

# DISEÑO CONCEPTUAL DE AERONAVES

NM – 115

Facultad de Ingeniería Aeronáutica



Universidad  
Pontificia  
Bolivariana

Universidad Pontificia Bolivariana

Medellín

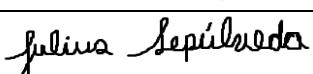
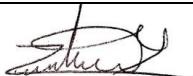
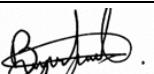
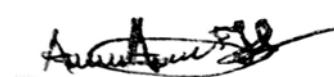
2020

## Equipo de Diseño Nerea Messis

		
Frank Gonzalez	Julius Sepúlveda	Michael Bustos

		
Zairandy Gonzalez	Manuel Lozano	Brayan Sarmiento

	
Alejandro Franco	Andrés Arcila

Miembro del equipo	ID	Firma	Área de trabajo
Frank Jimmy González Gómez	000297548		Estructuras. Planta Motriz.
Julius Steven Sepúlveda Guerrero	000316430		Aerodinámica. Estructuras.
Michael Stiven Bustos Aguirre	000322661		Estructuras. Aerodinámica.
Zairandy González Quevedo	000193826		Planta Motriz. Simulación.
Manuel Alejandro Lozano Rivillas	000262119		Planta Motriz. Aviónica.
Brayan Sebastián Sarmiento Daza	000318455		CAD. Aerodinámica.
Alejandro Franco Correa	000292972		Aerodinámica. Aviónica.
Andrés Arcila Hernández	000235034		Aviónica. Planta Motriz.

# Tabla de contenido

Tabla de contenido .....	3
Lista de tablas.....	7
Lista de ilustraciones .....	9
1. Abreviaturas .....	11
2. Análisis de misión.....	13
1.1. Requerimientos .....	13
1.2. Análisis de mercado.....	14
1.3. Base de datos .....	17
3. Definición de <i>Design Drivers</i> .....	18
1.4. Eficiencia aerodinámica .....	18
1.5. Máxima capacidad de carga paga .....	18
4. Configuración inicial .....	18
1.6. Posibles configuraciones planteadas .....	18
1.7. Selección de configuración inicial.....	18
5. Justificación inicial .....	19
6. Configuración general.....	20
1.8. Configuración alar .....	20
1.8.1. Monoplano .....	20
1.8.2. Ala baja .....	20
1.8.3. Ala compuesta .....	20
1.8.4. Aflechamiento .....	20
1.8.5. Diedro neutro.....	20
1.9. Configuración de la planta motriz .....	21
1.10. Configuración del fuselaje .....	21
1.11. Configuración del empenaje .....	21
1.12. Configuración del tren de aterrizaje.....	21
1.13. Diseño preliminar.....	21
1.14. Diseño inicial .....	22
7. Estimación de pesos .....	23
1.15. Validación mediante el software AAA .....	23
1.16. Estimación del peso mediante el software AAA .....	24
1.17. Estimación de peso teórica.....	26
1.17.1. Maximum Fuel Weight (MFW) .....	26
1.17.2. Maximum Payload Weight (MPW).....	27
1.17.3. Empty Weight (EW) .....	27

1.18.	Comparación de estimaciones.....	28
1.19.	Análisis de sensibilidad.....	29
1.19.1.	Carpet Plots.....	30
1.20.	Distribución de pesos.....	31
8.	Diagrama de rango y carga paga.....	32
9.	Matching Chart .....	33
10.	Planta motriz .....	34
1.21.	Justificación de parámetros.....	34
1.21.1.	Tipo de motor .....	34
1.21.2.	Motores requeridos .....	35
1.21.3.	Ubicación en la aeronave.....	35
1.21.4.	Requerimiento de empuje .....	35
1.22.	Selección del motor.....	36
1.23.	119 – PW – 100.....	37
1.23.1.	Descripción de la planta motriz .....	38
1.23.2.	Especificaciones técnicas .....	38
1.23.3.	Ventajas del motor.....	39
1.23.4.	Limitaciones de operación.....	40
1.23.5.	Servicio y mantenimiento .....	40
1.23.6.	Operación.....	40
1.23.7.	Empuje vectorial.....	40
1.23.8.	Post – Quemador .....	41
1.24.	Instalación y sistema de acople.....	41
11.	Dimensionamiento .....	42
1.25.	Superficie alar .....	42
1.25.1.	Selección del ala .....	42
1.25.2.	Selección de perfil aerodinámico .....	42
1.25.3.	Definición de forma en planta .....	43
1.26.	Superficies hipersustentadoras.....	45
1.27.	Empenaje.....	47
1.27.1.	Estabilizador horizontal .....	47
1.27.2.	Estabilizador Vertical .....	48
1.28.	Superficies de control .....	50
1.28.1.	Rudder .....	50
1.28.2.	Elevador .....	51
1.29.	Fuselaje .....	52
1.29.1.	Ducto de entrada.....	54

1.29.2. Área Rule .....	57
1.29.3. Tren de aterrizaje .....	59
12. Aerodinámica .....	62
13. Estructuras .....	64
1.30. Diagrama V-n.....	64
1.31. Estructura ala .....	65
1.31.1. Puntos duros .....	66
1.32. Estructura estabilizadores .....	67
1.33. Estructura del Fuselaje .....	67
14. Armamento.....	68
1.34. Armamento interno .....	69
1.35. Armamento externo .....	69
15. Sistemas del <i>NM-115</i> .....	70
1.36. Sistema de control de vuelo .....	70
1.37. Sistema de luces .....	70
1.38. Sistema eléctrico .....	71
1.39. Sistema de combustible.....	72
1.39.1. Distribución de Combustible .....	73
1.40. Sistema Hidráulico.....	74
16. Traza radar y furtividad.....	75
17. Estación de control en tierra “GCS”.....	78
18. Análisis de costos .....	80
19. CAD .....	82
1.41. Modelo ensamblado .....	82
1.42. Fuselaje .....	82
1.43. Ala.....	82
1.44. Empenaje.....	83
1.45. Planta motriz .....	83
1.46. Tren de aterrizaje .....	84
1.47. Armamento .....	84
1.48. NM-115.....	85
Referencias .....	86
Anexos.....	90
20. Características y especificaciones del <i>NM-115</i> .....	90
21. Matrices de selección en la configuración general.....	90
1.49. Configuración alar .....	90
1.49.1. Configuración según número de alas.....	90

1.49.2.	Configuración según ubicación del ala.....	91
1.49.3.	Configuración según tipo de ala. ....	91
1.49.4.	Configuración según el aflechamiento. ....	91
1.49.5.	Configuración según ángulo diedro.....	92
1.49.6.	Configuración según estructura .....	92
1.50.	Planta motriz .....	92
1.50.1.	Configuración de acuerdo con el tipo de motor .....	92
1.50.2.	Configuración propulsora .....	93
1.50.3.	Configuración según el número de motores .....	93
1.50.4.	Configuración según ubicación .....	93
1.50.5.	Configuración según instalación .....	94
1.51.	Tren de aterrizaje .....	94
1.51.1.	Configuración según mecanismo.....	94
1.51.2.	Configuración según tipo.....	94
1.52.	Empenaje.....	95
1.52.1.	Configuración de empenaje .....	95
1.52.2.	Configuración según forma .....	95
1.53.	Fuselaje .....	95
1.53.1.	Configuración según estructura .....	95
1.53.2.	Configuración según tripulación .....	96
22.	Bases de datos .....	97
1.54.	Aeronaves .....	97
1.55.	Motores Preseleccionados.....	98
1.56.	Aviónica .....	101
23.	Validación estructural del ala .....	103
24.	Misiones de Vuelo.....	104
25.	Resultados análisis diferentes alas .....	105
26.	Planos del <i>NM-115</i> .....	107
27.	Renders.....	113
1.56.1.	Modelo inicial.....	113
1.56.2.	Modelo final Diseño I.....	113
1.56.3.	Modelo final Diseño II .....	113

## Lista de tablas

Tabla 2-1 Requerimientos de RFP .....	13
Tabla 2-2 Tipos de misiones según alteraciones sufridas en el armamento.....	16
Tabla 2-3 Aeronaves similares .....	17
Tabla 7-1 Datos reales A-10.....	24
Tabla 7-2 Datos en el AAA del A-10.....	24
Tabla 7-3 Resultado validación AAA .....	24
Tabla 7-4 Condiciones modelación por etapa de la misión 1 .....	25
Tabla 7-5 Consideraciones generales para pesos .....	26
Tabla 7-6 Estimación de pesos final por método AAA.....	26
Tabla 7-7 Aeronaves para la estimación de pesos.....	26
Tabla 7-8 Pesos máximos.....	27
Tabla 7-9 Combustible para las misiones .....	27
Tabla 7-10 Descripción de carga para la aeronave.....	28
Tabla 7-11 Fracción vacío de aeronaves similares.....	28
Tabla 7-12 Pesos de la aeronave .....	29
Tabla 7-13 Descripción de pesos máximos .....	29
Tabla 7-14 Validación de método .....	29
Tabla 7-15 Datos de Distribución de pesos.....	32
Tabla 7-16 Posición del centro de gravedad de la aeronave. ....	32
Tabla 8-1 Datos obtenidos para misión ferry .....	33
Tabla 9-1 Carga alar y relación empuje-peso necesarios .....	34
Tabla 9-2 Dimensionamiento por rendimiento .....	34
Tabla 10-1 Selección de motores .....	37
Tabla 10-2 Especificaciones de los motores .....	38
Tabla 10-3 Especificaciones técnicas.....	40
Tabla 11-1 Coeficientes de sustentación requeridos .....	43
Tabla 11-2 Base de datos .....	44
Tabla 11-3 Puntajes característica perfil y perfil ganador.....	44
Tabla 11-4 Condiciones de crucero.....	45
Tabla 11-5 Parámetros importante del ala.....	45
Tabla 11-6 Resultado análisis CFD Para diferentes velocidades a AOA 0° .....	46
Tabla 11-7 Características superficies hipersustentadoras .....	47
Tabla 11-8 Parámetros geométricos del estabilizador horizontal .....	49
Tabla 11-9 Distancias entre estabilizadores verticales.....	50
Tabla 11-10 Parámetros geométricos de los estabilizadores verticales .....	50
Tabla 11-11 Recuperación de giro .....	51
Tabla 11-12 Rudder.....	51
Tabla 11-13 Coeficientes de Drag .....	52
Tabla 11-14 Datos Elevador.....	53
Tabla 11-15 Características generales del sistema de aire .....	56
Tabla 11-16 Posición del CG .....	60
Tabla 11-17 Clearance lateral .....	60
Tabla 11-18 Clearance longitudinal .....	61
Tabla 11-19 Parámetros para cálculo del tren. ....	61
Tabla 11-20 Fuerzas del tren de nariz. ....	62
Tabla 11-21 Fuerzas del tren principal.....	62

Tabla 11-22 Características llanta tren de nariz .....	62
Tabla 11-23 Características llanta tren principal.....	62
Tabla 12-1 Estimación arrastre parasito para etapa de crucero.....	63
Tabla 13-1 Datos diagrama V-n .....	65
Tabla 14-1 Especificaciones armamento [24] .....	69
Tabla 18-1 Proceso de verificación del método .....	81
Tabla 18-2 Parámetros para definir la estimación de costos del NM-115 .....	82
Tabla 18-3 Estimación costos NM-115.....	82

