los vectores de entrada de base de datos aerodinámico

Parámetros	Entradas
Mach	[0.3 0.4 0.5 0.6]
$\alpha, \beta, \delta_{mi}, \delta_r,$ δ_{un}	[-5 -4 -3 -2 -1 0 1 2 3 4 5] deg

Fuente; Elaboración Propia

Modelo aerodinámico utilizando los parámetros indicados en Tabla 2 se obtienen a partir MISSILE DATCOM en la siguiente forma:

$$C_X = C_X^{static}(M, \alpha, \beta, \delta_e, \delta_r, \delta_a) \quad (1.10)$$

$$C_Y = C_Y^{static}(M, \beta, \delta_r) + C_Y^{dynamic}(M) \frac{rl}{2V} \quad (1.11)$$

$$C_Z = C_Z^{static}(M, \alpha, \delta_e) + C_Z^{dynamic}(M) \frac{ql}{2V} \quad (1.12)$$

$$C_l = C_l^{static}(M, \alpha, \beta, \delta_a) + C_l^{dynamic}(M) \frac{pl}{2V} \quad (1.13)$$

$$C_m = C_m^{static}(M, \alpha, \delta_e) + C_m^{dynamic}(M) \frac{ql}{2V} \quad (1.14)$$

$$C_n = C_n^{static}(M, \beta, \delta_r) + C_n^{dynamic}(M) \frac{rl}{2V} \quad (1.15)$$

Uso de los estados de entradas y desviación de superficie de control en la simulación, cada coeficiente se calcula con la interpolación lineal a partir de la base de datos de aerodinámica a cada paso del tiempo. Ángulos totales de velocidad, el viento también es calculado a partir de los estados para la condición de ausencia de viento:

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (1.16)$$

$$\alpha = \tan^{-1}(w/u) \quad (1.17)$$

$$\beta = \tan^{-1}(v/u) \quad (1.18)$$

Teniendo en cuenta que la representación del ángulo “flank” se utiliza para el ángulo de deslizamiento lateral. Esta es una suposición razonable debido a los ángulos de ataque bajos.

Una última suposición en la simulación es tomar la velocidad del sonido para que sea constante. El número de Mach se calcula de la siguiente manera:

$$M = \frac{V}{a_{sound}} \quad (1.19)$$

Un estudio de estimación de parámetros aerodinámicos se inicia antes de la prueba de vuelo. En primer lugar un modelo aerodinámico cuyos parámetros se determina para ser verificado. A continuación, un escenario de prueba apropiado se prepara para que el misil se mantenga la mayor parte del tiempo posible en vuelo. Finalmente las entradas, ya sean en circuito abierto o en lazo cerrado están diseñados para que los suministros de los misiles ricos en contenido de información den su respuesta. Estas son todas las partes de la aerodinámica de trabajo de estimación de parámetros que tienen lugar antes del vuelo. Antes de desarrollar un algoritmo de estimación, estos pasos se explican en detalladamente a continuación.

Verificación modelo aerodinámico

En este estudio, la identificación del modelo aerodinámico se restringe a los coeficientes de fuerza y momento de los ejes Y y Z. En otras palabras, solo se identifican los coeficientes CZ y Cm. Teniendo en cuenta que el misil se modela como simétrico en los planos de cabeceo y guiñada, CY y Cn son idénticos a CZ y Cm son valores absolutos. Solo hay una diferencia de signo debido a la convención con:

$$C_Z^{static} = C_Y^{static} \quad 1.20$$

$$C_{Z_q}^{dynamic} = -C_{Y_r}^{dynamic} \quad 1.21$$

$$C_m^{static} = -C_n^{static} \quad 1.22$$

$$C_{m_q}^{dynamic} = C_{n_r}^{dynamic} \quad 1.23$$

El modelo aerodinámico generalmente se identifica a través de parámetros de expansión lineal del modelo en un número Mach de referencia:

$$C_Y = C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r + C_{Y_r} r \quad 1.24$$

$$C_Z = C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e + C_{Z_q} q \quad 1.25$$

$$C_m = C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_q} q \quad 1.26$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_r} r \quad 1.27$$

Dado que los modelos aerodinámicos en planos de cabeceo y guiñada son los mismos, los derivados aerodinámicos comunes también se usan en ecuaciones linealizadas:

$$C_Y = C_{Z_\alpha} \beta + C_{Z_{\delta_e}} \delta_r - C_{Z_q} r \quad 1.28$$

$$C_Z = C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e + C_{Z_q} q \quad 1.29$$

$$C_m = C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_q} q \quad 1.30$$

$$C_n = -C_{m_\alpha} \beta - C_{m_{\delta_e}} \delta_r + C_{m_q} r \quad 1.31$$

El objetivo de un estudio de estimación de parámetros es encontrar los parámetros desconocidos de un modelo matemático conocido. Aquí, la aerodinámica no lineal del misil se aproxima mediante un modelo lineal y se calcularon los parámetros de este modelo usando el programa MISSILE DATCOM. El propósito de esta sección es encontrar el modelo lineal que mejor se ajuste al misil. El modelo lineal montado en la base de datos se utiliza para evaluar el desempeño de las siguientes secciones. Derivados aerodinámicos en modelos linealizados se evalúan primero de la base de datos no lineal directamente como valores de referencia del misil antiguo. Un número de referencia Mach se selecciona con la consideración de la velocidad media del misil durante las perturbaciones y el modelo no lineal se linealiza alrededor de un punto de referencia de parámetros de un modelo lineal obtenido con dos enfoques para 0,5 número de Mach se dan en la Tabla 3.

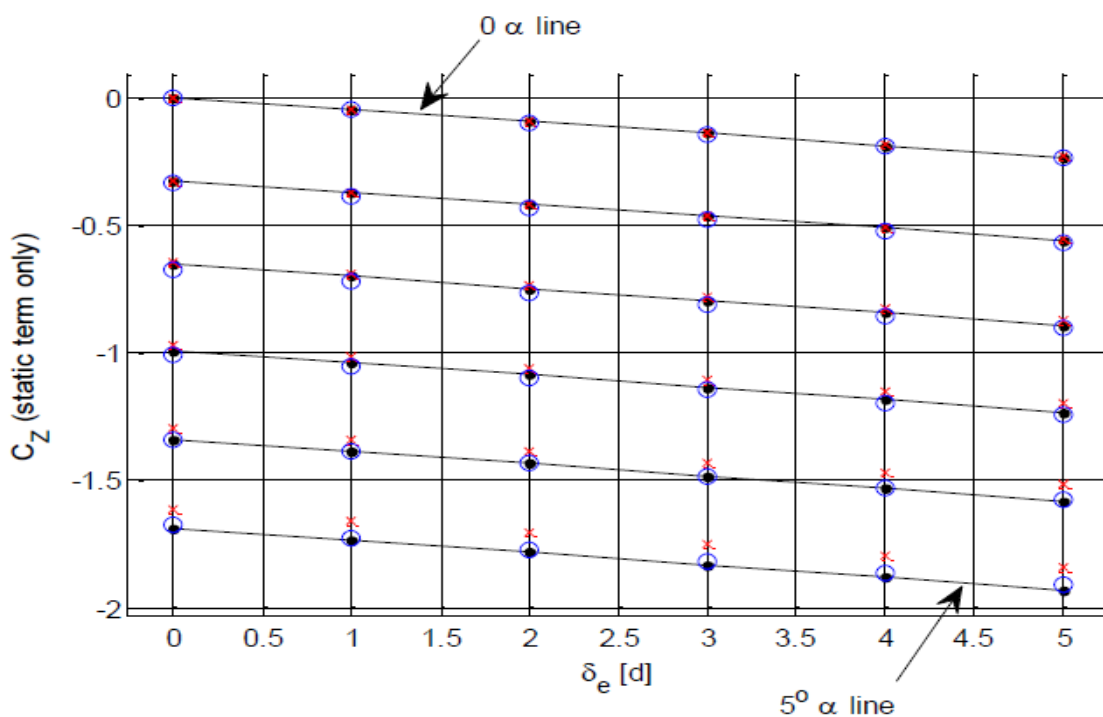
Tabla 3. - Derivados de momento aerodinámico a 0,4 M

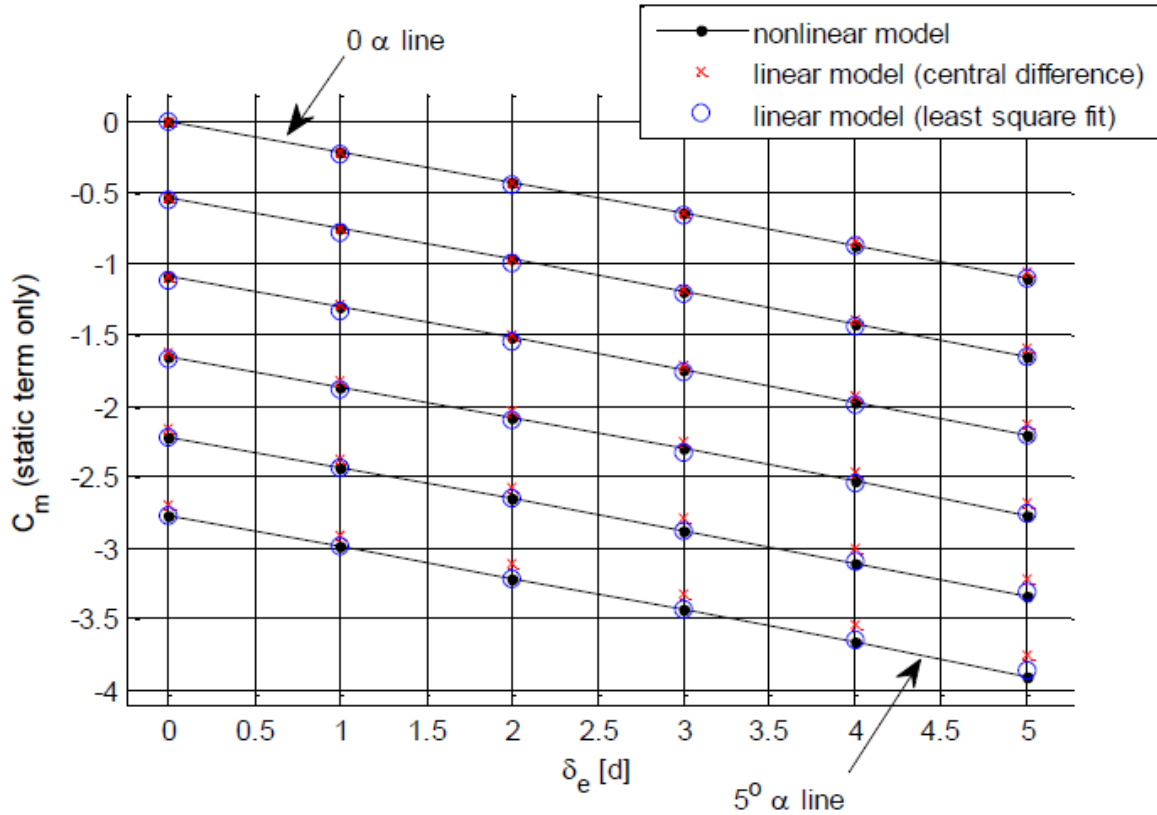
	enfoque de diferencia central	método de mínimos cuadrados
$C_{z\alpha}$ (derivado de estabilidad)	-18.489	-19.183
$C_{z\delta}$ (derivado control)	-2.573	-2.666
$C_{m\alpha}$ (derivado de estabilidad)	-30.894	-31.781
$C_{m\delta}$ (derivado control)	-12.118	-12.557

Fuente; Elaboración Propia

Teniendo en cuenta que el modelo lineal obtenido con el enfoque de diferencia central es exacta para $[-1, 1 +]$ grados ángulo de ataque y $[-1, +1]$ y intervalos de desviación de grados de ascenso. Por otro lado el enfoque de mínimos cuadrados se ajusta al modelo no lineal con una mejor cobertura. Los modelos lineales se representan en los valores de base de datos aerodinámicos en la Figura 16.

Figure 16 - Coeficientes estáticos del plano de paso





Fuente; Elaboración Propia

Uno de los modelos lineales debe ser seleccionado. En el caso de la construcción de una base de datos a través de los valores estimados en lugar de la verificación de una ya existente, el enfoque de diferencia central es una mejor opción.

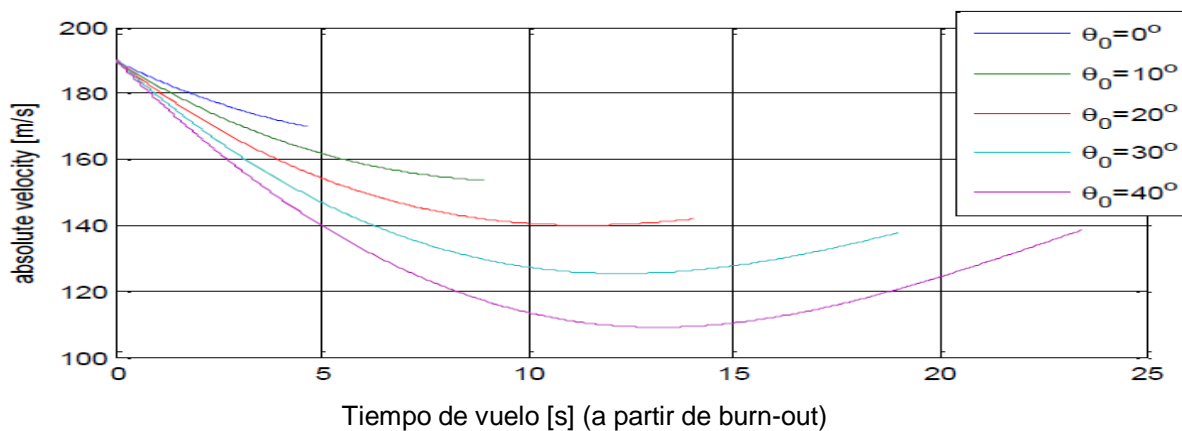
Parámetros obtenidos a través de múltiples casos de prueba de vuelo se ponen todos juntos y con un ajuste de la curva final puede ser usado para la determinación de un modelo de base de datos para el misil.

Escenario de prueba

Como se ha explicado antes, se aplica la estimación para abrir respuesta del bucle del misil, es decir alrededor del ángulo de ataque cero y el ángulo de deslizamiento lateral después del agotamiento. La condición inicial de esta fase necesita ser determinado cuidadosamente con el enfoque para crear un intervalo con cambio de velocidad mínima durante las perturbaciones. Esto asegura que el modelo aerodinámico se puede estimar con una expansión linealizada alrededor de una condición de referencia Mach.

La simulación se inició a partir del quemado del misil con 190m / s de velocidad, en un ángulo cerrado que sea determinado. El uso de un ángulo de paso negativo alrededor de -20 grados proporciona el intervalo deseado con el cambio mínimo de velocidad para el misil.

Figura 17 - Trazos de velocidad para vuelos libres con diferentes ángulos de inclinación inicial



Fuente; Elaboración Propia

Aunque parece que en velocidades más bajas hay intervalos más largos que podría prometer mejores estimaciones, es crítico para verificar el modelo aerodinámico cerca de las velocidades que normalmente opera. Por lo tanto el ángulo de paso inicial se selecciona como 30 grados. Las perturbaciones se aplican entre 7 segundos y 19 segundos en la parcela 30o theta en la Figura 17 para verificar la trayectoria recorrida por el misil. La diferencia entre la velocidad mínima y máxima durante el intervalo es 12,5 m / s que se representa con 0,037 número de Mach en la simulación.

