



INSTITUTO POLITECNICO NACIONAL

UNIDAD PROFESIONAL INTERDISCIPLINARIA DE INGENIERIA

CAMPUS GUANAJUATO

“DISEÑO DE AERONAVE NO TRIPULADA PARA OPERACIONES CON ALTAS TEMPERATURAS”

TESIS

PARA OBTENER EL TITULO DE:

INGENIERIO AERONAUTICO

PRESENTA:

OSCAR ALFREDO AVILA GALVAN

DIRIGIDO POR:

M.C. ONDREJ KARAS

DRA. ISIS RODRIGUEZ

SILAO DE LA VICTORIA, GUANAJUATO

MAYO-2017

AGRADECIMIENTOS

Me permito agradecer en este espacio a esas personas que han estado en todo momento brindando su compañía, afecto y comprensión. Dando paso a ello, agradezco infinitamente al pilar de mi vida el cual es mi familia; a mi señora Madre, a mis hermanos Norma, Antonio y Daniel, pero en especial a la persona que sin duda alguna no hubiera sido posible el estar donde ahora me encuentro, esa persona a la me ha entregado su amor y demostrado que los lazos de sangre son meramente una frase, doy mi entero reconocimiento a mi Papá Antonio.

Por otra parte, agradezco a mis asesores y profesores que apoyaron este trabajo; brindando consigo conocimiento, tiempo, y sobre todo críticas muy acertadas en pro del trabajo y de mí persona. Señalando principalmente a la Dra. Isis Rodríguez, la cual ha sido la persona más profesional que conozco, teniendo una gran admiración hacia ella como persona y profesionista, y que sin duda ha sabido llevar este trabajo de manera excelente, no solo en la parte académica sino también en la parte personal, con palabras de aliento en momentos complicados.

De igual manera, agradezco a mis amigos Juan Eduardo y Alberto los cuales formaron parte de mi vida universitaria, pasando juntos momentos inolvidables; buenos, los cuales me enseñaron a sonreír en la vida y malos, los cuales me enseñaron a hacerle frente a la vida.

Por ultimo quiero brindar un agradecimiento a todas esas personas que han formado parte de mi vida hasta el día de hoy, las cuales sin mencionar a todas por que sin duda son muchas, han colocado un granito de arena para concluir esta etapa de mi vida. Muchas gracias

“Un hombre con ideas nuevas es un loco, hasta que estas ideas triunfan”

RESUMEN

El siguiente trabajo es enfocado en el diseño de una aeronave no tripulada (UAV, siglas en inglés) de despegue vertical.

Las operaciones de esta aeronave son realizadas en entornos con temperaturas elevadas, en los cuales se presentan diversas situaciones que llegan a afectar el rendimiento de la aeronave. Debido a tales condiciones del entorno, el diseño aerodinámico es realizado tomando en cuenta la presencia de materiales resistentes a altas temperaturas, las cuales llegan a dañar los diferentes componentes utilizados, y que a su vez, el material sea óptimo en el peso de la aeronave.

Las condiciones en las cuales es sometida la aeronave son similares a en las que se llevan a cabo las operaciones de combate y extinción de incendios, por lo que esta aeronave pueda tener la aplicación de realizar intervenciones visuales en lugares donde se produzcan tales eventos.

ABSTRACT

The following work is focused on the design of an unmanned aerial vehicle (UAV acronym) vertical takeoff.

These aircraft operations are performed in high temperature environments in which various situations that they affect the performance of the aircraft are presented. Due to such environmental conditions, the aerodynamic design is made taking into account the presence of materials resistant to high temperatures, which as to damage the various components used, and in turn, the material is optimal in aircraft weight.

The conditions under which undergoes the aircraft are similar to those carried out combat operations and firefighting, so this aircraft may have application to perform visual interventions in places where such events occur.

INDICE

Agradecimientos.....	III
Resumen.....	IV
Introducción.....	16
Generalidades.....	18
Capítulo 1 Marco teórico	
1.1 Historia de los vehículos aéreos no tripulados.....	23
1.2 Clasificación de los vehículos aéreos no tripulados.....	23
1.2.1 De acuerdo a su altitud/rango.....	23
1.2.2 De acuerdo a sus características de vuelo.....	23
1.3 Configuración multi-rotor.....	25
1.4 Descripción de un incendio.....	26
1.5 Descripción de los materiales compuestos.....	27
Capítulo 2 Metodología de diseño	
2.1 Objetivo del diseño.....	29
2.2 Fases de la metodología de diseño.....	29
2.2.1 Fase de diseño preliminar.....	30
2.2.2 Fase de diseño de proyecto.....	32
2.2.3 Fase de diseño detallado.....	32
Capítulo 3 Campo de operación: Fenómenos en un incendio	
3.1 Fenómenos de un incendio.....	34
3.2 Ignición.....	34
3.2.1 Ignición de materiales solidos.....	34
3.2.2 Difusión de la flama.....	34
3.3 Pluma.....	37
3.3.1 Fuerza de flotación.....	37
3.4 Ceiling jet.....	38
3.5 Flashover.....	40
3.6 Transferencia de calor.....	42
3.6.1 Efectos de la transferencia de calor.....	42
Capítulo 4 Selección de materiales: Diseño térmico y mecánico	
4.1 Materiales para fabricación.....	44
4.1.1 Materiales para refuerzo.....	44
4.1.2 Materiales para matriz.....	44
4.2 Metodología de selección de materiales.....	45
4.2.1 Propiedades refuerzo-matriz.....	48

4.3	Espesor crítico.....	51
4.3.1	Conductividad térmica.....	51
4.3.2	Coeficiente de transferencia de calor.....	52
4.3.3	Estimaciones de espesor crítico.....	54
4.3.4	Resistencia térmica.....	54
4.4	Análisis de elemento crítico.....	58
4.4.1	Análisis estático estructural.....	58
4.4.2	Factor de seguridad del elemento.....	62
Capítulo 5 Sistemas de propulsión y control de vuelo		
5.1	Motores.....	64
5.2	Hélices.....	69
5.3	Baterías.....	70
5.4	ESC.....	70
5.5	Flight controller.....	71
5.6	Cámara térmica.....	72
Capítulo 6 Diseño aerodinámico		
6.1	Selección de configuración.....	74
6.2	Selección de motor: empuje y tiempo de vuelo.....	74
6.3	Calculo de la potencia requerida.....	78
6.3.1	Potencia requerida: Vuelo estacionario.....	78
6.3.2	Potencia requerida: Vuelo en ascenso.....	79
6.3.3	Potencia requerida: Vuelo en descenso.....	80
6.4	Datos operativos.....	81
6.4.1	Eficiencia de la hélice: temperatura y altitud.....	81
6.4.2	Limitaciones de operación.....	84
6.4.3	Alternativas de operación.....	88
Capítulo 7 Prototipo final		
7.1	Aeronave "Aurora".....	95
Conclusiones.....		96
Expectativas del proyecto.....		97
Bibliografía.....		98
Anexos.....		108

INDICE DE FIGURAS

Figura 1. Configuración HTOL de UAV's.....	24
Figura 2. Configuración VTOL de UAV's.....	24
Figura 3. Configuración Híbrida de UAV's.....	25
Figura 4. Clasificación de los multi rotores.....	26
Figura 5. Metodología de diseño.....	29
Figura 6. Vista Superior de aeronave "Aurora".....	31
Figura 7. Vista Frontal de aeronave "Aurora".....	31
Figura 8. Propagación de llama en una pared.....	35
Figura 9. Difusión laminar en la izquierda. Difusión turbulenta en la derecha.....	36
Figura 10. Remolinos en el borde de la flama.....	36
Figura 11. Características de las fluctuaciones de la altura de la flama.....	37
Figura 12. Secciones de la pluma del fuego.....	38
Figura 13 a.	39
Figura 13 b.	39
Figura 13 c.	39
Figura 14 a. Situación previa al flashover.....	40
Figura 14 b. Condición de flashover.....	40
Figura 15. Esquema del flujo de ventilación en un flashover.....	41
Figura 16. Zonas térmicas de un recinto.....	41
Figura 17. Evolución de la liberación de calor.....	50
Figura 18. Transferencia de calor por convección en un cilindro horizontal.....	52
Figura 19. Transferencia de calor por convección en una esfera.....	53
Figura 20. Transferencia de calor por convección en un cilindro vertical.....	53
Figura 21. Sistema ThermoRange. Aislamiento térmico.....	55
Figura 22. Placa central sin aislamiento térmico.....	55
Figura 23. Placa central con aislamiento térmico.....	56
Figura 24. Aumento de la resistencia térmica respecto a la disminución del espesor..	57
Figura 25. Carga aplicada en extremo del brazo.....	58
Figura 26. Mallado del elemento.....	59

Figura 27. Restricción en uno de los extremos del elemento.....	60
Figura 28. Carga de 9.71 N aplicada en extremo contrario a la restricción.....	60
Figura 29. Esfuerzo en el elemento.....	61
Figura 30. Deformación en el elemento.....	61
Figura 31. A) Motor brushless inrunner, B) Motor brushless outrunner.....	65
Figura 32. Curvas de desmagnetización por la variación de temperatura.....	67
Figura 33. Pérdida de flujo respecto a la temperatura.....	67
Figura 34. Pérdida de flujo respecto al tiempo.....	68
Figura 35. Comportamiento magnético de imán N40 UH.....	68
Figura 36. Motor DYS Modelo BE3608-11.....	69
Figura 37. Hélice de fibra de carbono Empresa DYS.....	69
Figura 38. Batería Turnigy Graphene.....	70
Figura 39. Turnigy MultiStar 40A ESC 2-6S.....	71
Figura 40. AfroFlight Naze 32 Rev 6 Flight Controller.....	71
Figura 41. Imagen termografía emitida por la cámara FLIR Vue 640.....	72
Figura 42. FLIR VUE 640.....	72
Figura 43. Tipos de montaje de la configuración cuadricoptero.....	74
Figura 44. Iteraciones utilizando batería de 3 celdas (3S).....	75
Figura 45. Iteraciones utilizando batería de 4 celdas (4S).....	75
Figura 46. Iteraciones utilizando batería de 6 celdas (6S).....	76
Figura 47. Datos operativos de Motor DYS Modelo BE3608-11.....	77
Figura 48. Propiedades del aire.....	79
Figura 49. Valores por la International Standard Atmosphere (ISA).....	81
Figura 50. Datos de entrada para estimación de prueba a condiciones normales.....	82
Figura 51. Datos de salida para estimación de prueba a condiciones normales.....	82
Figura 52. Datos de entrada para estimación de prueba a condiciones 174 °C.....	83
Figura 53. Datos de salida para estimación de prueba a condiciones de 174 °C.....	83
Figura 54. Eficiencia contra temperatura en altitud de 10 msnm.....	84
Figura 55. Eficiencia contra temperatura en altitud de 1800 msnm.....	84
Figura 56. Datos de entrada a temperatura de 11 °C.....	85
Figura 57. Datos de salida a temperatura de 11 °C.....	85

Figura 58. Decremento del empuje frente al incremento de temperatura.....	86
Figura 59. Decremento de la potencia frente al incremento de temperatura.....	86
Figura 60. Datos de salida a temperatura de 68.6 °C.....	87
Figura 61. Datos de entrada con aceleración de motor al 80 %.....	87
Figura 62. Datos de salida con aceleración de motor al 80 %.....	88
Figura 63. Datos de entrada a temperatura de 232 °C.....	89
Figura 64. Datos de salida a temperatura de 232 °C.....	89
Figura 65. Datos de entrada a temperatura de 339 °.....	90
Figura 66. Datos de salida a temperatura de 339 °C.....	90
Figura 67. Datos de entrada a temperatura de 595 °C.....	91
Figura 68. Datos de salida a temperatura de 595 °C.....	92
Figura 69. Datos de entrada a temperatura de 281 °C.....	93
Figura 70. Datos de salida a temperatura de 281 °C.....	93
Figura 71. Prototipo sin cubierta.....	95
Figura 72. Prototipo con cubierta.....	95

INDICE DE TABLAS

Tabla 1. Ventajas y desventajas en los multicopteros.....	30
Tabla 2. Intensidades críticas de transferencia de calor y temperaturas de ignición de materiales.....	42
Tabla 3. Propiedades de las fibras convencionales.....	46
Tabla 4. Propiedades de resinas termoestables.....	47
Tabla 5. Propiedades físicas y mecánicas de compuestos.....	48
Tabla 6. Propiedades térmicas de compuestos.....	49
Tabla 7. Propiedades físicas y mecánicas del compuesto reforzado con nanoarcillas..	50
Tabla 8. Valores del coeficiente de convección en un modelo simplificado.....	52
Tabla 9. Ecuaciones de espesor crítico.....	54
Tabla 10. Propiedades magnéticas de los materiales para imanes permanentes.....	66
Tabla 11. Estimación del peso total de aeronave.....	77
Tabla 12. Estimación empuje y potencias requeridas con factor de seguridad de 1.5... 88	88
Tabla 13. Estimación empuje y potencias requeridas con factor de seguridad de 1.3... 90	90

Tabla 14. Estimación empuje y potencias requeridas con factor de seguridad de 1..... 91

Tabla 15. Estimación empuje y potencias requeridas con factor de seguridad de 1.4... 92

ABREVIATURAS Y SIMBOLOGIA

HRR, Heat Release Rate

rpm, revoluciones por minuto

CO, monóxido de carbono

CO₂, bióxido de carbono (aire)

HM, high modulus

DC, corriente directa

AC, corriente alterna

msnm, metros sobre el nivel del mar

t, tiempo

s, segundo

min, minuto

hr, hora

mm, milímetro

cm, centímetro

m, metro

km, kilometro

cm³, centímetro cubico

m², metro cuadrado

m³, metro cubico

in, pulgada

gr, gramo

kg, kilogramo

°C, grados Celsius

Hz, Hertz

% , por ciento

v, volts

kA, kiloampere

mAh, miliampere-hora

Ah, ampere-hora

W, watts

kW, kilowatts

Ra, numero de Reynolds

MJ, mega joules

L, longitud

d , diámetro

ϕ diámetro
 ΔT , cambio de temperatura
 T_c , temperature de Curie
 T_{max} , temperatura máxima
N, newton
B, campo magnético
T, tesla
H, intensidad del campo magnético
BHmax, Producto energético máximo
Br, Inducción residual
Hcj, Fuerza coercitiva intrínseca
kPa, kilopascal
GPa, gigapascal
MPa, megapascal
 K_c , conductividad térmica del compuesto
 K_m , conductividad térmica de la matriz
 K_f , conductividad térmica de la fibra
 K_n , conductividad térmica de la bentonita
 f_m , fracción volumétrica de la matriz
 f_f , fracción volumétrica de la fibra
 f_n , fracción volumétrica de la bentonita
h, coeficiente de convección
 e_{cr} , espesor crítico
k, conductividad térmica
r, radio
 R_T , resistencia térmica
 ν_c , módulo de poisson del compuesto
 ν_f , modulo de poisson de la fibra
 ν_m , modulo de poisson de la matriz
E, modulo de Young
 E_m , modulo de Young de la matriz
 E_f , modulo de Young de la fibra
KV, relación velocidad-voltaje
S, celda
T, empuje
 v_{i_0} , velocidad inducida en vuelo estacionario
 ρ , densidad

A , área

P_{i0} , potencia en vuelo estacionario

v_c , velocidad de ascenso

v_i , velocidad inducida en vuelo ascendente

P_i , potencia en vuelo en ascenso

κ Factor de corrección para hélices

P_{id} , potencia en vuelo en descenso

INTRODUCCION

Desde el origen de la robótica se lleva buscando obtener sistemas con capacidades para ayudar a la raza humana en situaciones adversas, situaciones las cuales están fuera del alcance del cuerpo humano o en su defecto son situaciones peligrosas para el mismo. Es innegable la importancia de los avances de la industria aeronáutica tanto en la industria civil como en la militar en las últimas décadas. El interés por los sistemas no tripulados se despertó hace 20 años, debido a que no se necesita un piloto a bordo de la aeronave, lo que permite el uso de aeronaves más pequeñas, con menores requerimientos de potencia. Estos sistemas pueden realizar misiones peligrosas, en entornos que pueden ser hostiles o bajo condiciones climatológicas adversas, sin comprometer la integridad física del piloto. El uso de vehículos aéreos no tripulados (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) en el mundo está en constante crecimiento, debido a que dicha tecnología se puede llegar a aplicar en tareas civiles, como son inspección de terrenos, fotografía aérea, seguridad vial, monitoreo ambiental [1].

GENERALIDADES

ANTECEDENTES TECNICOS

La Empresa Tripp Lite, menciona que los incendios en México han causado graves daños a la población, provocando en promedio cerca de 50,000 víctimas, dejando sin hogar anualmente a nueve de cada 100 habitantes y pérdidas materiales superan el 0.3% del PNB¹. Según Tripp Lite sus datos son en base a estadísticas del INEGI del 2005 [2].

Los peligros a lo que está expuesto el equipo de rescate son diversos, las quemaduras pueden a veces ser pequeñas, pero también pueden ser graves e incluso mortales, especialmente si un bombero se ve atrapado en un edificio en llamas. La inhalación de humo es otro riesgo importante y puede fácilmente ahogar a un bombero cuyo equipo le falla. Un informe de la U.S. Fire Administration (Administración de Incendios de los Estados Unidos), señala que la combinación de contacto directo con las llamas y la inhalación de humo causan un 34% de todas las lesiones de los bomberos. Según la U.S. Fire Administration, el agotamiento por el excesivo esfuerzo es la causa principal de las lesiones de los bomberos, representando el 25% de todas las muertes relacionadas con el fuego [3].

En la Ciudad de León, el cuerpo de bomberos recibe un promedio al día de 6 llamados en incendios; hasta el mes de Octubre de este 2015 se registran 1875 intervenciones, con lo que registros anuales marcan un promedio de 6 accidentes o lesiones por parte de su cuerpo de rescate, de los cuales 2 de ellos son con incapacidades permanentes². En el 2011 se registraron en el Distrito Federal un total de 929 incendios en casas-habitación o negocios [4]. En Uruguay, en las ciudades de Montevideo y Canelones, los bomberos de estas localidades en 2012 realizaron 1070 intervenciones por incendios en hogares, en 2013 debieron actuar en 1200 oportunidades y en 2014 fueron 1250 [5].

En la UNAM, por ejemplo, un grupo de expertos desarrolla un sistema inteligente basado en ellos para el reconocimiento y clasificación de imágenes de la superficie terrestre en zonas de riesgo. Este proyecto realizado por académicos del Centro de Ciencias Aplicadas y Desarrollo Tecnológico y el Instituto de Geofísica, pretende procesar las imágenes junto con información de variables climáticas, como vientos, temperatura, humedad, etc., para definir patrones que permitan pronosticar eventos como incendios forestales. Los investigadores desean también establecer los niveles de riesgo en las zonas observadas para diseñar programas de conservación, minimizar riesgos humanos o daños materiales, y en el largo plazo constituir un sistema de alerta temprana [1].

La empresa tapatía Inbright desarrolla una aeronave llamada Fire Drone, el cual se especializa en la detección de incendios en un área determinada, a través de la utilización de cámaras térmicas. Este artefacto está previsto para que pueda cubrir tres funciones: prevención de incendios, combate de incendios y recuento de daños. Al momento se encuentra bajo estudios de factibilidad técnica. Con la cámara térmica se puede encontrar el incendio y saber la velocidad que lleva, basados en la velocidad del viento. Se puede monitorear un área de 30 kilómetros cuadrados, detectar fuego a un kilómetro de distancia y determinar el camino que recorrería el fuego de

¹ Producto Nacional Bruto

² Dato proporcionado por el Departamento Administrativo del Cuerpo de Bomberos de la ciudad. de León

iniciarse un incendio, con base en algoritmos, tomando en cuenta también los tonos de la maleza, como amarillos y rojos [6].

En la Universidad de Nebraska, un equipo de investigadores está utilizando drones para luchar contra especies de árboles invasoras como el Cedro Rojo del Este, una de las mayores amenazas ecológicas de las llamadas Grandes Llanuras en Estados que también es la causa de muchos incendios. Para ello han diseñado un cuadricóptero que dispara pequeñas bolas incendiarias. La tecnología les permite iniciar fuegos controlados y monitorizar la zona a través de una cámara montada en el dron. La idea es proporcionar una herramienta eficiente y de bajo riesgo para controlar incendios, todo lo contrario que los helicópteros que usan las agencias forestales. Las bolas tienen el tamaño de pelotas de ping pong y están rellenas de permanganato de potasio en polvo. Justo antes de ser disparadas, el dron inyecta glicol líquido en las bolas, que se prenden fuego por reacción química de 10 a 45 segundos después. Estos drones han demostrado ser muy precisos a la hora de disparar las bolas de fuego, y pueden ser programados para no adentrarse en ráfagas de viento [7].

En España la empresa AirDrone 3D, cuenta con una aeronave que captura imágenes en el momento del incendio, por ahora el equipo disponible no permite a los bomberos evacuar el escenario dentro de las premisas. El tiempo de operación se reduce como resultado de una mejor identificación del origen del fuego y el reconocimiento puede crear entornos de trabajo más seguros para los bomberos [8]. Las imágenes se obtienen desde el exterior del lugar.

Varias empresas españolas como DTA EBT, Azor y Safety Zone han comenzado a desarrollar una serie de dispositivos que ayudarán a los bomberos en la extinción de incendios y que les protegerán de las llamas en caso de acorralamiento por el fuego. La empresa DTA EBT presentó su sistema Inclisafe el cual es el primero que avisa a los bomberos del riesgo de vuelco en vehículos de extinción de incendios. Por su parte, la empresa Azor cuya principal ventaja es que pueden volar de noche, cuando los medios aéreos tradicionales no pueden operar. La compañía, que es la primera en utilizar drones para ayudar en la extinción de incendios, asegura que esos aparatos vienen equipados con una cámara térmica y son muy económicos. De igual manera, Safety Zone presenta un kit integral de seguridad que funciona creando una pantalla de agua para que en situaciones difíciles como acorralamiento de los bomberos o sus vehículos por el fuego, este dispositivo se active y cree un "triángulo de vida", como lo denominaron sus creadores. En la demostración se ubicó una situación extrema con rachas de viento de hasta 70 km/hr y llamaradas de fuego que hacían elevar la temperatura hasta los 600 grados [9].

JUSTIFICACION

Los bomberos a menudo deben entrar en edificios en llamas donde los pisos, techos y escaleras pueden colapsar bajo ellos, sin previo aviso. Si esto sucede, el bombero puede caer 3 metros o más, y la probabilidad de lesiones graves, incluyendo fracturas de huesos, es alta. El bombero que tiene que subir escaleras para llegar a las víctimas atrapadas y/o para dirigir sus mangueras a los puntos calientes, también está en riesgo de caer, y una caída de una escalera o plataforma alta a menudo causa una lesión lo suficientemente grave. Los bomberos suelen usar equipo pesado como chaquetas gruesas, máscaras y tanques de oxígeno para protegerse del calor y de las llamas, pero el equipo se suma a la cantidad de esfuerzo que un bombero tiene que realizar durante un incendio. También deben manejar escaleras, mangueras, hachas y otros equipos para extinguir incendios, y tienen que llevar ese peso, además de los equipos que están usando a menudo durante muchas horas mientras luchan contra un incendio difícil [3].

HIPOTESIS

Una aeronave no tripulada capaz de operar en ambientes hostiles, para que con esto pudiera acceder al interior de un incendio y premeditadamente realizar inspecciones mayores sobre la situación en el momento, como pudieran ser puntos de posible derrumbe o colapso. Con ello se pudiera reducir los accidentes o posibles pérdidas por parte del cuerpo de bomberos como también de las personas atrapadas en el siniestro.

OBJETIVO GENERAL

Implementar un sistema hexacoptero capaz de operar de manera estable en ambientes con ráfagas de viento de 70 km/hr así como con temperaturas de 600 °C.

OBJETIVOS PARTICULARES

- Llevar a cabo la metodología de diseño de proyectos en el sector tecnológico
- El estudio de materiales compuestos para ambientes agresivos y corrosivos.
- Técnicas de manufactura de materiales compuestos.
- El análisis tangible de la estabilidad y control de una aeronave.
- La experimentación de formas aerodinámicas.
- Incorporación del sistema para una forma nueva de estrategia en el combate de incendios u otras operaciones de similar riesgo.

CAPITULO 1

MARCO TEORICO

“Cada uno tiene que luchar por ser el mejor, pero sin los demás es imposible”

1.1 HISTORIA DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS

En los años 50's, se desarrollaron métodos de radio-control y perfeccionamiento en los lentes de cámaras ópticas que llevaron a la realización práctica y funcional de los primeros vehículos de reconocimiento no tripulados. Durante la Guerra de Vietnam, la Fuerza Aérea Norteamericana hizo uso extensivo de un drone (UAV) desarrollados por la empresa Ryan Aeronautical. Posteriores desarrollos en este campo produjeron aeronaves más lentas y económicas, así como funcionales y fáciles de operar en el terreno que fueron denominadas RPV (Remote Piloted Vehicles) o vehículos pilotados remotamente que demostraron la aplicabilidad y eficacia del concepto. Desde entonces, han sido producidos un notable número de vehículos aéreos no tripulados (UAV, Unmanned Aerial Vehicle) como posteriormente empezaron a denominarse en la industria aeronáutica [12].

1.2 CLASIFICACION DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS

Dados los requerimientos operacionales como tipo de misión, configuración estructural, rendimiento de los sistemas de propulsión o comportamiento aerodinámico, los UAV's pueden ser clasificados como su altitud/rango o características de vuelo [12].

1.2.1 DE ACUERDO A SU ALTITUD/RANGO

- *Handheld*: 600 m de altitud en un rango de 2 km
- *Close*: 1500 m de altitud en un rango superior a los 10 km
- *Nato*: 3000 m de altitud en un rango superior a los 50 km
- *Tactical*: 5500 m de altitud en un rango de hasta 160 km
- *Male*: 9000 m de altitud en un rango de hasta 200 km
- *Hale*: 99 km de altitud con un rango indefinido
- *Hypersonic*: supersónico (Mach 1-5) o hipersónico (Mach 5+) con 15200 m de altitud o altitud suborbital con un rango superior a los 200 km
- *Orbital*: en orbitas bajas terrestres (Mach 25+)
- *CIS Lunar*: viaja entre la Luna y la Tierra

1.2.2 DE ACUERDO A SUS CARACTERISTICAS DE VUELO

La forma y configuración estructural de los UAV's define en gran medida su comportamiento aerodinámico en despegue, vuelo y aterrizaje.

- Horizontal Take-off and Landing (HTOL)

En este apartado se ubican las aeronaves cuyo despegue y aterrizaje se efectúa de forma horizontal con respecto a la superficie del terreno y es considerado de tipo convencional. Para lograr esto se emplean superficies aerodinámicas en forma de alas que proporcionan la fuerza de sustentación. En la figura 1 se observan las disposiciones básicas de esta clasificación.