## Lista de ilustraciones

Ilustración 2-1 Demanda del SMO para el segmento entre 2019-2028, tomada de Boeing, «Services Market Outlook» .....	14
Ilustración 2-2 Comportamiento de intervención para las fuerzas armada. Imagen tomada de The Congress of the United States, «Alternatives for Modernizing, » [3].....	15
Ilustración 2-3 Alteraciones en el armamento de las fuerzas de combate según el departamento de Defensa, imagen tomada de The Congress of the United States [2] [4] .....	16
Ilustración 2-4 Demanda de Service Market 2019-2028, imagen tomada de Boeing, «Services Market Outlook».....	16
Ilustración 6-1 Propuesta de bocetos.....	21
Ilustración 6-2 Diseño inicial .....	22
Ilustración 7-1 Misión número uno, apoyo cercano aéreo .....	24
Ilustración 7-2 Carpet plot W <sub>T0</sub> vs W <sub>E</sub> vs SFC vs L/D.....	30
Ilustración 7-3 Carpet plot W <sub>T0</sub> vs W <sub>F</sub> vs SFC vs L/D .....	30
Ilustración 8-1 Diagrama rango-carga paga .....	32
Ilustración 9-1 Matching chart .....	33
Ilustración 10-1 Esquema de motor Turbofan [7] .....	34
Ilustración 10-2 Modelo CAD del grupo de motores de Pratt & Whitney de la seria F100 para los desarrollos del programa ATF y JAFE. ....	37
Ilustración 10-3 Vista lateral del F119-PW-100 .....	38
Ilustración 11-1Optimización en Aeolus.....	44
Ilustración 11-2 Geometría alar.....	45
Ilustración 11-3 Dimensiones superficie hipersustentadoras y alerones (mediciones en ft).....	46
Ilustración 11-4 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque diferentes configuraciones, los datos fueron obtenidos de software AVL .....	46
Ilustración 11-5 Coeficiente de momento vs Alpha.....	47
Ilustración 11-6 Empenaje.....	50
Ilustración 11-7 Geometría del rudder .....	51
Ilustración 11-8 Ubicados de izquierda a derecha boceto águila dorada, boceto Halcón peregrino y boceto fuselaje .....	53
Ilustración 11-9 Distribución componentes dentro del fuselaje .....	53
Ilustración 11-10 Diseño inicial fuselaje.....	54
Ilustración 11-11 Diseño final fuselaje .....	54
Ilustración 11-12 Dimensionamiento preliminar de la entrada de aire .....	54
Ilustración 11-13 Geometría y variables de diseño del sistema de entrada de aire [18]. .....	55
Ilustración 11-14 Forma geométrica de la rampa del ducto .....	55
Ilustración 11-15 Linea de curvatura del ducto y Estaciones.....	56
Ilustración 11-16 Simulación en ANSYS del ducto de entrada de aire .....	57
Ilustración 11-17 Ducto de entrada de aire .....	57
Ilustración 11-18 Área rule inicial .....	58
Ilustración 11-19 Reducción del área.....	58
Ilustración 11-20 Área rule final .....	58
Ilustración 11-21 Método grafico posición lateral.....	59
Ilustración 11-22 Método grafico altura del tren.....	60
Ilustración 12-1 AVL análisis viscoso .....	62
Ilustración 12-2 Coeficiente de arrastre total vs coeficiente de sustentación.....	63
Ilustración 13-1 Cutaway NM-115.....	64

Ilustración 13-2 Diagrama V-n NM-115.....	65
Ilustración 13-3 (a) Esquema estructural del ala. (b) y (c) Diseño de la estructura del ala. .....	66
Ilustración 13-4 Esquema ubicación puntos duros en el ala .....	66
Ilustración 13-5 Esquema estructura estabilizador vertical.....	67
Ilustración 13-6 Estructura del fuselaje.....	68
Ilustración 14-1 Armamento interno .....	69
Ilustración 14-2 Distribución de armamento externo.....	69
Ilustración 15-1 Sistema de luces.....	71
Ilustración 15-2 Sistema eléctrico .....	72
Ilustración 15-3 Sistema de combustible .....	73
Ilustración 15-4 Sistema Hidráulico.....	74
Ilustración 16-1 Traza radar .....	76
Ilustración 16-2 Sistema de antenas .....	77
Ilustración 17-1 GCS convencionales [32] .....	78
Ilustración 17-2 GCS portables [33] .....	79
Ilustración 19-1 Modelo ensamblado.....	82
Ilustración 19-2 Fuselaje .....	82
Ilustración 19-3 Ala.....	82
Ilustración 19-4 Empenaje.....	83
Ilustración 19-5 Motor .....	83
Ilustración 19-6 Planta motriz .....	83
Ilustración 19-7 Tren de aterrizaje .....	84
Ilustración 19-8 Armamento externo .....	84
Ilustración 19-9 Armamento interno .....	84
Ilustración 19-10 Exterior NM-115.....	85
Ilustración 19-11 Interior NM-115.....	85
Ilustración 1-1 Características y especificaciones NM-115 .....	90
Ilustración 6-1 Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque .....	105
Ilustración 6-2 Coeficiente de arrastres en función del ángulo de ataque.....	105
Ilustración 6-3 Coeficiente de momento en función del ángulo de ataque .....	106
Ilustración 6-4 Eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque.....	106
Ilustración 8-1 Modelo inicial .....	112
Ilustración 8-2 Modelo Final Diseño I .....	112
Ilustración 8-3 Modelo Final Diseño II.....	112

# 1. Abreviaturas

<i>AAA</i>	Advanced Aircraft Analysis
<i>AGM</i>	Air-To-Ground Missile
<i>AIAA</i>	American Institute Of Aeronautics And Astronautics
<i>AoA</i>	Angle Of Attack
<i>APU</i>	Auxiliary Power Unit
<i>ATF</i>	Advanced Tactical Fighter
<i>b</i>	Wingspan
<i>CAD</i>	Computer-Aided Design
<i>CAS</i>	Close Air Support
<i>CBU</i>	Cluster Bomb Unit
<i>CD</i>	Drag Coefficient Of Aircraft
<i>Cd</i>	Drag Coefficient For Naca Profile
<i>Cj</i>	Consumption For Jet Engine
<i>CL</i>	Lift Coefficient Of Aircraft
<i>Cl</i>	Lift Coefficient For Naca Profile
<i>CM</i>	Momentum Coefficient Of Aircraft
<i>Cm</i>	Momentum Coefficient For Naca Profile
<i>CTOL</i>	Conventional Take-Off Landing
<i>DoN</i>	Department Of Navy
<i>EMP</i>	Electromagnetic Pulse
<i>EW</i>	Empty Weight
<i>FOD</i>	Foreign Object Damage
<i>GAU 8/A</i>	Avenger Seven-Barrel Gatling Gun
<i>GFE</i>	Government Furnished Equipment
<i>GTF</i>	Geared Turbo Fan
<i>Hr</i>	Hour
<i>IR</i>	Infrared
<i>JAFFE</i>	Joint Advanced Fighter Engine
<i>JSF</i>	Joint Strike Fighter
<i>L/D</i>	Lift To Drag Or Aerodynamic Efficiency
<i>LRU</i>	Line-Replaceable Unit
<i>M</i>	<i>Mach</i> Number
<i>MANPADs</i>	Man-Portable Air-Defense Systems
<i>Mff</i>	Fuel Mass Fraction
<i>MFW</i>	Maximum Fuel Weight
<i>MPW</i>	Maximum Payload Weight
<i>MTOW</i>	Maximum Take-Off Weight
<i>NAVY</i>	Nautical Army Volunteers Yeoman
<i>NBC</i>	Nuclear, Biological, Chemical
<i>OBIGGS</i>	Onboard Inert Gas Generation System
<i>OBOGS</i>	Onboard Oxygen Gas Generation System
<i>OEW</i>	Operational Empty Weight
<i>PGU</i>	Precision Guided Unit
<i>PL</i>	Payload
<i>PW</i>	Pratt And Whitney
<i>RCS</i>	Radar Cross-Section

<i>RFP</i>	Request For Proposal
<i>S</i>	Wing Surface
<i>SFC</i>	Specific Fuel Consumption
<i>SL</i>	Sea Level
<i>SLEP</i>	Service Life Extension Program
<i>SMO</i>	Services Market Outlook
<i>STOL</i>	Short Take-Off Landing
<i>T</i>	Thrust
<i>T/W</i>	Thrust To Weight
<i>US Gal</i>	United States Gallon
<i>USAF</i>	United States Air Force
<i>V</i>	Velocity
<i>VC</i>	Cruise Velocity
<i>VTOL</i>	Vertical Take-Off Landing
<i>W</i>	Weight
<i>W/S</i>	Weight To Spam
<i>W<sub>E</sub></i>	Empty Weight
<i>W<sub>F</sub></i>	Weight Of Fuel
<i>W<sub>Fres</sub></i>	Reserve Fuel Weight
<i>W<sub>TO</sub></i>	Weight Take-Off
<i>W<sub>TOes</sub></i>	Estimated Take-Off Weight
<i>W<sub>TOres</sub></i>	Weight Fuel Reserve For Take-Off Condition
<i>W<sub>tfo</sub></i>	Weight Trap Fuel And Oil

## 2. Análisis de misión

El *RFP* plantea la propuesta de diseño para una aeronave super *CAS*, dicho diseño requiere estar en condiciones de operar con la última tecnología, de manera eficiente y pueda reemplazar todas aquellas aeronaves anteriores que cumplían con la misión de apoyo a tropas terrestres.

### 1.1. Requerimientos

Para los requerimientos de diseño del proyecto, se plantea el presente documento en donde se encuentran las indicaciones y soportes del *RFP*, en español “Requerimientos específicos de la propuesta”, el cual a su vez es emitido por el Instituto Americano de Aeronáutica y Astronáutica (AIAA) con el objetivo de plantear el diseño de una aeronave militar de apoyo aéreo cercano (*CAS*), así mismo deberá cumplir y mejorar las especificaciones del avión militar de la empresa *Fairchild Republic*, el *A-10 Thunderbolt II*, mejor conocido como *WARTHOG*, para el hipotético remplazo de dicha aeronave en la industria militar moderna. Los requerimientos están contenidos y debidamente ordenados en la Tabla 2-1 Requerimientos de *RFP*.

Tabla 2-1 Requerimientos de *RFP*

Especificaciones del <i>RFP</i>		
1	Aplicación	Militar, Apoyo cercano a tropas terrestres ( <i>CAS</i> )
2	Tripulación	Piloto o no tripulado
3	Presupuesto	15 millones dólares
4	Antecesor	<i>Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II</i>
5	Propulsión	Turbina de gas
6	Detectabilidad	De baja observación, con énfasis en un <i>RCS</i> , <i>Infra Red</i> y señales auditivas reducidas.
7	Capacidad de supervivencia	Construcción resistente del fuselaje. tanques <i>OBIGGS</i> autosellantes Cabina, Nacela, compartimiento de munición y subsistemas críticos blindados. Capacidad de llantas para mantener la presión de aire y regresar a salvo de la misión. Redundancia de sistemas. Equipado contra <i>EMP</i> Protección contra ataques <i>NBC</i> Supervivencia contra ataques <i>MANPADs</i> con armas de tipo <i>AAA</i> de 35mm. Detección de radares y misiles dirigidos
8	Armamento primario	Sistema fijo, con cañón de gran calibre dirigida aire-tierra y aire-aire Medida de cañón mínima 30 mm Capacidad de entrega de series de munición <i>PGU-14</i> Arma principal <i>GD GAU-8</i> equipado con <i>GFE</i> . 2000 rondas.
9	Depósitos internos	Capacidad mínima de 8000 libras
10	Depósitos externos	Capacidad mínima de 15000 libras
11	Mantenimiento	Procedimientos de máximo 12 horas Fácil acceso a áreas primarias Sistemas primarios deben ser de tipo <i>LRUs</i> Aeródromos de <i>130/C-17</i> .

## 1.2. Análisis de mercado

Comenzando por los requerimientos descritos en el documento del *RFP*, se debe proporcionar una aeronave del tipo *CAS* la cual cumpla con las demandas del mercado militar moderno para el apoyo a grupos de tropas terrestres en diferentes perfiles de misión, siguiendo un orden en el cual puedan hacer frente a situaciones adversas y adaptarse con facilidad a los estándares de cualquier aeronave de categoría similar, esto es gracias a los estudios realizados por los grandes fabricantes de aeronaves a nivel mundial; se obtuvieron pronósticos y estimaciones estadísticas para iniciar este análisis de mercado, las cuales provienen principalmente de sus bases de datos de libre ingreso a usuarios civiles, con el fin de establecer las posibles tendencias y fenómenos que puedan modelar el comportamiento de la industria del transporte aéreo para los siguientes años, y en su defecto aeronaves militares también; al final de estos estudios, se obtuvo que para el desarrollo de la aviación se contará con un capital considerable, donde será tenido en cuenta el desarrollo de la aviación militar; a diferencia de la inversión destinada a la aviación comercial que es mínima, lo cual lo hace un nicho de mercado bastante interesante para el desarrollo y producción de la aeronave a diseñar.

Boeing es una las potencias fabricantes nivel mundial en aviación, en su *SMO* hace una estimación de 1.45 trillones de dólares como podemos ver en la Ilustración 2-1 para la aviación militar a nivel global, todo esto se divide en diversos servicios que se pueden brindar, como por ejemplo soporte, ventas, modificaciones a las diferentes aeronaves, mantenimiento e ingeniería, entrenamiento del personal, soluciones analíticas y digitales.