Diseño de entrada

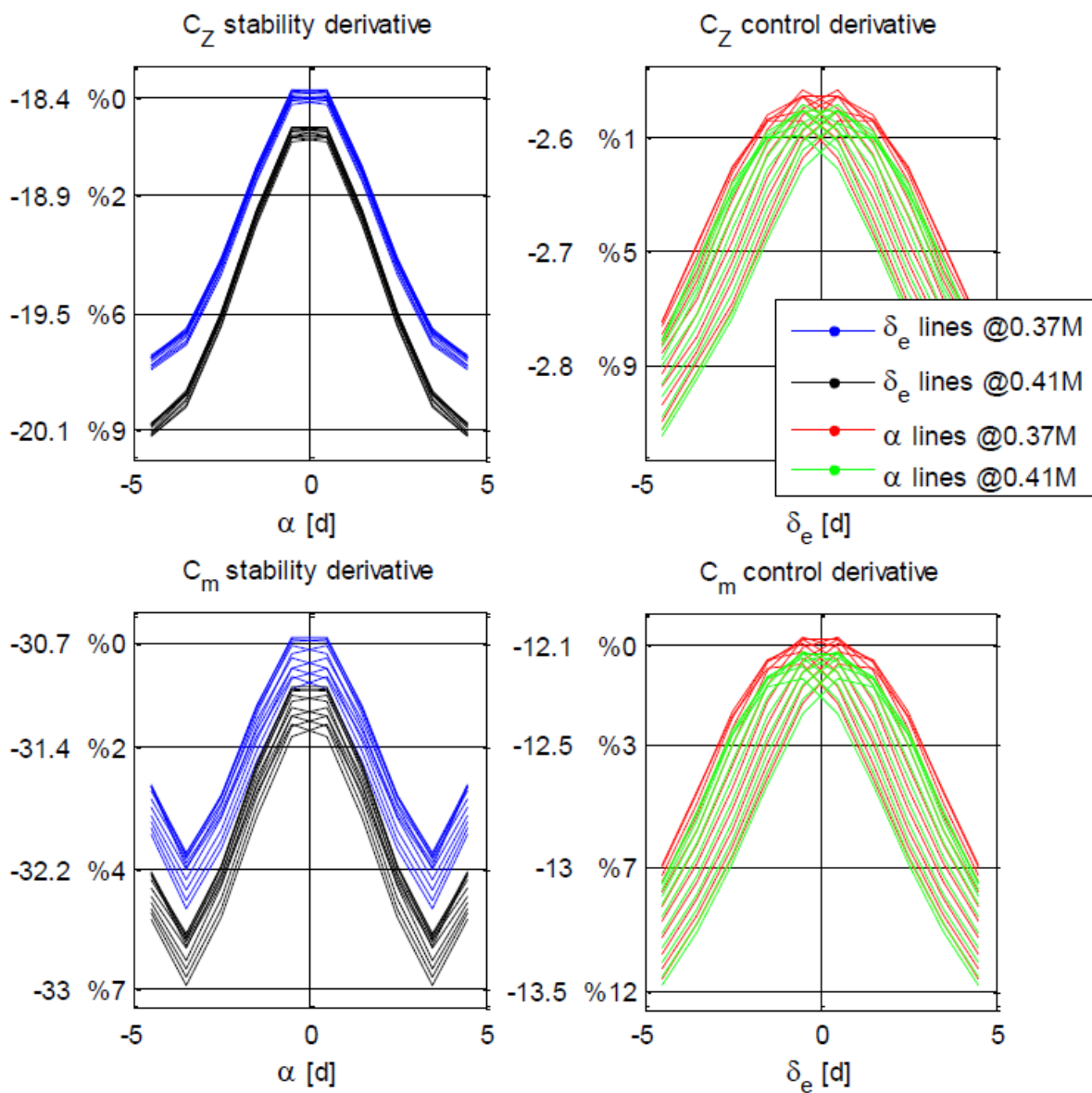
El objetivo del diseño de entrada es excitar el misil para que los datos de medición que contiene información suficiente para una estimación de éxito.

Teniendo en cuenta que los términos dinámicos en el modelo aerodinámico ya son lineales. Términos estáticos son linealizados para ser utilizado en la estimación. Esos modelos lineales son funciones de ángulos de viento y deformaciones de la superficie de control.

Coeficientes aerodinámicos en 0,37 y 0,42 números de Mach (que son las velocidades mínima y máxima dentro del intervalo de prueba seleccionado por excitaciones) se dan en la Figura 18 con respecto al ángulo de ataque y la deflexión de ascenso. En el eje Y de las parcelas, errores relativos con respecto a los derivados en el ángulo de ataque cero, desviación de

ascenso cero y la velocidad media también están incluidos.

Figura 18 - fuerza aerodinámica y momento derivados



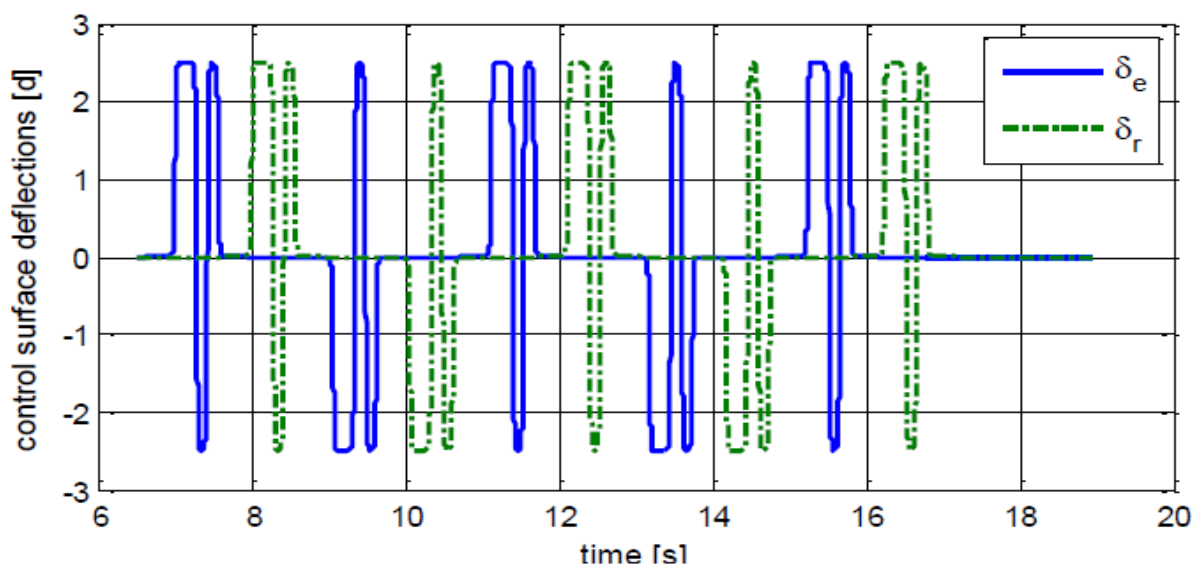
Fuente; Elaboración Propia

Se puede observar que el error relativo dominante es en derivados de control debido al ángulo de ataque y la deflexión. Después de 4 grados

para ambos parámetros, los errores relativos exceden el 10%, por encima del cual las bandas de suposición de linealidad puede fallar. Teniendo en cuenta que 0,04M cambio de velocidad tiene un efecto insignificante sobre los errores relativos. De hecho, debido a esta razón, el intervalo de 12 segundos podría aumentarse si es necesario.

Entradas diseñadas se muestran en la Figura 19. Entradas múltiples pasos en pulsos 2-1-1son aplicados con 0,56 período de segundo (casi 2,5 Hz) y 2,5 grados de amplitud. Con el fin de captar la respuesta libre de los intervalos de entrada cero teniendo en cuenta que las entradas de onda cuadrada generada en MATLAB se filtran con 20 Hz de paso bajo.

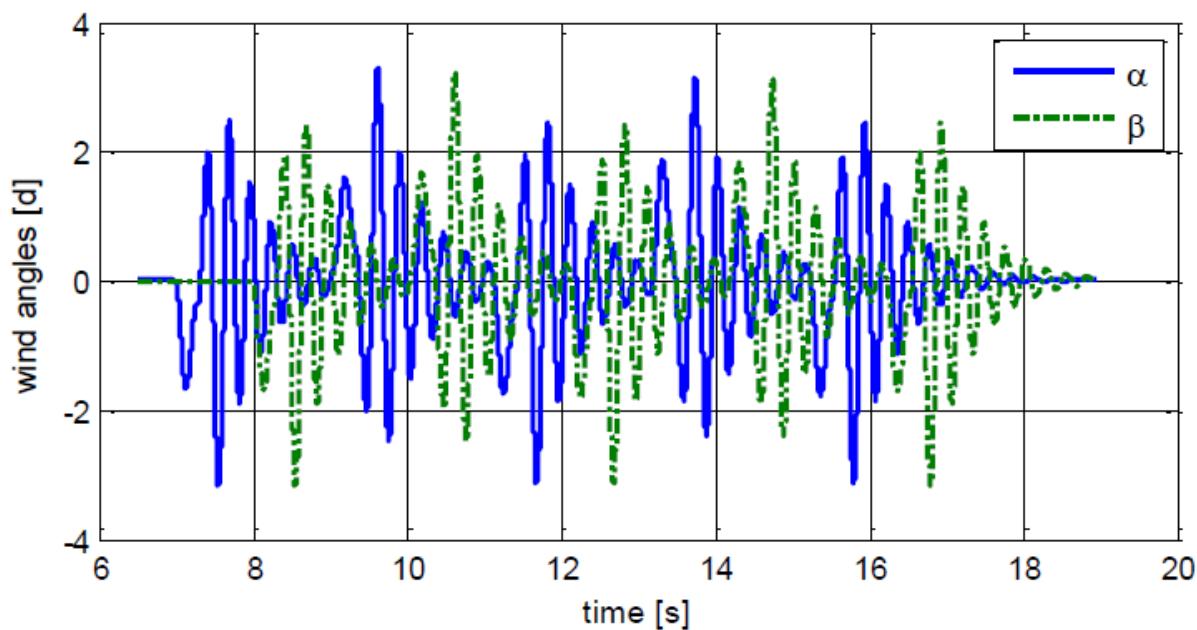
Figura 19 - deflexiones de superficie de control en caso de prueba



Fuente; Elaboración Propia

Las respuestas de los ángulos de viento del misil a las entradas perturbadas aplicadas se muestran en la Figura 20. Se puede ver que los ángulos de viento no superan los 4 grados de la región en los que el modelo aerodinámico se puede aceptar como lineal porque no logra salir de su trayectoria.

Figura 20 - ángulos de viento en caso de prueba estudiada



Fuente; Elaboración Propia

Parámetros del modelo lineal obtenido por misil se dan en la Tabla 4. Valores de diferencia central del modelo aerodinámico no lineal a velocidad media durante las perturbaciones también se dan en la misma tabla para los valores de referencia.

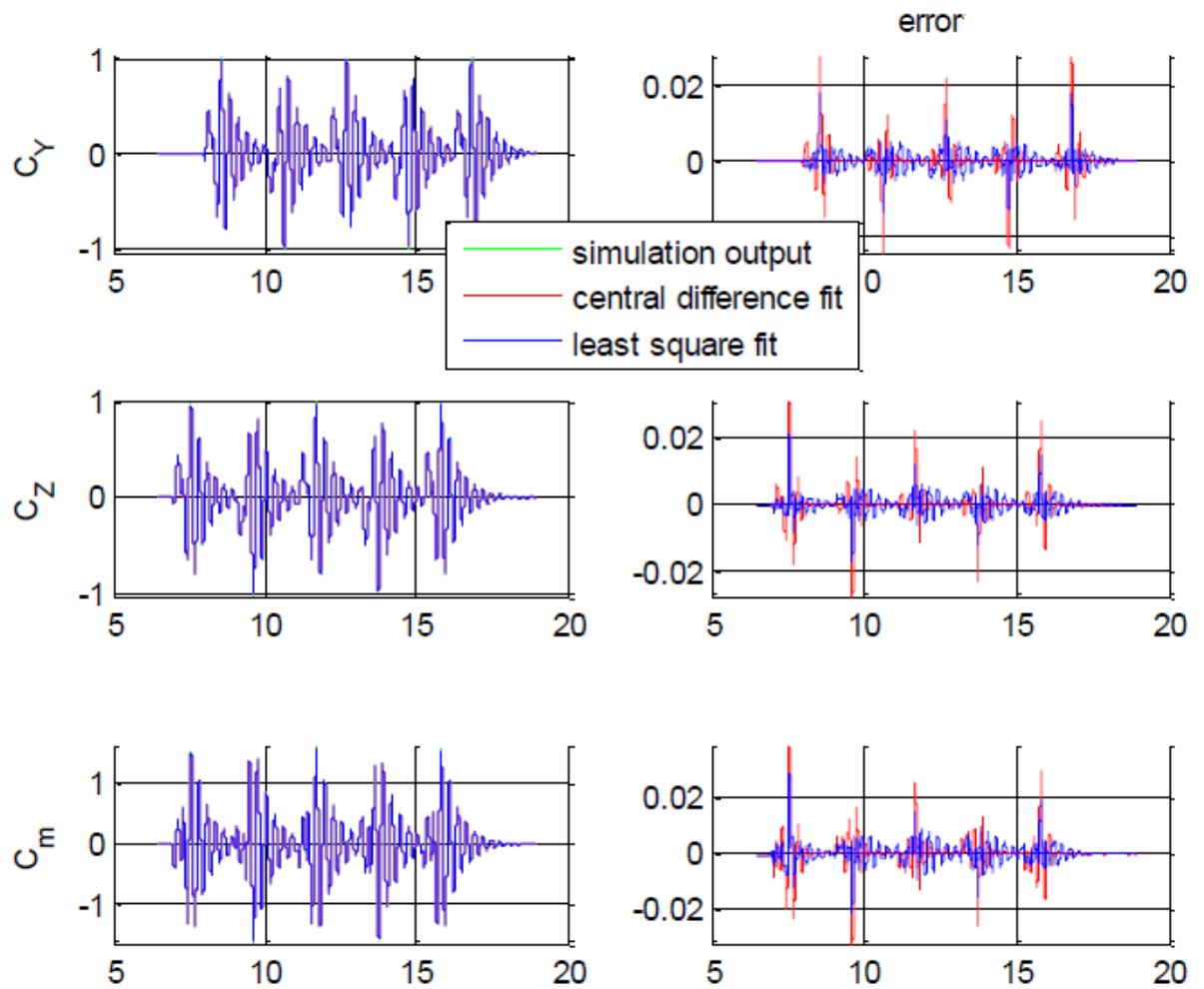
Tabla 4 - Parámetros del modelo lineal obtenidos con un ajuste de mínimos cuadrados

Parámetro (x,y)	Valor	valor de la diferencia central
Cz α	-18.628	-18.421
Cz δ	-2.611	-2.568
Czq	-0.048	-0.048
Cm α	-31.031	-30.774
Cm δ	-12.246	-12.097
CMQ	-0.121	-0.121

Fuente; Elaboración Propia

Las comparaciones de modelo no lineal tanto con diferencia central y los modelos de mínimos cuadrados se dan en la Figura 21. Se puede observar a partir de gráficas de error de trayectoria que a pesar de los errores del enfoque central son muy mínimos en las regiones de respuesta.