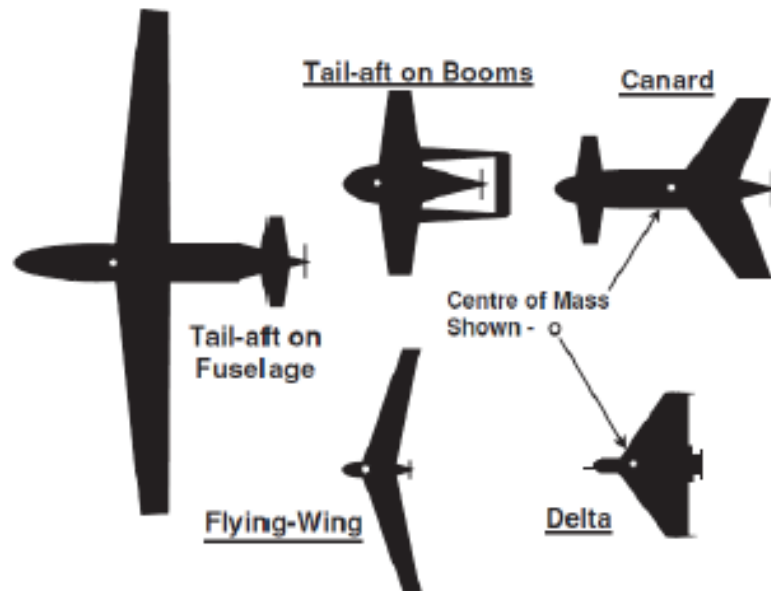


Figura 1. Configuración HTOL de UAV's

- Vertical Take-off and Landing (VTOL)

El descolaje y aterrizaje vertical como tal, es proporcionado por la sustentación que genera determinado número de rotores montados en la estructura del fuselaje. Las representaciones más importantes de esta clasificación se detallan en la figura 2.

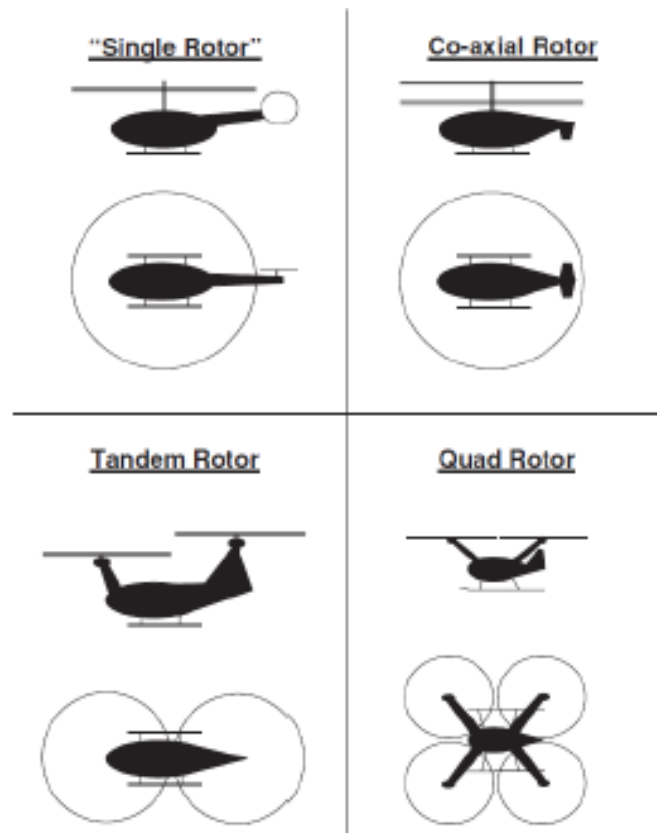


Figura 2. Configuración VTOL de UAV's

- Híbridos

En esta clasificación se ubican las aeronaves que presentan características de vuelo HTOL y VTOL de manera simultánea, es decir pueden decolar y/o horizontal y/o verticalmente gracias al movimiento simultáneo de sus rotores, alas o superficies de control. La figura 3 muestra los diferentes esquemas que pueden adoptar estas aeronaves de tipo híbridas.

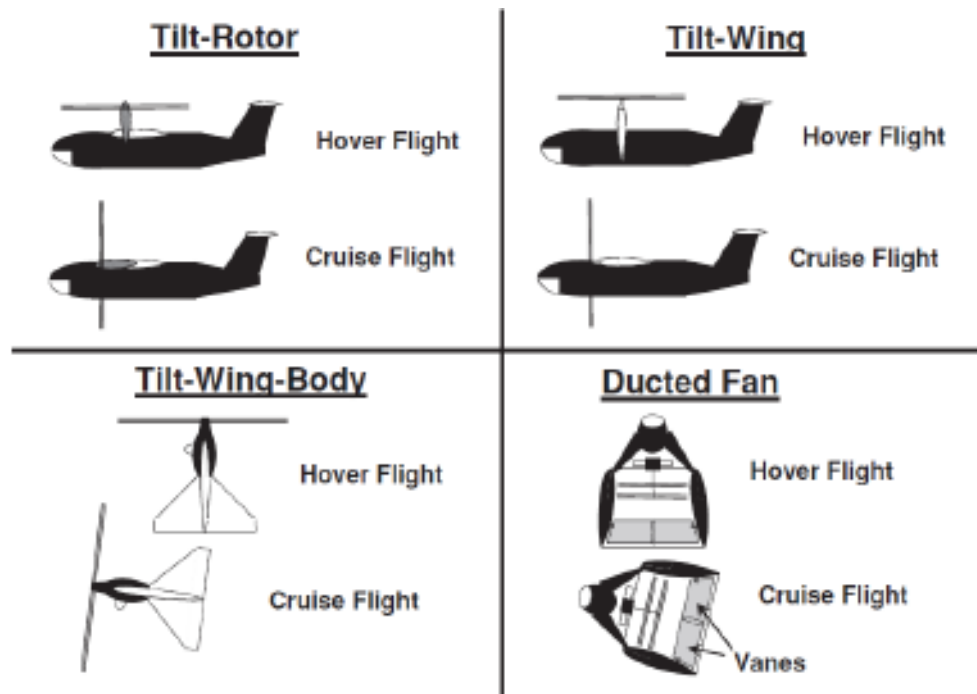


Figura 3. Configuración Híbrida de UAV's

1.3 CONFIGURACION MULTI-ROTOR

Un multirotor es un tipo de aeronave similar al helicóptero tradicional, pero con más de dos rotores. Posee varios ejes de rotación sobre los cuales se montan rotores independientes, los cuales giran en sentidos opuestos con el fin de contrarrestar el efecto de torsión producido; evitando así que la aeronave gire descontroladamente sobre su eje vertical de rotación [12]. La cantidad más común de rotores son de 3(tricoptero), 4(cuadricoptero), 6(hexacoptero) y 8(octocoptero) pero cualquier configuración es posible. Más rotores dan una mayor capacidad de carga máxima, sin embargo son más caros de construir y necesitan de una salida de corriente más alta en las baterías. Si el multirotor está llevando un equipo costoso, se recomienda 6 o especialmente 8 rotores, ya que un accidente puede ser evitado incluso si un motor falla durante el vuelo. Un octocoptero puede experimentar un fallo del motor y aun si tener un control total mientras que un hexacoptero perdería el control. Los multirrotores han atraído mucha atención a la investigación en los últimos años debido a su capacidad de maniobra, de construcción sencilla, la flexibilidad y la capacidad de asumir una carga útil. Con pocas excepciones todos los multirrotores pertenecen a la familia de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) y vehículos aéreos no tripulados (UAV) y pueden ser controlados manualmente con un radio control o funcionan de manera autónoma [13].


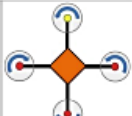

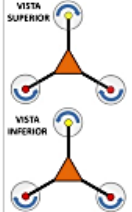

NOMBRE	CARACTERISTICAS	
Tricopter	Número de Motores: 3 Número de Rotores: 3 Ángulo de separación: 120° Configuración: Triangular	
Quadcopter	Número de Motores: 4 Número de Rotores: 4 Ángulo de separación: 90° Configuración: Cruz, Equis	
Hexacopter	Número de Motores: 6 Número de Rotores: 6 Ángulo de separación: 60° Configuración: Hexagonal	
Y6copter	Número de Motores: 6 Número de Rotores: 6 Ángulo de separación: 120° Configuración: Triangular	
Octocopter	Número de Motores: 8 Número de Rotores: 8 Ángulo de separación: 45° Configuración: Octogonal	

Figura 4. Clasificación de los multi rotores

1.4 DESCRIPCION DE UN INCENDIO

Un incendio es una reacción química que requiere calor, oxígeno y material combustible. Es un fuego de grandes proporciones que se desarrolla sin control, el cual puede presentarse de manera instantánea o gradual pudiendo provocar daños materiales, pérdida de vidas humanas y afectación al ambiente. El crecimiento demográfico, los procesos propios del desarrollo en la industria, el uso cada vez más frecuente de sustancias inflamables peligrosas y la falta de precauciones en su manejo, transporte y almacenamiento son los principales factores que han propiciado un aumento significativo en la magnitud y frecuencia de los incendios, particularmente en las ciudades donde se ubican grandes complejos industriales, comerciales y de servicios. Por el lugar donde se desarrollan, hay incendios urbanos y forestales. Los urbanos se deben principalmente a cortocircuitos en instalaciones defectuosas, sobrecargas o falta de mantenimiento en los sistemas eléctricos, fallas u operación inadecuada de aparatos electrodomésticos; falta de precaución en el uso de velas, veladoras y anafres; manejo inadecuado de sustancias peligrosas y otros errores humanos. Por el lugar donde se producen, los incendios urbanos pueden ser domésticos, comerciales e industriales. A su vez los incendios forestales son producidos principalmente por quemas de limpia para uso del suelo en la agricultura, quemas de pasto con el objeto de combatir plagas y otros animales dañinos; fogatas en los bosques; lanzamiento de objetos encendidos sobre la vegetación herbácea; tormentas eléctricas, desprendimiento de las líneas de alta tensión y acciones incendiarias intencionales [14].

1.5 DESCRIPCION DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Los materiales compuestos son materiales obtenidos a través de la combinación artificial de diferentes materiales con el fin de alcanzar propiedades que los componentes individuales por si mismos no pueden alcanzar. Un ejemplo es el polímero reforzado de fibra de carbono. Compuestos de carbono-matriz (típicamente recubiertas con carburo de silicio u otras cerámicas con el fin de mejorar su resistencia a la oxidación) son usados para altas temperaturas, estructuras ligeras, tales como los conos de nariz y bordes de ataque de los transbordadores espaciales y los conos de nariz de misiles balísticos intercontinentales, aunque sufren por la tendencia de carbono a oxidar en presencia de oxígeno temperaturas por encima de aproximadamente 700 °C [11]. El material compuesto más simple está formado por dos componentes:

Matriz

El objetivo principal de la matriz es la de distribuir los esfuerzos entre las fibras a través de la intercara. Actúa como ligante manteniendo unidas las fibras por medio de fuerzas adhesivas y cohesivas [15].

Fibra

Constituyen estructuras cristalinas o semicristalinas, que son tenaces, rígidas y resistentes a altas temperaturas y medios agresivos. Pero sin la aportación de una matriz tienen un serio inconveniente: son demasiado frágiles [15].

CAPITULO 2

METODOLOGIA DE DISEÑO

“Lucho por lo que amo, amo lo que respeto y respeto lo que conozco”

2.1 OBEJTIVO DEL DISEÑO

Como todo inicio de actividad en la vida se necesita un motivo, la fabricación de una aeronave no es la excepción, por lo que el comienzo del proceso de su diseño requiere del reconocimiento de una necesidad. Para las grandes compañías constructoras de aeronaves, esto viene dado de un resumen de proyecto (project brief) o una solicitud de propuestas [19], dichos documentos pueden venir de diversas fuentes como:

- Establecimientos o clientes potenciales
- Agencias de defensa del gobierno
- Análisis del mercado correspondientes de la demanda de aeronaves
- Desarrollo de un producto ya existente
- La explotación de nuevas tecnologías e innovaciones de la investigación y desarrollo

En vista de lo anterior, este proyecto da inicio dada la detección de una situación que causa un alto porcentaje de accidentes en el sector de seguridad civil, como son las operaciones de combate y extinción de incendios.

2.2 FASES DE LA METODOLOGIA DE DISEÑO

Es esencial entender que el proceso de diseño nunca termina, ya que los diseñadores tienen la responsabilidad de la aeronave a lo largo de toda su vida operativa, ya que se verá implicado en las posibles modificaciones y que con esto dará paso a las instrucciones de servicio, de reparaciones y mantenimiento las cuales son necesarias para mantener a la aeronave en condiciones de aeronavegabilidad. El método de diseño es dado por tres fases principales: Diseño preliminar, diseño de proyecto y diseño detallado.

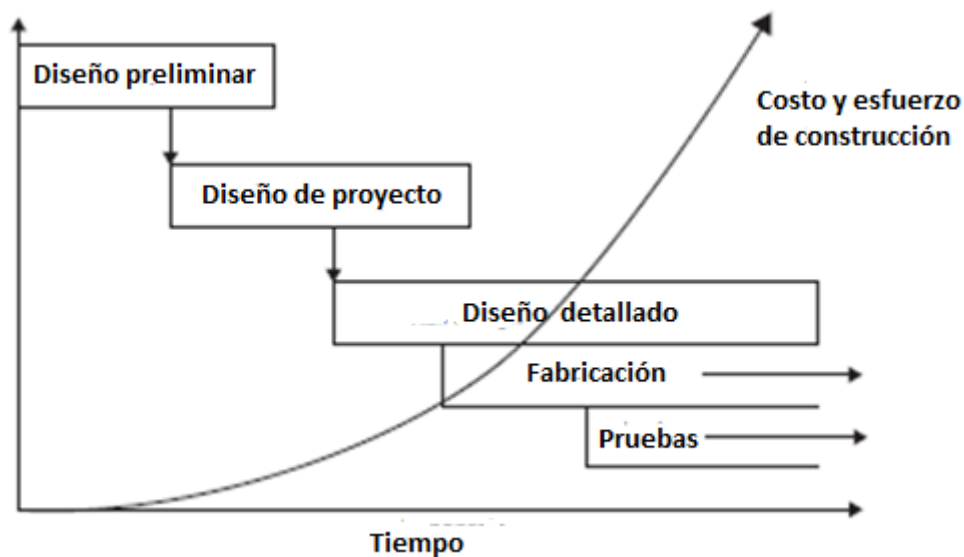


Figura 5. Metodología de diseño

2.2.1 FASE DE DISEÑO PRELIMINAR

La fase de diseño preliminar en ocasiones llamado también fase de diseño conceptual, y en algunas organizaciones industriales se conoce como fase de viabilidad. Como se menciona, es la fase donde se reconoce la viabilidad del proyecto, así como la descripción de la aeronave. A esto se le conoce como “Type specification” [19].

Características de vuelo

La aeronave no tripulada de despegue vertical ya que como bien los vehículos aéreos de ala giratoria son el tipo de aeronave en el cual, las palas del rotor funcionan exactamente de la misma manera que un ala fija. Sin embargo, para esto no es necesario que la aeronave este en constante movimiento de avance para producir flujo de aire sobre las palas. Las palas, si deben estar en constante movimiento y estas producen el flujo de aire requerido sobre su superficie de sustentación para generar la elevación, con esto nos brinda la capacidad para despegar y aterrizar verticalmente. Además, la capacidad para flotar y realizar maniobras de una manera más ágil, haciendo adecuadas las inspecciones donde se requiere que las operaciones sean precisas y con capacidad de mantener un visual en un solo objetivo [10].

Características de propulsión

Según el uso que se quiera dar a la aeronave es la elección del número de motores. Existen diversas configuraciones, las cuales tienen ventajas y desventajas que se muestran a continuación.

Tabla 1

Ventajas y desventajas en los multicopteros

Configuración	Ventajas	Desventajas
Tricoptero	Bajo costo	Poca estabilidad Tiempo de vuelo menor
Cuadricoptero	Mayor estabilidad Mayor tiempo de vuelo	No tiene redundancia
Hexacoptero	Mayor estabilidad Mayor tiempo de vuelo Mayor capacidad de carga y potencia Posee cierta redundancia	Estructura grande Costoso
Octocoptero	Alta estabilidad Gran tiempo de vuelo Redundancia Alta capacidad de carga y potencia	Estructura grande Muy costoso Necesitan de mucha energía

En base a las ventajas y desventajas se considera que para el diseño de la aeronave es viable utilizar un sistema de propulsión basado en la configuración hexacoptero, la cual refiere a trabajar con 6 motores. Esto debido a las condiciones de operación las cuales requieren estabilidad y capacidad de carga, ya que en un futuro se colocarían dispositivos para diversas mediciones, además se necesita que la aeronave sea confiable en la redundancia y precisa en la visualización

en objetivos. La propuesta inicial de diseño en base a lo anterior se muestra en las siguientes figuras.

Boceto de aeronave

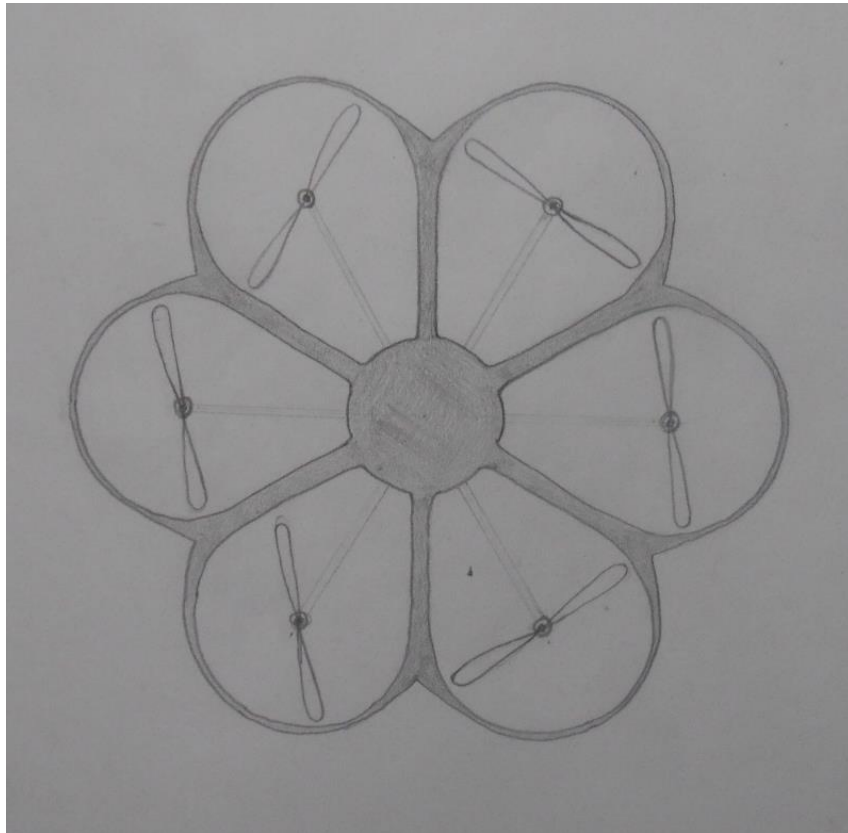


Figura 6. Vista Superior de aeronave “Aurora”

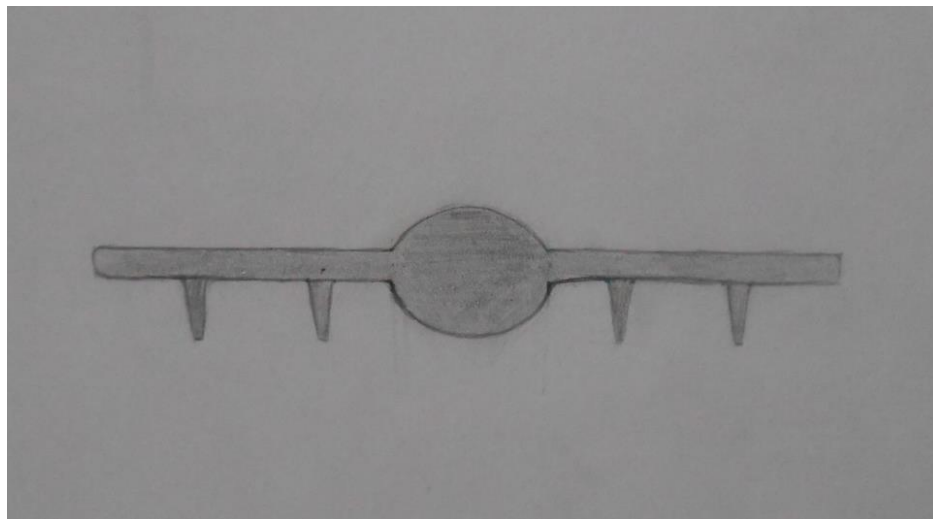


Figura 7. Vista Frontal de aeronave “Aurora”

2.2.2 FASE DE DISEÑO DE PROYECTO

En esta fase se realizan los análisis y diversas optimizaciones del sistema para maximizar el rendimiento técnico en el diseño. Pueden ser pruebas en el túnel de viento y los análisis de dinámica de fluidos computacional. Análisis de elemento finito para comprender la integridad estructural. Análisis del control y la estabilidad de vuelo en las funciones de aeronavegabilidad y condiciones de operación [19]. .

Para este proyecto, en esta fase se lleva a cabo la realización de los análisis teóricos tanto térmicos como mecánicos de los materiales, así como el estudio del rendimiento de la aeronave en función del sistema de propulsión. Realizando una toma de decisiones en base a las variantes en cuanto a productos puestos en el mercado para el acople de cada componente a utilizar.

Mostrando las limitantes operativas que existentes para cumplir con el objetivo. Así como la propuesta de alternativas operacionales con las que cuenta el resultado.

2.2.3 FASE DE DISEÑO DETALLADO

En esta última fase todos los detalles de la aeronave se traducen en dibujos, instrucciones de fabricación y así como posibles modificaciones. Se hace un análisis más a detalle de la aerodinámica, estructura y sistemas auxiliares de la aeronave. Se realizan las pruebas y reportes finales que llevara a la elaboración de los manuales de operación y mantenimiento [20].

Para ello, se desarrolla el diseño CAD, tomando en cuenta los detalles de las medidas para los acoples de cada uno de los componentes que el mercado ofrece así como los componentes manufacturados.

Debido a no contar con el apoyo financiero para la adquisición de los componentes, las pruebas y reportes de operación reales quedan como expectativa del proyecto. Llegando a concluir parcialmente con un prototipo realizado con el software Solidworks.

CAPITULO 3

CAMPO DE OPERACION: FENOMENOS EN UN INCENDIO

“Lo imposible es el fantasma de los tímidos y el refugio de los cobardes”

3.1 FENOMENOS DE UN INCEDIO

El fuego es un fenómeno físico y químico que es fuertemente interactivo por naturaleza. Los procesos de interés en un fuego envolvente implican principalmente flujos de masa y flujos de calor hacia y desde el combustible y los alrededores.

Un incendio en un recinto se puede desarrollar en una multitud de maneras diferentes, sobre todo en función de la geometría del recinto y el tipo de combustible, la cantidad y superficie [16]. El suministro de oxígeno es otro factor crucial. Si el compartimento donde se inicia el fuego es cerrado su intensidad disminuirá gradualmente, lo que significa que la temperatura de los gases de humo en el compartimento caerá. En algunos casos, una ventana se puede romper, por ejemplo, y el suministro de oxígeno proporcionado dará resultado que el fuego de un nuevo impulso. Conceptos tales como la tasa de pérdida de masa de combustible y la velocidad de liberación de calor son importantes [17].

3.2 IGNICION

Después del encendido, el fuego crece y produce cantidades crecientes de energía, sobre todo debido a la propagación de las llamas. Además de la liberación de energía, se producen una variedad de gases y sólidos tóxicos y no tóxicos [16]. La ignición es el primer signo visible de la combustión. El material combustible puede provocar una auto-ignición debido a la alta temperatura o puede ser encendida por una fuente externa, por una simple chispa [15].

3.2.1 IGNICION DE MATERIALES SOLIDOS

En el caso de los materiales sólidos, hay una temperatura crítica en el que tiene lugar el encendido. Pero esto generalmente varía de acuerdo con el material que se está quemando y por lo tanto no puede ser utilizado como una medida de la inflamabilidad. Con los materiales sólidos, la superficie debe ser calentada hasta 300 a 400 ° C durante la ignición. Si no hay llamas cerca de la temperatura de la superficie debe ser mayor. La madera necesita alcanzar una temperatura superficial de 500 a 600 ° C antes de que se realice la auto-ignición.

La ignición depende en gran medida de la inercia térmica del material, la figura 8 muestra lo que ocurre en la superficie cuando la pared está en llamas. La sección inferior está dominada por la transferencia de calor a la superficie por convección. En la sección central, la radiación de la llama es el factor principal, que es debido a la anchura de las llamas por lo que aumenta la altura. Cuanto más amplia sea la llama, más la transferencia de calor se produce a través de la radiación. En la sección superior, la pared todavía no ha encendido. La longitud de las flechas que se muestran en la figura corresponde con el tamaño de los diversos componentes [18].

3.2.2 DIFUSION DE LA FLAMA

Se refiere al punto donde el combustible y el oxígeno están separados inicialmente, y se mezclan a través del proceso de difusión, transportando así moléculas desde una alta a baja concentración [17]. En referencia con esto se puede resumir que la difusión de la flama es el resultado de un proceso de combustión, donde las moléculas de combustible se mezclan con oxígeno a través de una mezcla que puede ser laminar y/o turbulenta [17].

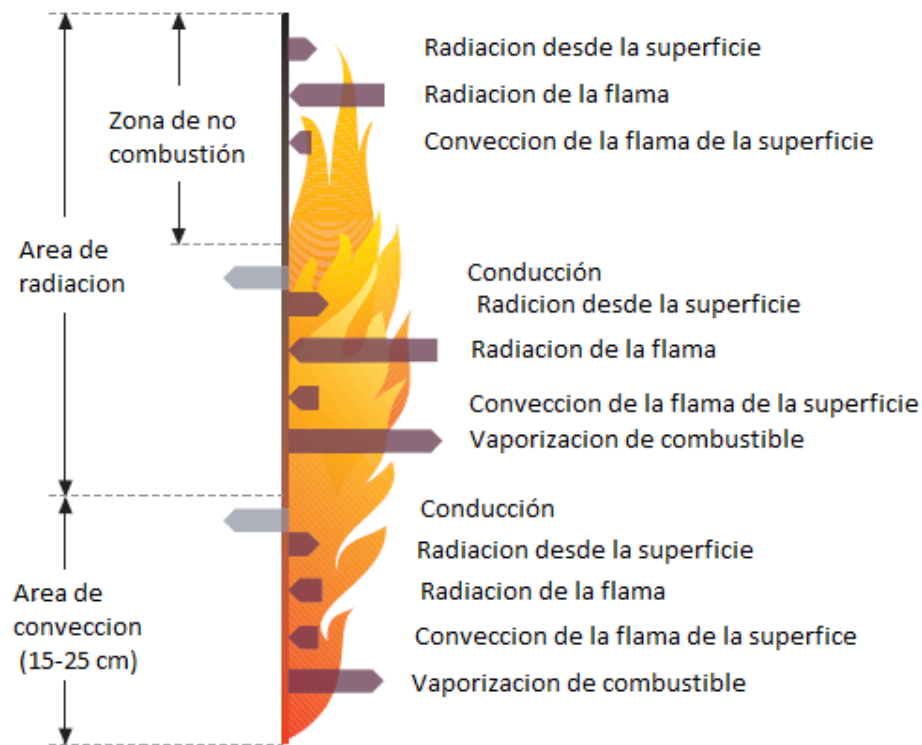


Figura 8. Propagación de llama en una pared

- Difusión laminar de la flama

Ocurre cuando se mezcla el combustible y el oxígeno entre sí con el flujo de aire de lado a lado a baja velocidad. Haciendo que la mezcla sea laminar y produzca una combustión de manera uniforme [17].

- Difusión turbulenta de la flama

Al incrementar la velocidad del combustible la flama de este, cambiará gradualmente de laminar a turbulento. Cuando la velocidad a la que el combustible está fluyendo hacia fuera es mayor a la que se mezcla con el oxígeno del aire, en el proceso de mezcla se producirán remolinos como las que se muestran en la figura 9. Las llamas turbulentas tienen características como: movimiento de remolino irregular, difusión rápida y capa de reacción fina e irregular. A diferencia de las llamas laminares, las llamas turbulentas pueden ocurrir en todos los medios gaseosos. Además suelen ir acompañadas de cambios rápidos en la apariencia y sonido. Como por ejemplo fluctuaciones con oscilaciones periódicas con grandes remolinos localizados en el borde de la flama como se muestra en la figura 10. Los remolinos, que son visibles, ruedan a lo largo de la parte exterior de la columna de humo y son el resultado de la inestabilidad entre la flama caliente y el aire frío.