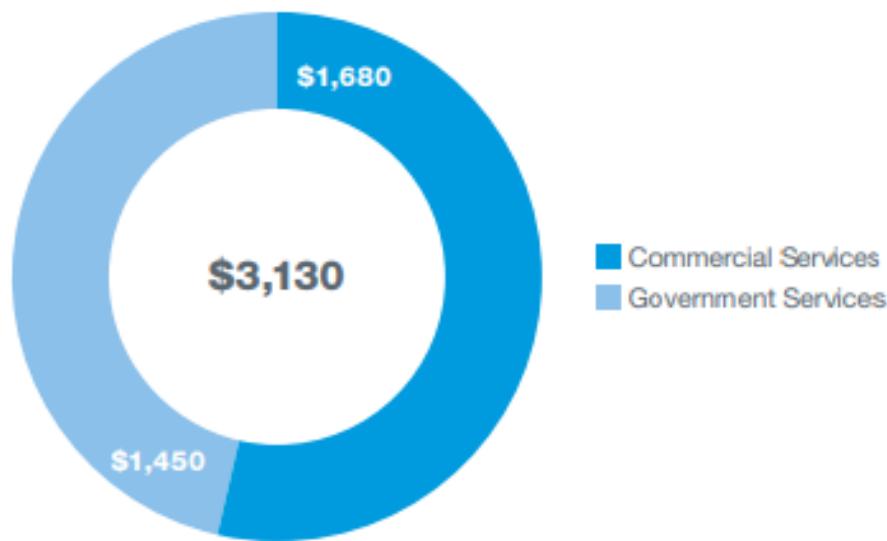


Ilustración 2-1 Demanda del *SMO* para el segmento entre 2019-2028, tomada de Boeing, «Services Market Outlook»

La *USAF, NAVY AND MARINE CORPS*, poseen alrededor de tres mil quinientas aeronaves de combate o de carácter militar experimental, dichas aeronaves poseen capacidades que sobresalen en el conflicto aire-aire y aire-tierra, según el perfil de misión para la cual se disponen dichos aviones. Cabe resaltar que la mayoría de estos aeroplanos se obtuvieron con unas tasas de interés anuales considerablemente altas alrededor de la década de los ochenta, de modo que se espera que lleguen con tasas similares al final de su vida útil en las próximas décadas. Para contrarrestar estas jubilaciones, se espera modernizar una gran parte de sus flotas con aeronaves modernas en manufactura, operación, desarrollo, optimizando por un rendimiento más alto, tecnología de punta y adaptabilidad en batalla, como hasta el día de hoy se ha evidenciado.

Lo anterior tiene sentido cuando se habla específicamente de la *USAF*, puesto que planea reemplazar el *A-10 Thunderbolt II*, el *F-16 Fighting Falcon* y el *F-15 Eagle* con dos tipos de aviones modernos de

quinta y sexta generación, donde se habla del *F-22 Raptor* y el *F-35 Lightning II* en sus tres diferentes versiones que se adaptan para las diversas fuerzas armadas [2].

En la audiencia de asignación de fondos de defensa del gobierno norteamericano, liderada por el Senado de Estados Unidos, en representación del secretario titular de la *USAF*, Deborah Lee James, se describió un panorama sombrío como se muestra en la Ilustración 2-2 en vista a un posible embargo económico. Debido a tales limitaciones presupuestales gubernamentales, la *USAF* se ve en la obligación de tomar decisiones sobre los niveles de dotación y los equipos que dicha fuerza armada debe sostener. En el año 2013, el servicio respondió a una reducción de presupuesto alrededor de doce millones de dólares, esto equivaldría a más o menos, a un diez por ciento del inventario de los aviones y, por ende, el despido de alrededor de veinticinco mil personas, reduciendo de una manera muy considerable los escuadrones de operación y de mantenimiento.

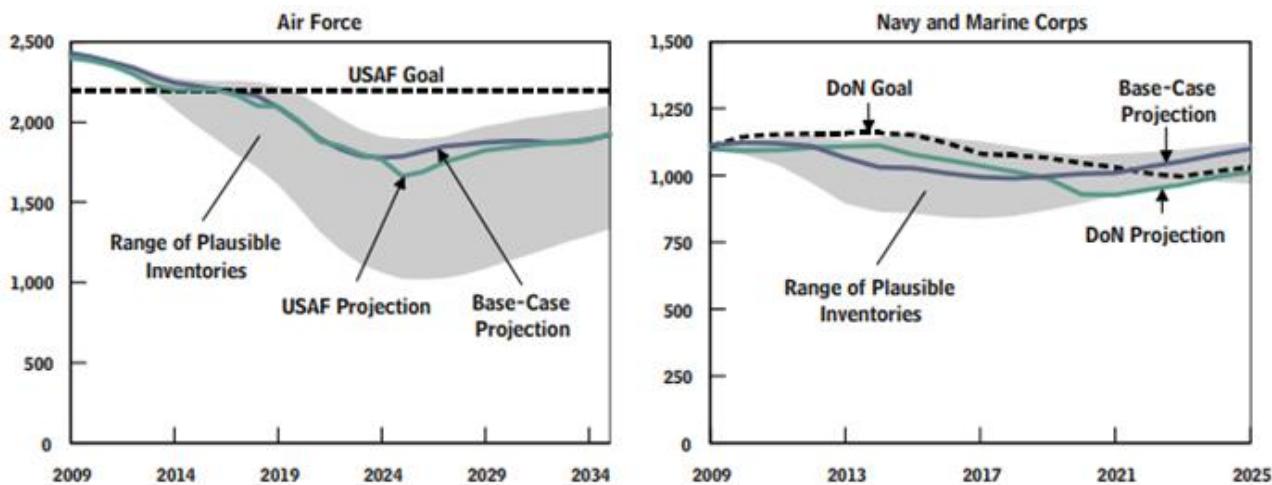


Ilustración 2-2 Comportamiento de intervención para las fuerzas armadas. Imagen tomada de The Congress of the United States, «Alternatives for Modernizing, » [3]

Esta situación seguirá empeorando, en parte a las presiones combinadas que representan los recortes presupuestarios del gobierno, costos de las aeronaves primordialmente en continuo aumento, en mayor medida debido a los materiales usados en estas, así mismo los periféricos, componentes y accesorios con el cual se pueda equipar, finalmente la necesidad de reemplazar los aviones más antiguos. Los aviones como el *F-16* y *F-15* se acercan rápidamente al límite de su servicio, lo que obliga al servicio a traer en línea al *F-35*, independientemente de los problemas que esta aeronave ha presentado a lo largo de su diseño y desarrollo. Este hecho pone al Ejército en una posición desventajosa: se necesita una aeronave tipo *CAS*, pero no se cuenta con la capacidad orgánica, lo que permite entender lo necesario que es otro tipo de aeronaves, posiblemente modificaciones o desarrollos que cumplan los requerimientos de manera efectiva para diferentes misiones.

La *USAF*, *NAVY AND MARINE CORPS*, dentro de un estudio realizado por el departamento de defensa del gobierno norteamericano, se muestra una tendencia en el desarrollo de aeronaves modernas, estas tendrán a futuro los diferentes tipos de misiones y los radios de misión, que de este último solamente aplicaría para misiones Aire-Tierra, esto se observa en la Ilustración 2-3, se presenta un inicio en el año 2009 hasta el 2034, donde para unos es más importante las operaciones Aire-Aire como se puede reflejar en la Ilustración 2-3 de la parte izquierda, mientras que para los *NAVY AND MARINE CORPS*, sigue siendo importante la distancia que esta aeronave debe recorrer para cumplir con la misión para brindar apoyo en tierra. [2]

A continuación, en la Tabla 2-2 se presentan los diferentes tipos de misiones a desarrollar con su correspondiente designación, esto con el fin de entender de una más clara y concisa la Ilustración

2-3 donde se mostrará la tendencia de desarrollo, la cual se llevará a cabo según el tipo de operación que la aeronave debe realizar.

Tabla 2-2 Tipos de misiones según alteraciones sufridas en el armamento

Nomenclatura de Misión	Tipo de Misión	Unidades
A	Aire-Aire/Solo vigilancia	N/A
B	Aire-Tierra/Total/500	nm
C	Aire-Aire/Total	N/A
D	Aire-Tierra/Total/600	nm
E	Aire-Tierra/Solo vigilancia/600	nm
F	Aire-Tierra/Total/700	nm
G	Aire-Tierra/Solo vigilancia y un total/700	nm

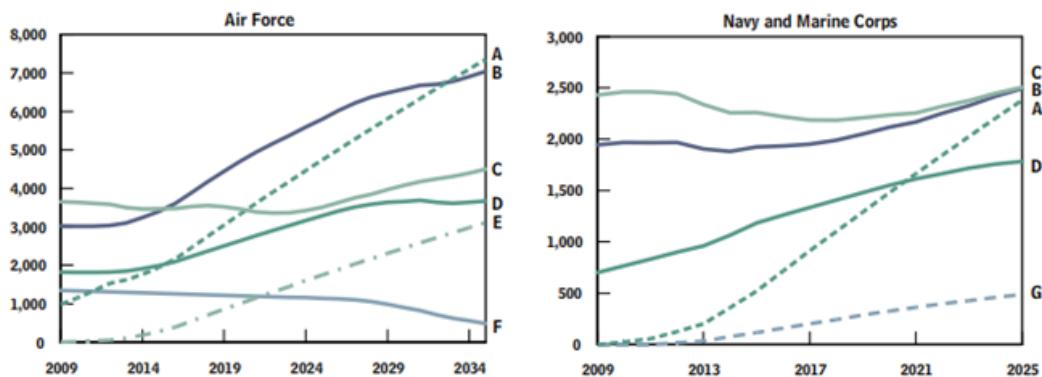


Ilustración 2-3 Alteraciones en el armamento de las fuerzas de combate según el departamento de Defensa, imagen tomada de The Congress of the United States [2] [4]

Teniendo en cuenta lo anterior, entrar en este mercado es una gran posibilidad de brindar un avance significativo para las fuerzas armadas de aquellos países con la necesidad de aeronaves tipo CAS, en el caso de este documento, se proyecta en el mercado de Estados Unidos indicado en el *RFP*, ya que como se observa en el *SMO* realizado por *Boeing*, este país presenta la mayor inversión en cualquier Fuerza Armada. Tener la mayor potencia inversora en términos para el desarrollo militar vuelve a Norteamérica el mejor candidato.

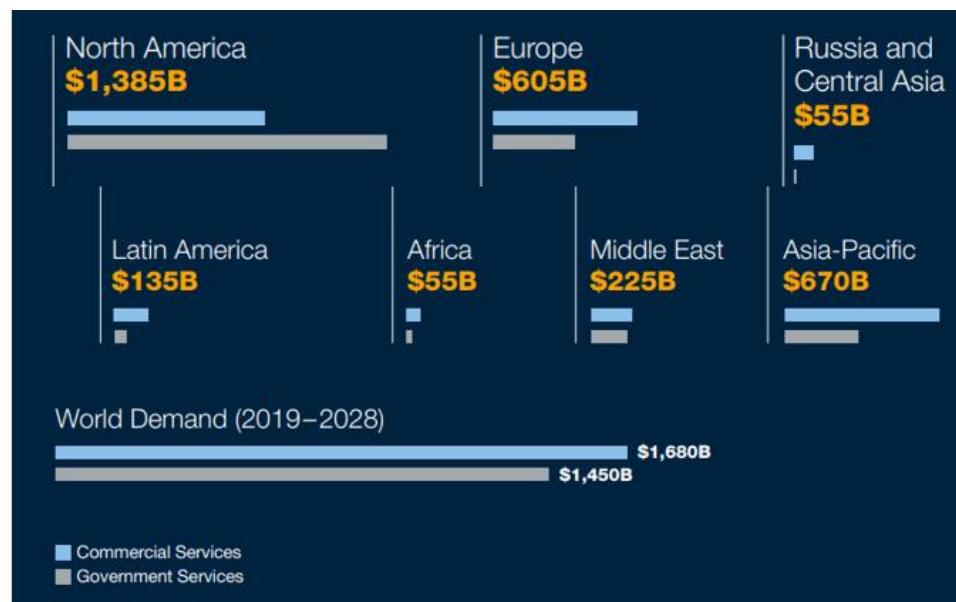


Ilustración 2-4 Demanda de Service Market 2019-2028, imagen tomada de Boeing, «Services Market Outlook»

### 1.3. Base de datos

El diseño propuesto se basa en todas aquellas aeronaves que siguen la curva de diseño del *A-10 Thunderbolt II* y al *F-35 Lightning II*, buscando obtener el mejor rendimiento de operación en las misiones que desempeña una aeronave *CAS*, siguiendo con los estándares tecnológicos y aerodinámicos que presenta en la modernidad el *F-35*, debido a que cada una de ellas tienen características destacables que cumplen con varios de los objetivos del *RFP*. Combinar estas aeronaves y buscar un punto intermedio para el diseño que a su vez orienten mejor el proyecto, lo anterior fundamentado en las especificaciones estipuladas para la configuración *CAS*, observar en la Tabla 2-3. Para referenciar especificaciones técnicas de cada modelo diríjase al Anexo 3.1.

Tabla 2-3 Aeronaves similares

Aeronaves similares al A10		Aeronaves similares al F35	
A10		F35	
Su25		F22	
A37		F18	
Su25		Su27	

### 3. Definición de *Design Drivers*

Los *design drivers* prometen orientar la toma de decisiones durante el desarrollo del diseño, buscando priorizar estos, con el fin de apuntar a un modelo objetivo y con las configuraciones deseadas por el equipo para cumplir las misiones y especificaciones del *RFP*.