Figura 21 - Comparación de modelos aerodinámicos



Fuente; Elaboración Propia

Caso de prueba de la muestra

Respuesta simulada del ATGM se utiliza para probar el algoritmo de estimación con los dos modelos de sistemas implícitos y explícitos por la teoría de Runge-Kutta. Los valores iniciales de estos parámetros son seleccionados, los verdaderos valores junto con los valores iniciales seleccionados se dan en la Tabla 5. Mismas medidas con los mismos valores iniciales se utilizan para probar los modelos implícitos y explícitos.

Tabla 5 - Los valores verdaderos y las estimaciones iniciales utilizados en caso de prueba de la muestra.

Parámetros (x,y)	verdaderos valores	Valor inicial para la estimación
Cza	-18.628	-17.952
CZD	-2.611	-2.135
Czq	-0.048	-0.058
CMA	-31.031	-31.317
cmd	-12.246	-9.906
CMQ	-0.121	-0.142
q0	-3,98 d / s	-4,25 d / s
r0	0 d / s	0,21 d / s
u0	138.81 m / s	142.88 m / s
V0	0 m / s	0 m / s
w0	0,036 m / s	0 m / s
φ_0	d 0	d 0
θ_0	8,67 d	6,45 d
sesgo hacha	-0,266 m / s ²	0 m / s ²
ay sesgo	-0,411 m / s ²	0 m / s ²
sesgo az	-0,131 m / s ²	0 m / s ²
p sesgo	-0,096 d / s	0 d / s
q sesgo	0.047 d / s	0 d / s
sesgo r	0.020 d / s	0 d / s

Fuente; Elaboración Propia

Las salidas de los modelos implícitos y explícitos con el conjunto definido de parámetros desconocidos se dan en la Figura 22 y Figura 23 respectivamente. La diferencia entre los dos modelos se puede ver claramente en los gráficos. Los resultados del modelo con valores finales obtenidos a partir de algoritmos se muestran en la Figura 24 y Figura 25. Los resultados con ambos modelos de sistemas implícitos y explícitos se

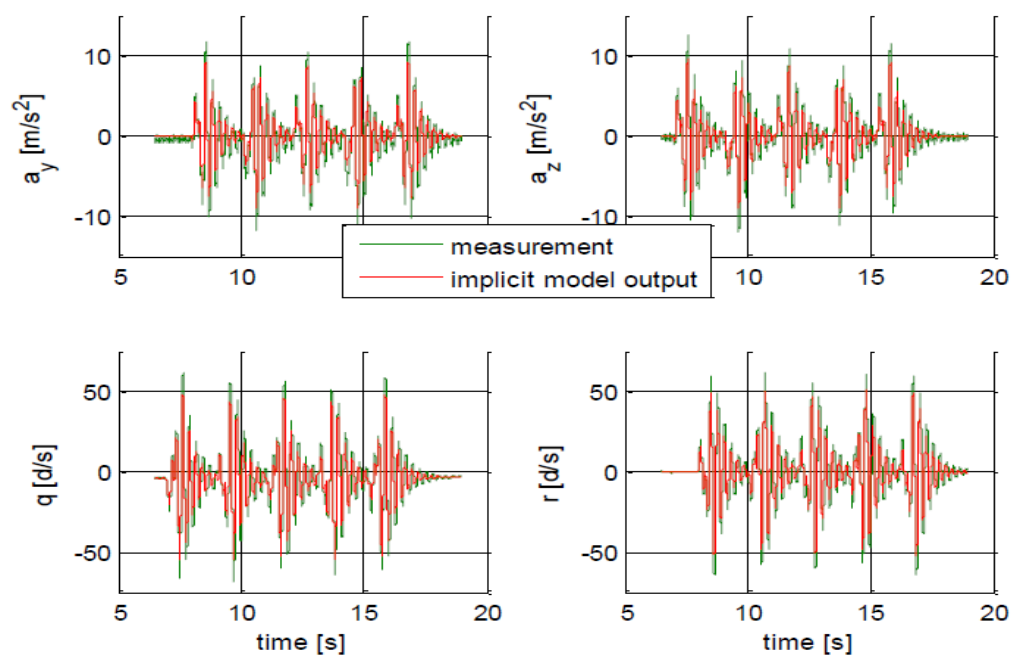
presentan en la Tabla 6. También se incluyen aquí los errores relativos de los parámetros aerodinámicos de referencia. Se observa a partir de los resultados que los valores estimados son más precisos para el modelo explícito.

Tabla 6 - Estimación de los valores con los modelos implícitos y explícitos.

Parámetros (x,y)	verdaderos valores	Las estimaciones finales con modelo implícito	Las estimaciones finales con el modelo explícito
Cza	-18.628	-19,541 (% 4.9)	-18,806 (% 1.0)
CZD	-2.611	-2,986 (% 14.4)	-2,647 (% 1.4)
Czq	-0.048	-0,060 (% 25.0)	-0,049 (% 2.1)
CMA	-31.031	-32,473 (% 4.6)	-31,304 (% 0.9)
cmd	-12.246	-12,850 (% 4.9)	-12,344 (% 0.9)
CMQ	-0.121	-0,126 (% 4.1)	-0,122 (% 0.8)
q0	-3,98 d / s	-4,00 d / s	NDa
r0	0 d / s	0,31 d / s	N / A
u0	138.81 m / s	136,21 m / s	138.425 m / s
V0	0 m / s	0.00 m / s	-0.004 m / s
w0	0,036 m / s	0,03 m / s	0,028 m / s
φ0	d 0	3,90 d	0.169 d
θ0	8,67 d	9,83 d	8.743 d
sesgo hacha	-0,266 m / s ²	-0,344 m / s ²	-0,240 m / s ²
ay sesgo	-0,411 m / s ²	-0,408 m / s ²	-0,411 m / s ²
sesgo az	-0,131 m / s ²	-0,136 m / s ²	-0,132 m / s ²
p sesgo	-0,096 d / s	-0,290 d / s	-0,133 d / s
q sesgo	0.047 d / s	0.129 d / s	0.064 d / s
sesgo r	0.020 d / s	-0,342 d / s	0.007 d / s

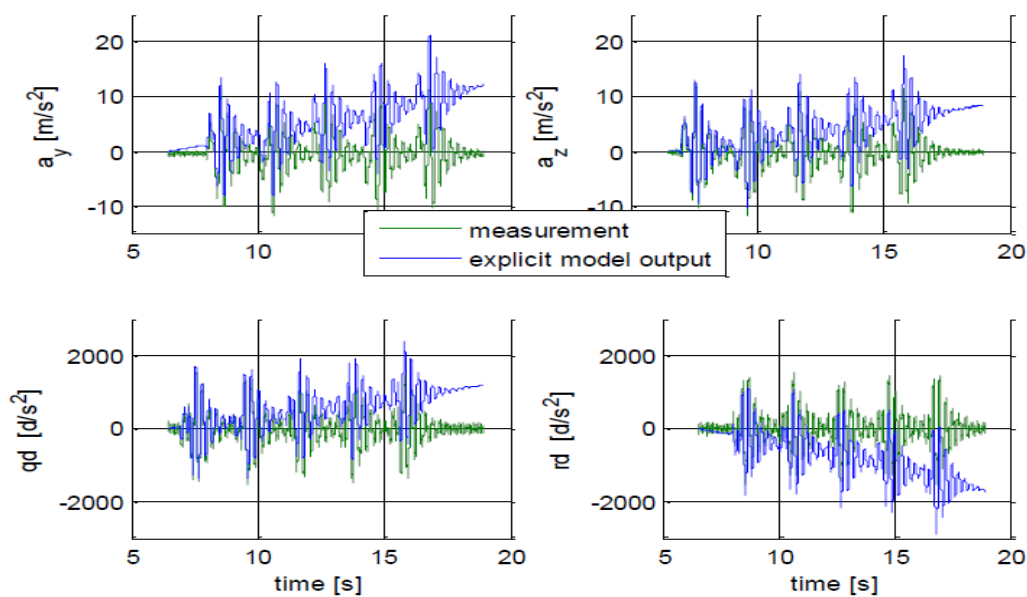
Fuente; Elaboración Propia

Figura 22 - Respuesta del modelo implícito con incógnitas iniciales



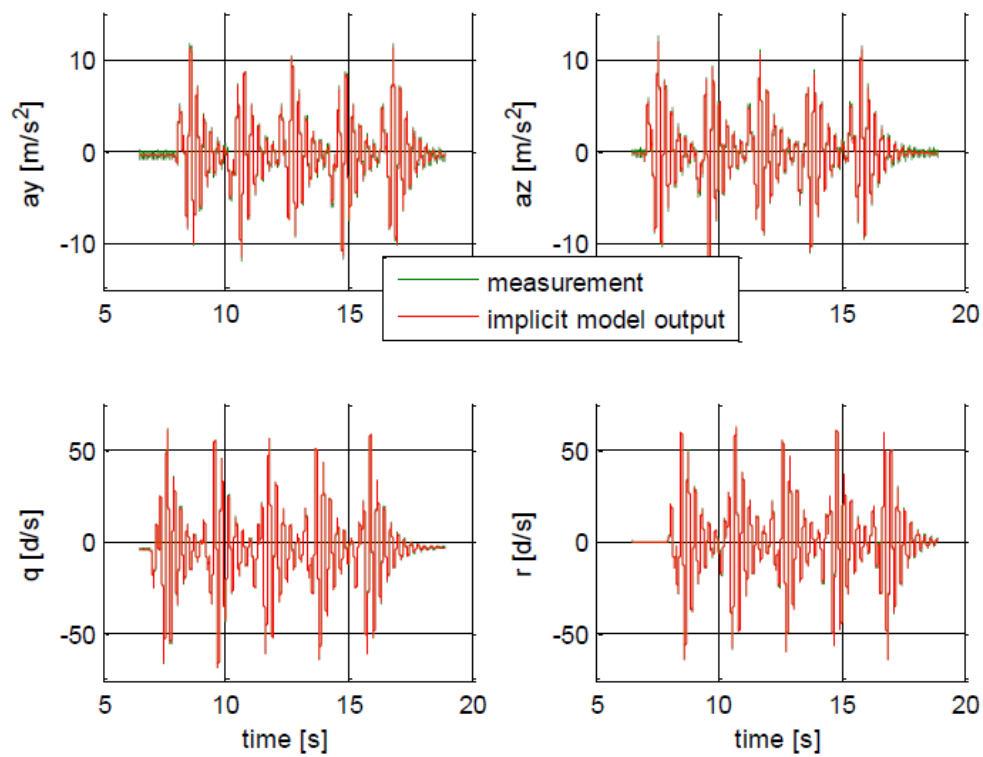
Fuente; Elaboración Propia

Figura 23 - Respuesta del modelo explícita con incógnitas iniciales



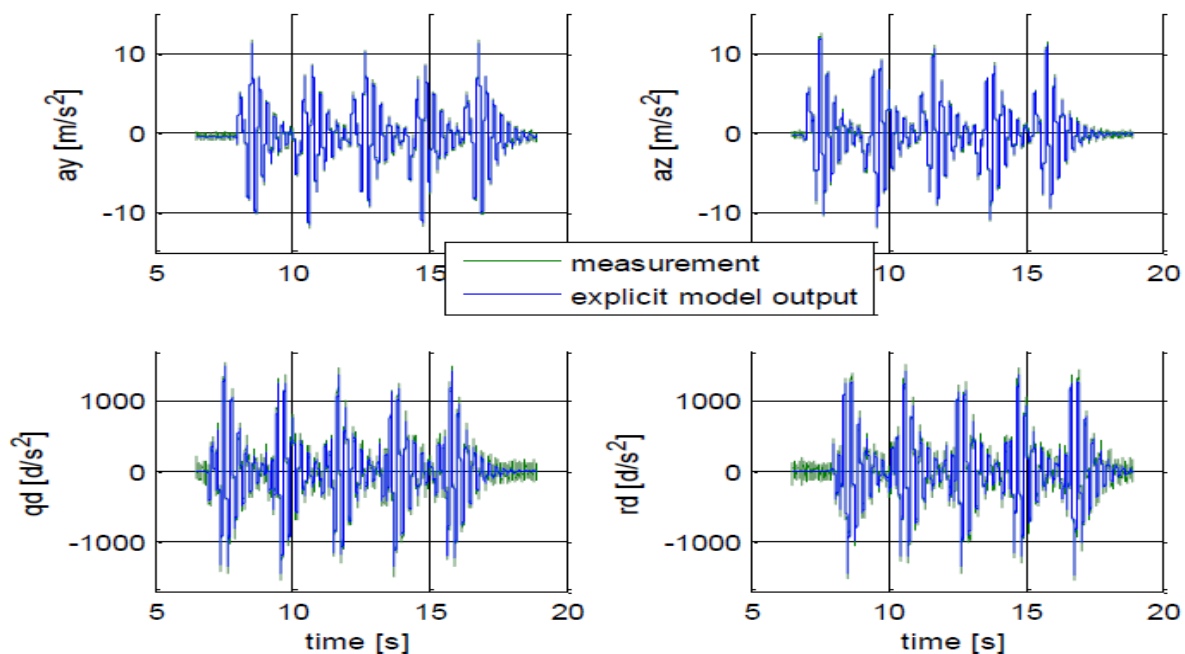
Fuente; Elaboración Propia

Figura 24 - Respuesta del modelo implícito con estimaciones finales



Fuente; Elaboración Propia

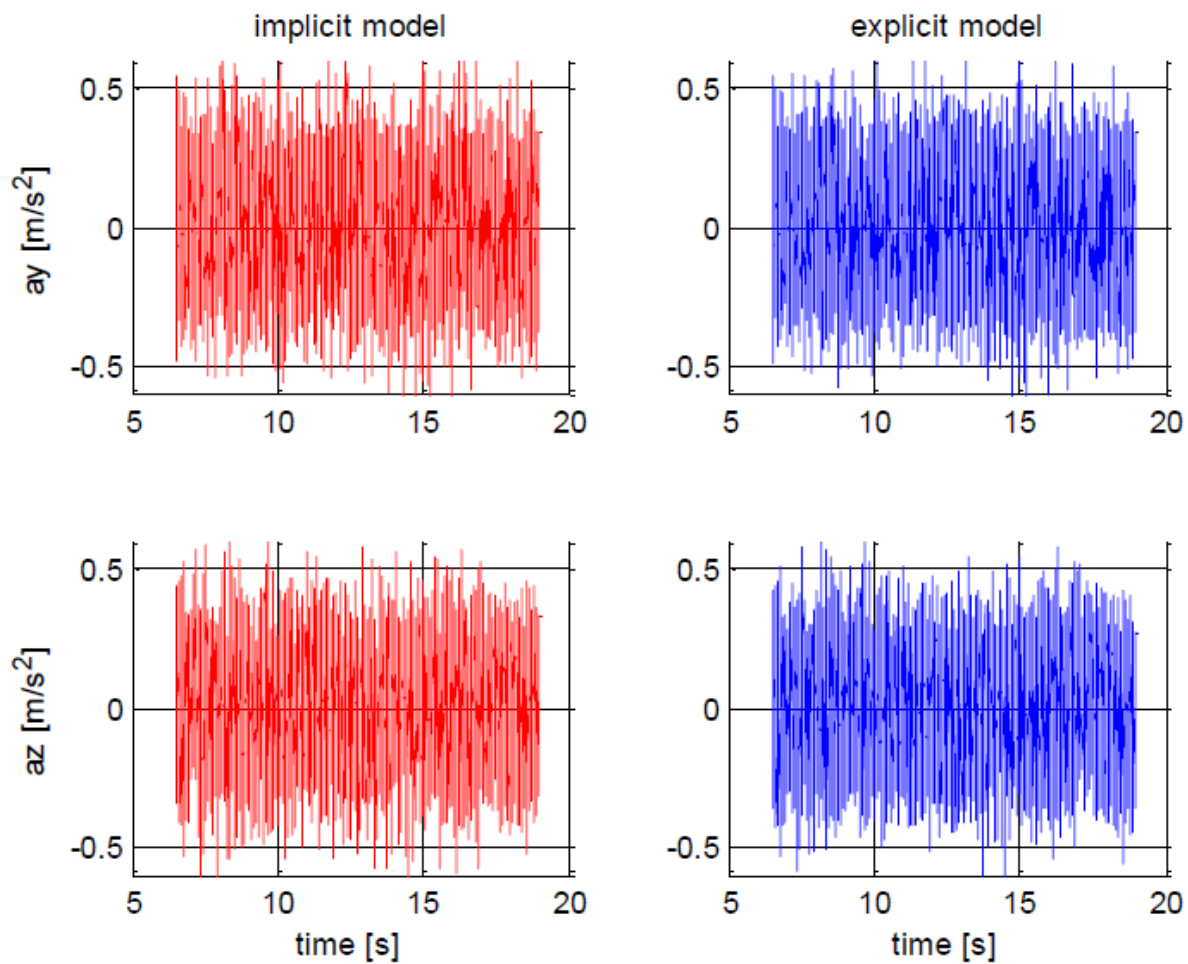
Figura 25 - Respuesta del modelo explícito con estimaciones finales