Figura 9. Difusión laminar en la izquierda. Difusión turbulenta en la derecha

Estas fluctuaciones son aleatorias, y son características de la turbulencia, esto dará paso a que la flama tome altura y forma periódica. Las fluctuaciones normalmente tienen una frecuencia de 1 hasta 3 Hz; este desprendimiento depende del diámetro de la fuente de ignición. La figura 11 muestra un esquema característico de este fenómeno donde L_f es la altura de la flama [16].

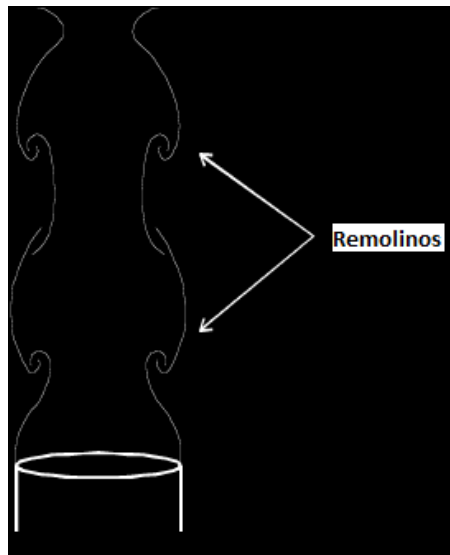


Figura 10. Remolinos en el borde de la flama

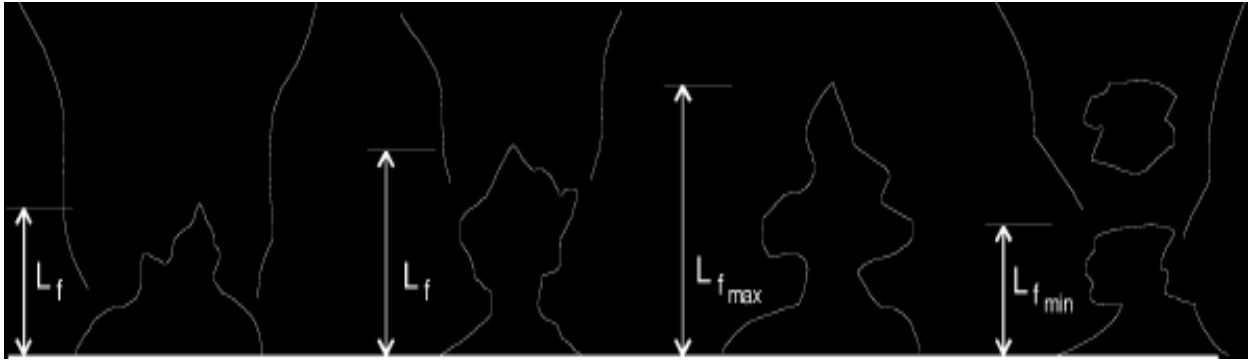


Figura 11. Características de las fluctuaciones de la altura de la flama

3.3 PLUMA

Cuando un material sólido se calienta empieza a emitir gases. Este proceso se conoce como pirolisis. La pirolisis comienza generalmente a temperaturas en el intervalo de 100 a 250 ° C. El proceso de pirolisis consiste en una descomposición química o conversión química del complejo de componentes más simples. Algunos de los gases que se acumulan en la superficie del combustible no será combustión en la flama. Estos gases no quemados serán acompañados por la pluma y estarán contenidos en la capa de gas de humo. Como hay diferentes temperaturas en una masa gaseosa, se produce una diferencia en la densidad. La parte caliente de la masa gaseosa, que tiene una densidad más baja, se elevará hacia arriba con respecto a la atmósfera, que es la parte con una temperatura inferior y por lo tanto una mayor densidad. Esto se produce por encima de la fuente del fuego como se muestra en la figura 12.

La pluma del fuego es el flujo de gas caliente que se forma en y por encima de una flama natural. Las propiedades de la pluma del fuego dependen principalmente del tamaño del incendio, la tasa de liberación de calor que genera un incendio. La temperatura y la velocidad del gas dentro de la pluma de fuego dependen directamente de la cantidad de calor generado por la fuente de fuego y la altura por encima de la fuente de fuego. La mezcla con el aire circundante aumenta el flujo de masa en la pluma. La temperatura y la velocidad de la pluma del fuego disminuyen verticalmente con la altura [17].

3.3.1 FUERZA DE FLOTACION

Cuando una masa de gases calientes está rodeada por los gases más fríos, la masa más caliente y menos densa se elevará hacia arriba debido a la diferencia de densidad, a esto se le conoce como fuerza de flotación o también llamada fuerza boyante. La velocidad ascendente del flujo dentro de una flama estará en función de la fuerza de flotación. Frente a las llamas, la fuerza de flotación es dada por los flujos que se forman por encima de una fuente de combustible gaseoso a alta presión [16].

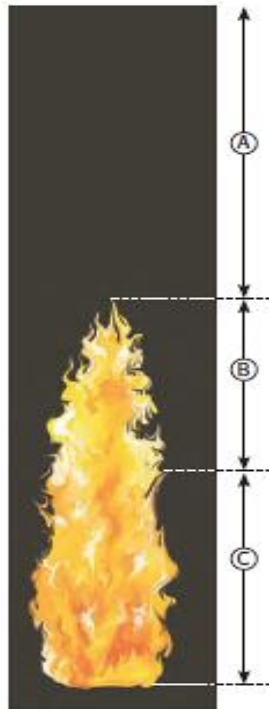


Figura 12. Secciones de la pluma del fuego

- A. Flujo de gas por encima de la llama, generalmente se conoce como pluma.
- B. La sección con llamas fluctuantes,
- C. La sección próxima a la base de la llama, con la llama continúa.

3.4 CEILING JET

Cuando el flujo de la pluma incide en el techo del lugar, los gases calientes se extienden a través de ella como se muestra en la figura 13 a. formando una nube, a este fenómeno se le conoce como ceiling jet. La nube cuando finalmente se extendió a través del techo y es interrumpida por las paredes del recinto, se ve obligado a moverse hacia abajo a largo de la pared como se muestra en la figura 13 b., los gases en esta nube son aún más calientes que el aire ambiente circundante, con lo cual estos gases se mantienen debido a la flotabilidad, formándose una capa de gases calientes debajo del techo como se muestra en la figura 13 c. Por lo tanto la habitación se divide en dos zonas; la capa superior caliente que consiste en una mezcla de productos de combustión y el aire arrastrado, y la capa inferior en frío que consiste en aire [16].

La parte inferior puede tener una temperatura de 37 °C a nivel del piso y esta puede aumentar de los 315 a los 450 °C³, a altura aproximada de 1.30 m, obligando a tomar una posición del cuerpo un tanto inclinada durante la operación al equipo de rescate [21].

³ Dato apoyado por las pruebas en la capacitación de brigadas de prevención y combate de incendios.

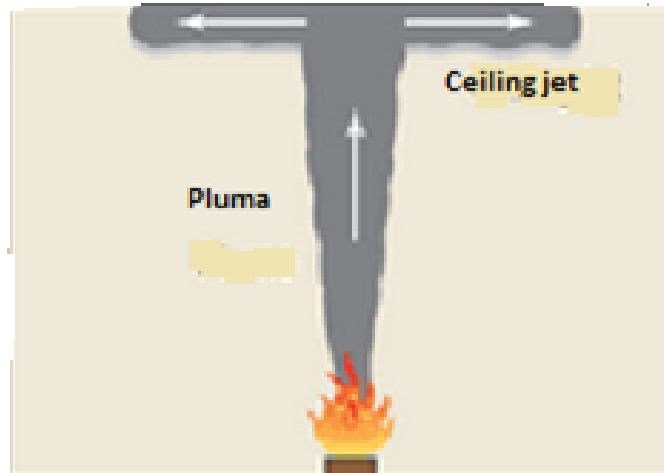


Figura 13 a.

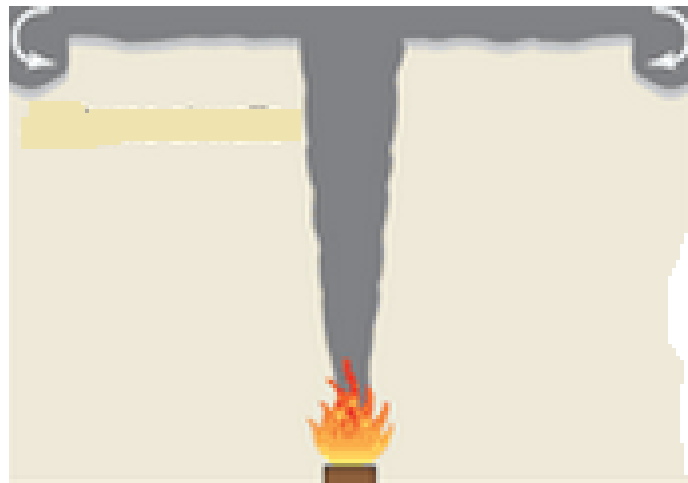


Figura 13 b.



Figura 13 c.

3.5 FLASHOVER

Durante un incendio en un compartimento existe una etapa en que la radiación térmica del fuego, los gases calientes y las superficies combustibles llegan a un nivel que en base a experimentos alcanzan de 12 a 20 kW/m² [22]. Como resultado de la radiación de la capa caliente hacia otro material combustible en el recinto, se tiene un aumento en las velocidades de liberación de energía, debido a la súbita combustión de los gases acumulados en el techo y a la inflamación generalizada de los materiales combustibles del recinto a este fenómeno se le conoce como flashover o combustión súbita generalizada [17].



Figura 14 a. Situación previa al flashover

Los gases liberados por el fuego contienen CO que, mezclándose con el CO₂ en la proporción adecuada, se inflamará a unos 600 °C. La ignición súbita y casi simultánea de estos gases de combustión provocan una sobrepresión de aproximadamente 2 kPa. Como consecuencia de la expansión de los gases y el aumento de temperatura, se produce una onda de presión que arrastra consigo la nube de humo que se va generando. El humo sobrecalentado aun contiene gases no quemados que inflaman a medida que el frente avanza y se va mezclando con el oxígeno del aire. Con la temperatura elevada y unida a este nuevo frente de combustión origina una bola de fuego que alcanza el exterior proyectándose a varios metros a esto se le conoce como lenguas de la llama como se muestra en la figura 15 [23].



Figura 14 b. Condición de flashover

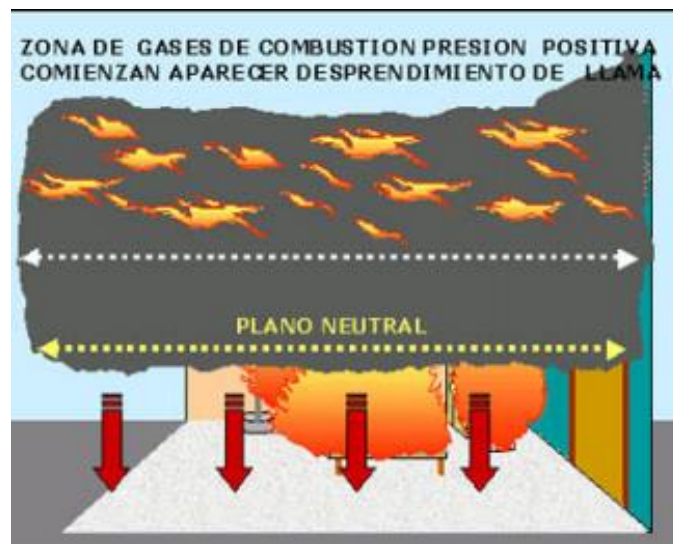


Figura 15. Esquema del flujo de ventilación en un flashover

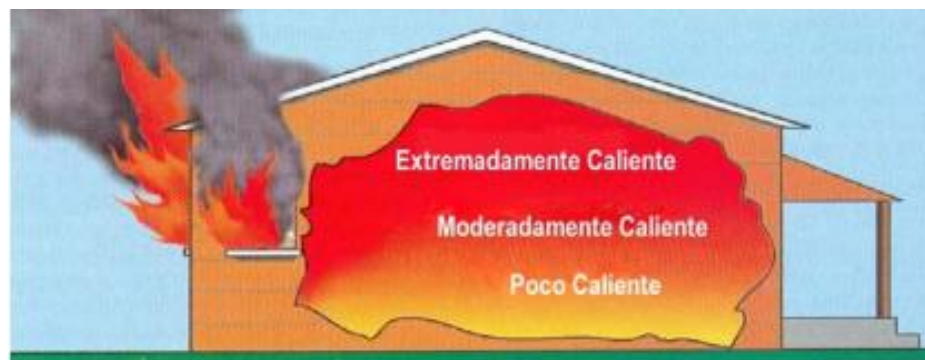


Figura 16. Zonas térmicas de un recinto

Las propias llamas están compuestas por gases inflamados, de los cuales el que se encuentra en una mayor proporción es el nitrógeno (64 % aproximadamente), generando una estratificación de gases debido a la diferencia de densidad de las distintas gaseosas presentes, es decir, los gases en el incendio son menos densos que los del exterior ya que 1 m^3 de aire pesa 1.2 kg , mientras que la misma cantidad de llamas puede pesar unos 0.3 kg . Los sonidos se amortiguan, es decir, se presenta una sensación de silencio debido a que las ondas sonoras se rompen o amortiguan al atravesar las capas de diferente densidad [22].

En el techo del recinto, la capa superior se mantiene en una temperatura constante de entre los 500 y $650 \text{ }^\circ\text{C}$ ⁴. En el plano neutral mostrado en la figura 15 existe un aumento en la velocidad y/o turbulencia de los gases con lo que nos predice una rápida evolución del flashover [22]. Resumiendo este fenómeno tenemos que el síntoma más repentino de esta situación es el aumento de temperatura en el recinto y en las zonas adyacentes, es por eso que el equipo de protección del personal de bomberos está preparado para protegerle en estas condiciones durante un máximo de

⁴ Dato apoyado por las pruebas en la capacitación de brigadas de prevención y combate de incendios.

14 segundos, con esto la convierte en la etapa del incendio más extrema, teniendo la mayor cantidad de accidentes en la misma [23].

3.6 TRANSFERENCIA DE CALOR

La comprensión del proceso de transferencia del calor (o energía) es clave para el análisis del comportamiento y los procesos de un incendio. Existen tres formas de transferencia de calor las cuales son conducción, convección y radiación.

La conducción es fundamental en la transferencia de calor a través de sólidos siendo k una propiedad del material conocida como conductividad térmica. La convección en este contexto es la transferencia de calor de un fluido (en este caso; aire, llamas o productos de combustión) a una superficie (sólida o líquida), siendo el coeficiente de transferencia de calor por convección el que depende de la configuración de la superficie y de la naturaleza del flujo que pasa por ella. En la transferencia de calor desde la llama a la superficie de las sustancias combustibles condensadas (líquidas y sólidas) se combinan la convección y la radiación, siendo esta la cual domina cuando el diámetro efectivo del incendio supera 1 m. Como se explica con anterioridad el proceso de un incendio en un espacio cerrado, los gases calientes que emergen del mismo se quedan debajo del techo, calentando las superficies superiores del recinto. La capa de humo resultante y las superficies calientes irradian calor hacia la parte inferior del recinto, aumentando con esto la velocidad de combustión [26].

3.6.1 EFECTOS DE LA TRANSFERENCIA DE CALOR

La intensidad de la transferencia de calor recibida por un ser vivo o por un objeto situado en el campo de influencia de un incendio, depende de las condiciones atmosféricas (humedad, viento), la geometría del incendio (diámetro de la base del incendio, altura e inclinación de las llamas y la distancia al punto irradiado) y de las características físico-químicas del producto en combustión (temperatura, presión y volumen crítico, punto de ebullición, calor de vaporización y de combustión). La gravedad de las consecuencias depende de la intensidad y del tiempo de exposición. El límite soportable para un bombero con traje estructural es del orden de 12.5 kW/m^2 con un tiempo de exposición prolongado [28][27].

Tabla 2

Intensidades críticas de transferencia de calor y temperaturas de ignición de materiales.

Material	Daños nivel 1		Daños nivel 2	
	$I_{cr} \text{ (kW/m}^2\text{)}$	T (°C)	$I_{cr} \text{ (kW/m}^2\text{)}$	T (°C)
Madera	15	409.85	2	99.85
Sintético	15	-	2	99.85
Vidrio	4	119.85	-	-
Acero	100	499.85	25	199.85

CAPITULO 4

SELECCIÓN DE MATERIALES: DISEÑO TERMICO Y
MECANICO

“La unión nos hará eternos”

4.1 MATERIALES PARA FABRICACION

En la industria aeroespacial se manejan diversos componentes en cohetes y aeronaves, los cuales se ven sometidos a altas cargas mecánicas y exposiciones a altas temperaturas, es por ello que en esta industria se manejan los materiales compuestos. Los materiales compuestos de matriz polimérica han sido los elegidos desde hace décadas para satisfacer las aplicaciones de alto desempeño. Ofrecen un módulo y una resistencia similar e incluso superior a la de muchos materiales metálicos, de igual manera su baja densidad les otorga excelentes propiedades específicas, teniendo menores costes de procesamiento.

4.1.1 MATERIALES PARA REFUERZO

Fibra de vidrio

La fibra de vidrio es el refuerzo más utilizado actualmente en la fabricación de materiales compuestos, sobre todo en aplicaciones industriales. Esto se debe a su gran disponibilidad, sus buenas características mecánicas y su bajo coste. Comparada con la fibra de carbono, la fibra de vidrio tiene una mayor densidad ofreciendo una resistencia al impacto superior a esta [54]. El refuerzo de fibra de vidrio provee al compuesto; resistencia mecánica, estabilidad dimensional y resistencia al calor [55]. La composición de fibra de vidrio más empleado es el vidrio tipo E, el cual es de tipo eléctrico [56].

Fibra de carbono

La fibra de carbono es la menos resistente a los impactos a comparación que la de aramida o de vidrio [54]. Existen diversas clases de esta fibra, pero la que resulta ser la más económica es la tipo III, tiene la rigidez más baja que las demás en su tipo, aunque presenta la temperatura más baja en el tratamiento [57]. Los materiales compuestos reforzados con fibra de carbono surgen como los indicados para aplicaciones donde se busque reducir el peso.

Fibra de aramida

Existen dos productos de la fibra de aramida, uno de ellos es el Kevlar, el cual, el Kevlar 49 es el nombre comercial más utilizado, teniendo baja densidad, alta solidez y alto modulo. El otro producto de esta fibra es el Nomex, en comparación con el Kevlar es mucho menos resistente pero puede sufrir más deformaciones plásticas sin romperse, esto lo hace mucho más flexible con lo que es utilizado para trajes de bomberos así como trajes espaciales [58]. En general las fibras de aramida tienen menor resistencia a la compresión a comparación de las fibras de carbono. Otra desventaja incluye la alta absorción de agua y mala adhesión de la matriz en algunos casos [54].

4.1.2 MATERIALES PARA MATRIZ

Resina poliéster

Las resinas poliéster también llamadas poliéster insaturados son usadas principalmente con fibras de vidrio, una de sus principales ventajas es su bajo costo y su acelerado tiempo de curado que varía de entre 6 a 8 horas (incluso a temperatura ambiente) con un tiempo de trabajo de 20 a 30 minutos. Un inconveniente en el proceso, es que tiende a contraerse durante el endurecimiento (7% en volumen) [59].

Resina epoxi

Es un tipo de resina muy versátil ya que posee un gran rango de propiedades. Tienen como características su buena resistencia al impacto, excelentes propiedades de tenacidad, el grado de contracción durante el curado es bajo y su resistencia térmica es elevada, la vida útil es de un mínimo de dos años [59]. Estas resinas resultan más costosas pero sin embargo tienen mejor resistencia a la humedad y una menor variación dimensional durante el proceso de curado [60]. Sus propiedades mecánicas y térmicas han hecho de estos compuestos los más utilizados para la elaboración de estructuras reforzadas con fibras, principalmente de carbono, en la industria espacial y aeronáutica [61]

Resina fenólica

Los materiales compuestos de resina fenólica con refuerzos de fibra de carbono o fibra de vidrio son empleados actualmente en la fabricación de estructuras interiores en la industria aeronáutica. Estos materiales presentan muy buenas propiedades de resistencia al choque y a los ataques de tipo químico y una estabilidad dimensional excelente. Otras características muy importantes son su baja inflamabilidad y la reducida emisión de humo y gases tóxicos. Dependiendo de las propiedades que se quieran obtener en las resinas y las aplicaciones a que se vayan a destinar, se hacen con mucha frecuencia mezclas de este tipo de resinas con cargas y aditivos de muy diferentes tipos. Una gran parte de estas mezclas se agrupan con la denominación de “baquelitas”, que en general poseen muy buenas propiedades dimensionales y de resistencia mecánica y térmica, siendo reducidos los costes de su procesado [61].

4.2 METODOLOGIA DE SELECCIÓN DE MATERIALES

Una adecuada selección de materiales y procesos, garantiza a los encargados del diseño de producto un correcto funcionamiento. La posibilidad de usar varios métodos y poderlos confrontar, garantiza una mayor eficiencia en la selección correcta del material. La mayoría de métodos parten de la disponibilidad de una amplia gama de materiales, los cuales se deben analizar de alguna de las siguientes formas: recomendaciones (métodos tradicionales), mapas de materiales (método gráfico) o bien información escrita encontrada en fuentes bibliográficas o en bases de datos virtuales. El refinamiento se realiza de acuerdo a las propiedades exigidas por el componente a diseñar y sustentando criterios como pueden ser: disponibilidad, vida de servicio, factores ambientales y costo, entre otras.

En general, los métodos para la selección de materiales se basan en una serie de parámetros entre físicos, mecánicos, térmicos, eléctricos y de fabricación que determina la utilidad técnica de un material, algunos de estos parámetros son mostrados en la tabla 3 y 4. Debido al alto número de factores que afectan la selección de materiales, se determina solo las propiedades más relevantes para la aplicación, en este caso el material requerido debe ser ligero, resistente al impacto y sobre todo presentar alta resistencia térmica. Para lo cual, en primera instancia se analiza la parte del refuerzo, que presenta las 3 fibras más convencionales.

Tabla 3*Propiedades de las fibras convencionales*

Fibra	Densidad (gr/cm^3)	Resistencia a la tracción (GPa)	Modulo elástico (GPa)	Alargamiento a la fractura (%)	Temperatura de distorsión (°C)
Vidrio E	2.54	3.45	70	4.8	850
Carbono III	1.8	3.1	290	1.1	3000
Kevlar 49	1.45	2.8	130	2.5	500

Fuente: [11] [64]

Basados en los datos de la tabla 3, podemos determinar conclusiones en base a los requerimientos del producto final:

Propiedades físicas

La fibra de vidrio tiene una buena relación resistencia/peso manejando una buena estabilidad dimensional [59], sin embargo, la fibra carbono tiene mejor propiedad en cuanto a peso ligero se refiere. Mientras que la fibra de kevlar es el material más ligero de los tres (ligeramente inferiores a las fibras de carbono).

Propiedades mecánicas

La fibra de vidrio tiene una buena resistencia, pero no son rígidos y por lo tanto no pueden aplicarse en elementos estructurales. Las fibras de carbono son muy superiores a las fibras de vidrio en términos de modulo elástico, sin embargo, las fibras de carbono son muy frágiles y su comportamiento ante el impacto es deficiente [61], el modulo elástico de las fibras de Kevlar son significativamente mejor que las de las fibras de vidrio pero inferiores al módulo elástico de las fibras de carbono. Las láminas de fibras de carbono son frágiles y se rompen sin ninguna reducción de su sección transversal, en contraste con las láminas de fibras de kevlar, las cuales rompen de manera dúctil. El kevlar se estira mayormente antes de romperse [62].

Propiedades térmicas

La fibra de vidrio tiene una temperatura de distorsión de aproximadamente 850 °C pero la resistencia y el módulo elástico de las fibras de vidrio disminuyen rápidamente por encima de los 250 °C es por ello no puede operar a temperaturas superiores a los 200 °C ya que el polímero se reblandece. En ausencia de aire y de otras atmosferas oxidantes, las fibras de carbono poseen unas propiedades excelentes a altas temperaturas manteniendo sus propiedades mecánicas a temperaturas por encima de los 2000 °C. Para aplicaciones que incluyan matrices de polímeros esta propiedad no puede ser aprovechada porque la mayoría de las matrices pierden sus propiedades aproximadamente por encima de los 200 °C. Aunque la estabilidad térmica de la fibra de kevlar es inferior a la de las otras, esta se descompone a altas temperaturas (420-480 °C) manteniendo parte de sus propiedades mecánicas incluso cercanas a la temperatura de descomposición. Su módulo elástico se reduce en torno a un 20% cuando se emplea la fibra a una temperatura de 180 °C durante 500 horas. Esta fibra tiene una contracción térmica baja [62].

De igual manera, ahora se analizan las matrices, las cuales son las que normalmente se emplean junto con las fibras mostradas anteriormente.

Tabla 4

Propiedades de resinas termoestables

Resina	Densidad (gr/cm^3)	Resistencia a la tracción (MPa)	Modulo elástico (GPa)	Alargamiento a la fractura (%)	Contracción (%)	Temperatura de distorsión (°C)
Poliéster	1.1-1.4	35-95	1.6-4.1	1	7	95
Epoxi	1.2-1.4	50-110	2.5-5	4-5	1	150
Fenólica	1.2-1.4	35-60	2.7-4.1	2	0.5	200

Fuente: [11] [64] [68]

Basados en los datos de la tabla 4, podemos determinar conclusiones en base a los requerimientos del producto final:

Propiedades físicas

Las resinas epoxis presentan un coeficiente de contracción durante el curado mucho menor que las resinas de poliéster lo que es una ventaja desde el punto de vista del diseño [15]. Las resinas fenólicas en ese aspecto tienen una estabilidad dimensional excepcional [61].

Propiedades mecánicas

Los valores de resistencia y propiedades elásticas de las resinas epoxis, las cuales tienen en general mejor comportamiento mecánico que el resto [15]. Las resinas termos estables son normalmente isotrópicas, pero pierden sus propiedades de rigidez a la temperatura de distorsión térmica, que define un límite superior efectivo para su uso en componentes estructurales. Las resinas epoxis son generalmente superiores a las de poliéster en ese aspecto [62].

Propiedades térmicas

La resina poliéster se usa principalmente con fibras de vidrio permitiendo aplicaciones hasta los 95 °C mientras que las resinas epoxis soportan temperaturas de hasta 200 °C. En cuanto a la degradación, la resina epoxi tiene también un mayor límite de temperatura con 300 °C comparada con los 110 °C de la resina poliéster [59]. Las propiedades de distorsión a temperaturas elevadas son mejores en las resinas fenólicas aunque son estas las que manifiestan una mayor tendencia a la absorción de agua ya que tienen el que se produce en forma de vapor durante el proceso de curado a comparación de las resinas epoxis presentan una buena resistencia a los agentes químicos (excepto ácidos fuertes y amoniaco) y una reducida absorción de agua. Las resinas de poliéster tienen un coeficiente de dilatación térmica elevado.