#### 1.4. *Eficiencia aerodinámica*

Es un parámetro fundamental en toda aeronave moderna, buscando afectar los consumos de combustible, relaciones de maniobra, aterrizajes, despegues y que en palabras más simples busca modernizar el concepto del mejor vuelo posible. Para una aeronave tipo *CAS* debido a las bajas velocidades en las que debe operar, este criterio debe ser muy flexible y orientar la toma de decisiones, razón por la cual es indispensable que la aeronave cuente con el menor arrastre global y mayor sustentación posible. Se buscará la optimización de superficies aerodinámicas usadas muy suavizadas que indirectamente apoyaran el comportamiento furtivo de la aeronave.

#### 1.5. *Máxima capacidad de carga paga*

Este parámetro es crucial cuando se trata de configuraciones *CAS*, pues al apoyar tropas terrestres se busca conseguir llevar a bordo la mayor cantidad posible de armamento. El criterio que justifica este parámetro está ligado al *RFP* respecto a la capacidad elevada de carga externa e interna de la aeronave, además de su rango de misión.

## 4. Configuración inicial

Definir la configuración inicial abarcó un gran número de posibles opciones en los diferentes aspectos de la aeronave, por lo que fue necesario tener claros los criterios de selección que apoyados en los *design drivers* del equipo permitieran llegar a un punto de diseño conceptual base, el cual diera aspecto visual al avión, es decir un primer grupo de bocetos que describan correctamente cómo será la aeronave.

#### 1.6. *Posibles configuraciones planteadas*

Por medio del uso de matrices se evaluaron las configuraciones óptimas para definir que rumbo podía tener el diseño preliminar de la aeronave tipo *CAS*, en estas se tienen en cuenta diferentes criterios cuantitativos y cualitativos utilizados para encontrar las configuraciones de mayor ajuste a los requerimientos ya propuestos.

#### 1.7. *Selección de configuración inicial*

Según lo establecido por el equipo los primeros diseños siguen la curva de diseño que tienen los prototipos conceptuales del *A14* en sus versiones A y B, el cual no fue un avión desarrollado y que permite orientar la estética de un avión moderno adaptando las condiciones de un *CAS* óptimo y proponiendo cambios significativos. Mediante matrices de selección, se escoge la configuración inicial según criterios basados en la operación, *design drivers* y especificaciones del *RFP*, teniendo en cuenta lo anterior y en términos de seleccionar la mejor configuración se tuvo en cuenta las matrices de selección ubicadas en la parte de Anexos 1.

## 5. Justificación inicial

Para definir la configuración inicial de la aeronave, se utilizó la metodología de matrices de selección, puesto que provee una amplia evaluación de posibles configuraciones, la ventaja de esta metodología es que no da lugar a que se descarten configuraciones que podrían ser adecuadas debido al gran número de estas que se tienen en cuenta, garantizando así que la configuración seleccionada es la más optima de acuerdo con los requerimientos de la misión. A lo largo de las matrices ubicadas en la parte de Anexos 1 se tienen ciertos criterios comunes, por lo que es conveniente explicarlos inicialmente, dichos criterios son el peso, los costos y la manufactura, lo cuales tienen su fundamento en principios básicos de la aviación, puesto que tener un bajo peso aumenta la capacidad de carga, reduce el consumo de combustible y permite una mayor velocidad de giro, por otra parte, los costos de manufactura son un factor fundamental ya que reducirlos al máximo implica tener un proyecto más atractivo para los posibles compradores, finalmente la manufactura representa un aspecto importante y común a todas las matrices ya que los componentes seleccionados deber ser aptos para producirse en masa y de fácil mantenibilidad.

A continuación, se describirá y discutirá la configuración inicial seleccionada, para esto se decidió evaluar los principales componentes de la aeronave. Primero se determinó la configuración del ala, por lo que se estudiaron características como el número de planos, posición del ala, tipo ala, aflechamiento y ángulo diedro. Al evaluar las ventajas y desventajas de cada una de las opciones mediante las matrices de selección se obtuvo como resultado final un monoplano de ala baja, compuesta con aflechamiento hacia atrás y diedro neutro, las ventajas de dicha configuración para el ala son las siguientes en el capítulo Configuración general.

## 6. Configuración general

### 1.8. Configuración alar

#### 1.8.1. Monoplano

Brinda una reducción en peso, lo que resulta beneficioso ya que esto permite una mayor capacidad de carga, lo cual va en la misma dirección de uno los *design drivers* del proyecto, pues esto permite una mayor capacidad de acción y versatilidad de objetivos a atacar debido a la variedad y cantidad de armamento transportado hacia la zona de apoyo Anexo 2.1.1

#### 1.8.2. Ala baja

Provee un mejor rendimiento durante el despegue debido a un mayor efecto suelo, esto es importante debido a la necesidad que tiene la aeronave de despegar desde pistas no preparadas y llegar rápidamente a la zona de acción, una estructura de menor peso y una menor área frontal ya que no se necesitan *struts* para soportar el ala, lo que se traduce en menor arrastre, por lo que se puede obtener una baja firma *de radar* y una mayor eficiencia aerodinámica, además de esto aporta mayor control lateral de la aeronave puesto que esta cuenta con menor estabilidad lateral debido a la contribución del fuselaje al efecto diedro del ala, finalmente un ala baja genera menos *downwash* por lo que el empenaje tiene una mayor efectividad dando como resultado un menor peso de la cola, reduciendo el tamaño del estabilizador horizontal, finalmente el hecho de tener un ala baja hace que los procedimientos de inspección, mantenimiento y carga de armamento tomen menos tiempo, una ventaja fundamental para reducir costos y la eficiencia de las operaciones (Anexo 2.1.2).

#### 1.8.3. Ala compuesta

Al analizar los tipos de alas tradicionales se llegó a la conclusión de que todas tienen desventajas importantes que afectarían considerablemente el desempeño de las misiones establecidas por el *RFP*, por lo que se seleccionó un tipo de ala compuesta, esto permite controlar de mejor manera la distribución de sustentación para obtener una alta eficiencia aerodinámica sin sacrificar cantidad de puntos de anclaje para armamento, adicionalmente se pueden tomar importantes decisiones estructurales que optimicen el peso debido al control de la distribución de sustentación (Anexo 2.1.3).

#### 1.8.4. Aflechamiento

Se seleccionó aflechamiento hacia atrás puesto que permite operar a altas velocidades en las que los efectos de compresibilidad se deben tener en cuenta, por lo que la descomposición del vector de velocidad que provee el aflechamiento hacia atrás para que el aire sobre el ala no supere la velocidad del sonido es una característica importante, puesto que la aeronave debe llegar lo más rápido posible a la zona de operación (Anexo 2.1.4).

#### 1.8.5. Diedro neutro

Teniendo en cuenta las ventajas y desventajas que tiene utilizar un ángulo diedro, se seleccionó un ángulo neutro, puesto que permite una mayor facilidad para cargar armamento en los puntos de anclaje de las alas, menor complejidad estructural a la hora de reforzar la raíz del ala y la unión al fuselaje, adicionalmente las características de estabilidad que podrían ofrecer los ángulos diedros no se consideran fundamentales (Anexo 2.1.5).

## 1.9. Configuración de la planta motriz

Siguiendo con la selección de la configuración inicial, para la selección del motor se analizó el tipo (Anexo 2.2.1), la posición en el fuselaje (Anexo 2.2.4), cantidad e instalación (Anexo 2.2.3 & 2.2.5), para obtener mediante las matrices una configuración de dos motores turbofán, ubicados dentro del fuselaje arriba en la sección trasera y fijos (Anexo 2.2.2), dando como ventajas una firma radar reducida y menor detectabilidad para sistemas infrarrojos, protección contra *FOD*, redundancia en el sistema de propulsión, menor arrastre, mejor consumo específico y la potencia necesaria para alcanzar las velocidades necesarias en etapa de crucero, como también la versatilidad necesaria para ejecutar maniobras exigentes.

## 1.10. Configuración del fuselaje

Se define la estructura y tipo de fuselaje (Anexo 2.5.1), como aeronave no tripulada (Anexo 2.5.2), obteniendo una estructura semi – monocabo, fuselaje corto y una aeronave no tripulada; con ventajas como la disminución de peso y de la firma radar, aumentando la capacidad máxima de carga.

## 1.11. Configuración del empenaje

Continuando la configuración de empenaje (Anexo 2.4.1 & 2.4.2), su posición y acople, se obtuvo como resultado un empenaje en *U*, convencional y fijo, adquiriendo ventajas de reducción de peso y firma *IR*, además de facilidad de manufactura y redundancia.

## 1.12. Configuración del tren de aterrizaje

Finalmente, en cuanto al tipo y mecanismo del tren de aterrizaje se seleccionó un tren de tipo triciclo y retráctil (Anexo 2.3.1 & 2.3.2) brindando ventajas de disminución de arrastre por una mayor limpieza aerodinámica y una firma radar reducida por la posibilidad de retraerse.

## 1.13. Diseño preliminar

De acuerdo con las especificaciones recopiladas en las matrices de selección se plantean los siguientes bocetos iniciales:

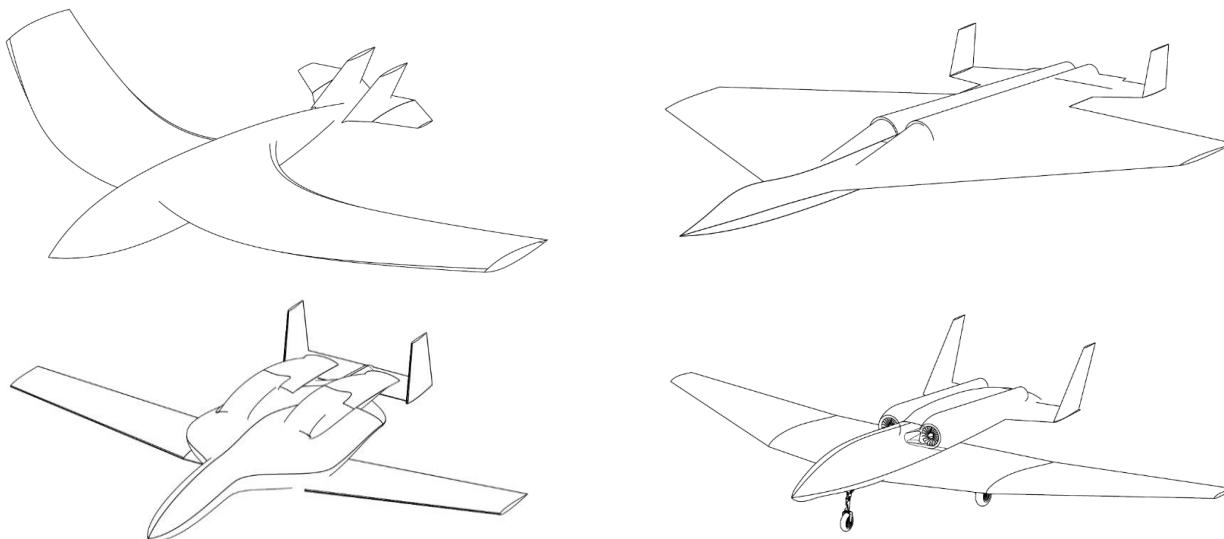


Ilustración 6-1 Propuesta de bocetos

Una vez planteados los bocetos, se procede a la definición de una configuración inicial donde el planteamiento del boceto inicial debe cumplir con lo estipulado en las matrices de selección, juntando características de los modelos propuestos en Ilustración 6-1.

## 1.14. Diseño inicial

Concluyendo así en la propuesta del boceto inicial mostrada en la Ilustración 6-2



Ilustración 6-2 Diseño inicial

## 7. Estimación de pesos

La estimación del peso de una aeronave es uno de los primeros procesos iterativos en el diseño de estas, permitiendo realizar algunas suposiciones mediante el uso de información disponible de aeronaves ya existentes y funcionales, así mismo, se buscará que dichas aeronaves sean orientadas a un objetivo similar al que tendrá la aeronave a diseñar.

Basado en el *RFP*, el diseño a desarrollar deberá cumplir con las tres misiones de operación descritas en el Anexo 5, esto a su vez solo se garantiza cuando se realiza una estimación de pesos para cada misión buscando identificar los requerimientos más cruciales de consumo de combustible y variaciones de peso durante el vuelo.

Cabe mencionar que, el diseño finalmente dependerá de poder cumplir con las tres misiones y en paralelo cumplir con todos los requerimientos descritos en el *RFP* respecto a cargas, es decir almacenar la máxima carga interna, máxima carga externa y máxima munición del cañón *GAU – 8/A*, claramente considerando los parámetros constantes regulares como lo son el combustible, equipos de abordo, sistemas y planta motriz, entre otros.