Fuente; Elaboración Propia

Se puede observar a partir de los gráficos de estimación final que las salidas de ambos modelos se combinan con éxito con mediciones sin ningún error visible. Los diagramas residuales de aceleraciones de traslación dados en la figura 26 también lo prueban. Los errores en ambos modelos se encuentran en niveles de ruido similares sin ningún comportamiento que afecte la trayectoria del misil.

Figura 26 - Errores de aceleración traslacional de modelos implícitos y explícitos



Fuente; Elaboración Propia

Los coeficientes de correlación superiores a 0,9 en los resultados del modelo implícito se dan en la Tabla 7. Las estimaciones de los parámetros aerodinámicos obtenidos con el modelo implícito parecen estar altamente correlacionadas entre sí. Este hecho reduce significativamente la fiabilidad del modelo implícito. Demostrando que el modelo explícito es más eficiente porque no pierde su trayectoria en vuelo logrando mantenerse recto para el propósito que se tiene. Teniendo en cuenta que los coeficientes de correlación para el modelo explícito están todos por debajo de 0.9.

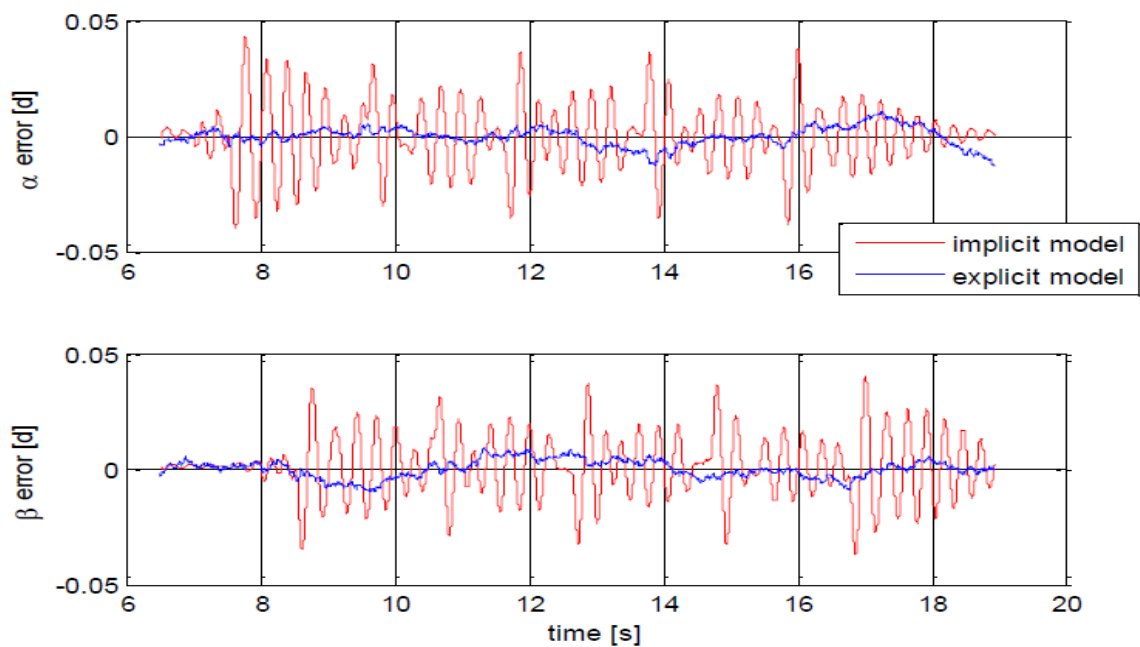
Tabla 7 - Correlaciones superiores a 0.9 en los resultados del modelo

	u0	θ0	Cza	Cma	Cmδ
u0	1	0908	0967	0999	0992
θ0	0908	1	0865	0893	0885
Cza	0967	0865	1	0968	0956
Cma	0999	0893	0968	1	0993
Cmδ	0992	0885	0956	0993	1

Fuente; Elaboración Propia

Este problema también puede ser verificado a partir de los gráficos de residuos dados en la Figura 27. Los errores de los ángulos de viento reconstruidos en el proceso a partir de datos reales de la simulación se presentan, y demostrando que el modelo explícito es el que menos desviación tiene en vuelo al ser expulsado del avión.

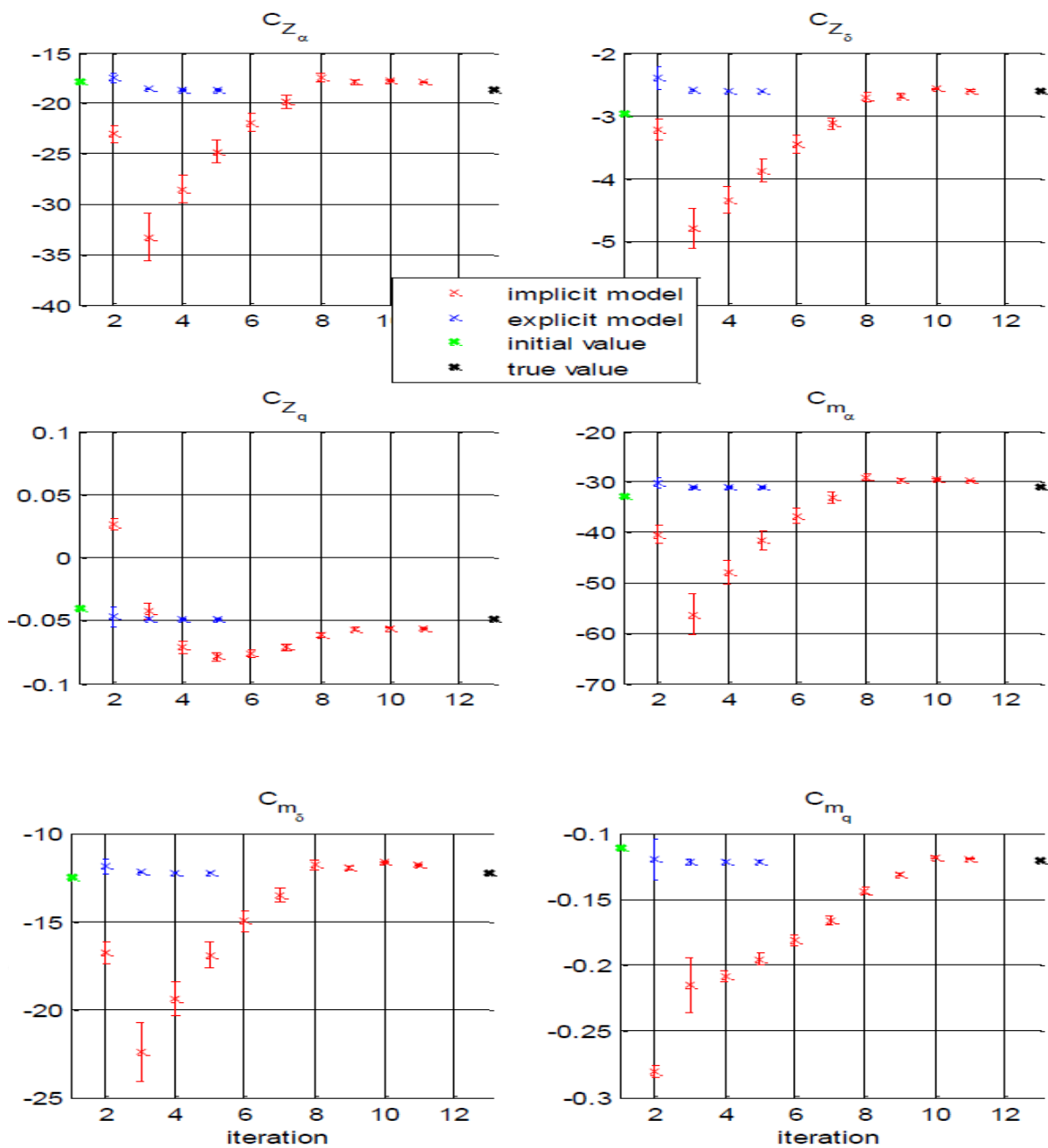
Figura 27- Errores de ángulo de viento de modelos implícitos y explícitos



Fuente; Elaboración Propia

Parcelas de convergencia de parámetros aerodinámicos también se dan en Figura 28. Demostrando que el modelo explícito se mantiene lo más recto posible en su trayectoria mientras que el modelo implícito pierde su trayectoria desviándose hacia el lado izquierdo perdiendo su cometido.

28 - Actualización de parámetros aerodinámicos en caso de muestra



a

Fuente; Elaboración Propia

A diferencia de antes, las divergencias locales ocurren durante la optimización, los resultados se dan en la Tabla 8. A pesar de que los parámetros aerodinámicos son todavía lo suficientemente bueno en el modelo explícito, mientras que el implícito contiene errores altos.

Tabla 8 - Estimación de valores con modelo explícito.

Parámetros (x,y)	verdaderos valores	Tanto cabeceo y guiñada respuestas planas	respuesta avión Pitch solamente
Cza	-18.628	-18,806 (% 1.0)	-18,382 (% 1.3)
CZD	-2.611	-2,647 (% 1.4)	-2,589 (% 0.8)
Czq	-0.048	-0,049 (% 2.1)	-0,049 (% 2.1)
CMA	-31.031	-31,304 (% 0.9)	-30,609 (% 1.4)
cmd	-12.246	-12,344 (% 0.9)	-12,072 (% 1.4)
CMQ	-0.121	-0,122 (% 0.8)	-0,121 (% 0.0)
u0	138.81 m / s	138.425 m / s	140.48 m / s
V0	0 m / s	-0.004 m / s	6.033 m / s
w0	0,036 m / s	0,028 m / s	0,037 m / s
ϕ_0	d 0	0.169 d	-21.405 d
θ_0	8,67 d	8.743 d	7.265 d
sesgo hacha	-0,266 m / s ²	-0,240 m / s ²	0.080 m / s ²
ay sesgo	-0,411 m / s ²	-0,411 m / s ²	3.402 m / s ²
sesgo az	-0,131 m / s ²	-0,132 m / s ²	-0,133 m / s ²
p sesgo	-0,096 d / s	-0,133 d / s	-0,697 d / s
q sesgo	0.047 d / s	0.064 d / s	-0,277 d / s
sesgo r	0.020 d / s	0.007 d / s	3.100 d / s

Fuente; Elaboración Propia

Una vez más, el enfoque real aquí es estimar los parámetros aerodinámicos y otros son irrelevantes para este estudio. Eso significa que las precisiones de otros parámetros no son importantes. Los parámetros aerodinámicos están ahora altamente correlacionados en la (Tabla 9).

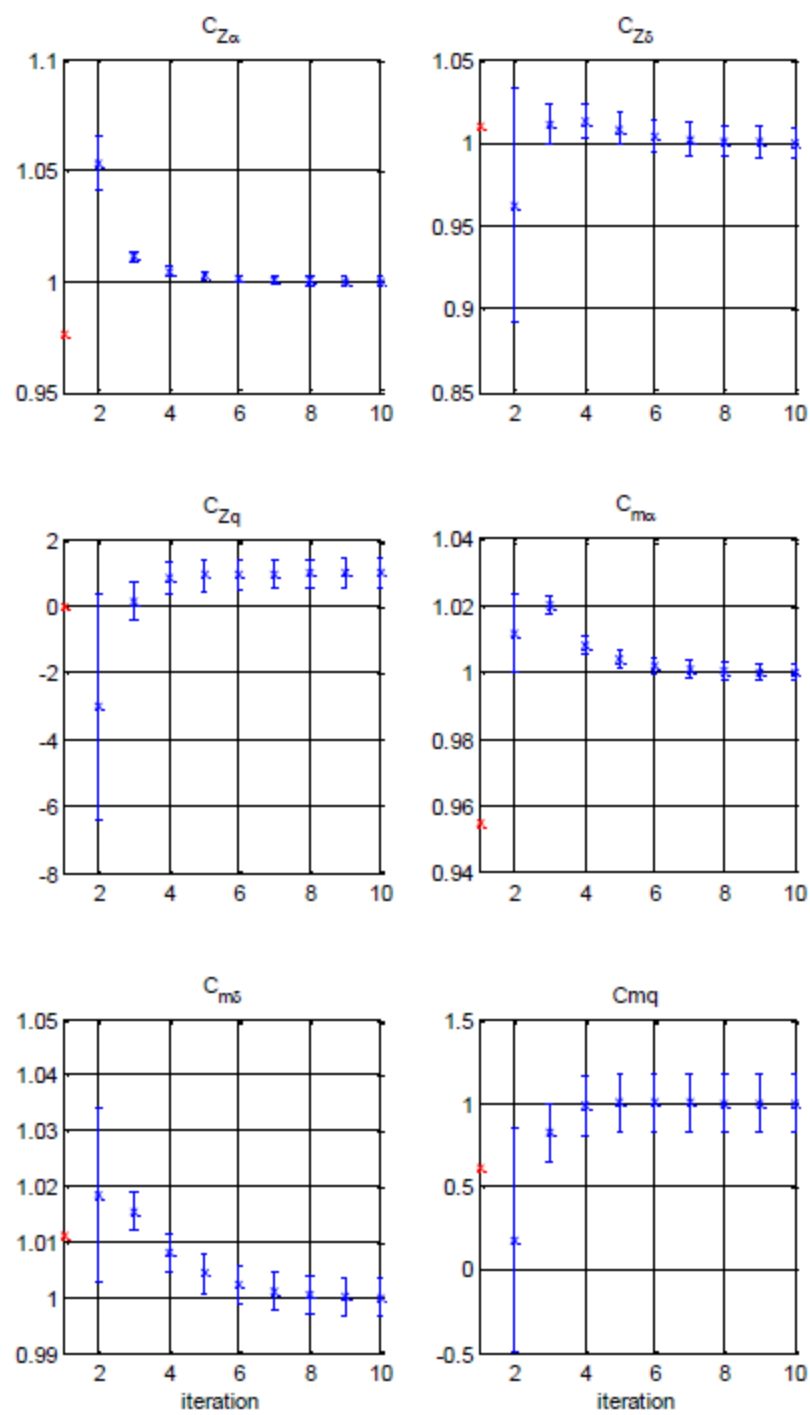
Tabla 9 - Correlaciones superiores a 0,9 en los resultados del modelo explícito.