El comportamiento ante el fuego viene determinado por las propiedades del material respecto a su facilidad de combustión, propagación de la llama y desprendimiento de calor, así como las características de generación de humo y gases tóxicos. Este último punto es de especial importancia debido al peligro que supone la presencia de estas emanaciones que puede ocasionar falta de visibilidad, asfixia y estados de pánico en caso de incendio. Además de la cantidad y tipo

de los refuerzos o cargas presentes en el material, es también importante la proporción de resina. En este sentido, una disminución de la cantidad de resina revierte en un mejor comportamiento ante el fuego. Las matrices epoxi, típicamente utilizadas junto con las fibras de carbono por sus excelentes propiedades mecánicas, poseen una resistencia a la llama y a la ablación inferior al de las resinas fenólicas, es por ello que para esta función las resinas fenólicas son las que presentan mejores condiciones, sobre todo por tener un bajo índice de emisión de humo que es muy elevado a comparación de las resinas de epoxi y poliéster [15].

4.2.1 PROPIEDADES REFUERZO-MATRIZ

Como anteriormente se menciona existen diferentes combinaciones entre los tipos de refuerzos y matrices, teniendo algunas limitantes debido principalmente a la adherencia que tiene una con la otra. En la tabla 5 se muestran las propiedades físicas y mecánicas de combinaciones relevantes para el objetivo.

En el caso puntual de la industria aeroespacial, los materiales utilizados deben cumplir requisitos específicos como estabilidad dimensional, alta tenacidad y resistencia a altas temperaturas, algo muy similar a lo que se pretende en este trabajo. Los materiales compuestos reforzados con fibra de carbono surgen como los indicados para tales aplicaciones.

Para aplicaciones de alta temperatura, un factor crítico que determina la posibilidad de utilizar un material compuesto es la elección de la matriz. Las matrices epoxi, típicamente utilizadas con las fibras de carbono debido a sus excelentes propiedades mecánicas, sin embargo tienen menos resistencia a llama y a la ablación respecto a las resinas fenólicas [63].

Tabla 5

Propiedades físicas y mecánicas de compuestos

Compuesto	Densidad (gr/cm^3)	Resistencia a la tracción (MPa)	Modulo elástico (GPa)
Vidrio E / Poliéster	1.5	100	8
Vidrio E / Epoxi	1.8	1130	39
Vidrio E / Fenólica	1.6	180	13
Carbono III / Epoxi	1.55	1800*	135*
Carbono HM / Epoxi	1.6	300*	380*
Carbono III / Fenólica	1.6	1200*	90*
Carbono HM / Fenólica	1.6	320*	140*
Kevlar 49 / Epoxi	1.38	1370	76

Fuente: [61] * Valores del resultado de la prueba mostrada en [65]

En referencia con esto, la selección de materiales se centra en el análisis de los compuestos de fibra de carbono con resina epoxi y resina fenólica. Las propiedades mecánicas son analizadas junto con la tabla 5, donde algunos de estos valores son en base a la norma ISO 9163:2005 cuyo ensayo es llevado a cabo en [65], en la cual se puede ver que las resistencias superiores se obtienen con fibras de carbono de modulo estándar (III) que es la fibra mayormente comercializada,

mientras que los valores inferiores fueron con el uso de la fibra de carbono de alto modulo (HM), esto debido a que las fibras de alto modulo tienen una alta rigidez pero baja resistencia. Para dar una idea de la resistencia se puede comparar la presentada por el compuesto carbono III con resina epoxi que es de 1800 MPa valor muy superior al del acero convencional el cual tiene un valor de 200 MPa [65].

En cuanto al módulo elástico refiere, los valores superiores fueron para los compuestos con fibra de alto modulo, y en combinación con resina epoxi presenta un valor de 380 GPa, es decir, casi el doble que el del acero que tiene 210 GPa [65].

Tabla 6

Propiedades térmicas de compuestos

Compuesto	Tiempo de	Tiempo de	Pico de	Liberación
	ignición	liberación	ignición	de calor
	(s)	de calor	(kW/m ²)	(MJ/m ²)
Carbono III / Fenólica	132	(s)	111	16.7
Carbono III / Fenólica con nanoarcillas	129	239	86.1	15.9
Carbono III / Epoxi	51	-	347	26.2

Fuente: [63] [66]

Para las propiedades térmicas, el análisis es en base a los valores mostrados en la tabla 6, los cuales fueron obtenidos en el ensayo llevado a cabo en [63], mediante la norma ASTM E1354, utilizando la técnica de calorimetría por cono empleando un flujo radiante de 50 kW/m².

Las resinas fenólicas son materiales resistentes al fuego con baja emisión de humos y toxicidad, por lo que exhiben características favorables como retardantes de llama bajo condiciones de fuego. Además se encuentra que a temperaturas elevadas mayores de 600 °C, se forma un residuo carbonoso llamado “char”, que irradia calor y funciona como un excelente aislante. Su formación en incremento limita la producción de gases combustibles y/o tóxicos, disminuyendo el calor liberado y la emisión de humos [63] [67]. En la tabla 5 se muestra una combinación de fibra de carbono III con resina fenólica reforzada con nanoarcillas la cual se obtiene agregando a la resina 5 % en peso de bentonita modificada con sales de amonio [63]. En la tabla 6 muestra la diferencia de los tiempos de ignición entre los sistemas basados en resinas fenólicas y resinas epoxi, los cuales son considerablemente mayores para las fenólicas. A su vez, los picos de liberación de calor (HRR) son también menores en los sistemas con resina fenólica.

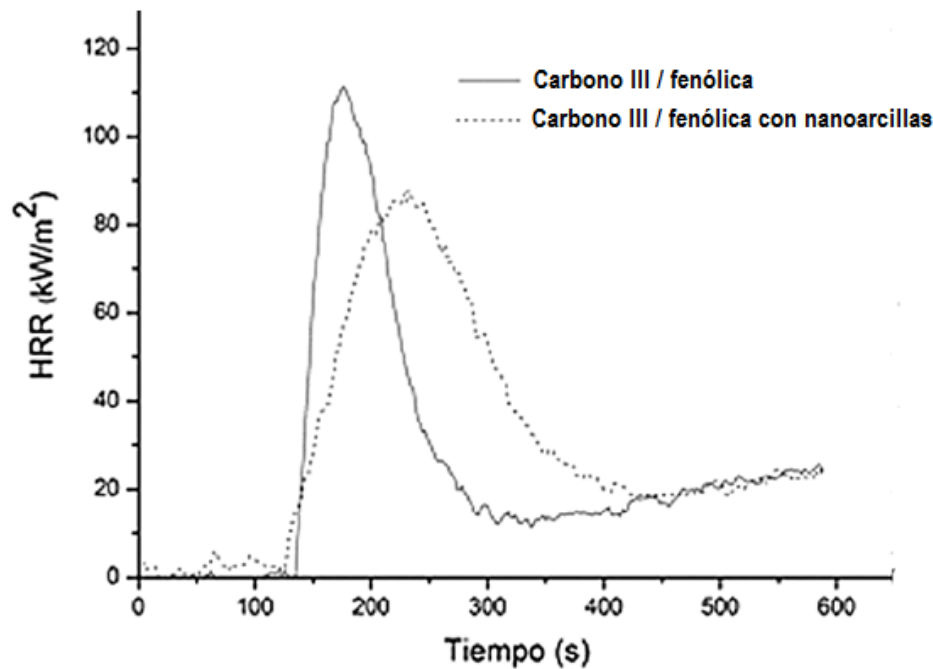


Figura 17. Evolución de la liberación de calor

En relación a los ensayos de resistencia a la llama [63] en la Fig. 17 se obtienen las curvas de liberación de calor en función del tiempo, para lo cual el momento en que se produce la ignición es similar en ambos, existiendo una reducción en el valor del pico de ignición, con lo que se puede ver la relevancia que tiene la incorporación de las partículas al disminuir la flamabilidad del material.

Tabla 7

Propiedades físicas y mecánicas del compuesto reforzado con nanoarcillas

Compuesto	Densidad (gr/cm^3)	Resistencia a la tracción (MPa)	Modulo elástico (GPa)
Carbono III / Fenólica con nanoarcilla	1.7	680	104

Tomando este compuesto y la relevancia en cuanto a su propiedad térmica refiere, se analiza sus propiedades físicas y mecánicas las cuales se muestran en la tabla 7, comparado con las propiedades del compuesto carbono III con resina fenólica de la tabla 5, se puede observar que mantiene un mayor modulo con el reforzado con nanoarcilla no así en la resistencia, con el objeto de contrarrestar esta deficiencia se podría acudir a configuraciones tipo sándwich [65].

Dado las condiciones de trabajo en el capítulo 3, en el que menciona que la etapa más extrema de un incendio es el flashover la cual se lleva a cabo cuando la radiación térmica del fuego, los gases calientes y las superficies combustibles llegan a un nivel de 12 a 20 kW/m^2 , y en el que el aumento de temperatura en el recinto es más que repentino, por lo cual el personal de protección tiene un máximo de 14 segundos de exposición prolongada ya que su equipo de seguridad tiene un límite soportable de 12.5 kW/m^2 . En base a esto, los valores del compuesto reforzado con nanoarcillas

se identifica como el material seleccionado para la construcción de la aeronave, ya que es considerablemente mayor al basado en fibra de carbono y resina epoxi, demostrando que la incorporación de nanoarcillas mejora el comportamiento ante el al fuego.

4.3 ESPESOR CRÍTICO

Es común pensar que el agregar mayor aislamiento a una pared es signo de disminución de la transferencia de calor. Entre más grueso sea el aislamiento, más baja es esta razón. Esto es previsible, dado que esto solo se puede aplicar a paredes planas, debido a que el área de la transferencia de calor es constante y el agregar aislamiento siempre incrementa la resistencia térmica de la pared sin incrementar la resistencia a la convección.

Sin embargo, agregar aislamiento a un tubo cilíndrico o a una capa esférica es un caso particular. El aislamiento adicional incrementa la resistencia a la conducción de la capa de aislamiento pero disminuye la resistencia a la convección de la superficie debido al incremento en el área exterior. La transferencia de calor del tubo puede aumentar o disminuir, dependiendo de cuál sea el efecto que domine [69]. Para este proyecto es indispensable conocer el espesor crítico en las paredes de la aeronave, dado que el aumento excesivo del espesor llega a afectar el peso en la aeronave, factor que se procura evitar en lo más mínimo. Para conocer dicho parámetro es necesario conocer la relación entre la conductividad del aislante y el coeficiente convectivo del ambiente que rodea al artefacto.

4.3.1 CONDUCTIVIDAD TERMICA

De acuerdo al material seleccionado para este proyecto, la fibra de carbono individualmente tiene una conductividad térmica de $0.074 \text{ W/m}^\circ\text{C}$ [74], mientras que generalmente la conductividad térmica de las resinas poliméricas están en el rango desde 0.1 a $0.3 \text{ W/m}^\circ\text{C}$ [73]. La conductividad térmica de nuestro compuesto seleccionado, tomando en cuenta la incorporación de partículas de nanoarcilla basadas con bentonita incorporadas mediante el proceso en [63] la cual tiene una conductividad térmica de $0.628 \text{ W/m}^\circ\text{C}$ [76], se realiza el cálculo basado en la regla de las mezclas para compuestos reforzados por fibra [75], la cual la siguiente ecuación la describe:

$$K_c = f_m K_m + f_f K_f$$

Agregando a la ecuación tanto la fracción volumétrica como la conductividad térmica de la bentonita, se tiene:

$$K_c = f_m K_m + f_f K_f + f_n K_n$$

Sustituyendo valores, se obtiene:

$$K_c = [(0.5) (0.1 \text{ W/m}^\circ\text{C})] + [(0.45) (0.074 \text{ W/m}^\circ\text{C})] + [(0.05) (0.628 \text{ W/m}^\circ\text{C})]$$

Mientras que la conductividad térmica del nuestro compuesto es:

$$K_c = 0.1147 \text{ W/m}^\circ\text{C}$$

4.3.2 COEFICIENTE DE TRANSFERENCIA DE CALOR

En el caso de objetos que se encuentran inmersos en un incendio, además de la componente radiante, hay una parte del calor que se transmite por convección. Para poder determinar la parte convectiva del calor que llega, hay que conocer el coeficiente de transferencia de calor por convección [70]. Este coeficiente presenta gran variación en función del tipo y cantidad de movimiento que presente el fluido, así como de su estado, e incluso del mismo gradiente de temperaturas [71].

Tabla 8

Valores del coeficiente de convección en un modelo simplificado

Superficie	Laminar $10^4 < Ra < 10^9$	Turbulento $Ra > 10^9$
Plano o cilindro vertical	$h = 1.42 \left(\frac{\Delta T}{L} \right)^{1/4}$	$h = 1.31 (\Delta T)^{1/3}$
Cilindro horizontal	$h = 1.32 \left(\frac{\Delta T}{d} \right)^{1/4}$	$h = 1.24 (\Delta T)^{1/3}$

Fuente: [72]

Tomando referencia de las figuras geométricas ocupadas en el diseño de la aeronave se determina cada uno de los coeficientes de transferencia de calor por convección para cada sección de esta. Teniendo en cuenta que estos coeficientes se realizan bajo un flujo laminar, ya que la operación de la aeronave se prevé en el plano inferior donde se registran las temperaturas más bajas y donde no se producen fluctuaciones en el medio. Sin embargo la temperatura exterior se toma con valor de 800 °C, esto para tener un factor de seguridad efectivo y poder mantener una temperatura interior de 25 °C.

Brazos

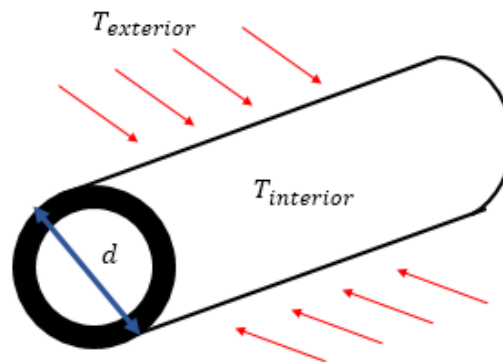


Figura 18. Transferencia de calor por convección en un cilindro horizontal

Con un diámetro de 1.5 cm (0.015 m), se tiene:

$$h = 1.32 \left(\frac{800-25}{0.015} \right)^{1/4} = 19.90 \text{ W/m}^2\text{°C}$$

Placa central

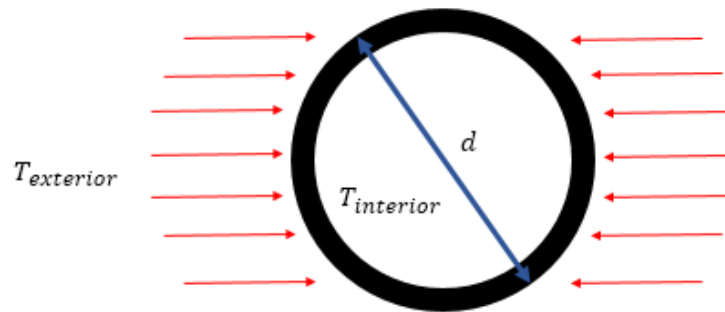


Figura 19. Transferencia de calor por convección en una esfera

Para efectos de cálculo, el coeficiente de la cubierta de la placa central que es de forma esférica se analiza como un cilindro horizontal. Teniendo un diámetro de 20 cm (0.2 m), obteniendo:

$$h = 1.32 \left(\frac{800-25}{0.2} \right)^{1/4} = 10.41 \text{ W/m}^2\text{°C}$$

Motores

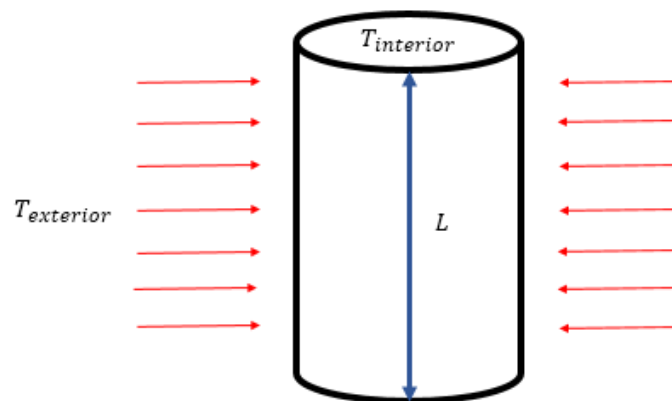


Figura 20. Transferencia de calor por convección en un cilindro vertical

Con una longitud de 10 cm (0.1 m), resulta:

$$h = 1.42 \left(\frac{800-25}{0.1} \right)^{1/4} = 13.32 \text{ W/m}^2\text{°C}$$

4.3.3 ESTIMACIONES DE ESPESOR CRÍTICO

Para conocer el espesor crítico se necesita obtener el valor del radio crítico de cada una de las superficies utilizadas en la aeronave, teniendo los 2 parámetros tanto el valor de la conductividad térmica del compuesto que es $K_c = 0.1147 \text{ W/m}^\circ\text{C}$ como el coeficiente de transferencia de calor por convección en cada una de las superficies, el cálculo obtenido es el siguiente:

Tabla 9

Ecuaciones de espesor crítico

Superficie	Espesor crítico
Cilindro hueco	$e_{cr} = \frac{k}{h}$
Esfera hueca	$e_{cr} = \frac{2k}{h}$

Fuente: [77]

Brazos

$$e_{cr} = \frac{0.1147 \text{ W/m}^\circ\text{C}}{19.90 \text{ W/m}^2\text{ }^\circ\text{C}} = 0.0057 \text{ m} = 5.7 \text{ mm}$$

Placa central

$$e_{cr} = \frac{2 \left(0.1147 \frac{\text{W}}{\text{m}^\circ\text{C}}\right)}{10.41 \text{ W/m}^2\text{ }^\circ\text{C}} = 0.022 \text{ m} = 22 \text{ mm}$$

Motores

$$e_{cr} = \frac{0.1147 \text{ W/m}^\circ\text{C}}{13.32 \text{ W/m}^2\text{ }^\circ\text{C}} = 0.0086 \text{ m} = 8.6 \text{ mm}$$

4.3.4 RESISTENCIA TERMICA

Es la propiedad física de los materiales que mide su capacidad de oponerse a un flujo de calor, es útil para poder comparar dos materiales aislantes con diferente espesor y diferente conductividad. Cuanto mayor sea el valor, mejor es el comportamiento que tiene como aislante térmico al ofrecer más resistencia al sistema. En el caso de la geometría de esta aeronave se realiza un ajuste, esto debido a que con anterioridad se menciona, el aumento excesivo del espesor podría afectar el peso en la aeronave, es por ello que se agrega un aislante mejorando las condiciones térmicas de las paredes de la aeronave.

La empresa norteamericana Owens Corning dedicada a la producción de aislamiento térmico, refuerzos y materiales basados en fibra de vidrio; tiene en su gama de productos un aislamiento térmico TRS con aplicaciones en hornos, estufas, calentadores de gas y equipos de aire acondicionado, con un rango de operación de hasta 538°C , con lo cual es útil para los objetivos.



Figura 21. Sistema ThermoRange. Aislamiento térmico

Dado que en el área de la placa central es donde presenta un espesor crítico elevado para el objetivo, se realizan estimaciones para determinar la resistencia térmica con y sin aislante.

Placa central

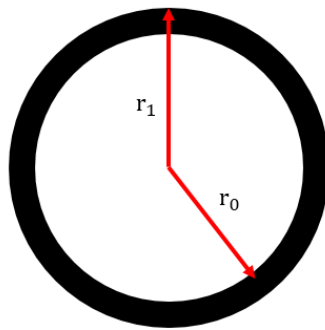


Figura 22. Placa central sin aislamiento térmico

La figura 22 muestra el esquema de la pared que contempla solo el uso del material compuesto elegido con el espesor crítico anteriormente calculado de 2.2 cm, con lo que se calcula la resistencia térmica, teniendo:

$$r_1 = 10 \text{ cm} = 0.1 \text{ m} \quad k_c = 0.1147 \text{ W/m}^\circ\text{C}$$

$$r_0 = 7.8 \text{ cm} = 0.078 \quad h = 10.41 \text{ W/m}^2\text{ }^\circ\text{C}$$

$$R_T = \frac{r_1 - r_0}{4\pi r_0 r_1 k_c} + \frac{1}{h 4\pi r_1^2}$$

$$R_T = \frac{0.1\text{m} - 0.078\text{m}}{4\pi(0.078\text{m})(0.1\text{m})(0.1147\text{W/m}^\circ\text{C})} + \frac{1}{(10.41\text{W/m}^2\text{ }^\circ\text{C})4\pi(0.1\text{m})^2}$$

$$R_T = 2.721 \text{ }^\circ\text{C/W}$$

A continuación la figura 23 muestra el esquema de las paredes en la placa central, colocando una pared del material aislante el cual tiene una conductividad térmica de $0.063 \text{ W/m}^\circ\text{C}$.

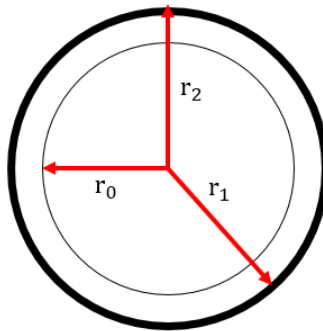


Figura 23. Placa central con aislamiento térmico

Colocando el aislante en la parte interna de la placa central, dejando solo 2 mm de espesor en la pared por parte del material compuesto, teniendo:

$$r_0 = 7.8 \text{ cm} = 0.078 \text{ m} \qquad k_1 = 0.063 \text{ W/m}^\circ\text{C}$$

$$r_1 = 9.8 \text{ cm} = 0.098 \text{ m} \qquad k_2 = 0.1147 \text{ W/m}^\circ\text{C}$$

$$r_2 = 10 \text{ cm} = 0.1 \text{ m} \qquad h = 10.41 \text{ W/m}^2\text{C}$$

$$R_T = \frac{r_1 - r_0}{4\pi r_0 r_1 k_1} + \frac{r_2 - r_1}{4\pi r_2 r_1 k_2} + \frac{1}{h 4\pi r_2^2}$$

$$R_T = \frac{0.098 \text{ m} - 0.078 \text{ m}}{4\pi(0.078 \text{ m})(0.098 \text{ m})(0.063 \text{ W/m}^\circ\text{C})} + \frac{0.1 \text{ m} - 0.098 \text{ m}}{4\pi(0.1 \text{ m})(0.098 \text{ m})(0.1147 \text{ W/m}^\circ\text{C})} + \frac{1}{(10.41 \text{ W/m}^2\text{C})4\pi(0.1 \text{ m})^2}$$

$$R_T = 4.210 \text{ }^\circ\text{C/W}$$

Obteniendo la resistencia térmica con paredes compuesta de ambos materiales, genera un aumento en el valor, estimando un 64.63 % de aumento de resistencia térmica,

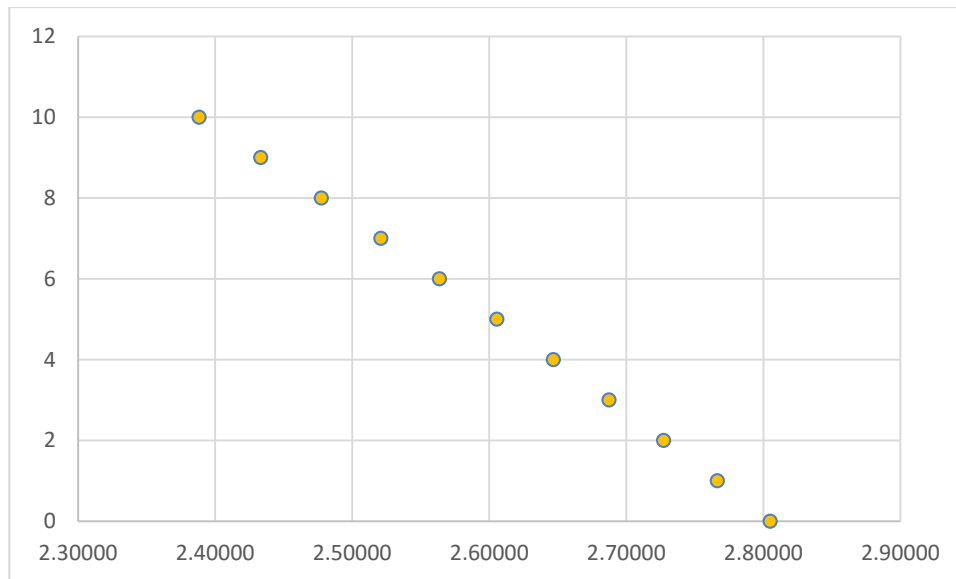


Figura 24. Aumento de la resistencia térmica respecto a la disminución del espesor

La placa central tiene un espesor de 2 mm de material compuesto y 20 mm de aislante térmico TRS.

Brazos

Ahora el cálculo de la resistencia térmica en los brazos de la aeronave. Utilizando la misma configuración en las paredes, teniendo:

$$r_0 = 0.5 \text{ mm} = 0.0005 \text{ m} \quad k_1 = 0.063 \text{ W/m}^\circ\text{C}$$

$$r_1 = 5.5 \text{ mm} = 0.0055 \text{ m} \quad k_2 = 0.1147 \text{ W/m}^\circ\text{C}$$

$$r_2 = 7.5 \text{ mm} = 0.0075 \text{ m} \quad h = 19.90 \text{ W/m}^2\text{C}$$

$$R_T = \frac{r_1 - r_0}{4\pi r_0 r_1 k_1} + \frac{r_2 - r_1}{4\pi r_1 r_2 k_2} + \frac{1}{h 4\pi r_2^2}$$

$$R_T = \frac{0.0055\text{m} - 0.0005\text{m}}{4\pi(0.0005\text{m})(0.0055\text{m})(0.063\text{W/m}^\circ\text{C})} + \frac{0.0075\text{m} - 0.0055\text{m}}{4\pi(0.0055\text{m})(0.0075\text{m})(0.1147\text{W/m}^\circ\text{C})} + \frac{1}{(19.90\text{W/m}^2\text{C})4\pi(0.0075\text{m})^2}$$

$$R_T = 2401.33731 \text{ }^\circ\text{C/W}$$

Motores

Por último se estima la resistencia térmica en el área donde están ubicados los motores. Teniendo:

$$r_0 = 21 \text{ mm} = 0.021 \text{ m} \quad k_1 = 0.063 \text{ W/m}^\circ\text{C}$$

$$r_1 = 24 \text{ mm} = 0.024 \text{ m} \quad k_2 = 0.1147 \text{ W/m}^\circ\text{C}$$

$$r_2 = 26 \text{ mm} = 0.026 \text{ m} \quad h = 13.32 \text{ W/m}^2\text{C}$$

$$R_T = \frac{r_1 - r_0}{4\pi r_0 r_1 k_1} + \frac{r_2 - r_1}{4\pi r_2 r_1 k_2} + \frac{1}{h 4\pi r_2^2}$$

$$R_T = \frac{0.024\text{m} - 0.021\text{m}}{4\pi(0.021\text{m})(0.024\text{m})(0.063\text{W/m}^\circ\text{C})} + \frac{0.026\text{m} - 0.024\text{m}}{4\pi(0.026\text{m})(0.024\text{m})(0.1147\text{W/m}^\circ\text{C})} + \frac{1}{(13.32\text{W/m}^2\text{C})4\pi(0.026\text{m})^2} = 18.58003 \text{ }^\circ\text{C/W}$$

4.4 ANALISIS DE ELEMENTO CRITICO

El elemento más crítico que se presenta en la estructura de la aeronave son los brazos de la misma, estos están sometidos a flexión, con ello se puede considerar el brazo como una viga en voladizo. La carga aplicada en el extremo del brazo corresponde al empuje que genera el motor.