### 1.15. Validación mediante el software AAA

Para realizar la validación del método perteneciente al software AAA en cuanto a la estimación de pesos, se escoge una aeronave similar a la de diseño que cumpla con la mayor parte de los requerimientos del *RFP* y que se encuentre dentro de la categoría de CAS con el fin de usar los mismos parámetros de Mff del Take off, Climb, descend y Landing, esta aeronave es el A-10 Thunderbolt II, para este proceso se hace una simulación similar a la misión 1 (ver Ilustración 7-1) con las mismas etapas, pero variando carga paga, el rango y la velocidad de crucero, el  $C_j$ , y  $L/D$  del crucero como se muestra en la Tabla 7-1, con los valores del A-10 (Los valores de loiter y combate están en función de los parámetros de crucero).

Todo ello con el objetivo de validar que los resultados obtenidos por el software en la Tabla 7-2, tuvieran un porcentaje de error bajo, lo que garantizaría si es o no un método confiable para estimar los pesos iniciales de la aeronave a diseñar.

En la Tabla 7-3 se puede observar la diferencia entre los pesos estimados mediante el método usado por el software AAA con respecto a los datos reales de la aeronave son muy pequeños, del 0,3% aproximadamente, lo cual permite afirmar que las estimaciones halladas son aptas para ser tomadas como los pesos iniciales para la aeronave en diseño, debido a que se ajustan a los valores reales.

Tabla 7-1 Datos reales A-10

Condición	Valor	Unidad
$W_E$	24959	lb
$W_{TO}$	51998	lb
$SFC$	0.371	lb/(h·lb)
$L/D$	14	-
<i>Pay Load</i>	16000	lb
<i>Range</i>	695	nm
$V_{op\_cruise}$	300	kts

Tabla 7-2 Datos en el AAA del A-10

Condición	Valor	Unidad
$W_E$	25039	lb
$W_{TO}$	52178	lb
$C_j$ <i>cruise</i>	0.371	lb/(h·lb)
$L/D$ <i>cruise</i>	14	-
$C_j$ <i>loiter</i>	0,668	lb/(h·lb)
$L/D$ <i>loiter</i>	19,6	-
$C_j$ <i>combat</i>	0.556	lb/(h·lb)
$L/D$ <i>combat</i>	16,8	-
<i>Pay Load</i>	16000	lb
<i>Range</i>	695	nm
$V_{op\_cruise}$	300	knt

Tabla 7-3 Resultado validación AAA

	<b>Real</b>	<b>AAA</b>	<b>Error</b>
$W_{TO}$	51998	52178	0.3468
$W_E$	24959	25039	0.3240

### 1.16. Estimación del peso mediante el software AAA

El AAA es un software de análisis que permite un pronto acercamiento de los posibles resultados de pesos, estabilidad, control, costos, entre otros, a partir de un diseño de aeronave preliminar. En esta fase de dimensionamiento se usa el AAA como herramienta para la estimación de pesos, por medio de la modelación de cada una de las etapas de la misión uno, como se muestra en *Ilustración 7-1*.

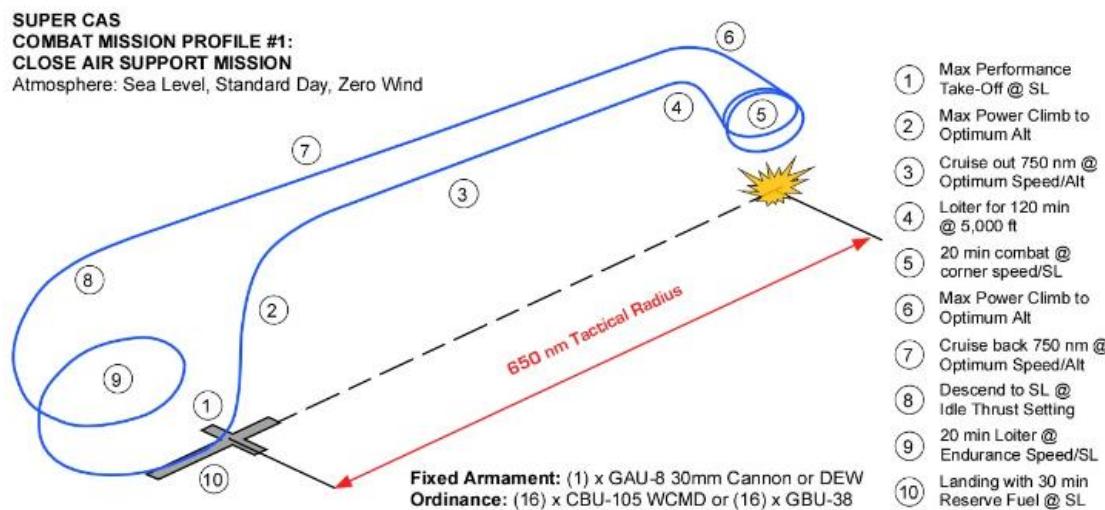


Ilustración 7-1 Misión número uno, apoyo cercano aéreo

A continuación, en la Tabla 7-4, se muestran los datos usados para la modelación de la misión.

Tabla 7-4 Condiciones modelación por etapa de la misión 1

Número	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Segmento	Take off	Climb	Cruise	Loiter	Loiter combat	Combat (payload exp)	Climb	Cruise back	Descend	Loiter	Landindg
Velocidad	N/A	N/A	645 kts	N/A	N/A	N/A	N/A	645 kts	N/A	N/A	N/A
Altura	SL	36000 ft	36000 ft	5000 ft	5000 ft	5000 ft	31000 ft	36000 ft	SL	SL	SL
Tasa de ascenso	N/A	10000 ft/min	N/A	N/A	N/A	N/A	10000 ft/min	N/A	N/A	N/A	N/A
Tiempo	N/A	N/A	N/A	120 min	20 min	N/A	N/A	N/A	N/A	20 min	N/A
Rango	N/A	N/A	750 nm	N/A	N/A	N/A	N/A	750 nm	N/A	N/A	N/A
Carga expulsada	0 lb	0 lb	0 lb	0 lb	0 lb	19113,26 lb	0 lb	0 lb	0 lb	0 lb	0 lb
C <sub>j</sub>	N/A	N/A	0,88	1,59	1,33	N/A	N/A	0,88	N/A	1,59	N/A
L/D	N/A	N/A	11	15,4	13,2	N/A	N/A	11	N/A	15,4	N/A
M <sub>ff</sub>	0,99	0,97	0,9104	0,8126	0,9669	1	0,98	0,9104	0,99	0,966	0,995

La velocidad de crucero se haya a partir de la velocidad máxima según *RFP* la cual es 900kts, y asumiendo una velocidad de picada ( $V_D$ ) de 1000kts y por normatividad la velocidad crucero se obtiene con la (7-1)

$$V_C = \frac{V_D}{1.55} \quad (7-1)$$

teniendo en cuenta que la velocidad de nunca exceder ( $V_{NE}$ ) se calcula con la (7-2)

$$V_D = 0.9V_{NE} \quad (7-2)$$

Como resultado se obtiene, una velocidad crucero igual a 645kts.

El combustible de reserva se determina a partir del *loiter* de la misión uno que dura 120 min, puesto que comúnmente las aeronaves usan el combustible de reserva para hacer este tiempo de maniobra. Teniendo en cuenta que el combustible de reserva son 30 minutos, es decir,  $\frac{1}{4}$  de la duración del *loiter*, se suma esta fracción de combustible gastado en el *loiter*, al combustible total que debe llevar la aeronave para cumplir la misión.

Tabla 7-5 Consideraciones generales para pesos

Parámetro	Valor	Referencia
Tipo de aeronave	CAS	<i>RFP</i>
a	-3,212	Base de datos
b	1,803	Base de datos
Motor	Jet	Base de datos
Número de motores	2	Base de datos
$W_{TO\_es}$	55000 lb	Estimado
$W_{TFO}$	0,50%	AAA
$W_{TO\_res}$	6%	AAA
<i>Stall Speed</i>	120 kts	<i>RFP</i>
<i>Corner Speed</i>	300 kts	<i>RFP</i>
$CL_{max}$	1,2	Base de datos

Los  $C_j$  y  $L/D$  son estimados tiendo en cuenta los rangos aceptables según [5] para aeronaves *fighter*, *bomber* y *military trainer*. De igual manera con los valores de fracciones másicas de combustible ( $Mff$ ) del *Take off*, *climb*, *descend* y *landing* que están predeterminados por *Roskam* según tipo de aeronave, sin embargo, los valores de A y B no fueron tomados del libro sino a partir del análisis de pesos de las aeronaves similares al diseño deseado las cuales conforman la base de datos, ya que en el libro de *Roskam* se especifica la superposición de los valores arrojados por la base de datos, sobre los del libro.

Tabla 7-6 Estimación de pesos final por método AAA

Peso	Valor [lb]
$W_{TO}$	87891
$W_F$	35940
$W_E$	33439
$W_{Fres}$	2034

Con los datos en la Tabla 7-5 se obtienen los resultados de la

Tabla 7-6, los cuales indican una aproximación del peso real que puede llegar a tener la aeronave diseñada, indicando el peso máximo de despegue y el peso en vacío lo cuales deben ser comparados con la estimación teórica realizada en la sección 7.3.

## 1.17. Estimación de peso teórica

El parámetro de estimación del peso de diseño de una aeronave se orienta a partir de la tendencia de misión de esta, es decir, cada aeronave tiene una línea tendencia de diseño basada en su peso máximo de despegue (*MTOW*) para condiciones de aviación civil, militar u otras. En el caso de las aeronaves militares varían según sean de entrenamiento, caza, transporte o bombarderos [6].

Tabla 7-7 Aeronaves para la estimación de pesos

Aeronave	Máximo peso de despegue [lb]	Peso en vacío [lb]
<i>F-35 A Lightning II</i>	70000	29300
<i>Mcdonnell Douglas F-18</i>	51900	23000
<i>A-10 Thunderbolt II</i>	51998	24959
<i>Sukhoi SU-25</i>	45194	23678
<i>Sukhoi SU-39</i>	45194	23678
<i>Northrop YA-9</i>	41800	23082

El primer paso es ubicar un grupo de aeronaves que se orienten a cumplir un objetivo similar o igual al de la aeronave a diseñar, esto se aprecia en la Tabla 7-7, donde se puede apreciar que la variación de peso es relativamente similar, no obstante, esto solo es el primer paso y es necesario reconocer los pesos primarios de diseño para estimar el *MTOW*. Para estimar el *MTOW* de una aeronave en la fase de diseño se necesita conocer el peso máximo de combustible (*MFW*), el peso máximo de la carga paga (*MPW*) y el peso en vacío de la aeronave (*EW*) [5].

Tabla 7-8 Pesos máximos

Descripción	Valor [lb]
<i>MTOW</i>	65000
<i>MPW</i>	17406
<i>MFW</i>	25385
<i>OEW</i>	22209

El valor de peso máximo para despegue se presenta en la Tabla 7-8, acompañado de los tres valores de peso que lo componen.

### 1.17.1. Maximum Fuel Weight (*MFW*)

El peso máximo de combustible de la aeronave se despeja a partir de las fracciones básicas de combustible para cada maniobra, estas fracciones son conocidas en la actualidad para la mayoría de las etapas de vuelo en los tipos de aeronaves ya mencionados anteriormente. No obstante, algunos valores dependen de las ecuaciones que relacionan el peso de despegue en función del rango de vuelo, tiempo en la maniobra, velocidad y altitud en la cual se realiza la maniobra. En el caso de la aeronave super *CAS*, el valor de estas etapas de vuelo se obtienen asumiendo que opera en una condición híbrida de lo que operaría regularmente una aeronave de caza y una aeronave de bombardeo [6]. Ventaja de esto, se refleja en la consideración de cargas elevadas en vuelo, es decir armamento y carga paga, mientras que también considera operaciones de alta velocidad como en aviones de caza.

Tabla 7-9 Combustible para las misiones

Misión	Combustible requerido [lb]	Reserva de combustible [lb]	Combustible total [lb]
1	20000	2100	22100
2	13500	2100	15600
3	11600	3200	14800

De la Tabla 7-9, se puede evidenciar los valores requeridos de combustible según cada misión del *RFP*, lo que a su vez permite identificar la primera misión como las más crítica por el valor elevado de combustible total requerido. La reserva de la tercera misión a su vez es aún más alta que en las otras dos misiones, por lo que se puede considerar el caso de requerir una combinación de estos parámetros del combustible en una condición extrema de diseño.

### 1.17.2. Maximum Payload Weight (*MPW*)

El valor máximo de carga paga que puede llevar este super *CAS*, depende de evaluar cual es la consideración máxima de carga descrita según el *RFP* y cuál es la consideración máxima de carga que describen las misiones, para eso se requiere de conocer el valor en peso que debe llevar al interior de la aeronave, el valor externo y todos aquellos valores de peso referentes a munición y armamento según lo estipule cada misión.