	u0	ay sesgo	Czα	Czδ	Cmα	Cmδ
u0	1	0967	0989	0938	0984	0955
ay sesgo	0967	1	0958	0911	0953	0926
Czα	0989	0958	1	0953	0993	0963
Czδ	0938	0911	0953	1	0942	0915
Cmα	0984	0953	0993	0942	1	0971
Cmδ	0955	0926	0963	0915	0971	1

Fuente; Elaboración Propia

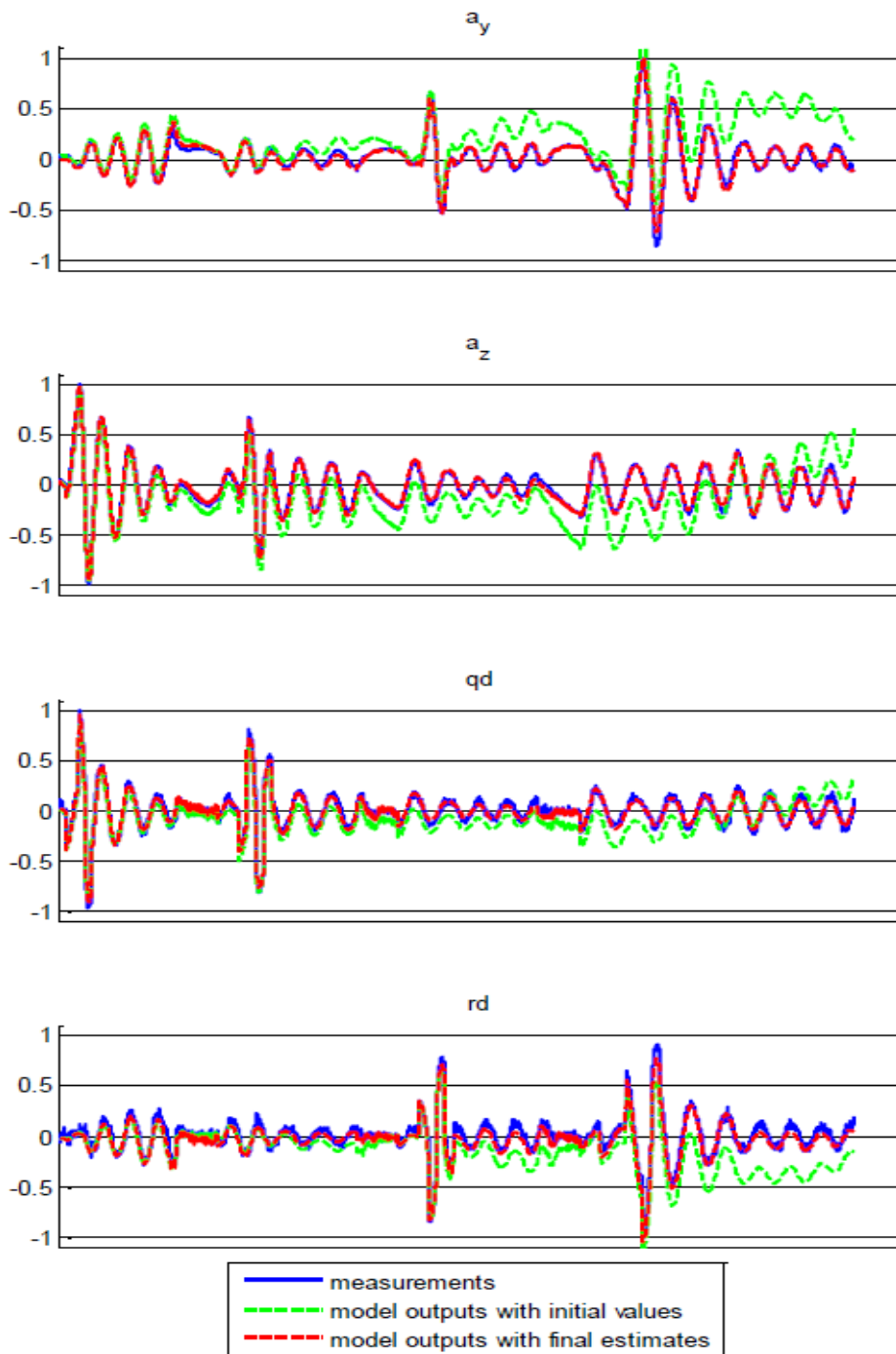
Dado que el objetivo principal de la estimación está verificando el modelo aerodinámico utilizado en las simulaciones, es más apropiado utilizar el modelo explícito con la modificación realizadas en el programa Missile Datcom, usando la teoría de Runge-Kutta el modelo explícito logro ser el más eficiente para el propósito. Por lo tanto errores de modelado menor, tales como los del modelo implícito es de suma importancia en esta investigación porque nos ayudó a concluir que el modelo explícito es el adecuado.

Figure 29 - Gráficos de convergencia de la estimación de la prueba de vuelo



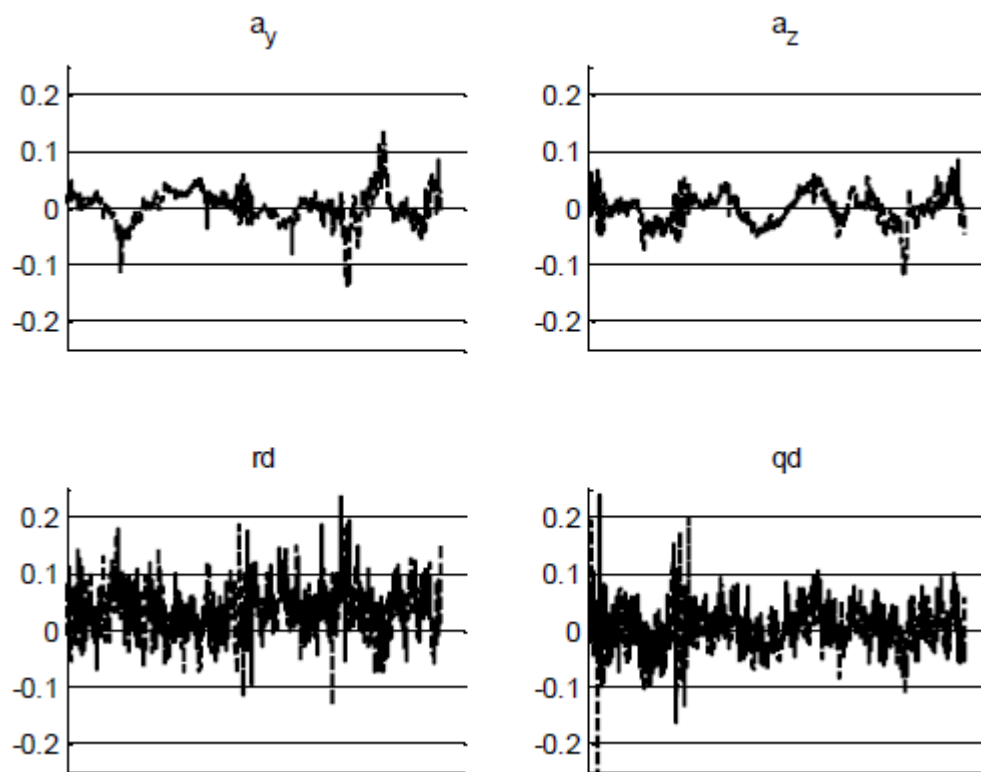
Fuente; Elaboración Propia

Figura 30 - Comparaciones de mediciones de prueba de vuelo y salidas del modelo.



Fuente; Elaboración Propia

Figura 31 - Errores de mediciones

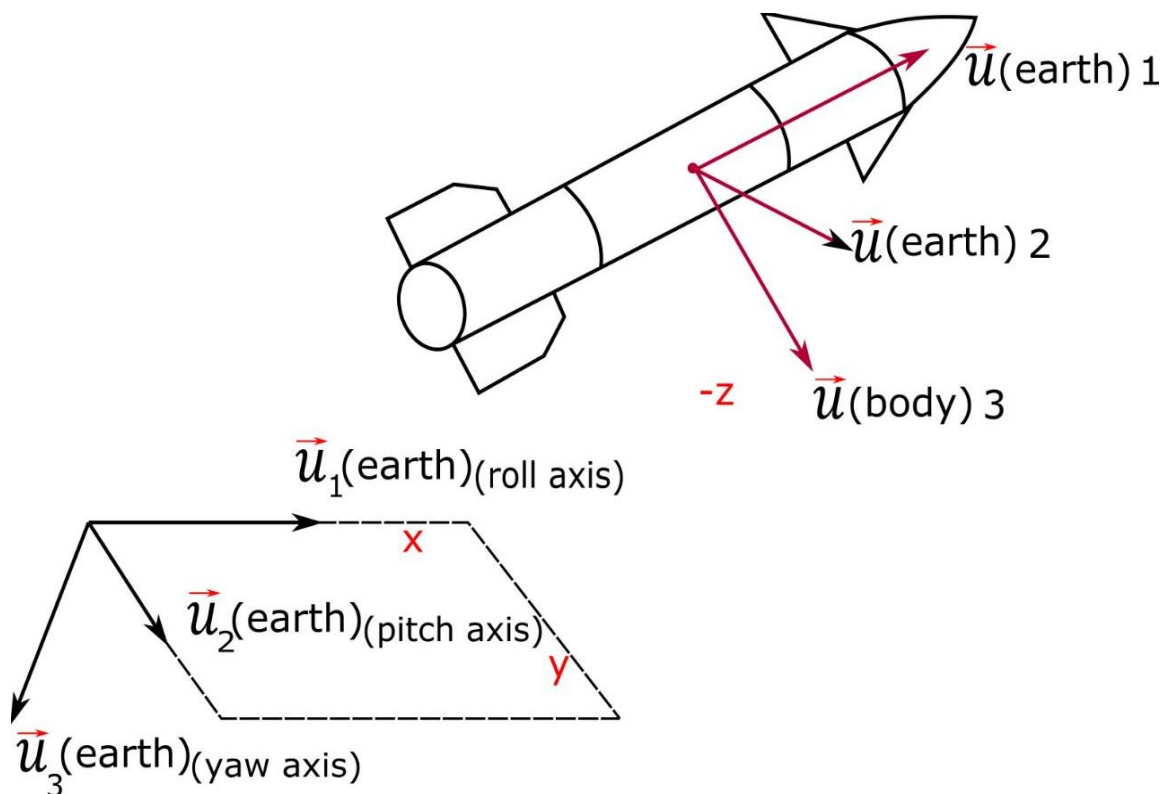


Fuente; Elaboración Propia

4.1.2. Fuerzas que actúan sobre un misil en vuelo

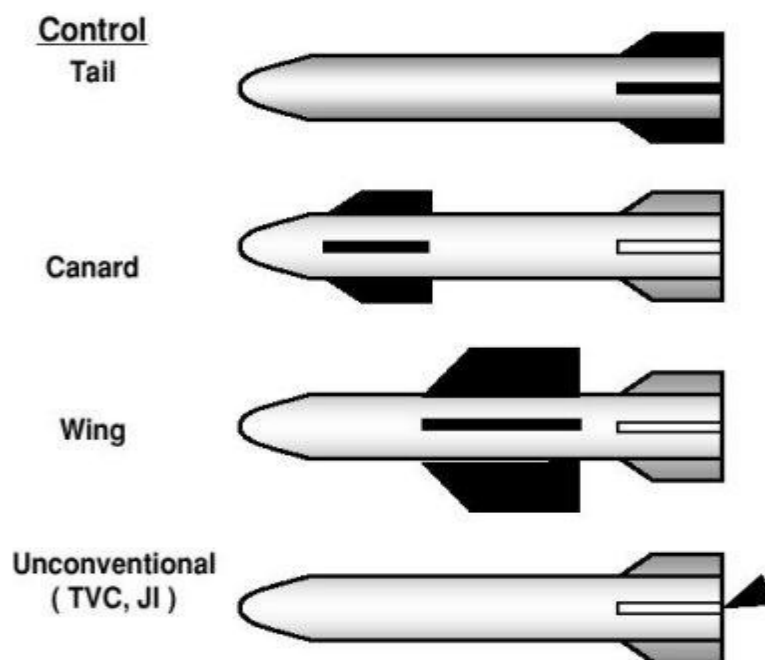
Gravedad, la fricción, la resistencia del aire, y otros factores producen fuerzas que actúan sobre todas las partes de un misil cuando se mueve a través del aire. La fuerza es la que el misil ejerce sobre el aire a medida que se mueve a través de él. En oposición a esto es que la fuerza que proporciona el aire al misil. La fuerza de gravedad constantemente atrae el misil hacia la tierra, y el misil debe ejercer una fuerza hacia arriba que corresponde a permanecer en vuelo.

Figura 32. Fuerzas que actúan sobre el nuevo misil. Elaboración propia



Fuente; Elaboración Propia

Figura 33. Tipos de control del misil.



Fuente; Anónimo. 2005

4.1.3. Control Tail / Control de la Cola

Control de la cola es probablemente la forma más comúnmente utilizada de control de las armas, en particular para la gama de misiles más largos aire-aire como AMRAAM y misiles tierra-aire como Patriot y Roland. La razón principal para esta aplicación se debe a que el control de la cola proporciona una excelente maniobrabilidad a los altos ángulos de ataque a menudo necesarios para interceptar un avión

altamente maniobrable. Los misiles que utilizan control de la cola son también a menudo equipados con un ala no móvil para proporcionar la elevación adicional y mejorar el rango. Algunos buenos ejemplos de tales misiles son armas aire-tierra como Maverick y AS.30 así como misiles superficie-superficie como Arpón y Exocet. misiles de control de la cola rara vez tienen canards, aunque un ejemplo de ello es AIM-9X Sidewinder.

Figura 34. Misil con control de cola.