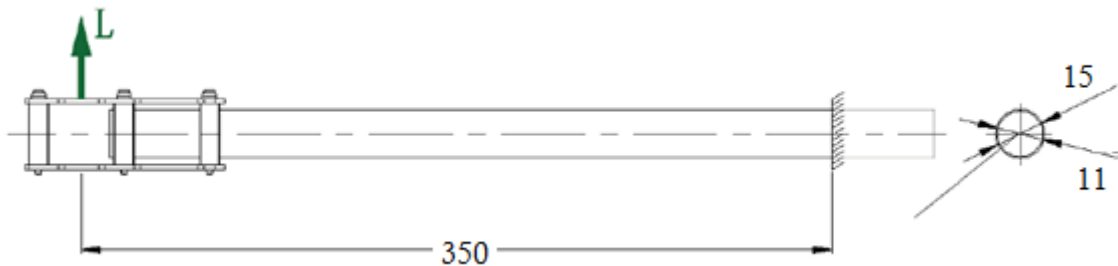


Figura 25. Carga aplicada en extremo del brazo

4.4.1 ANALISIS ESTATICO ESTRUCTURAL

Para el análisis del elemento se utiliza el software ANSYS workbench; para realizar el análisis es necesario contar las propiedades del material utilizado, y el cual sus datos aparecen en la tabla 7, faltando el módulo de Poisson, el cual se encuentra de la siguiente forma.

El módulo de Poisson para la dirección 2 se obtiene con la siguiente ecuación [82]:

$$\nu_c = (\nu_f f_f + \nu_m f_m) \left(\frac{E_2}{E_1} \right)$$

Donde E_1 y E_2 son los módulos de elasticidad longitudinal o simplemente módulos elásticos, y se obtienen de la siguiente manera [83]:

$$E_1 = E_m f_m + E_f f_f$$

$$E_2 = \frac{E_f E_m}{E_f f_m + E_m f_f}$$

Sustituyendo datos

$$E_1 = (290 \text{ GPa}) (0.45) + (3 \text{ GPa}) (0.55) = 132.15 \text{ GPa}$$

$$E_2 = \frac{(290 \text{ GPa})(3 \text{ GPa})}{(290 \text{ GPa})(0.55) + (3 \text{ GPa})(0.45)} = 5.40 \text{ GPa}$$

$$v_f = 0.20 \text{ [84]}$$

$$v_m = 0.375 \text{ [85]}$$

Tenemos
$$v_c = [(0.45 \cdot 0.20) + (0.55 \cdot 0.375)] \left(\frac{5.40 \text{ GPa}}{132.15 \text{ GPa}} \right) = 0.0121$$

Teniendo los datos correspondientes y habiendo registrado estos en la sección Engineering Data para el análisis estructural, se procede a realizar el mallado del elemento, procurando mantener un refinamiento adecuado para obtener los resultados adecuados. Para este elemento se utiliza una malla de un tamaño de $9.4485e^{-3} \text{ m}$.

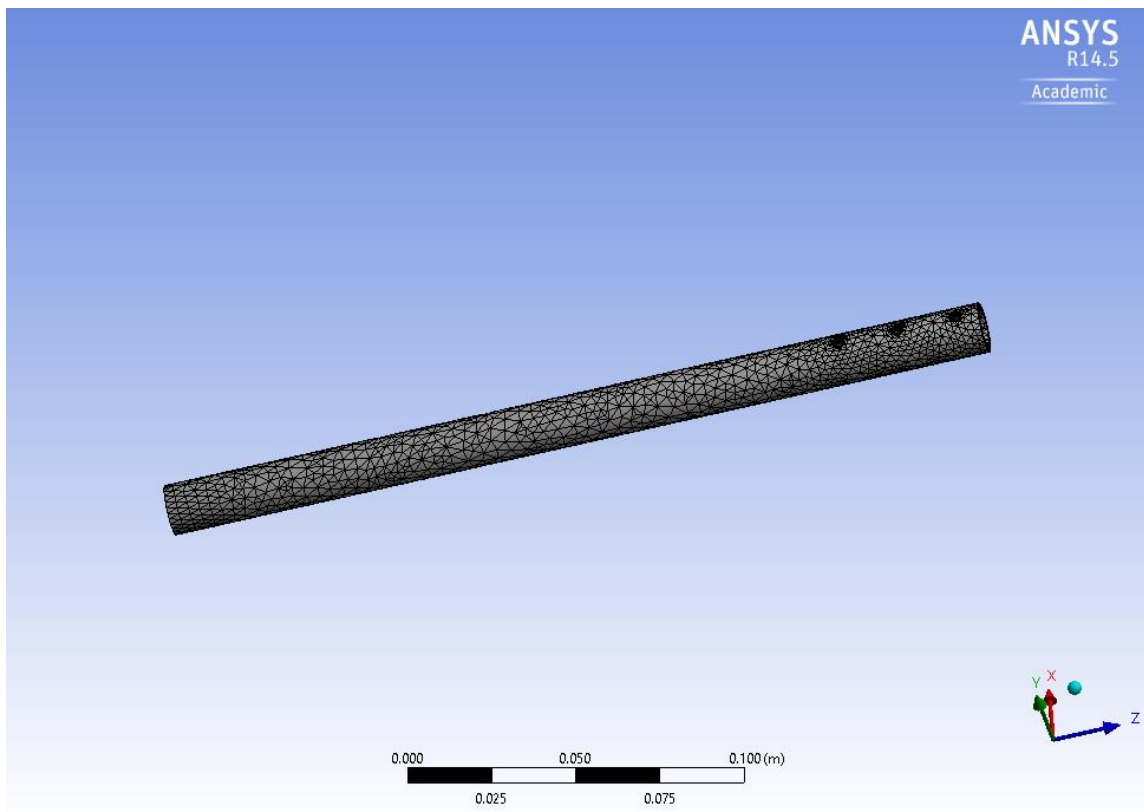


Figura 26. Mallado del elemento

Considerando el análisis como una viga en voladizo, se tiene que restringir uno de los extremos, mientras que en el otro extremo se aplica la carga la cual pertenece al empuje del motor, en este caso 9.71 N, y el cual se coloca en dirección Y.

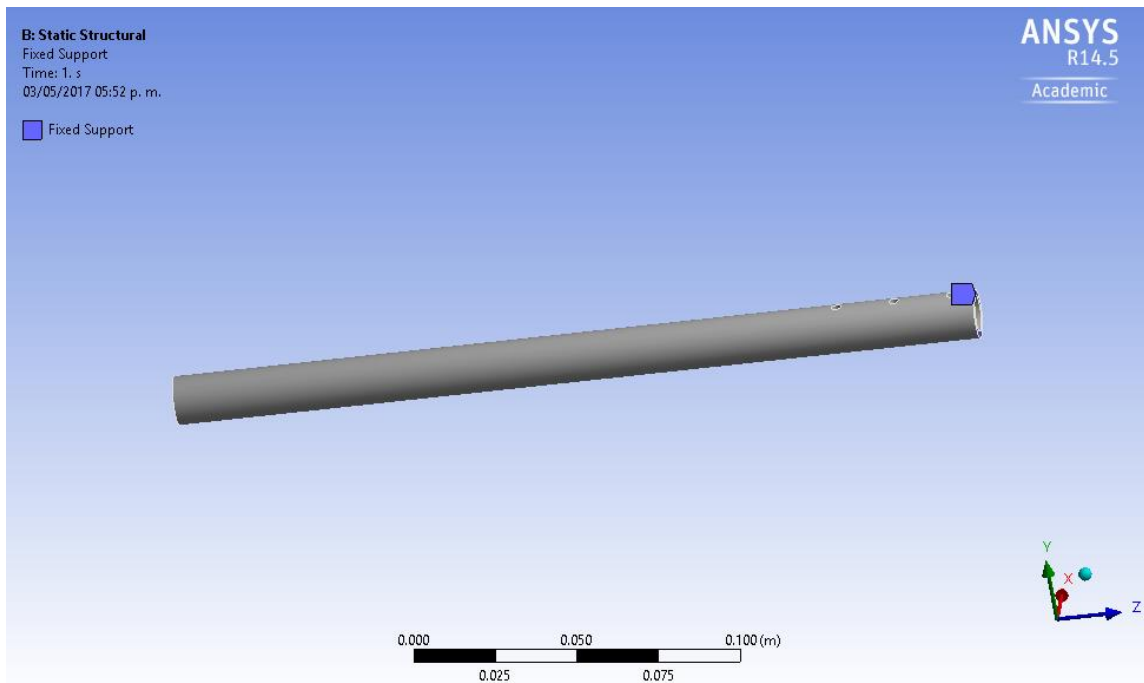


Figura 27. Restricción en uno de los extremos del elemento

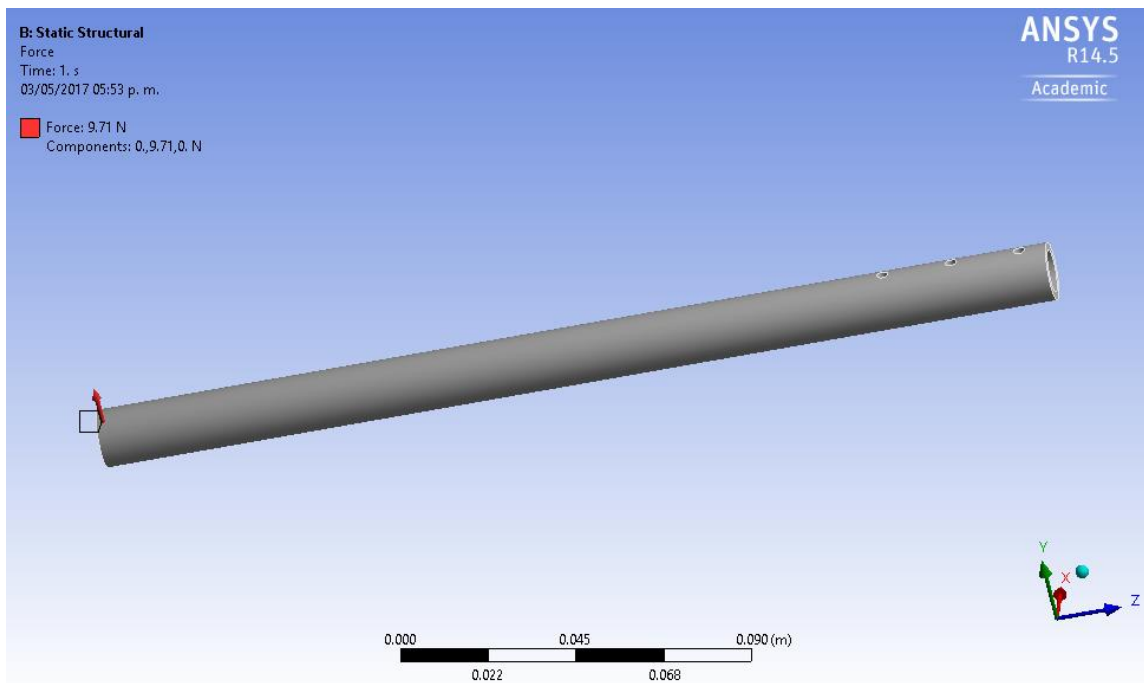


Figura 28. Carga de 9.71 N aplicada en extremo contrario a la restricción

Se procede a realizar los cálculos, y una vez terminado el análisis, se muestra el esfuerzo máximo de $3.2129 \times 10^7 \text{ Pa}$ y una deformación máxima de 0.00029407 m .

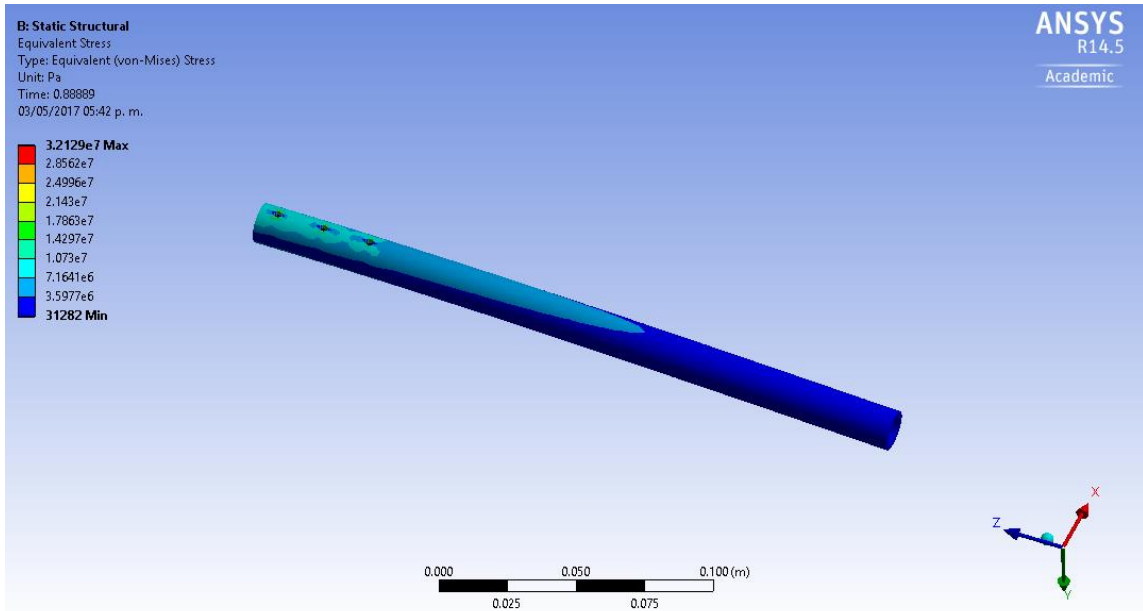


Figura 29. Esfuerzo en el elemento

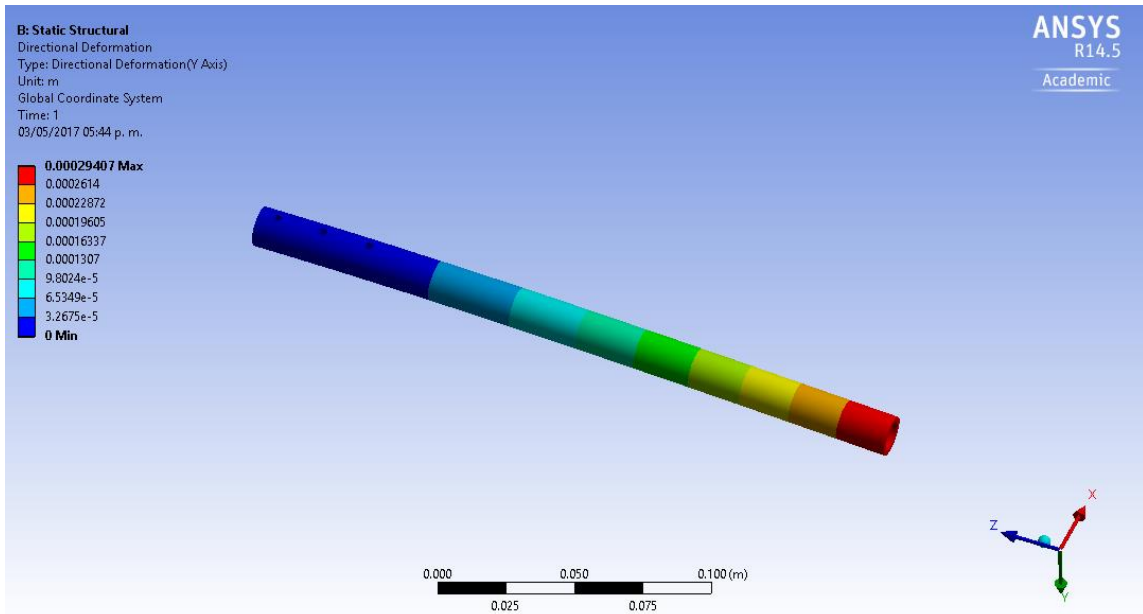


Figura 30. Deformación en el elemento

4.4.2 FACTOR DE SEGURIDAD DEL ELEMENTO

El factor de seguridad es utilizado en el diseño de piezas para garantizar que soporten una cierta cantidad de carga, evitando que se sobrepase el límite de resistencia del material utilizado, considerando las incertidumbres que pueden ocurrir cuando las cargas reales actúan sobre una pieza ya construida.

La relación entre la resistencia del material y el esfuerzo que producen las cargas que soporta se conoce como factor de seguridad. Para el elemento utilizado el factor de seguridad, dada la resistencia de la tabla 7 y considerando el esfuerzo máximo obtenido mediante el análisis estructural, el resultado es el siguiente:

$$FS = \frac{6.8 \text{ e}^8 \text{ Pa}}{3.2129 \text{ e}^7 \text{ Pa}} = 5.73$$

El cual genera una respuesta factible, tomando en cuenta que este valor debe ser mayor que 1.

CAPITULO 5

SISTEMAS DE PROPULSION Y CONTROL DE VUELO

“El fracaso es formativo, nos vuelve coherentes, solidos nos acerca a las convicciones”

5.1 MOTORES

En el ámbito del aeromodelismo, tomando en cuenta los pesos de la carga útil y así poder obtener una aeronave eficiente, se recomienda la operación con motores de rotaciones a velocidades más lentas, y que estos contengan una mayor cantidad de polos magnéticos. En el mercado existe el motor brushless o motor sin escobillas, consiste de un componente magnético permanente y de un estator con bobinas electromagnéticas [35], funcionan en corriente alterna, y la mayoría son alimentados con una señal trifásica. El circuito regulador de velocidad es el encargado de suministrar solo la corriente necesaria para una determinada rpm. Al alimentar con mucha corriente, habrá un desperdicio en la capacidad de la batería en una corriente que como tal no es aprovechada, en cambio, alimentando con poca corriente, el pulso de FEM⁵ será mayor al pulso de alimentación con lo que el motor eventualmente se detendrá [30]. Los motores brushless vienen en dos formas básicas, el inrunner tiene una carcasa exterior estática donde se ubican las ranuras electromagnéticas donde los imanes están en el centro girando en el interior del motor, la otra forma es la outrunner el cual tiene un estator central con las ranuras electromagnéticas, y teniendo los imanes alrededor, el rotor magnético permanente gira alrededor, el cual es montado con el casco exterior, por lo que se debe tener cuidado de que nada pueda tocarlo, estas dos formas se pueden ver a detalle en la figura 31. Siendo la outrunner la forma preferida ya que normalmente produce un mayor par motor a un régimen de rpm más bajo a comparación que el inrunner. El rango de velocidad óptima de pequeños outrunners es de alrededor de 20 000 rpm [35]. Como se menciona, los motores outrunner tienen un casco exterior el cual se monta en el eje y gira junto con este, alrededor de los electroimanes en el estator. Este casco actúa como un volante de inercia siendo el que permite que el motor produzca un alto par de torsión con el menor rpm, en comparación con el motor inrunner. Aunado a este detalle, los motores outrunner requieran más espacio para el montaje, algo que el inrunner permite hacerlo en lugares estrechos debido a que estos no cuentan con este casco, es por ello que en algunos motores outrunner se coloca una carcasa exterior extra para cubrir esta parte giratoria [37]. A menudo los motores inrunner requieren una caja de cambios, siendo los adecuados para hélices pequeñas además llegan a ser ruidosos [38].

Una de las ventajas con las cuales cuenta este tipo de dispositivos, es la buena disipación de calor [30] ya que la carcasa de metal actúa como tal, irradiando el calor generado por las bobinas del estator, manteniendo a los imanes permanentes a temperatura más baja [36]. Aun con esto, el calor sigue siendo un enemigo muy peligroso, ya que si un motor se calienta en exceso, los imanes pierden fuerza permanentemente y no se recuperan, por lo que el motor ya no tiene la potencia necesaria y con el paso del tiempo se queman [31]. Los magnetos son dañados a altas temperaturas y con el tiempo pierden magnetismo [32]. Cuando un motor pierde el magnetismo, empieza a consumir en exceso [33].

⁵ Fuerza electromotriz

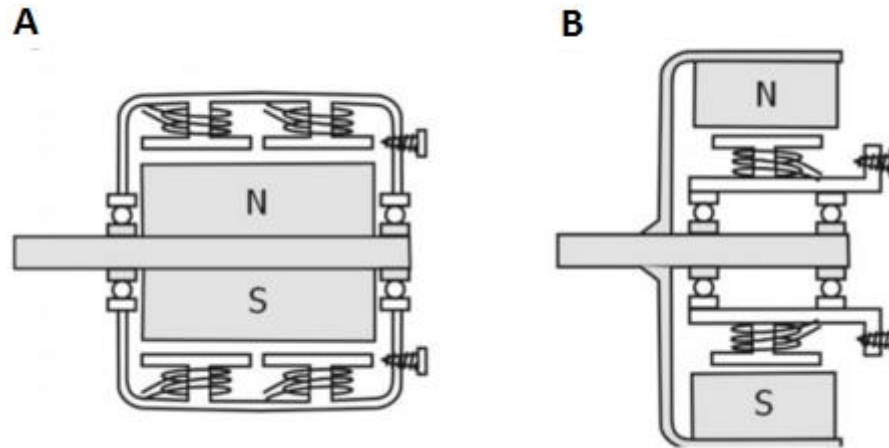


Figura 31. A) Motor brushless inrunner, B) Motor brushless outrunner

Al calentar un imán por encima de la temperatura de Curie⁶, este perderá su magnetización dicha perdida se puede distinguir entre perdida reversible e irreversible. La primera distinción refiere a la cual el imán perderá la magnetización neta tan pronto como se empiece a calentar, una vez que comience el enfriamiento de este, recuperará su magnetización. Mientras que la pérdida irreversible, nos presenta un imán que se calienta, alcanzando la temperatura máxima de trabajo, para después tener un enfriamiento y por ultimo experimentar la debilitación del imán. Como tal el calentamiento repetido a la misma temperatura no amplifica las pérdidas irreversibles, es por ello que desmagnetizar un imán de forma irreversible debilitado a través de un campo magnético externo lo suficientemente fuerte, puede darle su fuerza original de nuevo; sin embargo si la temperatura se eleva aún más alta, la estructura del imán comenzará a cambiar. En este momento, se puede hablar de perdida permanente y es cuando la desmagnetización ya no es posible [40].

En primera instancia, se podría decir que la pérdida irreversible parece ser el problema más grande, pero la pérdida reversible puede causar un impacto aún más negativo en el rendimiento de los imanes, ya que mientras el imán no es desmagnetizado de forma permanente, no puede generar suficiente campo para una aplicación deseada en una operación en particular [39].

Los imanes permanentes usados en los motores brushless, tienen diferentes grados de fuerza magnética y resistencia a la temperatura. Estas cualidades son respecto al tipo de material por los que están contruidos, entre los materiales magnéticos más populares se encuentran el Neodimio (NdFeB), Samario-Cobalto (SmCo) y AlNiCo. Algunas propiedades se muestran en la siguiente tabla.

⁶ Temperatura por encima de la cual los materiales ferromagnéticos se vuelven paramagnéticos, perdiendo sustancialmente sus propiedades magnéticas.

Tabla 10*Propiedades magnéticas de los materiales para imanes permanentes*

Material	B(T)	H(kA/m)	T _c (°C)	T _{max} (°C)
AlNiCo	1.2	10	810-860	525
SmCo	1.1	820	700-850	350
NdFeB	1.5	1033	312-380	230

Fuente: (Dura Magnetics, Inc, 2015) [43]

Los imanes de los motores brushless en la actualidad utilizan aleación AlNiCo, la cual como se muestra tiene los puntos de Curie más altos que cualquier otro material magnético, aunque la temperatura máxima de trabajo se limita normalmente a 525 °C, con ello pueden considerarse los únicos imanes con magnetismo útil incluso cuando se llega al rojo vivo [34]. Sin embargo, para la industria del aeromodelismo en motores brushless outrunner que son los adecuados para las aplicaciones de multicopteros, el Neomidio (NdFeB) es el material utilizado en los imanes de estos motores; siendo un material mucho más fuerte que el SmCo, además de que el costo es mucho menor, ya que se componen en su mayoría de hierro que es mucho más barato que el cobalto. Su protección contra la corrosión y su temperatura de trabajo es menor en comparación con los imanes de SmCo [41].

La temperatura máxima recomendada para este material, parece una especificación muy simple y directa; sin embargo, no es un número simple y depende de diferentes variables. Una de ellas es la coercitividad intrínseca⁷, esta variable nos dictará la capacidad del imán para soportar la exposición a temperaturas operativas elevadas tales como se muestra en la figura 32, donde se pueden apreciar las curvas de desmagnetización. Otra de las variables que suele afectar es la exposición a los campos de desmagnetización externo. Esta forma adicional de desmagnetización erosiona aún más la tolerancia al calor de la aleación de los imanes [42].

Cuando el imán es sometido inicialmente a ciclos de alta temperatura podría haber pérdidas irreversibles, las cuales no son producidas de forma instantánea si no gradualmente durante un período de dos horas, estas pérdidas pueden llegar a ser irrecuperables debido al resultado de los cambios metalúrgicos que sufre el imán, para este caso la exposición a temperaturas de hasta 175 °C son insignificantes. Del mismo modo podría ocurrir una recuperación a través de la desmagnetización, evidentemente esto varía en función de la temperatura así como del punto de operación del imán, mostrándose en la figura 33. Sin embargo, una exposición a temperaturas elevadas durante un periodo prolongado de tiempo podría provocar una pérdida permanente en el imán tal como se muestra la figura 34 [43].

⁷ Valor del campo medido en Amp/m. Indica la resistencia de un material a la desimación y su valor máximo se obtiene al llevar al imán a saturación.

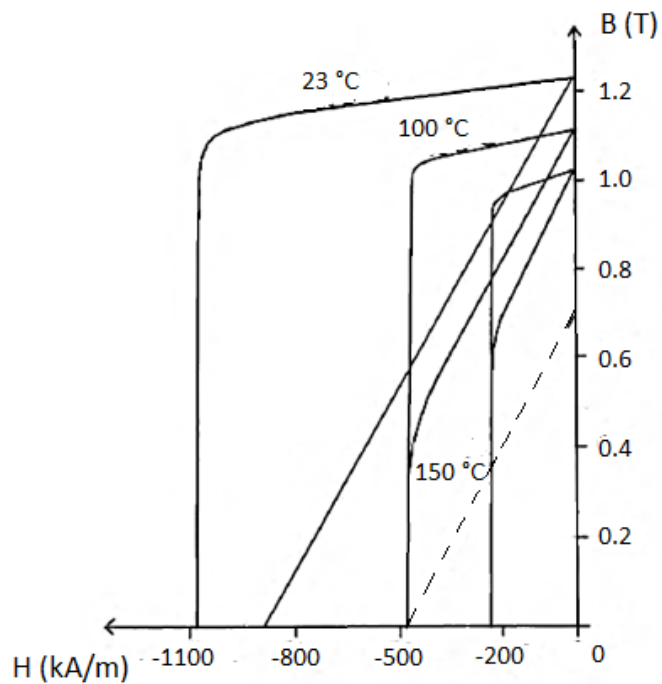


Figura 32. Curvas de desmagnetización por la variación de temperatura

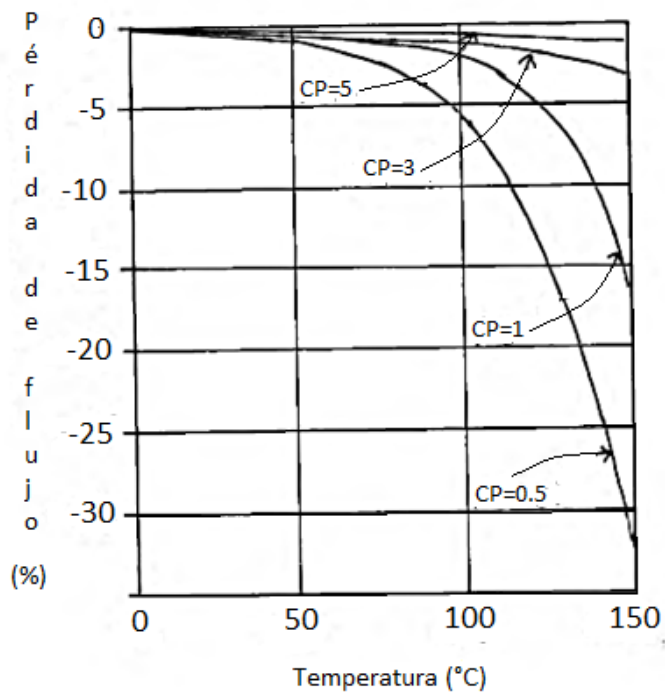


Figura 33. Pérdida de flujo respecto a la temperatura

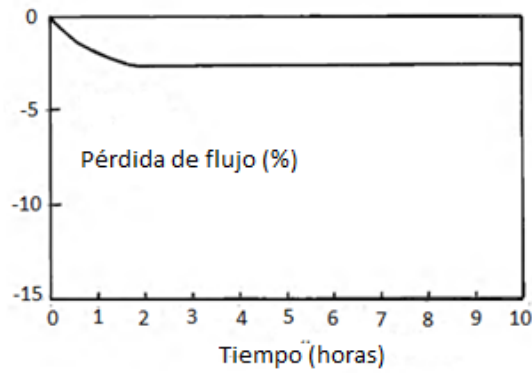


Figura 34. Pérdida de flujo respecto al tiempo

La empresa China Dong Yang Servo Power Model Co.,Ltd (DYS), especializada en la manufactura de accesorios y componentes de R/C, actualmente maneja una línea de motores brushless, con imanes de Neodimio grado N40 UH, el cual tiene propiedades relevantes para el proyecto, una de ellas, el grado que maneja es uno de los más altos con temperatura máxima de operación de 180 °C [44][45][46] y una temperatura de Curie de 350 °C [44], en la siguiente figura se muestra el comportamiento del grado mencionado.