Tabla 7-10 Descripción de carga para la aeronave

Descripción de Carga	Valor [lb]
Carga Interna Requerida mínima	8000
Carga Externa Requerida mínima	15000
Carga obligatoria para <i>GAU – 8/A</i>	620
Carga de Munición para <i>GAU – 8/A</i>	3240
Máximo valor de carga en bombas <i>CBU – 105</i>	15800
Máximo valor de carga en misiles <i>AGM – 65</i>	8100
Carga total requerido por valores del <i>RFP</i>	27000
Carga total requerida según armamento descrito	27850

En la Tabla 7-10, referente a los valores de carga paga se describen todos los valores contemplados para la estimación del *MPW*, por lo cual se debe utilizar el valor máximo para la estimación final del *MTOW* correspondiente a la carga total requerida según el armamento descrito. Este valor de armamento descrito corresponde a la suma de carga máxima de bombas, misiles, munición y el cañón mismo, los cuales deberán estar disponibles en la misión más crítica de vuelo para la aeronave super *CAS*.

### 1.17.3. Empty Weight (*EW*)

El peso en vacío de la aeronave corresponde al último valor a contemplar en la estimación del *MTOW*, este valor puede obtenerse por medio de la fracción de peso en vacío obtenida de las aeronaves utilizadas en la Tabla 7-11, o también puede obtenerse realizando una sumatoria de lo que se desglosa de este peso en vacío.

Tabla 7-11 Fracción vacío de aeronaves similares

Aeronave	Fracción de peso en vacío
<i>F-35 A Lightning II</i>	0,418
<i>Mcdonnell Douglas F-18</i>	0,443
<i>A-10 Thunderbolt II</i>	0,491
<i>Sukhoi SU-25</i>	0,523
<i>Sukhoi SU-39</i>	0,523
<i>Northrop YA-9</i>	0,552

El primer método se realiza identificando las fracciones de peso en vacío de las aeronaves en la Tabla 7-11, este valor es la relación de peso en vacío de cada aeronave con respecto a su peso máximo de despegue. Con estos datos se promedia la fracción de peso en vacío para un hipotético diseño [6]. El siguiente paso es simplemente suponer el *MTOW* a partir de la fracción encontrada.

El segundo método es un poco más detallado, y es el método que se utilizó para focalizar una mejor estimación teórica del peso requerido real, es decir el *MTOW* que cumple con todas las misiones, cumple con el *MFW* y a su vez está en capacidad de transportar *MPW*. Para realizar lo anterior se dice que el *MTOW* es la sumatoria del *EW*, *MFW* y *MPW*.

$$MTOW = EW + MFW + MPW \quad (7-3)$$

De la ecuación (7-3), se conoce como identificar el valor para *MFW* y para *MPW*, mientras que el valor de *EW* corresponde a un valor para el peso operacional en vacío de la aeronave, designado como *OEW*, el cual se obtiene de sumar el peso de la tripulación, el peso de manufactura de la aeronave, el peso de equipos, el peso de fluidos atrapados en la aeronave, el peso de tuberías y el peso de la unidad auxiliar de potencia (*APU*), en caso de que la aeronave cuente con una en su diseño [5].

Tabla 7-12 Pesos de la aeronave

Descripción de peso	Valor [lb]
Peso de los sistemas de aviónica y vuelo	4500
Peso de tuberías hidráulicas y neumáticas	60
Peso en equipos de radar	300
Peso de fluidos atrapados en la aeronave	130
Peso de manufactura	16950

Queda claro entonces que el *EW*, es decir el *OEW*, corresponde la sumatoria de los valores en la Tabla 7-12 indicando los valores estimados según el cálculo de las misiones [5] y el cálculo del peso en la aviática [6], pero que, al no tener tripulación y tampoco tener *APU*, se reduce el valor requerido de peso final. Por último, el valor de *EW* incluye la planta motriz, estructuras y tren de aterrizaje, por lo que es importante repartir el valor del peso de manufactura equitativamente para que el avión cuente con una buena selección estructural, el grupo de motores correcto y un tren de aterrizaje que cumpla con todo lo anterior.

Tabla 7-13 Descripción de pesos máximos

Descripción de peso	Valor [lb]
Peso máximo de planta motriz	8000
Peso máximo de estructuras	5000
Peso máximo del tren de aterrizaje	3500

Para concluir la estimación teórica del *EW*, la Tabla 7-13 presenta los valores restantes disponibles para seleccionar la planta motriz, el tren de aterrizaje y la estructura con sus respectivos materiales. El valor correspondiente al tren de aterrizaje varía en función del *MTOW*, donde puede ser un valor aproximado del 3% al 6% del peso final [5].

## 1.18. Comparación de estimaciones

A partir de los resultados de las estimaciones de pesos obtenidos siguiendo el modelo teórico, sin las condiciones más extremas usadas en secciones anteriores, y el modelo que presenta el software AAA, con todos los parámetros de cada misión, se procede a la comparación de los resultados con el fin de hallar las posibles discrepancias entre los dos métodos, buscando el margen de error, ya que no basta con usar los resultados de uno solo, a pesar de estar basados en el mismo modelo calculo [5]. Esto es recomendable, ya que ambos realizan una estimación similar y una comparativa entre sus resultados valida el método usado que es lo que se busca, así finalmente obtener un punto de diseño con mayor confiabilidad y que permita cumplir con lo descrito en las secciones previas.

Tabla 7-14 Validación de método

Misiones	AAA			Método teórico			%Error		
	EW [lb]	MFW [lb]	MTOW [lb]	EW [lb]	MFW [lb]	MTOW [lb]	EW	MFW	MTOW
1	26200	11000	56600	25500	10700	55200	3%	3%	2%
2	21900	6300	41100	22300	6600	42300	2%	5%	3%
3	23600	7000	47000	24000	7000	47900	2%	0%	2%

En este paso se comparan los resultados de las tres misiones con lo descrito en el *RFP*, para verificar si los dos métodos tienen un bajo porcentaje de error entre sí o no, la misión que más porcentaje de error tuvo fue el número dos, esto en parte puede deberse a las consideraciones de valor en las fracciones básicas, pues el software AAA busca orientar dichos valores siguiendo un cálculo que optimiza los valores, mientras que el modelo calculado teóricamente únicamente selecciona los valores de algunas condiciones guiado en tablas de la literatura [5]. Sin embargo, como se puede apreciar en la Tabla 7-14, hay dos cosas a tener presentes, la primera corresponde al uso de cifras significativas para corroborar la escala en la que se trabaja todo, ya que se habla de miles de libras, lo segundo es el error aproximado que corresponde al 5%, un valor que sigue siendo muy bajo y por tanto aceptable para las necesidades de estimación de pesos que se realizó.

Para concluir la comparativa, esta se realiza primordialmente para validar la veracidad de lo estimado, y conociendo que los errores son muy bajos se puede hacer uso de un método u el otro, para buscar el objetivo y punto de diseño. Lo anterior se realiza siguiendo lo explicado en la sección del modelo teórico, utilizando los valores más críticos de vuelo, con máximas cargas, consumos de combustible coherentes, reserva más alta en aterrizaje, y condiciones de vuelo mixtas, es decir el hipotético de una nueva misión que sirva para diseñar una aeronave capaz de cumplir las tres misiones planteadas y cumplir con los requerimientos implícitamente descritos en el *RFP*. En palabras más simples, el diseño de una aeronave que cumpla las tres misiones del *RFP* no necesariamente cumpliría con el *RFP* pues el requerimiento de carga del armamento es superior al descrito en los requerimientos de misión, dando como resultado el valor presentado al inicio de la sección de estimación de pesos correspondiente a la Tabla 7-8 Pesos máximos, el cual cumple a toda cabalidad con el diseño.

### 1.19. Análisis de sensibilidad

Una vez realizado la estimación de pesos iniciales, es necesario saber si estos pesos obtenidos con los valores estimados serán los que mejor se ajustan al diseño deseado. Para esto se realiza variaciones en los datos estimados con el objetivo de conocer como varían los pesos iniciales para así determinar cuál de los valores estimados nos arrojará los mejores valores de pesos iniciales para nuestra aeronave, para poder realizar esta comparación se emplea un análisis de sensibilidad de variables, en el cual se estará variando los valores de  $C_j$  y  $L/D$  estimado. Las siguientes ilustraciones donde se muestran los *carpet plot* obtenidos, se puede observar que al aumentar el consumo específico de combustible  $C_j$  aumentará el peso estimado de despegue, el peso estimado en vacío y el peso estimado de combustible de la aeronave Ilustración 7-2. Pero mientras disminuimos el  $C_j$  el  $W_{TO}$  y  $W_F$  disminuye, pero mantiene  $W_E$  casi constante Ilustración 7-3, permitiendo así tener un mayor peso de carga paga posible para la aeronave, de esta manera se escoge un *SFC* de 0.888  $\frac{lb/h}{lb}$  pues permite obtener la mayor cantidad de peso disponible para carga paga, esencial ya que las misiones para la cual estará diseñada esta aeronave necesitaran de la mayor cantidad de carga paga posible. Igualmente, se toma un valor de  $L/D$  de 11 debido a que este es el que presenta una menor variación en  $W_{TO}$  y  $W_E$  al aumentar el consumo específico de combustible  $C_j$ .