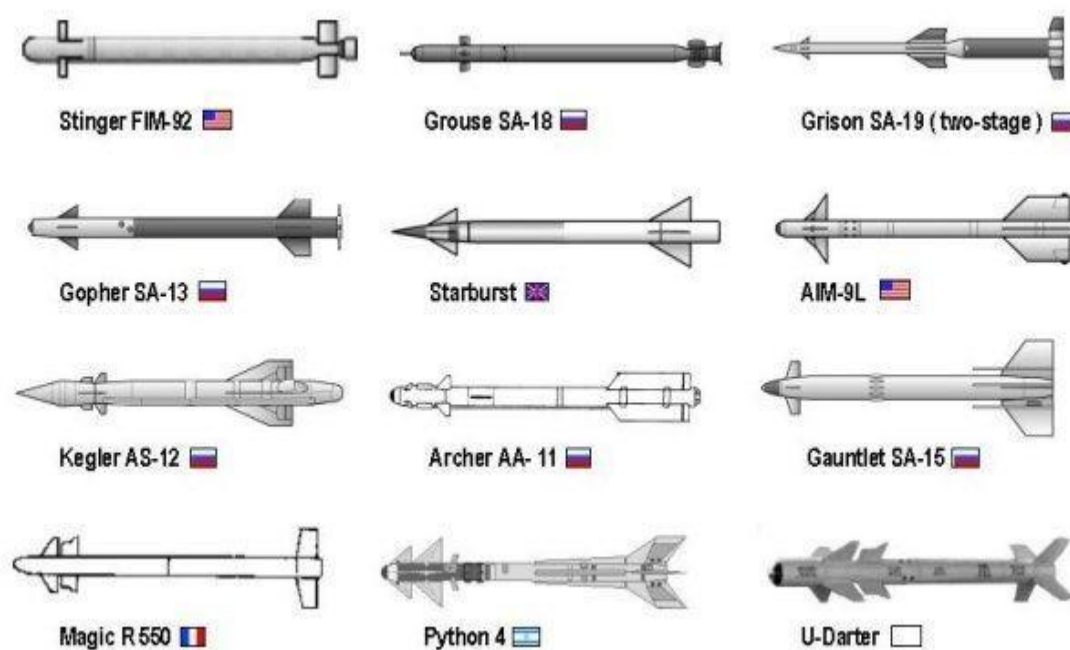


Fuente; Anónimo. 2005

4.1.4. Control de Canard.

Control de Canard también se utiliza muy comúnmente, especialmente en de corto alcance misiles aire-aire como AIM-9M Sidewinder. La ventaja principal de control de canard es mejor maniobrabilidad a ángulos de ataque bajos, pero los canards tienden a convertirse en ineficaces a altos ángulos de ataque, debido a la separación de flujo que causa a la superficie. Dado que los estabilizadores están por delante del centro de gravedad, que causan un efecto desestabilizador y requieren grandes colas fijas para mantener el misil estable. Estos dos conjuntos de aletas suelen proporcionar suficiente sustentación.

Figura 35. *Misil con control de canard.*

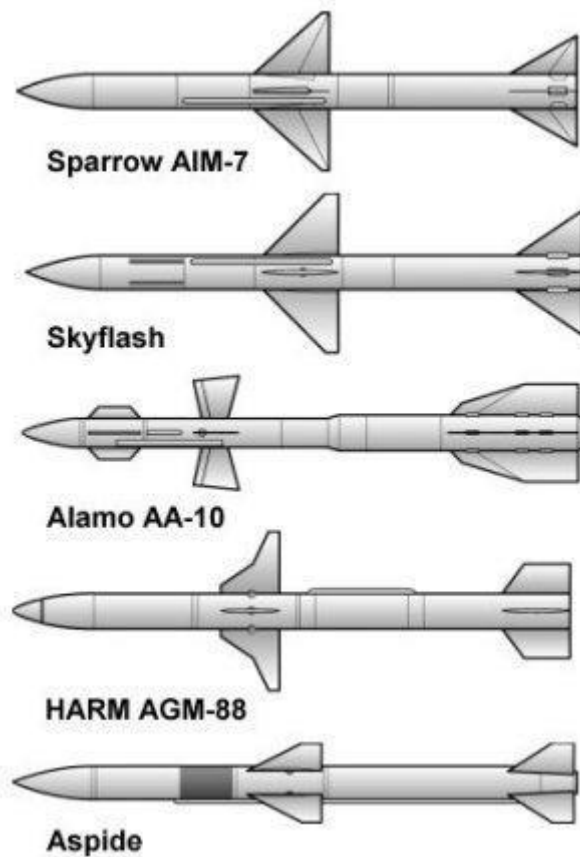


Fuente; Anónimo. 2005

4.1.5. Control de ala.

El control del ala fue una de las primeras formas de control de misiles desarrollados, pero es cada vez menos utilizado comúnmente en los diseños de hoy. La mayoría de los misiles que utilizan control de ala son misiles de largo alcance como Sparrow, Sea Skua, y el daño. La ventaja principal de control de ala es que las desviaciones de las alas producen una respuesta muy rápida con poco movimiento del cuerpo. Esta característica da lugar a error de seguimiento solicitado y permite que el misil permanecen bloqueados en el blanco, incluso durante grandes maniobras. La principal desventaja es que las alas deben ser lo bastante grandes con el fin de generar tanto la suficiente elevación y controlar la eficacia, lo que hace que los misiles bastante grande en general. Además, las alas generan fuertes vórtices que pueden interactuar adversamente con las colas que causan el misil para rodar. Este comportamiento se conoce como balanceo inducido, y si el efecto es lo suficientemente fuerte, el sistema de control puede no ser capaz de compensar.

Figura 36. *Misil con control de ala.*



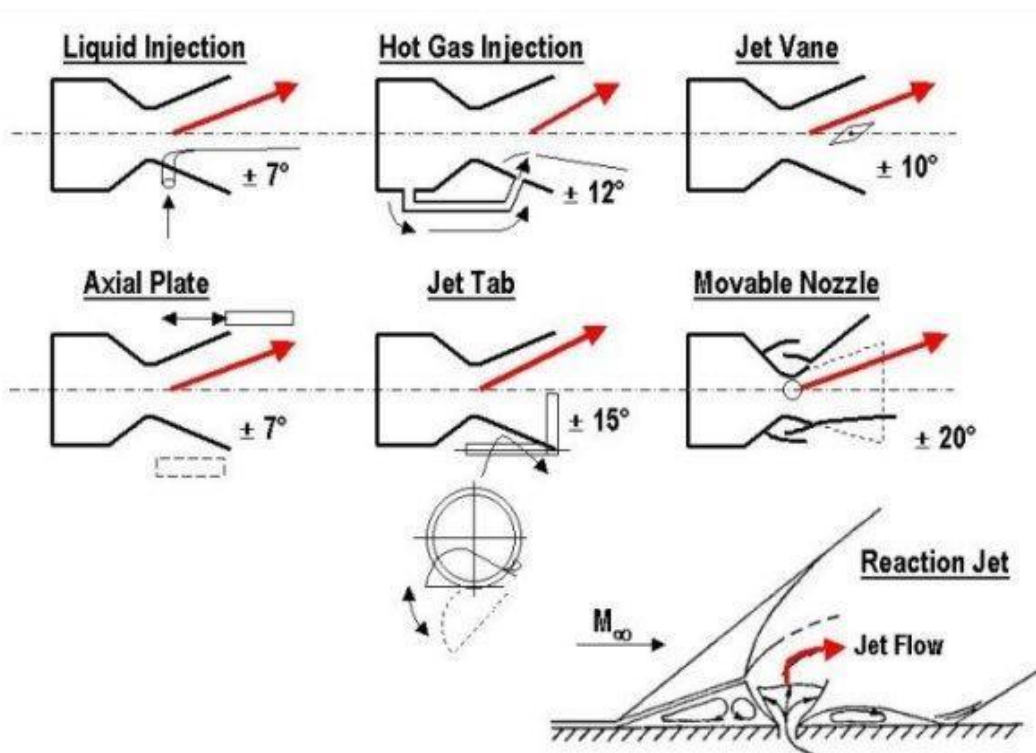
Fuente; Anónimo. 2005

4.1.6. Controles no convencionales.

Sistemas de control convencionales es una categoría amplia que incluye una serie de tecnologías avanzadas. La mayoría de las técnicas implican algún tipo de empuje vectorial. La vectorización de empuje se define como un método de desviar el escape del misil para generar una componente de empuje en una dirección vertical y / o horizontal. Estos

puntos adicionales de fuerza de la nariz en una nueva dirección haciendo que el misil a girar. Otra técnica que está empezando a ser introducidos se llama chorros de reacción. Jets de reacción son generalmente pequeños puertos de la superficie de un misil que crean un chorro de escape perpendicular a la superficie del vehículo y producir un efecto similar al de vectorización de empuje.

Figura 37. *Control no convencional.*



Fuente; Anónimo. 2005

Tabla 10 -Costo del misil

Costo del misil			
	Peso		Costo
Launcher	12kg	Launcher	\$2500
Misil	10.15kg	Misil	\$735

Fuente; Elaboración Propia

Tabla 11 -Costo de las modificaciones de la estructura, documentación y instalación

Costo de modificaciones			
	Peso		Costo
Pistón hidráulico		6kg	\$20
Bisagras		1kg	\$4
Reforzamiento de la estructura		3kg	\$50
Instalación			\$1200
Documentación		\$1000	

Fuente; Elaboración Propia

Tabla 12 -Costo total

Costo total	
Peso kg 32.15	Costo \$ 5509

Fuente; Elaboración Propia

4.1.7. Químicos usados para darle color al humo de las bengalas para ahuyentar las aves de las turbinas

Es sabido que las aves le temen a los colores intensos y son espantados con mayor facilidad con el color rojo, el humo que emite la bengala no es tóxico porque se disipa muy rápido en el aire, Dicscamec (Dirección de Control de Servicios de Seguridad, Control de Armas, Munición y Explosivos de Uso Civil) ha permitido el uso de estos porque no afecta al medio ambiente.

La siguiente fórmula genera una especie de nube de humo dependiendo del color a emplear.

Para comprobar la eficiencia del químico se optó en realizar una mezcla de manera casera ya que para el uso de las bengalas se tendría que realizar el procedimiento en masa.

- A. Se mezcló 60 gr “gramos” de nitrato de potasio su fórmula química (KNO_3) con 40 gr “gramos” de azúcar. Se Colocó la mezcla en una sartén a fuego lento.

Figura 38. Preparación de bomba de humo de manera casera.



Fuente; <https://es.wikihow.com/hacer-una-bomba-de-humo-de-colores>.

B. Se dejó cocinar la mezcla. Luego se batió de manera continua la mezcla con fuego lento y se dejó la mezcla hasta que se caramelice y tome un color marrón. Obtener este color toma menos de 15 minutos.

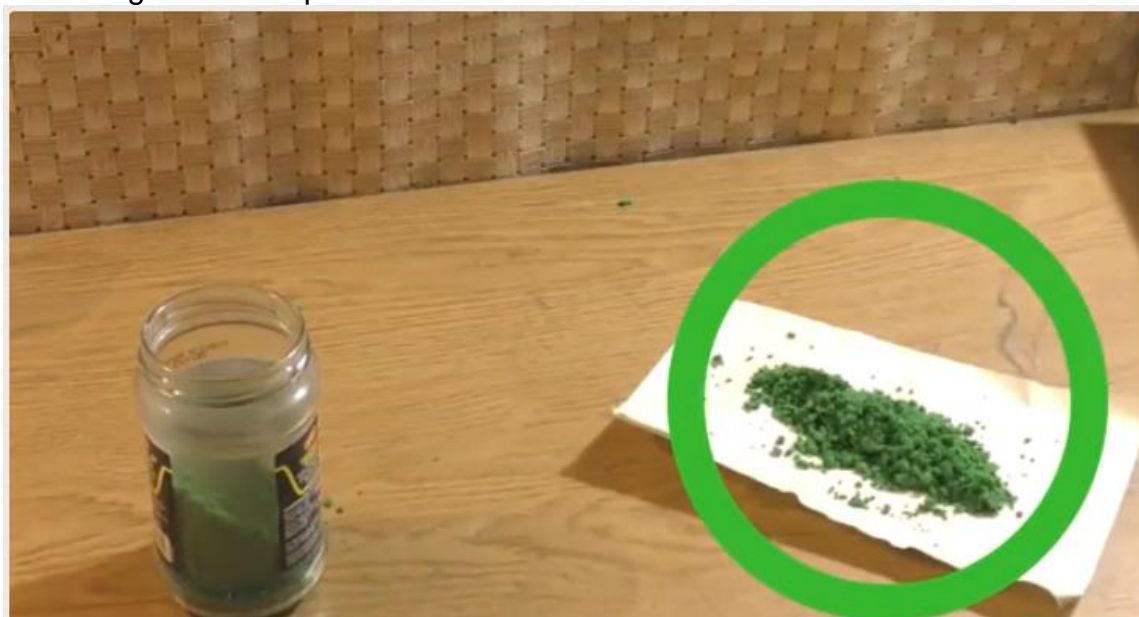
Figura 39. *Preparación de bomba de humo de manera casera.*



Fuente; <https://es.wikihow.com/hacer-una-bomba-de-humo-de-colores>.

C. Luego retirar la mezcla del fuego cuando se encuentre cocinada. La mezcla llegara a tener una consistencia algo dura y espesa.

Figura 40. Preparación de bomba de humo de manera casera.



Fuente; <https://es.wikihow.com/hacer-una-bomba-de-humo-de-colores>.

D. Luego se Bate el (NaHCO_3) bicarbonato sódico. Una vez retirada la mezcla del fuego, se mezcla con una cucharada sopera de (NaHCO_3) bicarbonato sódico en un envase.

Figura 41. Preparación de bomba de humo de manera casera



Fuente; <https://es.wikihow.com/hacer-una-bomba-de-humo-de-colores..>

- E. Se agregó un colorante o tinte. Se agregó 3 cucharadas soperas del tinte del color a emplear y se mezcló en el envase.

Figura 42. Preparación de bomba de humo de manera casera.



Fuente; <https://es.wikihow.com/hacer-una-bomba-de-humo-de-colores>.

La mezcla recolectada se coloca en un tubo, Se coloca una mecha en la parte superior para poder hacer el encendido y poder probar el reactante

Figura 43. Preparación de bomba de humo de manera casera.



Fuente; <https://es.wikihow.com/hacer-una-bomba-de-humo-de-colores>.

F. Encendido de la bomba de humo para verificación del reactante

Figura 44. Preparación de bomba de humo de manera casera.



Fuente; <https://es.wikihow.com/hacer-una-bomba-de-humo-de-colores>.

4.2. Técnicas de recolección de datos

-Se utilizó los apuntes universitarios de los curso de mecánica del vuelo, estructuras aeronáuticas II, métodos numéricos y dibujo de ingeniería llevado en la carrera.

-Páginas web referentes al tema de misiles, problemas de aviones comerciales y accidentes aéreos.

- Libros electrónicos como Missile-Aerodynamics-Jack-N.-Nielsen,
Recuperado de <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a217480.pdf>

- Missile-Guidance-and-Control-Systems-George-M.-Siouris,
Recuperado de https://cdn.preterhuman.net/texts/terrorism_and_pyrotechnics/rocketry/Missiles_and_Warheads/Missile%20Guidance%20&%20Control%20Systems.pdf

- Organización de Aviación Civil Internacional (OACI). Implemento el sistema de notificación de choque de aves con los aviones.

<https://www.icao.int/SAM/Documents/2017>

-Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC). Desarrollaran un plan para el Control de Fauna,

http://news.bbc.co.uk/hi/spanish/science/newsid_7833000/7833956.stm

-Federal Aviation Administration (FAA). Señalo las dificultades de absorción de aves por una turbina.

http://transparencia.mtc.gob.pe/idm_docs/p_recientes/4956.pdf

- Missile Datcom. Con este programa se llegó hacer los diversos cálculos de proyección de la bengala para saber que trayectoria tomaría al ser expulsado del avión, esto ayudo significativamente en el sistema de bengalas.