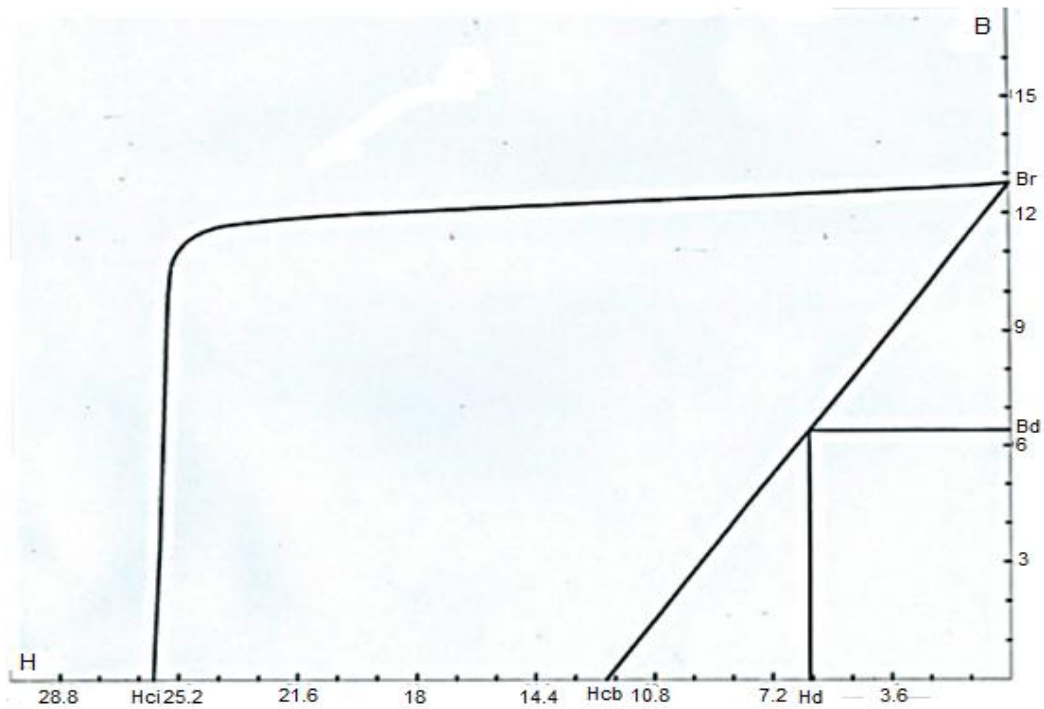


Figura 35. Comportamiento magnético de imán N40 UH

Fuente: [44] [46]
 BHmax: 302-326 kJ/m³
 Br: 1240-1280 mT
 Hcj: 1990 kA/m



Figura 36. Motor DYS Modelo BE3608-11

Especificaciones:

KV: 630

Dimensiones: ϕ 42 x 15 mm

Peso: 83 gr

5.2 HELICES

Las hélices son las generadoras del empuje en la aeronave [24], suelen estar en contacto con diferentes tensiones, con lo cual su fabricación debe estar a cargo de materiales resistentes a estas fuerzas. Las principales cargas consisten en: fuerzas centrípetas que son generadas por la rotación de las hélices (tensiones de tracción), el empuje generado al estar en rotación y la fuerza de la resistencia al avance (drag), debido al estar en contacto con un medio viscoso (tensiones de flexión) y los torques producidos por el eje para entregar la potencia suficiente a la hélice de manera que esta pueda mantener el flujo de aire (tensiones de torsión) [25]. La figura 47, hace referencia a una medida para el motor designado, esta hélice se encuentra en la lista de productos de la empresa DYS. El material por el cual está fabricada es fibra de carbono 3k, lo cual corresponde al número de filamentos usados en cada hilo, para este caso son 3000 filamentos utilizados, estos hilos son después entrelazados biaxialmente para la fabricación de la hélice [47]. Además de que la fibra de carbono se utiliza para incrementar la resistencia estructural sin la adición de un peso significativo, este material exhibe características térmicas excelentes, que son capaces de soportar temperaturas hasta de 1500 °C sin pérdida substancial de las características de la fibra [48].



Figura 37. Hélice de fibra de carbono Empresa DYS

Clave: CF1365

Medidas: 13 x 6.5 in

Orificio central: ϕ 10 mm

5.3 BATERIAS

Las baterías son dispositivos electroquímicos que convierten la energía química en energía eléctrica o viceversa por medio de reacciones químicas controladas entre un conjunto de productos químicos. Cuanto más caliente este la batería, las reacciones químicas se producirán más rápido. Las altas temperaturas pueden propiciar disminución del rendimiento y al mismo tiempo la velocidad de las reacciones químicas no deseadas aumentará dando como resultado la reducción del ciclo de vida de la batería. La regla general menciona que por cada 10 °C de aumento en la temperatura, la velocidad se duplica. El calor es el enemigo de la batería, un pequeño aumento en la temperatura tendrá como consecuencia una disminución en el rendimiento de la batería [49].

De igual manera en la figura 47, existe una propuesta en las especificaciones de la batería, la cual menciona que deber ser batería LiPo 4S (14.8 v), para ello se utiliza el dispositivo de la marca Turnigy, la cual maneja una presentación de grafeno como la mostrada en la figura 38.



Figura 38. Batería Turnigy Graphene

Capacidad: 6600mAh

Voltaje: 4S1P / 4 Cell / 14.8v

Dimensiones: 144 x 51 x 41mm

Peso: 605gr

La temperatura de trabajo de la batería es función directa de la potencia que esta disipa. Recordando que la vida de la batería se acorta según se incremente la temperatura, siendo muy significativa si se aproxima a los 60 °C, que para mayor seguridad se pretende que no supere los 55 °C. [50] [51] [52]. A partir de 80 °C a 85°C, el electrolito de las baterías empieza a vaporizarse creando burbujas en el interior de la celda, lo que provoca el hinchamiento de su bolsa de contención, llegando a punto de ignición [50] [53].

5.4 ESC

Un ESC (Electronic Speed Control) es un circuito electrónico que tiene como propósito principal variar la velocidad de un motor brushless, además de actuar como un freno dinámico en las maniobras realizadas. Su sistema interno ayuda a convertir la energía DC suministrada por la batería y entregar energía de forma AC, generando energía eléctrica trifásica para el motor.

El rango máximo de operación de estos sistemas esta entre los 75 °C y 110°C [78] [79] [80]; en cuanto a la garantía de tener un alto rendimiento a medida que aumenta la temperatura, los ESC

cuentan con una característica la cual es el corte de corriente al alcanzar la temperatura máxima que es de 110 °C [80].



Figura 39. Turnigy MultiStar 40A ESC 2-6S

Corriente constante: 40A

Voltaje de entrada: 2-6S LiPo

Peso: 42gr

5.5 FLIGHT CONTROLLER

El corazón de todo multirrotor es el controlador de vuelo o flight controller, la función de este sistema es la estabilización y control de cada uno de los dispositivos que integran al multirrotor. Dado que básicamente este componente se trata de una tarjeta con circuitos integrados el cuidado de la temperatura de operación es esencial, la cual maneja un rango de 0 °C a 85 °C [81].



Figura 40. AfroFlight Naze 32 Rev 6 Flight Controller

8 canales de entrada

Dimensiones: 36 x 36 mm

Peso: 18gr

5.6 CAMARA TERMICA

La cámara térmica no produce imágenes de luz visible como lo hace el ojo humano. Se basa en el hecho de que todo objeto que tenga una temperatura superior al cero absoluto emite energía térmica. A diferencia de una cámara de luz visible, la cámara térmica produce imágenes basadas en energía radiada en lugar de reflejada, debido a que no hay color en las imágenes de calor, las temperaturas son procesadas por el control automático de ganancia (AGC) en un máximo de 256 tonos de gris para mostrar como una imagen de vídeo térmico, dado que el sistema de imagen es lo suficientemente sensible para distinguir muchas más de 256 temperaturas diferentes, cada sombra de gris representa un rango de temperaturas.

La energía infrarroja que proviene de un objeto se hace converger, por medio de la óptica, sobre un detector de infrarrojo. El detector envía la información al conjunto sensor electrónico para que se procese una imagen. El conjunto electrónico utiliza los datos que provienen del detector para crear una imagen que puede verse en un monitor de vídeo o pantalla LCD.



Figura 41. Imagen termografía emitida por la cámara FLIR Vue 640

La cámara FLIR Vue puede ser muy eficaz para ver a través del humo, lo que permite en el proyecto el seguimiento del personal, además de las instalaciones exploradas. Sin embargo, debido a que la temperatura de funcionamiento máxima especificada por el sensor es de 50 °C, la imagen puede saturarse al ver un fuego activo. Dado los requerimientos de peso, esta cámara es la más viable actualmente en el mercado.



Figura 42. FLIR VUE 640

Dimensiones: 57.4 x 44.4 x 44.4 mm

Peso: 113.4 gr

CAPITULO 6

DISEÑO AERODINAMICO

“Pecado, guardarse el último esfuerzo”

6.1 SELECCIÓN DE CONFIGURACION

De acuerdo a lo establecido en la etapa de diseño preliminar, en donde se hace referencia acerca de lo apropiado que es utilizar la configuración hexacoptero para las condiciones de operación del proyecto. Sin embargo, por cuestiones de limitación por parte del mercado en cuanto a los motores en conjunto con las hélices, apropiados para la operación establecida, genera una situación inconveniente para el diseño final. Realizando cálculos previos, al optar por la utilización de 6 motores es necesario utilizar más de una batería con ello el tiempo de vuelo es relativamente mejorado, no obstante, el peso de la aeronave aumenta y con ello la utilización de una hélice de mayor diámetro con lo cual genera el problema de realizar una aeronave amplia, dada las situaciones de operación de la aeronave en el campo de trabajo esta modificación en el tamaño de la aeronave presenta deficiencias de la misma.

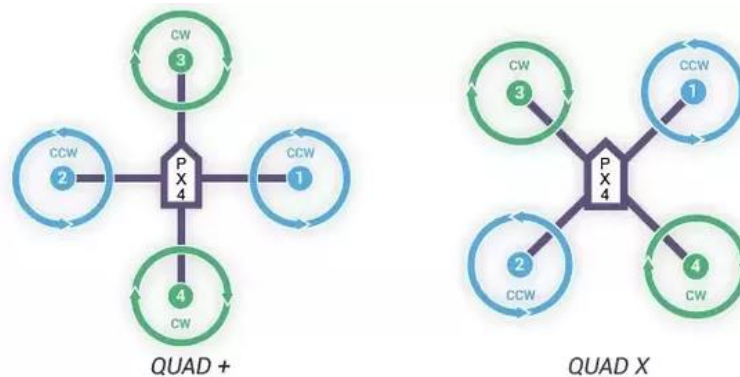


Figura 43. Tipos de montaje de la configuración cuatricoptero

Presentando las situaciones que dan pauta al cambio del diseño inicial, el estudio se realiza manejando una configuración cuatricoptero, la cual presenta dos tipos de montaje mostrados en la figura 43, de los cuales la elección es el tipo X, dado que en el proyecto conlleva la utilización de una cámara térmica, la cual, puede presentar dificultades en la visibilidad debido a que el tren de aterrizaje se posiciona bajo el ensamblaje de la estructura del motor.

6.2 SELECCIÓN DE MOTOR: EMPUJE Y TIEMPO DE VUELO

Los componentes de mayor importancia en la calidad del vuelo de un aeronave de este tipo, sin duda alguna son sus motores. Este factor determina la carga total que podrá levantar y por ende estimar el tiempo máximo de vuelo. Aunque en primera instancia desconocen algunos de los componentes y por lo tanto el peso total, se realizan estimaciones en los pesos, y de ahí comenzar a desarrollar la designación de los componentes adecuados. Estas estimaciones se pueden ver en el Anexo 1.

La regla básica para multimotores es que sus motores sean capaces de producir dos veces la carga total de toda la aeronave en vuelo. Este margen de seguridad pretende que los motores sean capaces de responder rápidamente a sus entradas de control y/o detener un descenso vertical, incluso cuando el voltaje de la batería se reduce con el tiempo. Por lo tanto, el empuje necesario para cada motor se obtiene mediante la siguiente ecuación:

$$T = \frac{M_{\text{total}} (2)}{N_{\text{motores}}}$$

Así mismo, el tiempo de vuelo que tiene cada aeronave depende de la estimación en los pesos ligado a la capacidad de la batería (dada en Amperes-hora Ah) a utilizar en conjunto con el consumo total de energía (dado en Amperes A) que tiene cada uno de los motores. Este parámetro se calcula de la siguiente manera:

$$t = \frac{\text{Capacidad de batería}}{(\text{Consumo por motor}) (N_{\text{motores}})}$$

De acuerdo a las iteraciones del anexo 1, dan como resumen los siguientes valores mostrados en las figuras 44, 45 y 46.

Hélice	Empuje(gr)	Capacidad(Ah)	Tiempo de vuelo (min)
13*65	650.565	0.5	1.0
13*65	664.565	0.75	1.5
13*65	662.565	0.8	1.6
13*65	675.065	1	2.0
13*65	691.065	1.3	2.6
13*65	704.065	1.5	3.0
13*65	716.565	1.8	3.6
13*65	723.065	2.2	4.3
13*65	729.565	3	5.9
15*03	770.565	4	7.9
15*03	916.27	5	8.5
15*03	804.065	5.2	8.9

Figura 44. Iteraciones utilizando batería de 3 celdas (3S)

Hélice	Empuje(gr)	Capacidad(Ah)	Tiempo de vuelo (min)
14*47	678.565	0.85	1.5
14*47	695.065	1	1.7
14*47	705.065	1.3	2.2
14*47	723.065	1.5	2.6
14*47	742.565	1.8	3.1
14*47	897.57	2.2	3.8
14*47	866.27	2.7	4.7
14*47	876.77	3	5.2
14*47	820.565	4	6.9
13*65	994.77	5	6.7
14*47	860.065	5.2	9.0
13*65	991.27	6.6	8.8
13*65	1120.365	8	9.2
15*03	1207.365	10	11.5

Figura 45. Iteraciones utilizando batería de 4 celdas (4S)

Hélice	Empuje(gr)	Capacidad(Ah)	Tiempo de vuelo (min)
13*65	772.565	1.5	1.3
13*65	971.77	3	2.5
13*65	1037.77	4	3.3
13*65	1117.77	5	4.2
13*65	1276.865	6	5.0
13*65	1294.365	8	6.7
13*65	1424.365	10	8.3
13*65	1600.15	12	10.0
15*03	1836.15	16	11.8

Figura 46. Iteraciones utilizando batería de 6 celdas (6S)

Dado los valores obtenidos, se toma la decisión de cuál es el motor a utilizar, esto, tomando diversos parámetros. Uno de estos, es la medida de la hélice ya que como se muestra anteriormente, existen tres medidas en cuanto al diámetro de esta refiere, sin embargo por diseño final y tomando en cuenta que la aeronave debe ser lo más compacta posible, la elección es la hélice de diámetro de 13 in (aproximadamente 33 cm).

El siguiente parámetro que se toma es el la capacidad de la batería a utilizar, este dato se verifica de acuerdo a los datos operativos del motor mostrados en la figura 47. Para ello se corrobora el empuje idóneo, el cual, los datos operativos es de 1142 gr con lo que los valores sombreados con azul anteriormente son los datos a tomar en cuenta, si bien es cierto según la figura 45, existe otro dato seguido del dato sombreado que entra en el rango del empuje idóneo, sin embargo, revisando el anexo 1 para ese dato se muestra un incremento en la estructura, algo que se evita desde el principio, es por ello que este valor es descartado para la toma de decisión.

El último parámetro a tomar en cuenta para la elección del motor, es el tiempo de vuelo de la aeronave un dato relevante para la eficiencia operativa de la misma. Dado los datos sombreados anteriormente, el que presenta mayor tiempo de operación es el dato mostrado en la figura 45, dando un tiempo estimado de 8.8 minutos. Teniendo así, la elección del motor en conjunto con la hélice y la batería, cuidando todo detalle del tamaño de la aeronave y estimando el que prevé sea el tiempo de operación de la misma.

ARTICULO	SIN CARGA			CON CARGA			TIPO DE CARGA
	VOLTAJE	AMPERAJE	VEL.	AMPERAJE	EMPUJE	POTENCIA	BATERIA / HELICE
	V	A	rpm	A	g	W	
BE3608-15 (460KV)	11.1	0.5	5135	3.6	417	40.0	LiPox3/1047(APC)
				5.4	612	59.9	LiPox3/1238(APC)
				7.6	763	84.4	LiPox3/1365(CF prop)
				5.9	576	65.5	LiPox3/1447(CF prop)
				8.8	930	97.7	LiPox3/1503(CF prop)
	14.8	0.5	6940	5.8	693	85.8	LiPox4/1047(APC)
				8.9	1035	131.7	LiPox4/1238(APC)
				11.2	1142	165.8	LiPox4/1365(CF prop)
				8.7	922	128.8	LiPox4/1447(CF prop)
				13.1	1427	193.9	LiPox4/1503(CF prop)
	18.5	0.6	8700	8.1	1015	149.9	LiPox5/1047(APC)
				12.8	1503	236.8	LiPox5/1238(APC)
				15.5	1528	286.8	LiPox5/1365(CF prop)
				12.1	1316	223.9	LiPox5/1447(CF prop)
				17.5	1881	323.8	LiPox5/1503(CF prop)
	22.2	0.6	10335	10.8	1347	239.8	LiPox6/1047(APC)
				13.2	1650	293.0	LiPox6/1238(APC)
				18	1750	399.6	LiPox6/1365(CF prop)
				15.8	1752	350.8	LiPox6/1447(CF prop)
				20.3	2103	450.7	LiPox6/1503(CF prop)

Figura 47. Datos operativos de Motor DYS Modelo BE3608-11

Habiendo finalizado la selección, se tiene como resultado los datos de la estimación elegida, mostrándose en la tabla siguiente:

Tabla 11.

Estimación del peso total de aeronave

Descripción	Peso unitario (gr)	Peso total (gr)
Estructura	746.14	746.14
Motores	83	332
ESC	42	168
Baterías	605	605
Flight controller	18	18
Cámara térmica	113.4	113.4
Carga total (gr)		1982.54

El empuje necesario de cada motor se obtiene de la siguiente manera.

$$T = \frac{(1982.54 \text{ gr}) (2)}{4 \text{ motores}} = 991.27 \text{ gr/motor}$$

teniendo:

$$T = (0.99127 \text{ kg}) (9.8 \text{ m/s}^2) = 9.71 \text{ N}$$

6.3 CALCULO DE LA POTENCIA REQUERIDA

La potencia requerida para el vuelo de la aeronave, misma que debe ser lo suficiente para cumplir con las distintas condiciones de operaciones como:

- Vuelo estacionario
- Vuelo en ascenso
- Vuelo en descenso

Para el cálculo de esta potencia requerida se utilizan dos teorías: La teoría de cantidad de movimiento (TCM) y la teoría de elemento de la hélice (TEP), la TEP ofrece resultados más cercanos a la realidad, sin embargo, para este proyecto no se cuenta con datos físicos de la hélice que sirven como referencia para esta teoría, así que se lleva a cabo el análisis basado en la TCM.

6.3.1 POTENCIA REQUERIDA: VUELO ESTACIONARIO

La potencia requerida para vuelo estacionario, según la teoría de cantidad de movimiento se define con la siguiente expresión:

$$P_{i_0} = T v_{i_0}$$

En base a la tabla 11, se tiene que el empuje necesario para cada motor es de 9.714 N. Mientras que la velocidad inducida que es la velocidad del aire a la salida de la hélice, es calculada con la siguiente expresión:

$$v_{i_0} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

Donde A es el área de proyección de la hélice, teniendo la hélice un diámetro de 33 cm (13 in) se calcula el área de la siguiente manera:

$$A = \pi r^2 \quad r \text{ es el radio de la hélice}$$

teniendo $d = 33 \text{ cm} = 0.33 \text{ m}$

por lo tanto $r = 0.165 \text{ m}$

con lo que $A = \pi (0.165 \text{ m})^2 = 0.085 \text{ m}^2$

Tomando como referencia que la zona del incendio en la cual se estima que opere la aeronave sea la zona inferior de cualquier recinto, misma que como se menciona en el capítulo 3, la temperatura

suele rondar entre los 315 °C y los 450 °C, considerando el valor más alto para determinar la densidad en base a la figura 48, estimando la propiedad en $\rho = 0.4885 \text{ kg/m}^3$.

Temperatura (K)	Densidad ρ (Kg/m ³)	Calor específico c_p kJ/kg°C	Conductividad térmica k W/m°C	Visc. dinám. $\eta \cdot 10^5$ (Kg/m.seg)	Visc. cinem. $\nu \cdot 10^6$ (m ² /seg)
100	3,6010	1,027	0,0092	0,692	1,92
150	2,3675	1,010	0,0137	1,028	4,34
200	1,7684	1,006	0,0181	1,329	7,49
250	1,4128	1,005	0,0223	1,488	10,53
300	1,1774	1,006	0,0262	1,983	16,84
400	0,8826	1,014	0,0336	2,286	25,90
500	0,7048	1,030	0,0404	2,671	37,90
600	0,5879	1,055	0,0466	3,018	51,34
700	0,5030	1,075	0,0523	3,332	66,25
800	0,4405	1,098	0,0578	3,625	82,29
900	0,3925	1,121	0,0628	3,899	99,30
1000	0,3524	1,142	0,0675	4,152	117,80
1200	0,2947	1,179	0,0782	4,690	159,10
1400	0,2515	1,214	0,0891	5,170	205,50
1600	0,2211	1,248	0,1000	5,630	254,50
1800	0,1970	1,287	0,1110	6,070	308,10
2000	0,1762	1,338	0,1240	6,500	369,00
2500	0,1394	1,688	0,1750	7,570	543,50

Figura 48. Propiedades del aire

con ello determinar la velocidad inducida

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{9.714 \text{ N}}{2(0.4885 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}) (0.085 \text{ m}^2)}} = 10.81 \text{ m/s}$$

calculando por último la potencia en vuelo estacionario

$$P_{i0} = (9.714 \text{ N}) (10.81 \text{ m/s}) = 105 \text{ W}$$

6.3.2 POTENCIA REQUERIDA: VUELO EN ASCENSO

En este caso la potencia requerida para realizar esta maniobra se calcula de la siguiente forma:

$$P_i = T (v_c + v_i)$$

La velocidad de ascenso es la misma con la que la aeronave se desplaza verticalmente, realizando consideraciones en base a multicopteros comerciales y carga, se puede decir que estas aeronaves tienen una velocidad aproximada de 6 m/s [86]. Según la teoría de cantidad de movimiento se puede obtener una relación entre la velocidad inducida en vuelo estacionario y vuelo en ascenso, determinándose a continuación.

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = -\frac{1}{2} \left(\frac{v_c}{v_{i0}} \right) + \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{v_c}{v_{i0}} \right)^2 + 1}$$

sustituyendo datos:

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = -\frac{1}{2} \left(\frac{6}{10.81} \right) + \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{6}{10.81} \right)^2 + 1} = 0.7602$$

$$v_i = 0.7602 (10.81 \text{ m/s}) = 8.21 \text{ m/s}$$

teniendo la velocidad de ascenso y la velocidad inducida, da como resultado:

$$P_i = 9.714 \text{ N} (6 \text{ m/s} + 8.21 \text{ m/s}) = 138.03 \text{ W}$$

6.3.3 POTENCIA REQUERIDA: VUELO EN DESCENSO

En vuelo en descenso, la velocidad se dirige hacia arriba mientras que la velocidad inducida va hacia abajo, Se establecen dos casos característicos:

- A velocidad de descenso moderada, es necesario modelos empíricos debido a complejas recirculaciones y flujo en régimen turbulento.
- A velocidad de descenso elevada, la teoría de cantidad de movimiento ofrece buenos resultados en cuanto a que el flujo tiene una configuración bien definida hacia arriba.

Considerando este último punto, se puede determinar 4 regímenes de funcionamiento en vuelo descendente:

- Funcionamiento normal $v_c \geq 0$ (vuelo en ascenso)
- Anillos de vórtices $-1 \leq \frac{v_c}{v_{i0}} < 0$
- Estela turbulenta $-2 \leq \frac{v_c}{v_{i0}} < -1$
- Molinete frenante $\frac{v_c}{v_{i0}} < -2$

La teoría de cantidad de movimiento es válida solo para los regímenes de funcionamiento normal y molinete frenante. Considerando una velocidad de descenso $v_c = -3 \text{ m/s}$ [86] se determina el régimen de trabajo, mostrándose continuación:

$$\frac{v_c}{v_{i0}} = \frac{-3}{10.81} = -0.2775$$

El régimen de trabajo a esta velocidad corresponde a anillos de vórtices, debido a que este régimen no es válido en la teoría de cantidad de movimiento se utiliza un ajuste lineal:

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = \kappa - \frac{v_c}{v_{i0}} \quad -1.5 \leq \frac{v_c}{v_{i0}} \leq 0$$

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = \kappa \left(7 + 3 \frac{v_c}{v_{i0}} \right) \quad -2 < \frac{v_c}{v_{i0}} < -1.5$$

Donde:

κ para hélices ideales 1.15 caso real [86]

Con ello, se calcula la velocidad inducida

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = \kappa - (-0.2775)$$

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = 1.4275$$

$$v_i = 15.43 \text{ m/s}$$

La potencia en esta maniobra se calcula de la siguiente forma, tomando en cuenta que la velocidad tiene un signo negativo al ser vuelo en descenso.

$$P_{id} = T (v_c + v_i)$$

$$P_{id} = 9.714 \text{ N} (-3 \text{ m/s} + 15.43 \text{ m/s}) = 120.74 \text{ W}$$

6.4 DATOS OPERATIVOS

6.4.1 EFICIENCIA DE LA HELICE: TEMPERATURA Y ALTITUD

Conocer la eficiencia de la hélice es un aspecto importante para el proyecto, muestra el rendimiento que tiene la aeronave para operar en las condiciones del objetivo. Para esta estimación, se asiste con el sistema de cálculo de empuje y potencia de la compañía R/C Model Aircraft.