### 1.19.1. Carpet Plots

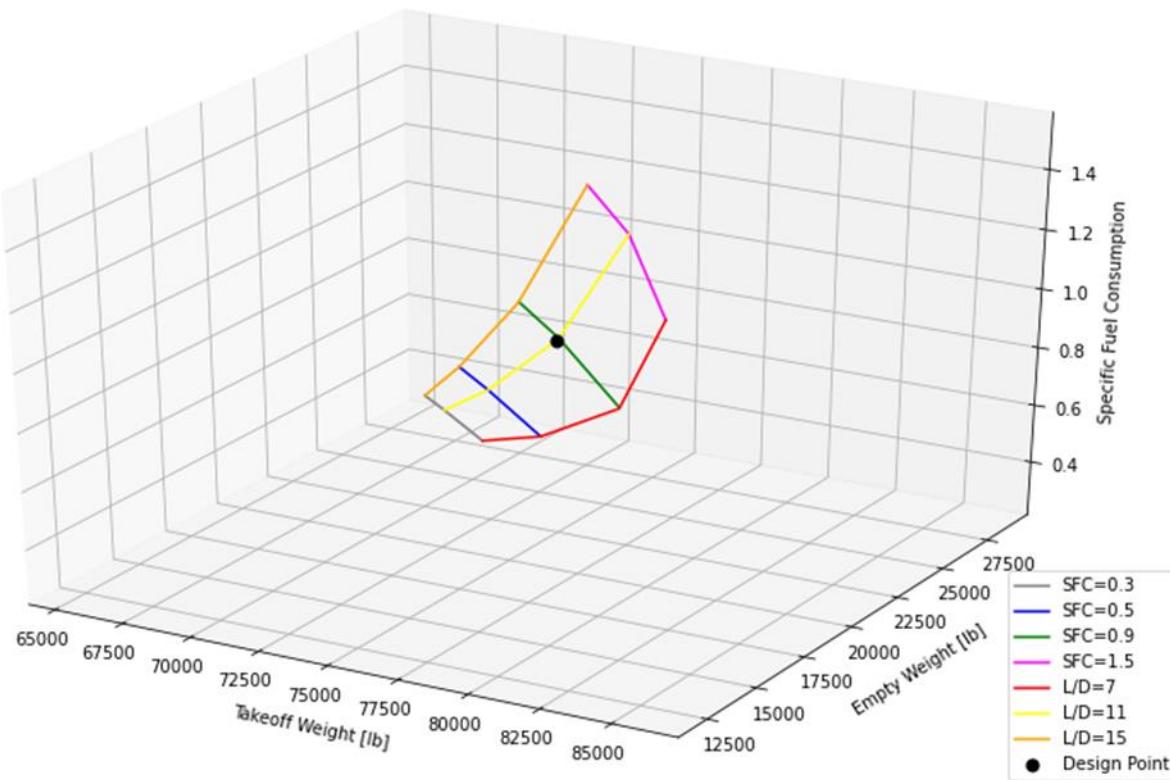


Ilustración 7-2 Carpet plot  $W_{TO}$  vs  $W_E$  vs SFC vs L/D

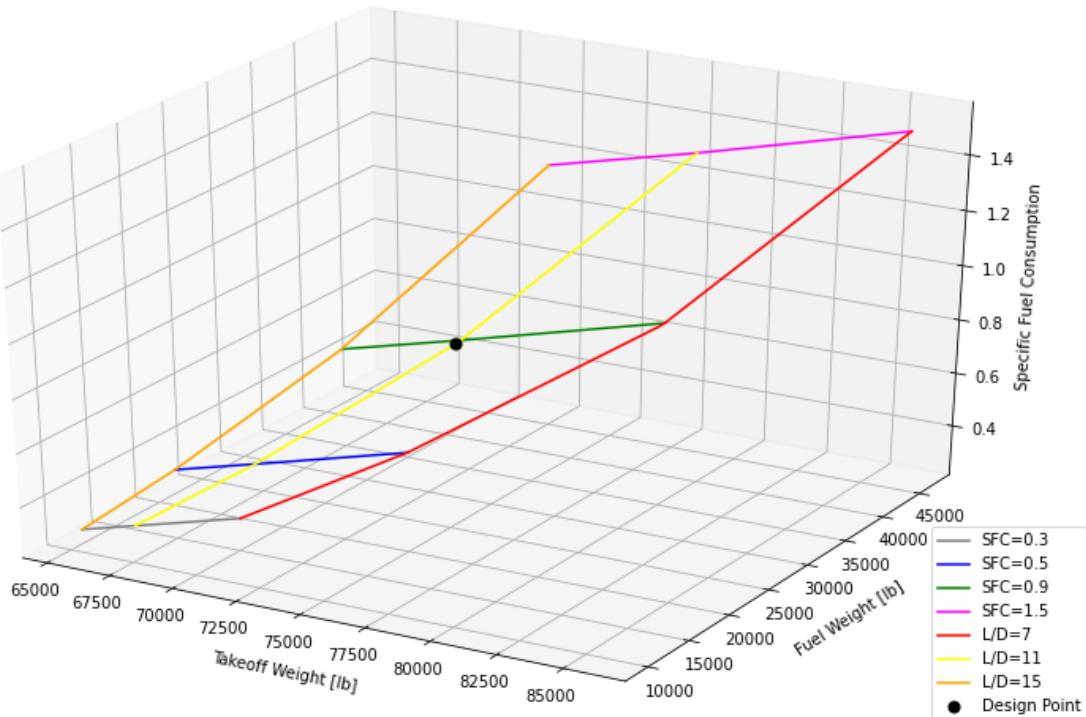


Ilustración 7-3 Carpet plot  $W_{TO}$  vs  $W_F$  vs SFC vs L/D

## 1.20. Distribución de pesos

En esta sección se siguió el procedimiento de estabilidad planteado por *CORKE*, con el fin de tener una óptima distribución de pesos y conservar la estabilidad que será presentada en el numeral 11.3.

Para realizar el procedimiento, es esencial conocer el peso de los diferentes componentes que tengan un peso significativo en la aeronave (estructura ala, fuselaje, carga paga, combustible, motores, entre otros) y la longitud del fuselaje, ya que esta última limitara la distribución de los componentes dentro de la aeronave.

Primero se hace la relación  $x/L$ , donde  $x$  es la posición inicial o final del componente (dado que se requieren ambas relaciones) y  $L$  es el largo del fuselaje, con estas relaciones se procede a calcular el centro de gravedad teórico mediante la ecuación (7-4).

$$C_{gc} = 0,5 \left( \left( \frac{x}{L} \right)_{inicial} - \left( \frac{x}{L} \right)_{final} \right) + \left( \frac{x}{L} \right)_{inicial} \quad (7-4)$$

Ya con el  $C_g$  calculado se procede mediante el uso de la ecuación (7-5) al cálculo del momento producido por cada componente con respecto al centro aerodinámico del ala ( $(x/L)_{ac}$  es la relación entre la distancia de la nariz al centro aerodinámico del ala y la longitud del fuselaje).

$$M = W \left( C_{gc} - \left( \frac{x}{L} \right)_{ac} \right) L \quad (7-5)$$

En la Tabla 7-15 se muestran los datos de pesos,  $C_{gc}$  y momentos, de los diferentes componentes evaluados para la distribución de pesos.

Tabla 7-15 Datos de Distribución de pesos

Tipo Carga	Magnitud (lbs)	x/L inicial	x/L Final	$C_{gc}$	$M @ ac$
Combustible	41261	0,4	0,6	0,5	-257204,39
Carga paga	23000	0,1	0,8	0,45	-215059,05
Estructura del fuselaje	9977	0	1,0	0,5	-62192,58
Motores	7800	0,7	0,7	0,7	48622,04
Estructura del ala	4122	0,4	0,8	0,6	2,85E-11
Empenaje horizontal	228	0,15	0,2	0,175	-6040,35
Empenaje vertical	334	0,8	1,0	0,9	6246,06
Otros	16202	0	1,0	0,5	-100996,71

Para comprobar que la distribución de pesos es correcta se procede a calcular la distancia del centro de gravedad de la aeronave medido desde la nariz, esto se realiza, mediante la relación de la sumatoria de momentos de pesos ( $\sum p$ ) y de momentos ( $\sum M$ ) como se muestra en la ecuación (7-6). En la Tabla 7-16 se muestra el  $X_{cg}$  y se observa un valor aproximado al valor teórico calculado en la sección 11.3

$$X_{cg} = \left( \frac{\sum M}{\sum p} \right) - \left( \left( \frac{x}{L} \right)_{ac} L \right) \quad (7-6)$$

Tabla 7-16 Posición del centro de gravedad de la aeronave.

$X_{cg} / L$	0,508
$X_{cg} (m)$	9,662

## 8. Diagrama de rango y carga paga

Es importante conocer el alcance máximo que tendrá la aeronave, esto nos permite saber si la aeronave es apta para algún tipo de misión en específico, como por ejemplo ir desde la base principal hasta el punto de ataque o ir hacia otra base, con una determinada carga paga. Por este motivo se realiza el diagrama rango-carga paga (Ilustración 8-1). Para la realización del diagrama se realizan varias misiones de tipo ferry en la cual se variará la cantidad de carga paga y combustible que llevará la aeronave, de esta manera se podrá determinar cuál será el rango que esta podrá alcanzar. Para la primera misión se realizará con el máximo de carga paga, mientras que la segunda misión se realizará con el máximo de combustible en los tanques, disminuyendo la capacidad de carga paga y la tercera misión se realizará sin carga paga y con el máximo de combustibles en tanques más dos tanques externos con capacidad de 300 USGal. En la Tabla 8-1 se pueden observar los resultados. Mediante el análisis de resultados, se concluye que la aeronave cumplirá con las condiciones impuestas en el *RFP* de mínimo 2000nm de rango con tanque internos al máximo y 3500mn de rango ferry con tanques internos y externos.

Tabla 8-1 Datos obtenidos para misión ferry

Combustible usado [lb]	Carga paga [lb]	Rango [nm]
0	17400	0
20000	17400	1289
25385	12000	2331
29410	0	4953

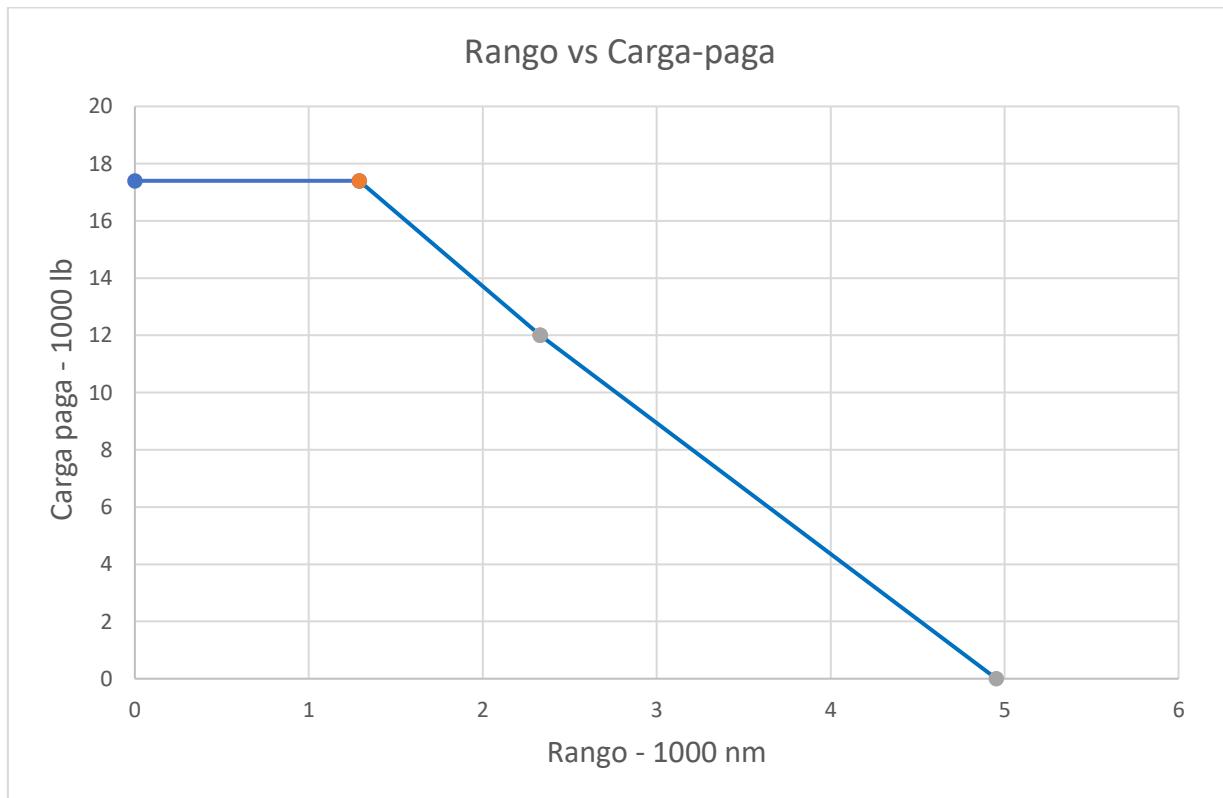


Ilustración 8-1 Diagrama rango-carga paga

## 9. Matching Chart

*Matching chart* es una herramienta la cual nos permite graficar todas las restricciones a las cuales está sometida la aeronave, obteniendo una zona de permisibilidad dentro de la cual se cumplirán las restricciones impuestas, dentro de esta zona se puede escoger un punto cualquiera (*design point*) en él cual la aeronave cumplirá con zona de diseño demarcada de color rojo en la Ilustración 9-1 Matching chart. El punto que se escoge dentro de esta zona estará basado en los *design drives* mencionados anteriormente, como el objetivo es diseñar una aeronave con un coeficiente aerodinámico alto y que pueda cargar la mayor cantidad de carga paga, esto se puede encontrar yendo hacia la parte superior del *Matching chart*, tendremos mayor empuje, necesario también para poder aumentar la carga paga. Mientras que hacia la derecha tendremos una menor área alar, lo que permitiría tener una aeronave de alta velocidad. De esta manera el punto de diseño escogido será presentado a continuación en la Tabla 9-1.

Tabla 9-1 Carga alar y relación empuje-peso necesarios

Parámetro	Valor	Unidades
W/S	115	lb/ft <sup>2</sup>
T/W	0,65	-

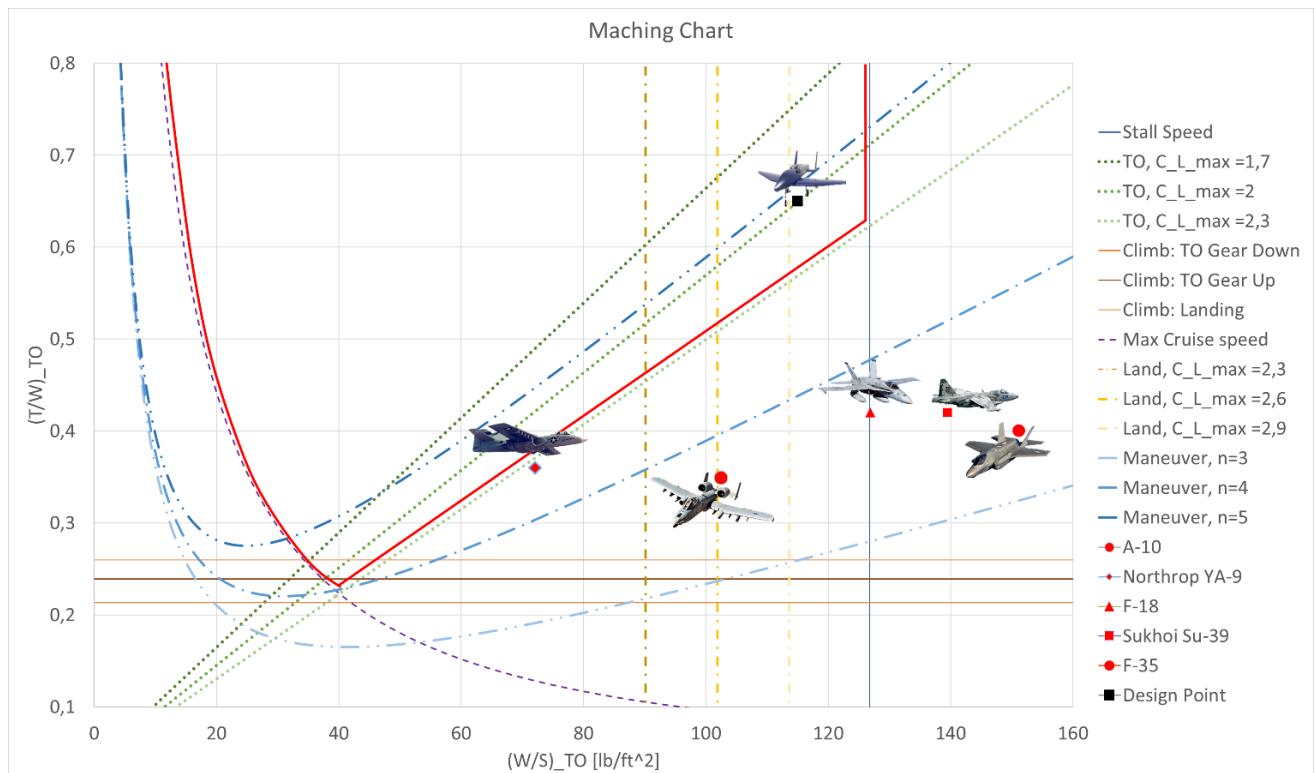


Ilustración 9-1 Matching chart

Con el punto de diseño en el *Matching chart* y la estimación de pesos realizada, se obtiene el área alar y el empuje total necesario para continuar con el proceso de diseño, como se puede ver en la Tabla 9-2.