4.3 Ecuaciones y programas

Usando las ecuaciones de movimiento del misil y las especificaciones de este se introducirá en el programa MATLAB y se usó la segunda orden de integración de Runge-Kutta . El misil logra salir a una velocidad que no afecta al avión y una distancia que permite al aire disparar el aire quemado cuando el avión pase por ese lugar.

4.4 Aspectos éticos

Se ha tenido en cuenta durante el proceso de investigación en citar adecuadamente la información recabada, con la finalidad de otorgar la autoría a los investigadores.

A la información utilizada en la investigación, se le hizo la referencia correspondiente al autor de cada texto.

CAPÍTULO V: RESULTADOS

5.1 Resultados

Luego de la aplicación de las formulas listadas en el capítulo anterior procedemos a la presentación y análisis de los resultados obtenidos.

En mi investigación la bengala logra alcanzar 190m / s de velocidad con 7 segundos alcanzando 1330 metros y llegando como máximo a 12 segundos alcanzando 2280 metros, usando la teoría de Runge-Kutta en el programa MATLAB y MISSILE DATCOM en mi investigación se llegó a la conclusión que el modelo explícito es el más eficaz logrando la trayectoria que se requiere.

También se llegó a la conclusión que el nuevo sistema de bengalas es eficiente para un avión comercial y por lo tanto optimiza en los gastos que le generaría a la empresa de aviación comercial con respecto a la reparación de la turbina dañada y también respecto al tiempo que el avión estaría inoperativo parado en tierra hasta que hagan la reparación, el costo de una turbina a gas es bastante elevado dependiendo de los daños ocasionados internamente y también depende de tamaño y empuje del motor el precio se va elevado considerablemente y eso representa pérdidas de confiabilidad para la empresa y perdida de dinero , a comparación del costo de una bengala es de 3,235 dólares y el costo total es de 5509 dólares.

En el siguiente grafico se puede observar que con la teoría de Runge-Kutta el modelo explícito es el que logra que la bengala cumpla su objetivo de tener una

trayectoria recta y sin desviaciones, así la bengala pueda ahuyentar a las aves para evitar que entren al motor, el modelo implícito es el que tiene más errores y se desvía de la trayectoria necesitada, el modelo implícito fue de mucha ayuda para esta investigación, comparación de la trayectoria y comportamiento de la bengala en vuelo al ser expulsada del avión.

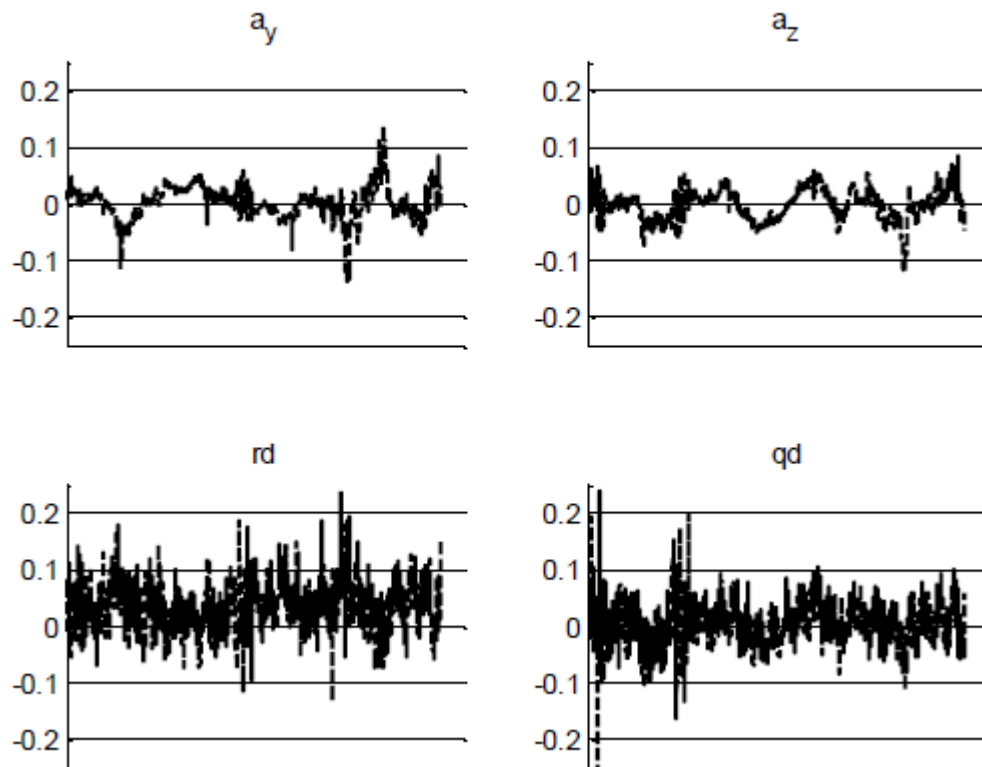


Figura mostrada anteriormente en la página 81

Se validara la hipótesis mediante los parámetros del modelo lineal con un ajuste de mínimos cuadrados (sistema de bengalas “x”, absorción de aves “y”)

Tabla 1 Evaluación de parámetros

Parámetro (x,y)	Valor	valor de la diferencia central
Cza	-18.628	-18.421
Czδ	-2.611	-2.568
Czq	-0.048	-0.048
Cmα	-31.031	-30.774
Cmδ	-12.246	-12.097
CMQ	-0.121	-0.121

Fuente; Elaboración Propia

Tabla 2 Evaluación de parámetros

Parámetros (x,y)	verdaderos valores	Valor inicial para la estimación
Cza	-18.628	-17.952
CZD	-2.611	-2.135
Czq	-0.048	-0.058
CMA	-31.031	-31.317
cmd	-12.246	-9.906
CMQ	-0.121	-0.142
q0	-3,98 d / s	-4,25 d / s
r0	0 d / s	0,21 d / s
u0	138.81 m / s	142.88 m / s
V0	0 m / s	0 m / s
w0	0,036 m / s	0 m / s
φ0	d 0	d 0
θ0	8,67 d	6,45 d
sesgo hacha	-0,266 m / s ²	0 m / s ²
ay sesgo	-0,411 m / s ²	0 m / s ²
sesgo az	-0,131 m / s ²	0 m / s ²
p sesgo	-0,096 d / s	0 d / s
q sesgo	0.047 d / s	0 d / s
sesgo r	0.020 d / s	0 d / s

Fuente; Elaboración Propia

Tabla 3 Evaluación de parámetros

Parámetros (x,y)	verdaderos valores	Las estimaciones finales con modelo implícito	Las estimaciones finales con el modelo explícito
Cza	-18.628	-19,541 (% 4.9)	-18,806 (% 1.0)
CZD	-2.611	-2,986 (% 14.4)	-2,647 (% 1.4)
Czq	-0.048	-0,060 (% 25.0)	-0,049 (% 2.1)
CMA	-31.031	-32,473 (% 4.6)	-31,304 (% 0.9)
Cmd	-12.246	-12,850 (% 4.9)	-12,344 (% 0.9)
CMQ	-0.121	-0,126 (% 4.1)	-0,122 (% 0.8)
q0	-3,98 d / s	-4,00 d / s	NDa
r0	0 d / s	0,31 d / s	N / A
u0	138.81 m / s	136,21 m / s	138.425 m / s
V0	0 m / s	0.00 m / s	-0.004 m / s
w0	0,036 m / s	0,03 m / s	0,028 m / s
φ_0	d 0	3,90 d	0.169 d
θ_0	8,67 d	9,83 d	8.743 d
sesgo hacha	-0,266 m / s ²	-0,344 m / s ²	-0,240 m / s ²
ay sesgo	-0,411 m / s ²	-0,408 m / s ²	-0,411 m / s ²
sesgo az	-0,131 m / s ²	-0,136 m / s ²	-0,132 m / s ²
p sesgo	-0,096 d / s	-0,290 d / s	-0,133 d / s
q sesgo	0.047 d / s	0.129 d / s	0.064 d / s
sesgo r	0.020 d / s	-0,342 d / s	0.007 d / s

Fuente; Elaboración Propia

Existe una correlación x,y demostrándose que la hipótesis propuesta en mi trabajo de investigación cumpliéndose los objetivos propuestos como se muestra en las tablas 1,2,3.

CAPÍTULO VI: DISCUSIÓN

6.1 Discusión

Habiendo utilizado las formulas pudimos obtener los siguientes resultados, podemos asumir que el sistema de bengalas es eficiente, porque un Avión al ser impactado por un ave es afectada la turbina y los costos de reparación en muchas de las ocasiones excede los US\$ 500000 dólares americanos y el costo y eficiencia de mi investigación es de US \$ 5509 dólares americanos incluye (la bengala con su respectivo launcher, instalación y documentación ante la autoridad aeronáutica) a comparación del costo de una turbina si es rentable usar el nuevo sistema de bengalas para evitar el impacto de aves.

Con los datos obtenidos de la proyección de la bengala con el uso del programa MATLAB la bengala logra evitar que las aves ingresen a las turbina y como consecuente el avión tenga algún tipo de accidente y así salvaguardando la imagen de la compañía de aviación comercial.

El sistema de bengalas es aplicable como mínimo para las aeronaves de envergadura tipo Boeing 737-200(28.3 mts) ya pata aeronaves de mayor envergadura en adelante.

En la tabla 1 se demuestra que el modelo no lineal tanto con diferencia central y los modelos de mínimos cuadrados en el parámetro (x,y) Czq se tiene como valor -0.048 se puede observar a partir de gráficas de error de trayectoria que a pesar de los errores del enfoque central son muy mínimos, aun así no afecta en la trayectoria en las regiones de respuesta.

En la tabla 2 se demuestra que las salidas de los modelos implícitos y explícitos con el parámetro “sesgo r” se tiene como valor mínimo de 0.020 d / s en el modelo explícito demostrando que el modelo explícito si logra mantener la trayectoria requerida.

En la tabla 3 se demuestra que en los parámetros (x,y) “u0” en Las estimaciones finales con el modelo explícito con la velocidad de 138.425 m / s la bengala al ser expulsada del avión se mantiene estable y demuestra que aún puede lograr alcanzar más velocidad manteniendo recta su trayectoria .

Conclusiones

- La implementación de un diseño de sistema de bengalas si influye significativamente en evitar la absorción de aves en un motor de turbina a gas.
- Los accidentes aéreos producidos por la absorción de aves si influye significativamente en el deterioro de la imagen de una compañía de aviación comercial.
- La implementación de un diseño de sistema de bengalas si influye significativamente en el mejoramiento de la rentabilidad de una compañía de aviación comercial.
- La implementación del sistema de bengalas si es eficiente debido que puede ahuyentar a las aves y logra salvaguardar la imagen de la compañía de aviación comercial.
- La implementación del sistema de bengalas si es eficaz porque protege a los motores de turbina a gas y evita accidentes que superan los US\$ 500000 dólares americanos y el costo de la bengalas es de US \$ 3235 dólares americanos , protegiendo los pasajeros y el material aeronáutico.

Recomendaciones

- Sería recomendable ver la posibilidad de obtener combustible sólido de mayor rendimiento.
- Se recomendaría buscar un material más ligero para reducir aún más el cambio del centro de gravedad.
- Es recomendable buscar un reactante más potente para que pueda ser visualizado por las aves y sean espantadas a una distancia más lejana.
- Se recomendaría hacer los cálculos de la estructura del avión para futuras investigaciones que quieran tomar como referencia esta investigación y complementarla aún más.
- Sería recomendable buscar un mecanismo que cumpla el mismo trabajo que el pistón hidráulico pero que tenga un menor peso
- Es recomendable que en caso de incendio la bengala sea expulsada para evitar que esta sea alcanzada por el fuego.
- Se recomendaría que el fabricante especifique el lugar apropiado para poder realizar la modificación y posteriormente ser agregado al manual.

Bibliografía

- Situación actual del control y mitigación del peligro aviario y la fauna silvestre en los Aeropuertos de Cuba. (Moll, 2013, p.2)
- Recuperado de https://www.icao.int/SAM/Documents/CARSAMPAF11/2_SITUACION%20ACTUAL%20DEL%20CONTROL%20DEL%20PELIGRO%20AVIARIO%20EN%20LOS%20AEROPUERTOS%20DE%20CUBA.pdf
- Gestión del control del peligro aviario y fauna en el ecuador (Salazar, 2014, p.2)
- Recuperado de <http://www.aviacioncivil.gob.ec/wp-content/uploads/downloads/2014/03/Gestion-del-control-del-peligro-aviario-y-fauna-en-el-ecuador-feb-2014.pdf>
- Universidad Leida propone medidas para evitar colisiones entre aves y aviones (Lleida, 2017, p. 1)
- Recuperado de <https://www.lavanguardia.com/vida/20180517/443636841109/udl-propone-medidas-disuasorias-para-evitar-la-colision-entre-aves-y-aviones.html>
- Drones autónomos para evitar desastres entre pájaros y aviones.

- (Anonimo,2018,p.1)
- Recuperado de <https://clipset.20minutos.es/drones-autonomos-para-evitar-desastres-entre-pajaros-y-aviones/>
- Organización de Aviación Civil Internacional (OACI)
- Recuperado de <https://www.icao.int/SAM/Documents/2017-CARSAMPAF15/4%20Presentacion%20CARSAMPAF-15%20Maritza.pdf>
- Federal Aviation Administration (FAA)
- Recuperado de http://news.bbc.co.uk/1/hi/spanish/science/newsid_7833000/7833956.stm
- Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC)
- Recuperado de http://transparencia.mtc.gob.pe/idm_docs/p_recientes/4956.pdf
- Rapaces para ahuyentar a las aves que interfieren en los vuelos. (anonimo, 2011).<https://www.laopiniondemalaga.es/malaga/2011/08/03/rapaces-ahuyentar-aves-interfieren-vuelos/441023.html>