Debido a que el fabricante no maneja datos específicos de la prueba, se toma como referencia el lugar donde se encuentra la compañía, lo cual lleva a considerar la ciudad china de Huizhou, la cual se encuentra a una altitud de 10 msnm, dato que sirve para referencia de la temperatura a la cual se realizó probablemente la prueba.

Altitude (ft)	Altitude (m)	Temperature (°F)	Temperature (°C)
0	0	59.0	15.2
1,000	304	55.4	13.2
2,000	609	51.9	11.2
3,000	914	48.3	9.3
4,000	1,219	44.7	7.3
5,000	1,524	41.2	5.3
6,000	1,828	37.6	3.3
7,000	2,133	34.0	1.3
8,000	2,428	30.4	-0.6
9,000	2,743	26.9	-2.6
10,000	3,048	23.3	-4.6
11,000	3,352	20.1	-6.6
12,000	3,657	16.52	-8.6

Figura 49. Valores por la International Standard Atmosphere (ISA)

Tomando los datos de la figura 49, se determina la temperatura la cual corresponde a 15.13 °C, con ello, se conoce el empuje y como consiguiente la eficiencia de la hélice. Dados los datos de la figura 47, el cual muestra un empuje de 1142 gr manteniendo una potencia de suministro de 166 W, se realiza una estimación para determinar la temperatura en esas condiciones de salida. La temperatura encontrada es de 174 °C.

Ambient Temperature :	Fahrenheit 59.2	Centigrade 15.13
Altitude :	Feet 33	Meters 10
Barometer Pressure :	in Hg 29.9	mbar 1012
Prop Type : <small>Choose "Custom" to enter your own values</small>	Aeronaut 13x6.5 C Fold 42 ▾ Kt 0.91 Kp 0.44 Blades 2	
Prop Diameter :	inches 13	cm 33
Prop Pitch :	inches 6.5	cm 16.5
Prop Static RPM :	rev / minute 6808	
Supply Voltage & Current :	Volts 14.8	Amperes 11.2

Figura 50. Datos de entrada para estimación de prueba a condiciones normales

Estimated Static Thrust :	ounces 62.5	grams 1772
Supplied Power :	Horse Power 0.22	Watts 166
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 0.22	Watts 163.6
Static Efficiency :	98.6 %	

Figura 51. Datos de salida para estimación de prueba a condiciones normales

Ambient Temperature :	Fahrenheit 345.2	Centigrate 174
Altitude :	Feet 33	Meters 10
Barometer Pressure :	in Hg 29.9	mbar 1012
Prop Type : Choose "Custom" to enter your own values	Aeronaut 13x6.5 C Fold 42 ▼	
	Kt 0.91	Kp 0.44 Blades 2
Prop Diameter :	inches 13	cm 33
Prop Pitch :	inches 6.5	cm 16.5
Prop Static RPM :	rev / minute 6808	
Supply Voltage & Current :	Volts 14.8	Amperes 11.2

Figura 52. Datos de entrada para estimación de prueba a condiciones 174 °C

Estimated Static Thrust :	ounces 40.3	grams 1142
Supplied Power :	Horse Power 0.22	Watts 166
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 0.14	Watts 105.5
Static Efficiency :	63.6 %	

Figura 53. Datos de salida para estimación de prueba a condiciones de 174 °C

Tomando en cuenta la temperatura del recinto la cual se pronostica en un máximo de 800 °C, se tiene una disminución en la eficiencia de la hélice misma que puede verse representada en las figuras 54 y 55. En las cuales se puede ver la diferencia entre realizar el aumento de temperatura en condiciones de 10 msnm que corresponde a la ciudad china de Huizhou misma donde se llevó a cabo la prueba, en contraste a una altitud de 1800 msnm que corresponde a la ciudad de León, la cual se referencia como el lugar de estudio. Con ello, se obtiene que la altitud es otro parámetro a considerar para la operación de la aeronave.

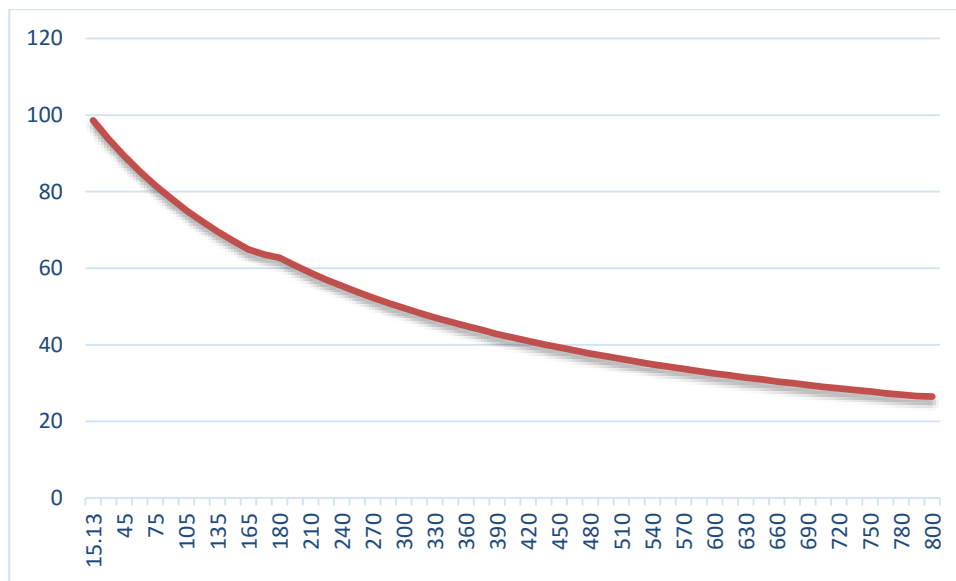


Figura 54. Eficiencia contra temperatura en altitud de 10 msnm

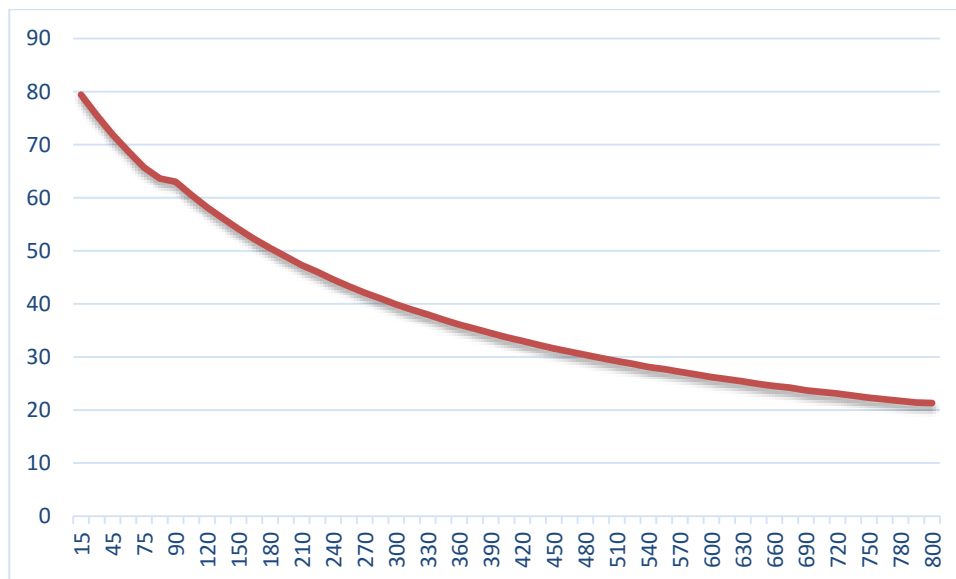


Figura 55. Eficiencia contra temperatura en altitud de 1800 msnm

6.4.2 LIMITANTES DE OPERACIÓN

Tomando en cuenta los cálculos obtenidos tanto de empuje como de potencias requeridas en cada una de las condiciones de vuelo, se puede estimar el desempeño de la aeronave en condiciones de aumento de temperatura. Las figuras 56 y 57, muestran el desempeño favorable en condiciones de una temperatura de 11 °C. Sin embargo, debido al objetivo la temperatura debe elevarse, teniendo como consecuencia la disminución tanto del empuje como de la potencia, tal como se aprecia en las figuras 58 y 59.

Ambient Temperature :	Fahrenheit 51.8	Centigrate 11
Altitude :	Feet 33	Meters 10
Barometer Pressure :	in Hg 29.9	mbar 1012
Prop Type : Choose "Custom" to enter your own values	Aeronaut 13x6.5 C Fold 42 ▼ Kt 0.91 Kp 0.44 Blades 2	
Prop Diameter :	inches 13	cm 33
Prop Pitch :	inches 6.5	cm 16.5
Prop Static RPM :	rev / minute 6808	
Supply Voltage & Current :	Volts 14.8	Amperes 11.2

Figura 56. Datos de entrada a temperatura de 11 °C

Estimated Static Thrust :	ounces 63.4	grams 1798
Supplied Power :	Horse Power 0.22	Watts 166
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 0.22	Watts 166
Static Efficiency :	100 %	

Figura 57. Datos de salida a temperatura de 11 °C

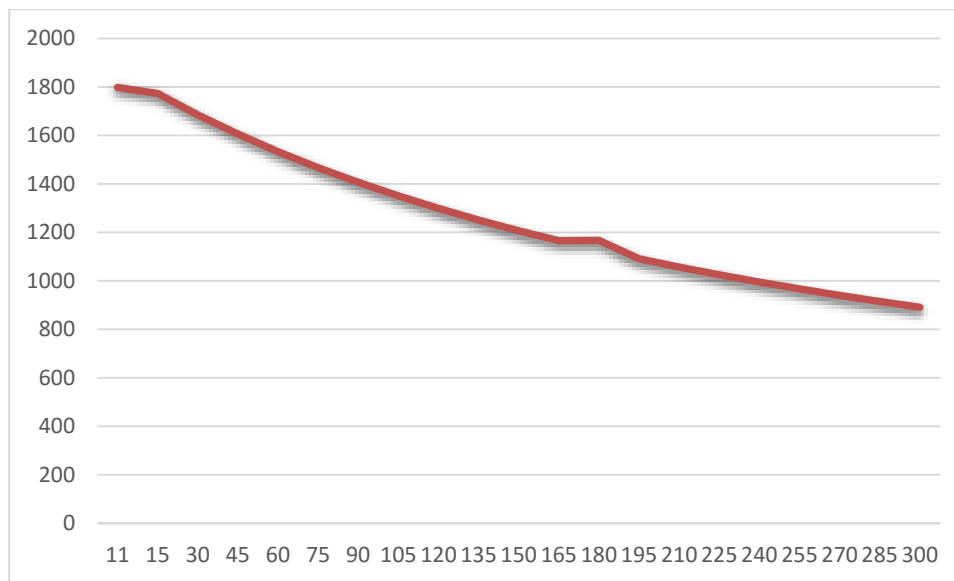


Figura 58. Decremento del empuje frente al incremento de temperatura

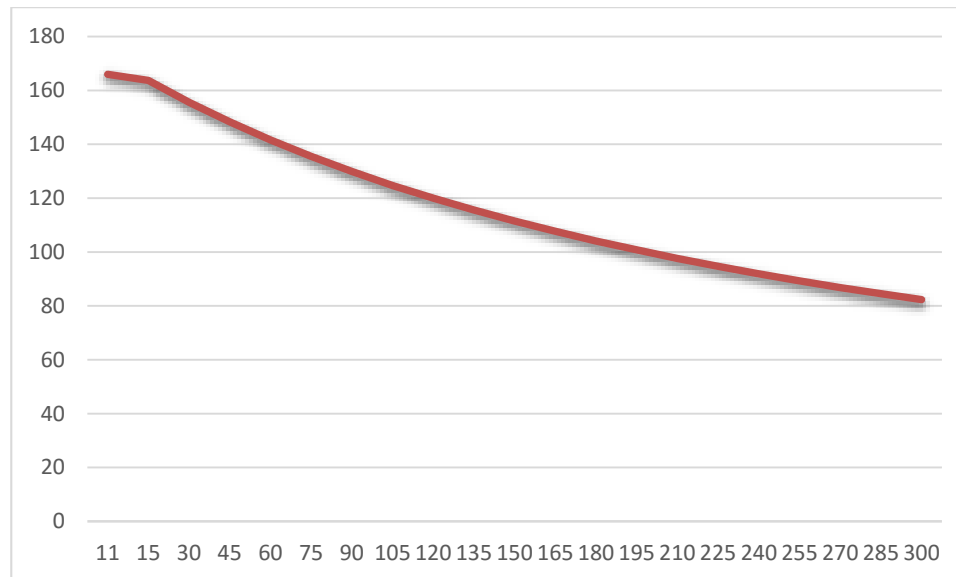


Figura 59. Decremento de la potencia frente al incremento de temperatura

Se busca la temperatura máxima en la cual el empuje y potencia antes mencionados se cumplen en lo esencial. El resultado es una temperatura de 68.6 °C, como se muestra en la figura 60.

Tomando en cuenta que la estimación para el desempeño de la aeronave, fue considerando una aceleración del motor al 100 % de su capacidad, se realiza un análisis en función de la disminución de la aceleración para mejorar el empuje y potencia en contraste con el aumento de temperatura, sin embargo, esto da un resultado desfavorable, ya que el disminuir la aceleración al 80 % los valores de igual manera disminuyen, como se muestra en la figura 62.

En base a estos análisis en conjunto con los requerimientos de empuje y potencia, se tiene una aeronave que solo es capaz de operar en condiciones de 68 °C en 8.8 minutos.

Estimated Static Thrust :	ounces 52.7	grams 1495
Supplied Power :	Horse Power 0.22	Watts 166
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 0.19	Watts 138
Static Efficiency :	83.1 %	

Figura 60. Datos de salida a temperatura de 68.6 °C

Ambient Temperature :	Fahrenheit 51.8	Centigrate 11
Altitude :	Feet 33	Meters 10
Barometer Pressure :	in Hg 29.9	mbar 1012
Prop Type : <small>Choose "Custom" to enter your own values</small>	Aeronaut 13x6.5 C Fold 42 ▾	
	Kt 0.91	Kp 0.44 Blades 2
Prop Diameter :	inches 13	cm 33
Prop Pitch :	inches 6.5	cm 16.5
Prop Static RPM :	rev / minute 5446.4	
Supply Voltage & Current :	Volts 11.84	Amperes 8.96

Figura 61. Datos de entrada con aceleración de motor al 80 %

Estimated Static Thrust :	ounces 33.1	grams 937
Supplied Power :	Horse Power 0.14	Watts 106
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 0.09	Watts 70.5
Static Efficiency :	66.5 %	

Figura 62. Datos de salida con aceleración de motor al 80 %

6.4.3 ALTERNATIVAS DE OPERACIÓN

Una alternativa para mejorar el desempeño de la aeronave en condiciones de altas temperaturas, es el reducir el factor de seguridad de la aeronave, el cual pretende que los motores sean capaces de responder rápidamente a sus entradas de control, el cual ha sido de 2, que corresponde a decir que los motores son capaces de producir dos veces la carga total de toda la aeronave en vuelo.

El cálculo de empuje y potencias requeridas se realiza tomando en cuenta los factores seguridad de 1.5, 1.3 y 1. Para el factor de 1.5, los valores se pueden observar en la tabla 12, con los cuales se encuentra una temperatura máxima de operación de 232 °C.

Tabla 12.

Estimación empuje y potencias requeridas con factor de seguridad de 1.5

Requerimiento	Estimación
Empuje (gr)	743
Potencia vuelo estacionario (W)	68.14
Potencia vuelo en ascenso (W)	93.32
Potencia vuelo en descenso (W)	78.33

Ambient Temperature :	Fahrenheit	449.6	Centigrate	232
Altitude :	Feet	33	Meters	10
Barometer Pressure :	in Hg	29.9	mbar	1012
Prop Type : Choose "Custom" to enter your own values	Aeronaut 13x6.5 C Fold 42 ▼			
	Kt	0.91	Kp	0.44
			Blades	2
Prop Diameter :	inches	13	cm	33
Prop Pitch :	inches	6.5	cm	16.5
Prop Static RPM :	rev / minute 6808			
Supply Voltage & Current :	Volts	14.8	Amperes	11.2

Figura 63. Datos de entrada a temperatura de 232 °C

Estimated Static Thrust :	ounces	35.7	grams	1011
Supplied Power :	Horse Power	0.22	Watts	166
Prop's Absorbed Power :	Horse Power	0.13	Watts	93.4
Static Efficiency :	56.3 %			

Figura 64. Datos de salida a temperatura de 232 °C

Ahora se realiza el procedimiento estimando el empuje y las potencias requeridas con un factor de 1.3, valores que se observan en la tabla 13, encontrando una temperatura máxima de 339 °C.

Tabla 13.

Estimación empuje y potencias requeridas con factor de seguridad de 1.3

Requerimiento	Estimación
Empuje (gr)	644.32
Potencia vuelo estacionario (W)	54.96
Potencia vuelo en ascenso (W)	77.04
Potencia vuelo en descenso (W)	63.16

Ambient Temperature :	Fahrenheit 642.2	Centigrade 339
Altitude :	Feet 33	Meters 10
Barometer Pressure :	in Hg 29.9	mbar 1012
Prop Type : Choose "Custom" to enter your own values	Aeronaut 13x6.5 C Fold 42 ▾ Kt 0.91 Kp 0.44 Blades 2	
Prop Diameter :	inches 13	cm 33
Prop Pitch :	inches 6.5	cm 16.5
Prop Static RPM :	rev / minute 6808	
Supply Voltage & Current :	Volts 14.8	Amperes 11.2

Figura 65. Datos de entrada a temperatura de 339 °C

Estimated Static Thrust :	ounces 29.4	grams 834
Supplied Power :	Horse Power 0.22	Watts 166
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 0.1	Watts 77.1
Static Efficiency :	46.4 %	

Figura 66. Datos de salida a temperatura de 339 °C

Por último, se realiza el mismo procedimiento ahora con el factor de 1, es decir que los motores solo son capaces de producir lo necesario para elevar la carga total de la aeronave. Tomando los valores de la tabla 14, se encuentra una temperatura máxima de hasta 595 °C.

Tabla 14.

Estimación empuje y potencias requeridas con factor de seguridad de 1

Requerimiento	Estimación
Empuje (gr)	495.63
Potencia vuelo estacionario (W)	37.05
Potencia vuelo en ascenso (W)	54.32
Potencia vuelo en descenso (W)	42.58

Ambient Temperature :	Fahrenheit 1103	Centigrate 595
Altitude :	Feet 33	Meters 10
Barometer Pressure :	in Hg 29.9	mbar 1012
Prop Type : Choose "Custom" to enter your own values	Aeronaut 13x6.5 C Fold 42 ▼ Kt 0.91 Kp 0.44 Blades 2	
Prop Diameter :	inches 13	cm 33
Prop Pitch :	inches 6.5	cm 16.5
Prop Static RPM :	rev / minute 6808	
Supply Voltage & Current :	Volts 14.8	Amperes 11.2

Figura 67. Datos de entrada a temperatura de 595 °C

Estimated Static Thrust :	ounces 20.7	grams 588
Supplied Power :	Horse Power 0.22	Watts 166
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 0.07	Watts 54.3
Static Efficiency :	32.7 %	

Figura 68. Datos de salida a temperatura de 595 °C

En base a los resultados, se observa mejores desempeños en cuanto a operación en altas temperaturas. Solo que ahora, el dato a mejorar es la eficiencia en la hélice, la cual se contempla como mínimo 50 %, dado el factor de 1.5 muestra una eficiencia del 56.3 %, tratando de mejorar la temperatura se tiene el factor de 1.3 con una eficiencia del 46.4 %. Por lo que supone que la eficiencia mejora al realizar la estimación con un factor de 1.4, teniendo una temperatura máxima de 281 °C y una eficiencia de 51.3 %.

Tabla 15.

Estimación empuje y potencias requeridas con factor de seguridad de 1.4

Requerimiento	Estimación
Empuje (gr)	693.88
Potencia vuelo estacionario (W)	61.47
Potencia vuelo en ascenso (W)	85.13
Potencia vuelo en descenso (W)	70.65

Ambient Temperature :	Fahrenheit 537.8	Centigrate 281
Altitude :	Feet 33	Meters 10
Barometer Pressure :	in Hg 29.9	mbar 1012
Prop Type : Choose "Custom" to enter your own values	Aeronaut 13x6.5 C Fold 42 ▾ Kt 0.91 Kp 0.44 Blades 2	
Prop Diameter :	inches 13	cm 33
Prop Pitch :	inches 6.5	cm 16.5
Prop Static RPM :	rev / minute 6808	
Supply Voltage & Current :	Volts 14.8	Amperes 11.2

Figura 69. Datos de entrada a temperatura de 281 °C

Estimated Static Thrust :	ounces 32.5	grams 922
Supplied Power :	Horse Power 0.22	Watts 166
Prop's Absorbed Power :	Horse Power 0.11	Watts 85.1
Static Efficiency :	51.3 %	

Figura 70. Datos de salida a temperatura de 281 °C

CAPITULO 7

PROTOTIPO FINAL

“El tiempo modera los excesos”

7.1 AERONAVE “AURORA”

Para concluir de manera parcial, dado que la actualización de este proyecto supone mejoras para el desarrollo del objetivo; se genera el diseño CAD, el cual permite dar una idea del desarrollo propuesto en este trabajo. Tomando en cuenta cada una de las piezas de proveeduría así como las piezas a manufacturar, generan un acople estructural, el cual se puede observar en la siguiente figura.

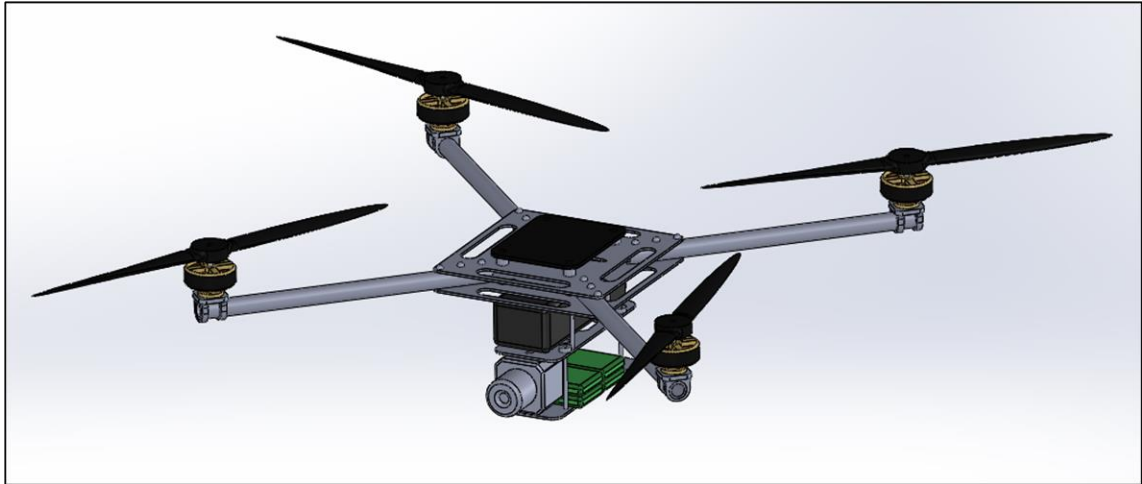


Figura 71. Prototipo sin cubierta

Considerando la protección a altas temperaturas que se establece en el capítulo 4, dan como resultado la integración de una cubierta para protección en la parte central de la aeronave así como en los motores de la misma, teniendo como resultado la aeronave de la siguiente figura.

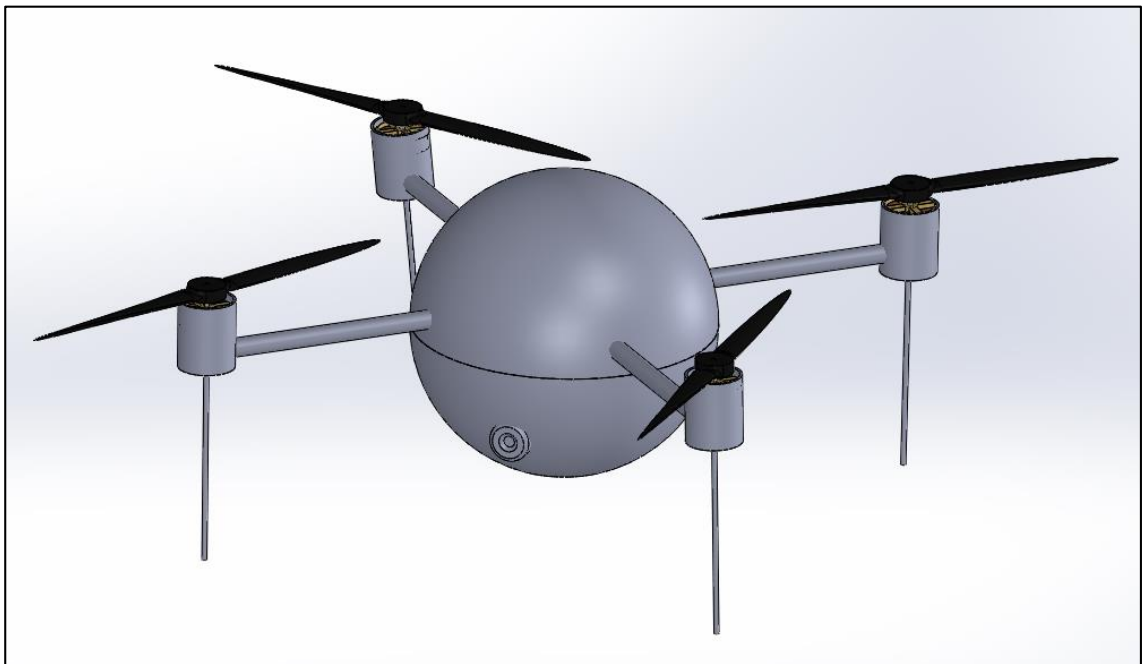


Figura 72. Prototipo con cubierta

CONCLUSIONES

En el aspecto térmico dadas las temperaturas en el campo de trabajo; las cuales son de 315 °C a 450 °C en la parte inferior y de 500 °C a 650 °C en la parte superior. La selección del material a utilizar es carbono III con resina fenólica con nanoarcillas el cual muestra una gran eficiencia con tiempos de ignición altos en comparación con otros materiales compuestos, generando retrasos en la flamabilidad del material, dando así mayor tiempo de operación tanto en el ciclo de vida del material como en la operatividad de la aeronave. Aunado a esto, la parte mecánica genera buena expectativa dado el factor de seguridad que maneja en el elemento más crítico de la aeronave.

Contrarrestando así, con la parte aerodinámica la cual presenta deficiencias al cumplir con el objetivo. En primera instancia, la designación de cambiar de configuración esto debido al tamaño de la aeronave proyectada, con ello el que la altitud afecta el empuje y la potencia tomando en cuenta el aumento de temperatura; tratando de mejorar dicho inconveniente, se procede a la reducción de las revoluciones del motor teniendo una respuesta desfavorable. Obteniendo con ello, una aeronave capaz de operar solo en condiciones de 68 °C en 8.8 minutos.

Con lo cual lleva a realizar otra alternativa, la cual es recalcular potencias y empuje en función de la reducción del factor de seguridad de carga útil, mismo que genera una estimación del 1.4 manteniendo una eficiencia de la hélice del 51.3 % teniendo una temperatura máxima de operación de 281 °C y operando en 8.8 minutos.

Dadas las situaciones, la aeronave que se logra es un sistema capaz de operar muy por debajo del nivel neutro del recinto, cuidando la altura de esta, para no alcanzar temperaturas superiores a los 281 °C, es decir, no alcanzando el plano neutral, ya que con ello la hélice perdería total empuje y potencia. Ligado con esto, la aeronave genera una incertidumbre alta ya que cuenta con un factor de carga menor y no lo suficiente para contrarrestar control a cualquier fluctuación de flama que pudiera presentarse.

Es por ello que el seguimiento de este trabajo este enfocado en el estudio de la protección parcial de la hélice sin afectar la potencia y empuje entregado de la misma, además de analizar otras configuraciones mejorando así el factor de seguridad de carga útil.

EXPECTATIVAS DEL PROYECTO

El futuro del proyecto se centra en tres fases; corto, mediano y largo plazo. Para la primera fase se pretende lo siguiente:

- Adquirir la hélice para conocimiento de las propiedades de la misma.
- Calcular los valores de potencia en función en la teoría de elemento de pala (TEP), la cual generaría mayor conocimiento del comportamiento de la hélice con el entorno.
- Tomar en cuenta algunas otras configuraciones de hélice y de estructura de la aeronave. Al igual que un sistema de propulsión diferente.

En la fase intermedia, se realizaría lo siguiente:

- Habiendo adquirido parte de conocimiento de la hélice, generar un análisis en ANSYS Fluent, lo cual profundizaría el estudio de la hélice con el entorno, estimando cualquier fluctuación del medio.
- Proveer financiamiento para la adquisición tanto del equipo de control y vuelo como los materiales a construcción.
- Llevar a cabo las pruebas termo-mecánicas de los materiales compuestos.

Y por último:

- Desarrollar el prototipo físico de la aeronave.
- Realizar las pruebas de vuelo, generando datos reales.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Cárdenas Guzmán, Guillermo (2015) Drones, ciencia al vuelo, *Revista de Divulgación de la Ciencia de la UNAM*. Consultado: 04 de Noviembre de 2015. URL: <http://www.comoves.unam.mx/numeros/articulo/199/drones-ciencia-al-vuelo>
- [2] Programa Casa Segura (2015) Incendio: el riesgo de perderlo todo, *Programa Casa Segura sites*. Consultado: 08 de Noviembre de 2015. URL: <http://programacasasegura.org/mx/incendio-el-riesgo-de-perderlo-todo/>
- [3] Quarters, Cindy (2015) Los riesgos de ser un bombero, *La Voz de Houston*. Consultado: 08 de Noviembre de 2015. URL: <http://pyme.lavoztx.com/los-riesgos-de-ser-un-bombero-10903.html>
- [4] Fierro, Juan Omar (2012) Registra DF 80 incendios en casas durante el fin de semana, *Noticias MVS*. Consultado: 08 de Noviembre de 2015. URL: <http://www.noticiasmvs.com/#!/noticias/registra-df-80-incendios-en-casas-durante-el-fin-de-semana-511>
- [5] Estolari, Juan (2015) Incremento de muertes por los incendios preocupa a bomberos, *El PAIS*. Consultado: 08 de Noviembre de 2015. URL: <http://www.elpais.com.uy/informacion/incremento-muertes-incendios-preocupa-bomberos.html>
- [6] Muñoz, Monserrat (2015) Drones para detección de incendios y mejora genética de cultivos, *Agencia Informativa Conacyt*. Consultado: 04 de Noviembre de 2015. URL: <http://www.conacytprensa.mx/index.php/tecnologia/robotica/3026-drones-para-deteccion-de-incendios-y-mejora-genetica-de-cultivos>
- [7] S. Zavia, Matías (2015) Como prevenir incendios con drones que disparan bolas de fuego, *GIZMODO en Español*. Consultado: 07 de Noviembre de 2015. URL: <http://es.gizmodo.com/como-prevenir-incendios-con-drones-que-disparan-bolas-d-1740853630>
- [8] AIRDRONE 3D (2015) Lucha contra incendios, *Servicios*. Consultado: 07 de Noviembre de 2015. URL: <http://www.airdrone3d.com/es/servicios/lucha-contra-incendios.html>
- [9] Redacción (2015) Drones, “bomberos” en caso de emergencias, *Mundo Ejecutivo Express*. Consultado: 07 de Noviembre de 2015. URL: <http://mundoejecutivoexpress.mx/tecnologia/2015/01/23/drones-bomberos-caso-emergencias>
- [10] Usuario “Albertolg” (2011) Ventajas e inconvenientes: Tri, cuad, hexa y octo –cóptero Publicado en: <http://diebotreise.blogspot.mx/2011/09/eleccion-del-multicoptero.html>

- [11] Mazumdar, Sanjay K. (2000) *Composite Manufacturing: materials, product, and process engineering*. EU: CRC Press.
- [12] Vásquez Herrera, José Alberto (2012) *Diseño y construcción del prototipo experimental de la estructura para un vehículo aéreo no tripulado (UAV) tipo quadrotor*. Facultad de Ingenierías Fisicomecánicas. Universidad Industrial de Santander
- [13] Fogelberg, Johan (2013) *Navigation and autonomous control of a hexacopter in indoor environments* (Memoria de Maestría en Ciencias) Department of Automatic Control. University Lund
- [14] Masdairi (2015) Los incendios. *Asociación Dominicana de Miticación de Desastres*. Consultado: 18 de Diciembre de 2015. URL: http://www.desastre.org/index.php?option=com_content&view=article&id=129
- [15] Besednjak, A. (2015) Los materiales compuestos [Presentación de PDF] Consultado: 05 de Noviembre de 2015. URL: <file:///C:/Users/Usuario/Downloads/22636-3142.pdf>
- [16] Karlsson, Björn (1999) *Enclosure fire dynamics*. EU: CRC Press.
- [17] Bengtsson, Lars-Göran (2001) *Enclosure fires*. Suecia: Swedish Rescue Agency.
- [18] Quintiere, James G. (2006) *Fundamentals of Fire Phenomena*. Inglaterra: John Wiley & Sons, LTD.
- [19] Jenkinson, Lloyd R. and Marcham III, James F. (2003) *Aircraft Design Projects for engineering students*. Inglaterra: Butterworth- Heinemann.
- [20] Austin, Reg (2010) *Unmanned Aircraft Systems UAVS design, development and deployment*. Inglaterra: WILEY
- [21] Ready (2014) *Incendios en el hogar, Official website of the Department of Homeland Security*. Consultado: 02 de Enero de 2016. URL: <http://www.ready.gov/es/incendios-en-el-hogar>
- [22] Basset Blesa, José Miguel (2015) *Flashover: Desarrollo y control* [Presentación de PDF] Consultado: 02 de Enero de 2016. URL: <http://www.olerdola.org/documentos/basset2.pdf>
- [23] Comunidad de Madrid (2004) *Desarrollo de un incendio: Flashover y backdraft* [Presentación de PDF] Consultado: 02 de Enero de 2016. URL: <https://rafadeandres.files.wordpress.com/2012/02/desarrollo-de-un-incendio-flashover-y-backdraft1.pdf>

- [24] Hall, Nancy (2015) What is Lift?, *National Aeronautics and Space Administration NASA*, Consultado: 13 de Enero de 2016. URL: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/lift1.html>
- [25] Bottaro C., Gustavo (2003) Precesión giroscópica, *Helicopteros "The site"*, Consultado: 13 de Enero de 2016. URL: <http://www.reocities.com/CapeCanaveral/Launchpad/5249/aerodinamica/precesion.htm>
- [26] Grant, Casey C. (2015) Incendios, *Enciclopedia de salud y seguridad en el trabajo*, Consultado: 28 de Enero de 2016. URL: <http://www.insht.es/InshtWeb/Contenidos/Documentacion/TextosOnline/EnciclopediaOIT/tomo2/41.pdf>
- [27] Burbano García, Enrique. Gracia Muñoz, Carlos (2005) Física General 32^a Edición, Consultado: 28 de Enero de 2016. URL: <https://books.google.com.mx/books?id=BWgSWTYofIIC&pg=PA623&lpg=PA623&dq=radiacion+termica+aerodelismo&source=bl&ots=z51NMYNaGV&sig=MpMrEYIPzWIAjX6nxIFLjDr4LZg&hl=es-419&sa=X&ved=0ahUKEwi4rbC07szKAhUll4MKHR9uAOIQ6AEIJzAC#v=onepage&q=radiacion%20termica%20aerodelismo&f=false>
- [28] Leza, Escriña & Asociados S.A. (2015) Radiación térmica: su efecto en incendios de líquidos y gases, *Circular 06.06*, Consultado: 28 de enero de 2016, URL: http://www.lea-global.com/uploads/circulares/2015/09/6_efectos_de_la_radiacion_termica_en_incendios_de_liquidos_y_gases.pdf
- [29] Dirección General de Protección Civi (2002) Zonas de planificación para accidentes graves de tipo térmico (en el ámbito del Real Decreto 1254/99 (Seveso II)), *Universidad de Murcia*, Consultado: 29 de Enero de 2016. URL: https://www.fundacionmapfre.org/documentacion/.../pt/catalogo_imagenes/grupo.cmd?path=1063260
- [30] RC-INK (2009) Aviones Eléctricos [Comentario en el blog aerodelismo para principiantes] URL: <http://rc-ink.blogspot.mx/p/aviones-electricos.html> Consultado: 02 de Febrero de 2016
- [31] Iniciado (2012) ¿Los motores brussels se gastan y pierden potencia? [Comentario en el blog MILIAMPERIOS aerodelismo...y+radiocontrol, de Javigatobcn] URL: <http://www.miliamperios.com/foro/aerodelos-electricos-iniciacion-f2/los-motores-brussels-gastan-pierden-potencia-t198502.html>
- [32] pa22 (2012) ¿Los motores brussels se gastan y pierden potencia? [Comentario en el blog MILIAMPERIOS aerodelismo...y+radiocontrol, de Javigatobcn] URL:

<http://www.miliamperios.com/foro/aerodelos-electricos-iniciacion-f2/los-motores-brussles-gastan-pierden-potencia-t198502.html>

- [33] Ralph (2012) ¿Los motores brussles se gastan y pierden potencia? [Comentario en el blog MILIAMPERIOS aerodelismo...y+radiocontrol, de Javigatoben] URL: <http://www.miliamperios.com/foro/aerodelos-electricos-iniciacion-f2/los-motores-brussles-gastan-pierden-potencia-t198502.html>
- [34] Maño (2012) ¿Los motores brussles se gastan y pierden potencia? [Comentario en el blog MILIAMPERIOS aerodelismo...y+radiocontrol, de Javigatoben] URL: <http://www.miliamperios.com/foro/aerodelos-electricos-iniciacion-f2/los-motores-brussles-gastan-pierden-potencia-t198502.html>
- [35] de Croon, G.C.H.E., Peroin, M., Remes, B.D.W., Ruijsink, R. & De Wagner, C. (2016) The Delfly: Design, Aerodynamics, and Artificial Intelligence of a Flapping Wing Robot, Consultado: 05 de Febrero de 2016. URL: https://books.google.com.mx/books?id=-OILCwAAQBAJ&pg=PA26&lpg=PA26&dq=types+of+magnets+used+in+motors+outrunner+brushless&source=bl&ots=9u7w41xlGr&sig=zDl8xcpm0Yu3XF5ryAZHD7Q5oDY&hl=es-419&sa=X&ved=0ahUKEwjuiarOn-HKAhXEdD4KHQ_cCSkQ6AEIWDAl#v=onepage&q=types%20of%20magnets%20used%20in%20motors%20outrunner%20brushless&f=false
- [36] Model Aircraft (2013) Electric Motors, *Beginners' Guide*, Consultado: 05 de Febrero de 2016. URL: <http://adamone.rchomepage.com/guide5.htm>
- [37] Mikowski, Eric (2016) RC Electric Motors-Brushless and Brushed, *FPV for me*. Consultado: 08 de Febrero de 2016. URL: <http://www.fpvforme.com/rc-electric-motors/>
- [38] Brown, Matt (2015) Brushless RC Motors, *Hooked on RC Airplanes*, Consultado: 08 de Febrero de 2016. URL: <http://www.hooked-on-rc-airplanes.com/brushless-rc-motors.html>
- [39] Dura Magnetics, Inc (2015) How heat affects a magnet's holding power and how to use temperature coefficients, *Duramag.com*, Consultado: 10 de Febrero de 2016. URL: <http://www.duramag.com/techtalk/tech-briefs/how-heat-affects-a-magnets-holding-power-and-how-to-use-temperature-coefficients/>
- [40] supermagnete (2015) What temperatures can magnets sustain?, *FAQ-Frequently Asked Questions*, Consultado: 10 de Febrero de 2016. URL: <http://www.supermagnete.de/eng/faq/What-temperatures-can-magnets-sustain#duration-of-heating>
- [41] Aydin, Metin (2012) Brushless Permanent Magnet Servomotors, *InTech*. Consultado: 15 de Febrero de 2016. URL: <http://cdn.intechopen.com/pdfs-wm/34404.pdf>

- [42] Dura Magnetics, Inc (2015) Effects of heat on Neodymium magnets: Reversible vs. irreversible field loss, *Duramag.com*, Consultado: 16 de Febrero de 2016. URL: <http://www.duramag.com/techtalk/case-studies/effects-of-heat-on-neodymium-magnets-reversible-vs-irreversible-field-loss/>
- [43] Allen B.E., Ciaran P. (1988) *Design of Brushless A.C. Servo-motor using Neodymium Iron Boron Permanent Magnet Material* (Memoria de Master de Ingeniería). School of Electric Engineering, National Institute for Higher Education, Dublin.
- [44] K&J Magnetics, Inc. (2016) Neodymium Magnet Physical Properties, *Kjmagnetics.com*, Consultado: 09 de Marzo de 2016. URL: <https://www.kjmagnetics.com/specs.asp>
- [45] NdFeB Specialists E-Magnets UK (2016) Grades of Neodymium, *NdFeB-Info.com*, Consultado: 09 de Marzo de 2016. URL: http://www.ndfeb-info.com/neodymium_grades.aspx
- [46] HKCM Engineering (2016) Neodymium (NdFeB) 40UH, *hkcm.de*, Consultado: 09 de Marzo de 2016. URL: https://www.hkcm.de/HKCM_demag_data.php?l=en&gr=40UH
- [47] Schmolke carbon (2016) Sobre el carbon, *schmolke-carbon.com*, Consultado: 31 de Marzo de 2016. URL: http://www.schmolke-carbon.com/carbon/carbon_es/mater.php
- [48] Poliformas Plásticas (2016) Fibra de carbono, *poliformas.mx*, Consultado: 31 de Marzo de 2016. URL: http://www.poliformas.mx/Multi_Archivos/fichas_tecnicas/FIBRA_CARBONO.pdf
- [49] renobat (2012) Los cambios químicos de una batería causados por la temperatura, *renobat.eu*, Consultado: 31 de Marzo de 2016. URL: <http://www.renobat.eu/es/comunicacion/articulos/193-los-cambios-quimicos-de-una-bateria-causados-por-la-temperatura>
- [50] Martín Pascual, Carlos (2005) Introducción al vuelo eléctrico, *Club El Muro*, Consultado: 31 de Marzo de 2016. URL: http://www.clubelmuro.com/Articulos_Tecnicos/Introduccion_al_vuelo_electrico_v2.1.pdf
- [51] MKMX AMERICA (2016) Baterías Lipo, *mikrokopter.mx*, Consultado: 31 de Marzo de 2016. URL: <http://www.mikrokopter.mx/page.php?pid=39>
- [52] SLS (2016) Advertencias de seguridad, *sls-spain.com*, Consultado: 31 de Marzo de 2016. URL: <http://sls-spain.com/advertencias-de-seguridad/>
- [53] Peña Ordoñez, Carlos (2011) Estudio de baterías para vehículos eléctricos (Memoria de Licenciatura en Ingeniería Electrónica Industrial). *Departamento de Tecnología Electrónica. Universidad Carlos III, Madrid.*

- [54] Fried, Joel R. (2000) *Polymers in aerospace applications*. UK: Rapra Technology
- [55] Arranjos em fibra (2015) Manual uso da fibra de vidro [Presentación de PDF] Consultado: 19 de Enero de 2016 URL: <http://www.optimistportugal.org/sites/default/files/files/Manual%20para%20uso%20da%20fibra%20de%20Vidro.pdf>
- [56] Morales Ortuño, Sergio Alejandro (2008) *Fibra de vidrio, pruebas y aplicaciones*. (Memoria de licenciatura) Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica. Instituto Politécnico Nacional
- [57] Miravete Antonio (2015) Materiales compuestos [Presentación de PDF] Consultado: 18 de Diciembre de 2015. URL: <http://www.raco.cat/index.php/Temes/article/viewFile/29774/82952>
- [58] Miguel Ángel (2005) Tema 7. Materiales compuestos. Ciencia de los materiales 4º Curso [Presentación de PDF] Consultado: 22 de Diciembre de 2015
- [59] Elizondo Lozano, David (2014) *Aspectos físicos y factores que determinan la calidad superficial en el maquinado de compósitos de matriz polimérica reforzados con fibras* (Memoria de Maestría en Ciencias de la Ingeniería Mecánica). Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica. Universidad Autónoma de Nuevo León
- [60] Méndez Ramos, Mario (2004) *Determinación de la matriz de rigidez de un material compuesto laminado de fibra de vidrio y resina poliéster* (Memoria de Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica) Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica. Instituto Politécnico Nacional
- [61] Pérez González, Carmen (1997) *Propuesta de un soporte basado en fibra de carbono y resinas termoestables* (Memoria Doctoral) Facultad de Bellas Artes. Universidad Complutense de Madrid
- [62] Núñez Barriga, Ludwin Daniel (2014) *Estudio de polímeros híbridos estratificados de matriz epoxica reforzada con tejido mixto elaborado con fibras de carbono y kevlar y su incidencia en las propiedades mecánicas de partes externas de autos* (Memoria de Licenciatura en Ingeniería Mecánica) Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica. Universidad Técnica de Ambato.
- [63] Rodríguez S., Exequiel (2012) Desarrollo de materiales compuestos avanzados basados en fibras de carbono para la industria aeroespacial. *Anales Acad. Nac. de Cs. Ex., Fís. y Nat.*, 64(2012), 106-115
- [64] Miravete, A (2001) Hacia la fibra de carbono en la construcción. *Materiales de construcción*, Vol. 51, 263-264

- [65] González, J., Ranz, D., Márquez, J.A. y Miravete, A. (2010) Desarrollo de un nuevo sistema de material compuesto: resistente al fuego y altamente estructural. *Materiales de Construcción*, 60(298), 109-121
- [66] E. Lyon, Richard., Balaguru, P.N., Foden, Andrew., Sorathia, Usman., Davidovits, Joseph & Davidovics, Michael. (1997) Fire resistant aluminosilicate composites. *Fire and Materials*, Vol. 21, 67-73
- [67] Manfredi, Liliana Beatriz (2000) *Materiales compuestos a partir de resoles modificados y su degradación térmica* (Memoria Doctoral) INTEMA. Universidad Nacional de Mar de Plata
- [68] M. Olivares, Santiago., C. Galán, Marín y Fernández Roa, J. (2003) Los composites: características y aplicaciones en las edificaciones. *Informes de la Construcción*, Vol. 54, n° 484
- [69] Giovan-y Cristobal (2016) Conducción de Calor en Cilindros y Esferas [Publicación en Scribd] URL: <https://es.scribd.com/doc/95187123/Conduccion-de-Calor-en-Cilindros-y-Esferas>
- [70] Casal, Joaquín., Montiel, Helena., Planas, Eulalia., Vilchez y Juan A. (1999) Análisis del riesgo en instalaciones industriales. Consultado: 01 de Mayo de 2016. URL: https://books.google.com.mx/books?id=U8PRs-nLWqQC&pg=PA108&lpg=PA108&dq=coeficiente+de+conveccion+del+aire+en+un+incendio&source=bl&ots=jtG91-EfaC&sig=9DuokjtsMODHIVaRbZvhjoGnt_w&hl=es-419&sa=X&ved=0ahUKEwjJw7OwxbLLAhWHloMKHdAqDxIQ6AEIRzAH#v=onepage&q=coeficiente%20de%20conveccion%20del%20aire%20en%20un%20incendio&f=false
- [71] Instituto para la Diversificación y Ahorro de la Energía (2007) Guía técnica: Diseño y cálculo del aislamiento térmico de conducciones, aparatos y equipos [Presentación de PDF] Consultado: 01 de Mayo de 2016. URL: http://www.idae.es/uploads/documentos/documentos_10540_Disenyo_y_calculos_aislamien_to_AISLAM_GT3_07_01ee3c15.pdf
- [72] Domingo, Agustín Martín (2011) Apuntes de transmisión de calor [Presentación de PDF] Consultado: 01 de Mayo de 2016 URL: <http://oa.upm.es/6935/1/amd-apuntes-transmision-calor.pdf>
- [73] Hong, Jinho., Wha Park, Dong & Eun Shim, Sang (2010) A review on thermal conductivity of polymer composites using carbon-based fillers: Carbon nanotubes and carbon fibers. *Carbon Letters Vol. 11 No. 4, 347-356*
- [74] Yang, Y., Robitaille, F., Hind, S. *Thermal conductivity of carbon fiber fabric* (Proyecto COMP-510 financiado por NSERC, CRIAQ y Bombardier) Department of Mechanical

Engineering, University of Ottawa. NRC Aerospace, Structures and materials performance: Ottawa, Canada.

- [75] Askeland, Donald R. (1998) *Ciencia e ingeniería de los materiales*. EU: International Thomson Editores.
- [76] Álvarez Currás, Ricardo., Rey Ronco, Miguel Ángel., Alonso Sánchez, Teresa. (2013) *Conductividad térmica de bentonitas para uso como relleno en sondeos geotérmicos* (Memoria de Master Universitario en Ingeniería Energética) Departamento de Energía. Universidad de Oviedo
- [77] Álvarez, Simón (2015) Transferencia de calor capítulo 2 [Presentación de PDF] Consultado: 21 de Noviembre de 2016 URL: http://www.academia.edu/5141516/TRANSFERENCIA_DE_CALOR_CAP%3%8DTULO_2
- [78] Usuario “rocketsled666” (2015) Maximum safe ESC temperature? Publicado en: <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1454205-Maximum-safe-ESC-temperature>
- [79] Usuario “angellomu” (2014) ¿Alguien ha medido la temperatura de trabajo de los ESC? Publicado en: <http://www.aeromodelismovirtual.com/showthread.php?t=29535>
- [80] Precision aerobatics (2007) Quantum ESC, *precisionaerobatic.com* Consultado: 14 de Abril de 2017. URL: <http://www.precisionaerobatics.com/thrustmotors/instrucciones/PA%2040A%20ESC%20instruccions%20-%20spanish.pdf>
- [81] Texas Instruments (2015) OPT9221 Time-of-Flight Controller, *ti.com* Consultado: 15 de Abril de 2017. URL: <http://www.ti.com/lit/ds/sbas703a/sbas703a.pdf>
- [82] Universidad Oviedo (2012) Materiales poliméricos y compuestos [Presentación de PDF] Consultado: 25 de Abril de 2017 URL: <http://www6.uniovi.es/usr/fblanco/AP.T12.1-MPyC.Tema12.DeformacionElasticaCompuestosFibraLarga.Laminados.pdf>
- [83] Universidad de Sevilla (2015) Materiales compuestos [Presentación de PDF] Consultado: 25 de Abril de 2017 URL: <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/70238/fichero/Capitulo+3.pdf>
- [84] Goldney, J. Clifton (2012) Ensayo de propiedades mecánicas de un laminado unidireccional de fibra de carbono de alta resistencia (HSC T300) y resina de SE 84 LV. *Monografías de mecánica de laminados compuestos*
- [85] G. Bader, Michael., Wilburn, Smith., B. Isham, Allan., Rolston, J. Albert & B. Metzner, Arthur (1990) Delaware composites design encyclopedia: Processing and fabrication technology Consultado: 25 de Abril de 2017 URL:

<https://books.google.com.mx/books?id=s7ZvffwxxYcC&pg=PA83&lpg=PA83&dq=poisson%27s+ratio+phenolic&source=bl&ots=m-vb3OusZc&sig=DgJBfq5ZL4Cac6nGluTVQFfGwv8&hl=es-419&sa=X&ved=0ahUKEwjn2f3J6MHTAhVH6YMKHaBOAwYQ6AEISDAE#v=onepage&q=poisson's%20ratio%20phenolic&f=false>

- [86] Orna Chávez, Javier Enrique., Dávila Aldas, Paúl Sebastián (2015) *Diseño, construcción y control de un hexacoptero de monitoreo* (Memoria de Maestría en Ciencias en Diseño, producción y automatización industrial) Facultad de Ingeniería Mecánica. Escuela Politécnica Nacional

ANEXOS

ANEXO 1

Iteraciones utilizando baterías de 3 celdas

1 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	56	56
Peso total de la aeronave		1301.13

Empuje	650.565 gr
Capacidad de batería	0.5 Ah
Consumo por motor	7.6 A
Tiempo de vuelo	1.0 minutos

2 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight Controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	84	84
Peso total de la aeronave		1329.13

Empuje	664.565 gr
Capacidad de batería	0.75 Ah
Consumo por motor	7.6 A
Tiempo de vuelo	1.5 minutos

3 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	80	80
Peso de la aeronave		1325.13

Empuje	662.565 gr
Capacidad de batería	0.8 Ah
Consumo por motor	7.6 A
Tiempo de vuelo	1.6 minutos

4 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	683	105
Peso total de la aeronave		1350.13

Empuje	675.065 gr
Capacidad de batería	1 Ah
Consumo por motor	7.6 A
Tiempo de vuelo	2.0 minutos

5 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	137	137
Peso total de la aeronave		1382.13

Empuje	691.065 gr
--------	------------

Capacidad de batería	1.3 Ah
----------------------	--------

Consumo por motor	7.6 A
-------------------	-------

Tiempo de vuelo	2.6 minutos
-----------------	-------------

6 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	163	163
Peso total de la aeronave		1408.13

Empuje	704.065 gr
--------	------------

Capacidad de batería	1.5 Ah
----------------------	--------

Consumo por motor	7.6 A
-------------------	-------

Tiempo de vuelo	3.0 minutos
-----------------	-------------

7 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	188	188
Peso total de la aeronave		1433.13

Empuje	716.565 gr
--------	------------

Capacidad de batería	1.8 Ah
----------------------	--------

Consumo por motor	7.6 A
-------------------	-------

Tiempo de vuelo	3.6 minutos
-----------------	-------------

8 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	201	201
Peso total de la aeronave		1446.13

Empuje	723.065 gr
--------	------------

Capacidad de batería	2.2 Ah
----------------------	--------

Consumo por motor	7.6 A
-------------------	-------

Tiempo de vuelo	4.3 minutos
-----------------	-------------

9 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	214	214
Peso total de la aeronave		1459.13

Empuje	729.565 gr
Capacidad de batería	3 Ah
Consumo por motor	7.6 A
Tiempo de vuelo	5.9 minutos

10 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	296	296
Peso total de aeronave		1541.13

Empuje	770.565 gr
Capacidad de batería	4 Ah
Consumo por motor	7.6 A
Tiempo de vuelo	7.9 minutos

11 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	746.14	746.14
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	455	455
Peso total de la aeronave		1832.54

Empuje	916.27 gr
Capacidad de batería	5 Ah
Consumo por motor	8.8 A
Tiempo de vuelo	8.5 minutos

12 iteración

Descripción	Unitario	Peso(gr)
Estructura	613.73	613.73
Motores	83	332
ESC	42	168
Flight controller	18	18
Cámara	113.4	113.4
Batería	363	363
Peso total de la aeronave		1608.13

Empuje	804.065 gr
Capacidad de batería	5.2 Ah
Consumo por motor	8.8 A
Tiempo de vuelo	8.9 minutos