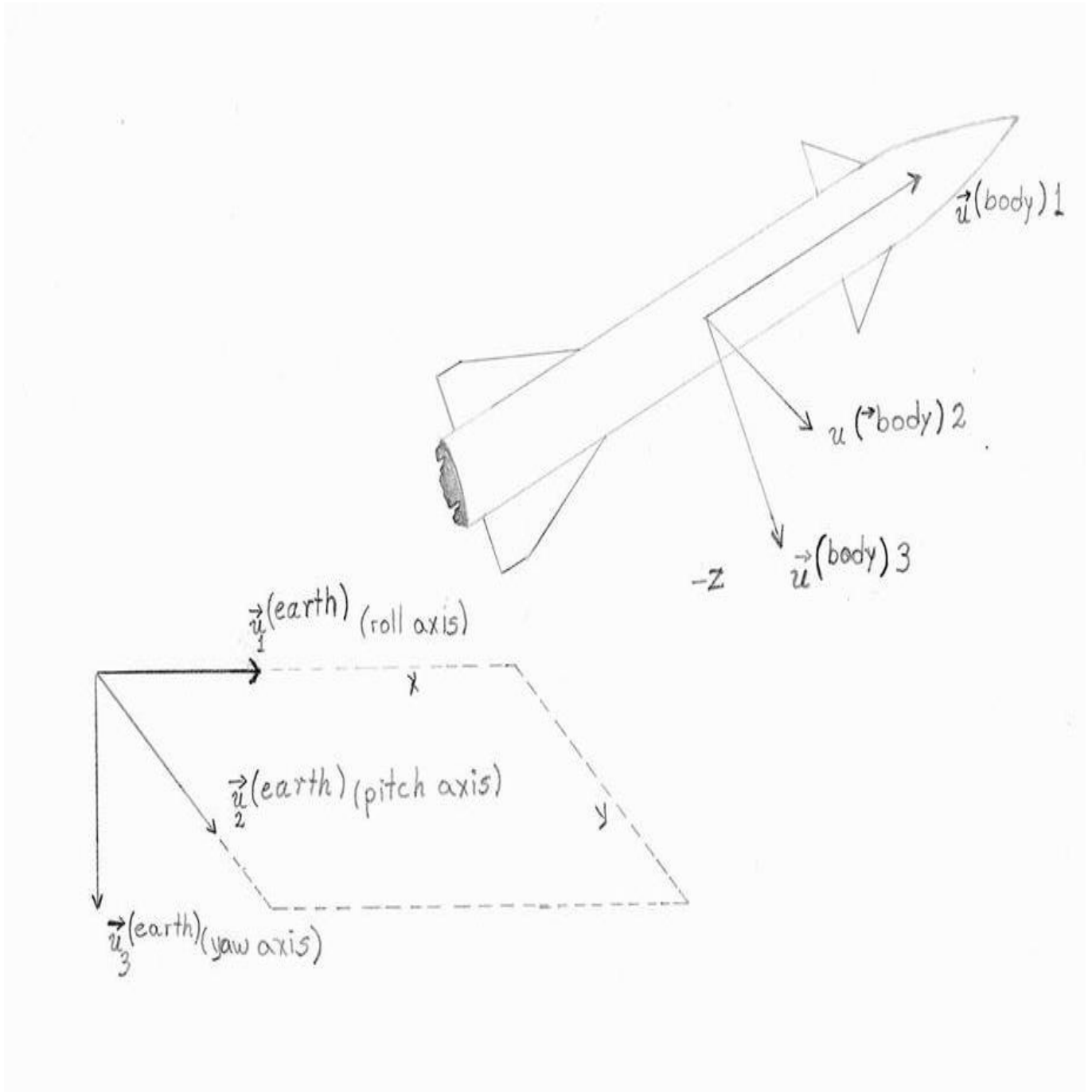
Anexos

A. Matriz de consistencia

TITULO: PROPUESTA DE DISEÑO DE UN SISTEMA DE BENGALAS PARA EVITAR LA ABSORCION DE AVES POR UNA TURBINA DE AVIACION
COMERCIAL

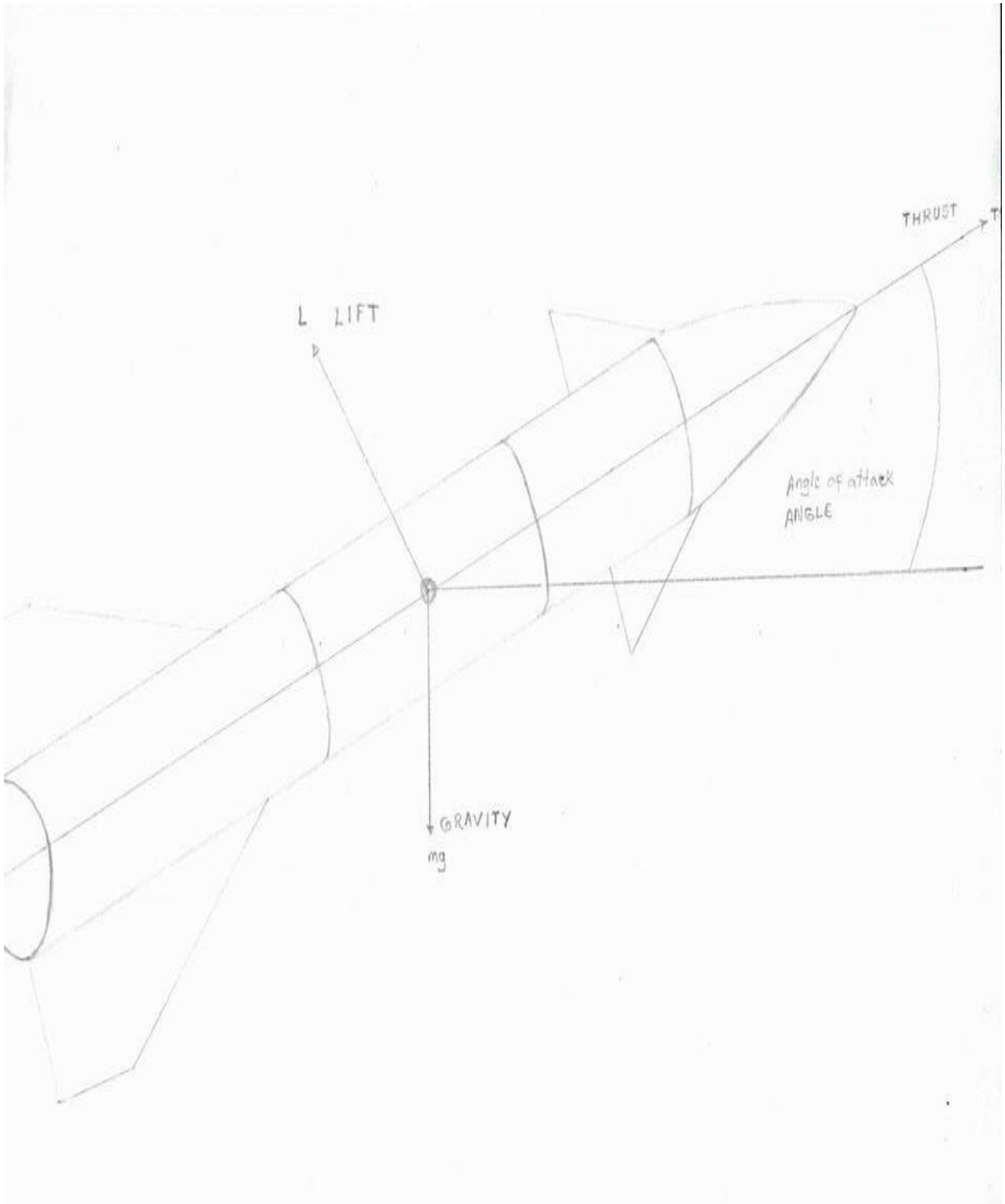
PROBLEMA	OBJETIVO	HIPÓTESIS	CONCLUSIONES	RECOMENDACIONES
<p>PRINCIPAL</p> <p>¿De qué manera el diseño de un sistema de bengalas permitirá evitar la absorción de aves por un motor de turbina a gas?</p> <p>SECUNDARIOS</p> <p>¿En qué medida los accidentes aéreos producidos por la absorción de aves deteriora la imagen de una compañía de aviación comercial?</p> <p>¿En qué medida el diseño de un sistema de bengalas permitirá mejorar la rentabilidad de una compañía de aviación comercial?</p>	<p>GENERAL</p> <p>Demostrar que el diseño de un sistema de bengalas nos ayuda a evitar la absorción de aves por un motor de turbina a gas.</p> <p>ESPECÍFICOS</p> <p>Demostrar que los accidentes aéreos producidos por la absorción de aves deteriora la imagen de una compañía de aviación comercial.</p> <p>Demostrar que el diseño de un sistema de bengalas permitirá mejorar la rentabilidad de una compañía de aviación comercial</p>	<p>GENERAL</p> <p>La implementación de un diseño de sistema de bengalas influye significativamente en evitar la absorción de aves por un motor de turbina a gas.</p> <p>ESPECÍFICAS</p> <p>Los accidentes aéreos producidos por la absorción de aves influye significativamente en el deterioro la imagen de una compañía de aviación comercial. La implementación de un diseño de sistema de bengalas influye significativamente en el mejoramiento de la rentabilidad de una compañía de aviación comercial.</p>	<p>La implementación de un diseño de sistema de bengalas si influye significativamente en evitar de absorción de aves por un motor de turbina a gas.</p> <p>Los accidentes aéreos producidos por la absorción de aves si influye significativamente en el deterioro de la imagen de una compañía de aviación comercial. La implementación de un diseño de sistema de bengalas si influye significativamente en el mejoramiento de la rentabilidad de una compañía de aviación comercial.</p>	<p>Se recomienda ver la posibilidad de obtener un combustible de mayor rendimiento.</p> <p>Se recomienda buscar un material más ligero para reducir aún más el cambio del centro de gravedad.</p> <p>Se recomendaría buscar un reactante más potente para que pueda ser visualizado por las aves y sean espantadas a una distancia más lejana.</p>

Figura 45. Ejes del misil. Diseño propio



Fuente; Elaboración Propia

Figura 46. Vista de la bengala. Diseño propio

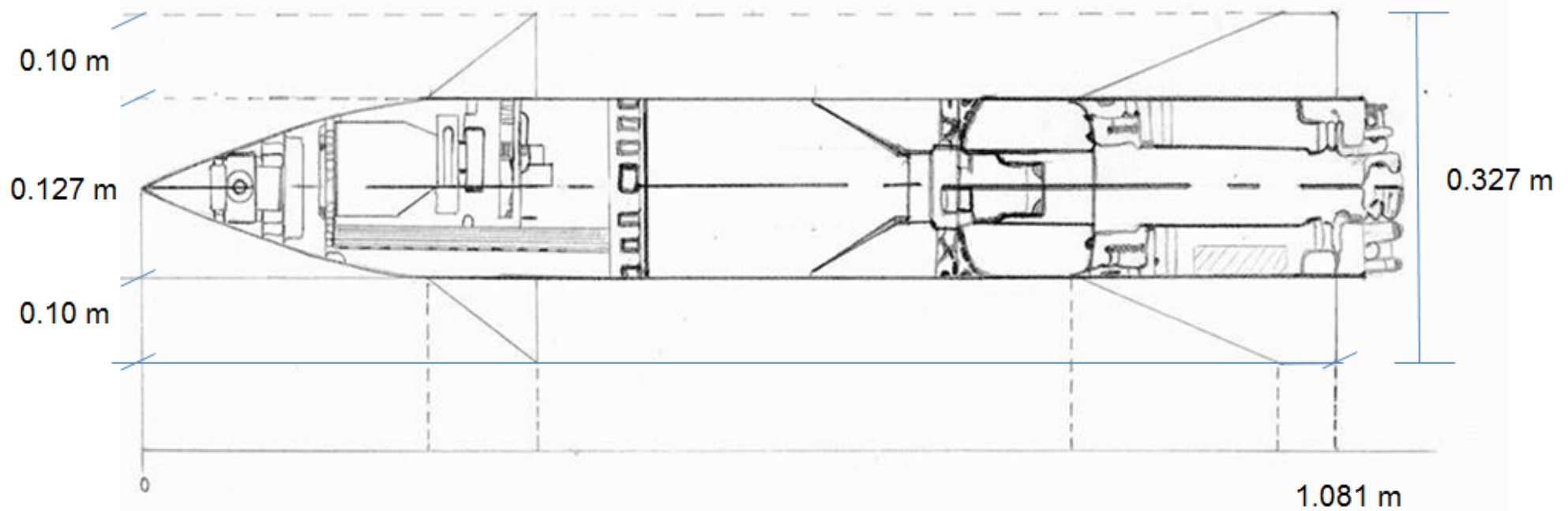


Fuente; Elaboración Propia

Figura 47. Componentes de la Bengala

Longitud total 1.081metros= 108.1 centímetros

Diámetro total 0.327metros = 32.7 centímetros



Fuente; Elaboración Propia

Formula

$$M = F \times I = F' \times I' = M'$$

$$M = 34.5 \times I = F' \times I'$$

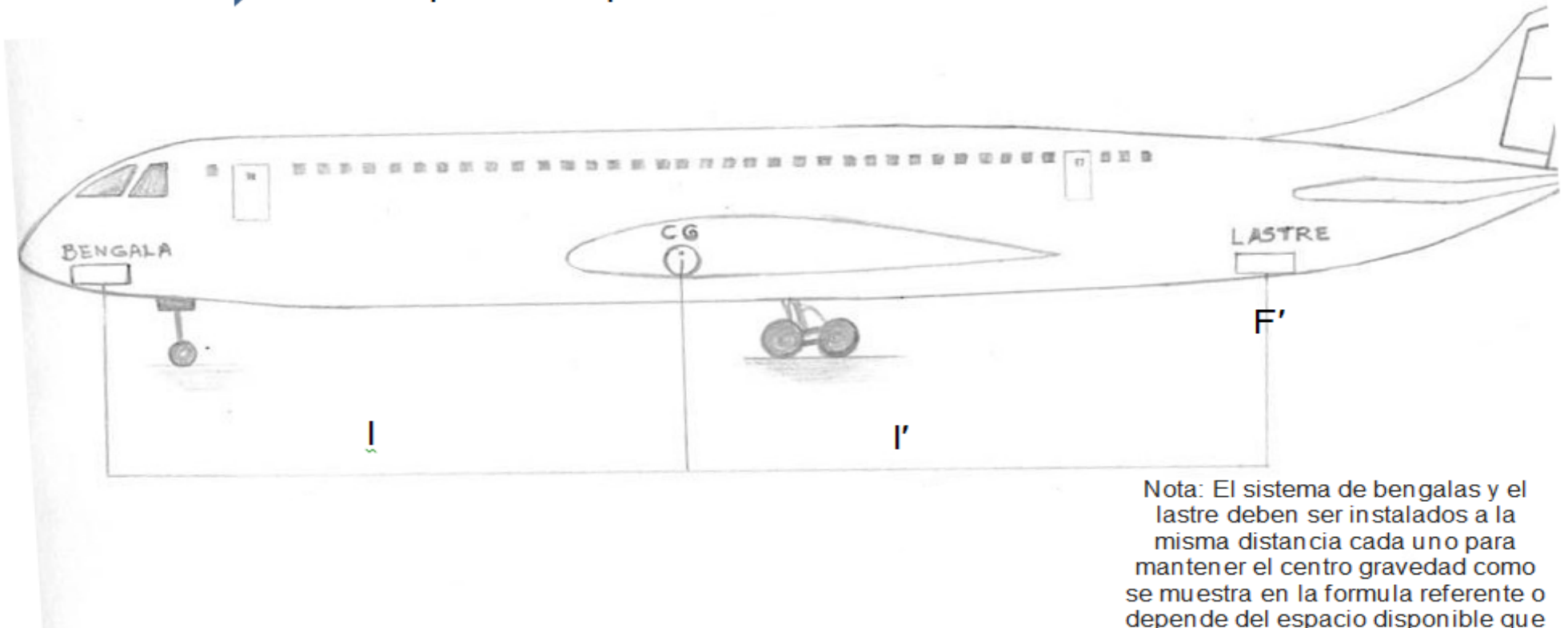
$$I \neq I'$$

Figura 48. Peso y Balance

Formula

M= Momento de la bengala
 M'= Momento del lastre
 F= Peso de la bengala
 F'= Este peso del lastre se calcula con la formula
 I= Distancia a colocar la bengala
 I'= Se define según la ubicación disponible para ubicar el lastre

$M = F \times I$ → Momento producido por el sistema de bengala
 $M' = F' \times I'$ → Momento producido por el lastre



Nota: El sistema de bengalas y el lastre deben ser instalados a la misma distancia cada uno para mantener el centro gravedad como se muestra en la formula referente o depende del espacio disponible que tenga la aeronave se calculara el F' para su posterior ubicación.