Tabla 9-2 Dimensionamiento por rendimiento

<b>MTOW</b>	65000	lb
<b>Empuje (T)</b>	42250	lb
<b>Empuje (T) por motor</b>	21125	lb
<b>Área alar (S)</b>	566	ft <sup>2</sup>

## 10. Planta motriz

### 1.21. Justificación de parámetros

#### 1.21.1. Tipo de motor

Como se puede observar en la matriz de tipo de motor en el Anexo 2.2.1, los motores que más puntaje obtuvieron fueron los *turbojet* y los *turbofan*, ganando los *turbofan* por un 2% aproximadamente, sin embargo, se verifica la elección de este debido a:

La mayoría de los motores que están en la base de datos, son *turbofan*, un ejemplo de este tipo de motor se puede observar en la Ilustración 10-1, esto genera peso en la decisión ya que los motores recopilados son usados en aeronaves militares que tienen características y misiones similares a las de la aeronave que se quiere diseñar, también se deben seguir los objetivos de los *design drives*, en que la aeronave pueda abarcar una gran cantidad de carga lo cual puede ser posible al aumentar el empuje, además el motor escogido debe tener un empuje alto puesto que tiene que ser capaz de despegar en distancias cortas como lo especifica el *RFP* y el motor que genera más empuje es el turbofán en comparación con el *turbojet* (Anexo 2.2.1).

Los motores *turbofan* ofrecen mejores ventajas sobre los *turbojet* como, mayor empuje de despegue con el mismo peso, adicional a esto los motores *turbofan* son capaces de operar eficientemente a velocidades subsónicas y supersónicas (Nicolai et al. 2010).

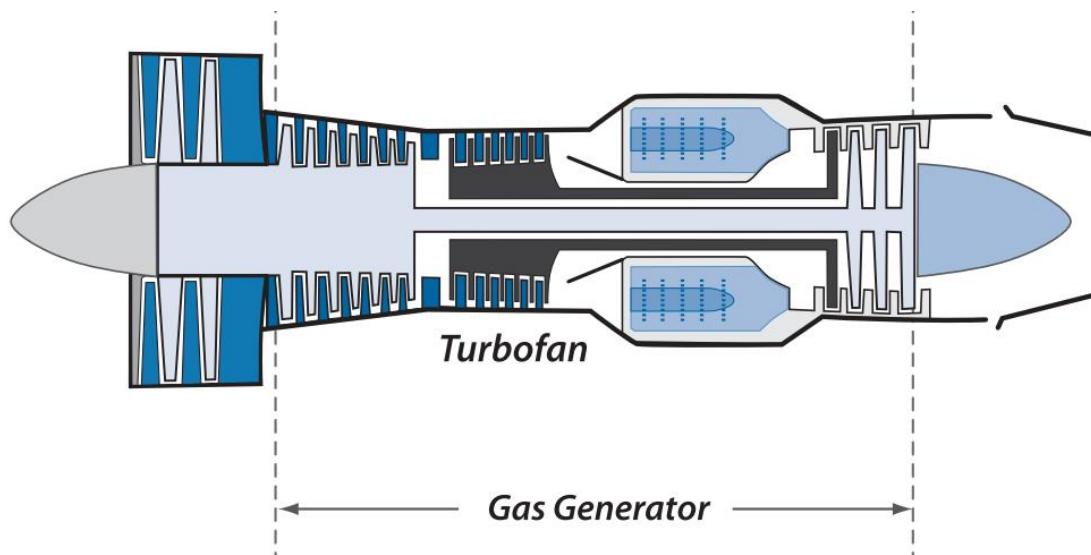


Ilustración 10-1 Esquema de motor Turbofan [7]

Es importante especificar que el *Bypass* del *turbofán*, es la relación entre la velocidad de flujo másico de aire aspirado por el fan sin pasar por el núcleo del motor y la velocidad de flujo másico que pasa a través del núcleo del motor [8]

El tener *Bypass* implica menos consumo de combustible ya que el flujo de aire que pasa por el *Bypass* no es quemado, y sirve de igual manera para impulsar la aeronave sin usar combustible, también da la potencia y versatilidad necesaria para ejecutar maniobras exigentes. Por otro lado el aumento del *Bypass* reduce el empuje específico e implícitamente se reduce el ruido del motor [8], lo cual es ventajoso para que la aeronave no sea tan fácil de rastrear por el enemigo, sin embargo la disminución de ruido, sacrifica el empuje entonces se debe encontrar un equilibrio entre el empuje requerido y el *Bypass* del motor así que, se elige un motor con bajo *Bypass* debido a que además de ser la configuración que usan de los motores para aviación militar, no es tan pesado ni genera tanto arrastre porque su área frontal no es tan

grande en comparación con un motor de alto *Bypass* a pesar de que este último mejore el *SFC*, también genera pérdidas en la eficiencia del motor a las velocidades a las cuales estará sometida la aeronave.

### 1.21.2. Motores requeridos

Como se muestra en la matriz de decisión del Anexo 2.2.3, se escoge la configuración bimotor por dos razones:

La primera por seguridad [7], es decir, si un motor falla, la aeronave no quede sin ningún tipo de empuje. La idea es que con los dos motores se pueda suplir esta demanda de empuje y más, teniendo en cuenta que los dos motores a su máxima potencia darán el empuje requerido más la mitad del empuje ya mencionado, haciendo así que mientras los dos motores estén en funcionamiento, ninguno operará al 100% ya que esta condición implicaría sobrecalentamiento de motores, altas vibraciones y mantenimiento prematuro de los mismos. A pesar de que se busca seguridad en la operación.

El segundo aspecto a tener en cuenta tiene que ver con la aerodinámica porque si se coloca un solo motor que pueda dar el empuje máximo requerido, tendría que ser un motor muy grande lo que implica mayor área frontal y consigo mayor arrastre [7], además el tener una propulsión dual aporta al rendimiento de la aeronave a la hora de realizar maniobras complejas y el objetivo es no sobredimensionar los motores, ya que la aviación militar no regula que la aeronave tenga que volar con un motor en caso de falla como lo hace la aviación comercial.

### 1.21.3. Ubicación en la aeronave

Cuando se habla de la ubicación del motor, se refiere a la posición del motor en el fuselaje y esta fue arriba y en la parte trasera del fuselaje, pero internos como se puede apreciar en la matriz de selección del Anexo 2.2.4.

Esta configuración en cuanto la aerodinámica tiene ventajas ya que, al ser internos, produce menos arrastre y en cuanto al almacenamiento permite que la mayoría de carga la cual será expulsada en un momento de la misión se pueda ubicar en la parte media de la aeronave, entonces al variar este peso de carga, el centro aerodinámico no sufrirá cambios muy fuertes lo cual es lo ideal para que la estabilidad dinámica de la aeronave se mantenga sin necesidad de variar características aerodinámicas del vuelo. Además, permite que haya un espacio para que el tren de aterrizaje se pueda retrair totalmente y generar menos interacción aerodinámica.

La masa de los motores y los *pylons* para el caso de una configuración de fuselaje trasero conduce a una reducción en el *bending moment* en comparación con el de una configuración debajo del ala, aligerando así el peso total de la aeronave, además hace que centro de gravedad se mueva hacia atrás, por lo que tiene un papel positivo en la estabilidad longitudinal de la aeronave [3].

Otros aspectos positivos que resulta de tener configuración de fuselaje trasero es la protección contra *FOD* producidos por la interacción del aire con el suelo en el despegue, también la baja detectabilidad por sistemas infrarrojos ya que al ubicar los motores encima del empennaje, se reduce la firma calor producida por los motores. Y por último la estela del aire debido a la interacción con las alas no afecta considerablemente el flujo que entra al motor.

### 1.21.4. Requerimiento de empuje

Para la estación del empuje requerido, se hizo referencia al método de dimensionamiento presentado en el libro de *Corke*, el cual, se basa en datos experimentales de motores ya existentes donde entrega un empuje igual al drag en crucero; debido a que el dimensionamiento del fuselaje y del empennaje no se han realizado, el drag total de la aeronave aún no se ha encontrado y por ende, para el valor total de despegue

( $T$ ) total requerido, es tomado del punto de diseño el cual se encuentra en el Dimensionamiento por rendimiento del *Matching chart* y cuyo valor es 48750 lb.

## 1.22. Selección del motor

Luego de definir el tipo de planta motriz y la cantidad de motores que la aeronave debe usar, se procede a realizar la selección del motor más apropiado teniendo en cuenta la gran cantidad de opciones que nos brinda este mercado a nivel global.

Cuando se inicia con dicho estudio, en primer lugar, se realiza una preselección entre todos los motores existentes, teniendo en cuenta que estos tuviesen la capacidad de brindar el empuje requerido por la aeronave encontrado en la sección 10.1.4. Cabe resaltar que los modelos preseleccionados, se presentan en el Anexo 3.2.

Con el fin de encontrar el motor que se ajuste a los requerimientos para la aeronave, se realiza un filtro de motores donde se selecciona primeramente que sean de bajo *Bypass*, un rango de empuje máximo que va desde las 20000 lb (libras) hasta 35000 lb, de allí se hace otro filtro para los motores que tengan un *SFC* que esté en un rango entre 0 y 2 lb/lb\*Hr y por último que dicho motor tuviese un peso bajo.

Dentro de la selección del motor, se tienen en cuenta parámetros como lo es el *Bypass*, empuje máximo que dicho motor puede brindar a nivel del mar, el *SFC*, las medidas este y su peso. El orden de importancia de dichos parámetros es como fueron mencionados anteriormente. Para esta elección partimos de la metodología de Sadrey. [3]

El proceso de selección de la planta motriz es un proceso iterativo, esto indica que muchas veces un primer motor seleccionado, no necesariamente cumple con todas las condiciones mínimas y máximas de la aeronave. Lo anterior indica que, se debe estructurar una base de datos con varios grupos de motores, en donde sea posible escoger varios motores, revisar su comportamiento en diferentes condiciones del *RFP*, garantizando a su vez, que exista una grupo de motores que pueda ser una opción para la aeronave, cumpla con el empuje mínimo requerido, tenga un *SFC* relativamente bajo, no sea excesivamente pesado y a su vez cumpla dimensionalmente con el espacio disponible en la aeronave.

Tabla 10-1 Selección de motores

Designación	F119-PW-100	Pegasus 11-61 (F402-RR-408)	CF34-10E7
<i>Bypass</i>	Bajo	Bajo	Alto
Máximo Empuje [lb]	35000	23800	20360
<i>SFC</i> [lb/lb*Hr]	0.74	0.67	0.39
Pressure Ratio	35	16.3	29
Diámetro máximo [in]	45	48	57
Longitud máxima [in]	203	138	90
Peso [lb]	3900	3961	3700

En la Tabla 10-1, se presentan los tres motores que fueron iterados en la selección de motores para validar la estimación de pesos, *Matching Chart* y diagrama de rango y carga paga, en el Anexo 3.2 se puede apreciar la base de datos de motores que resultó de filtrar un grupo de más de 676 posibles motores disponibles en el mercado [9]. El filtrado permitió conseguir 75 motores que cumplían con los requerimientos mínimos de empuje, de los cuales quedarían 25 motores que estarían en rangos de consumo, empuje y peso aceptable. Toda esa información culminaría en 10 motores que serían evaluados buscando un punto de selección que ubicarían al CF34-10E7 como primer motor a usar en la aeronave, reemplazado posteriormente por el F402-RR-408 debido a las condiciones del *Bypass* y que terminaría siendo reemplazado por el F119-PW-100, esto se observa de una manera más clara en la Tabla 10-2 [10].

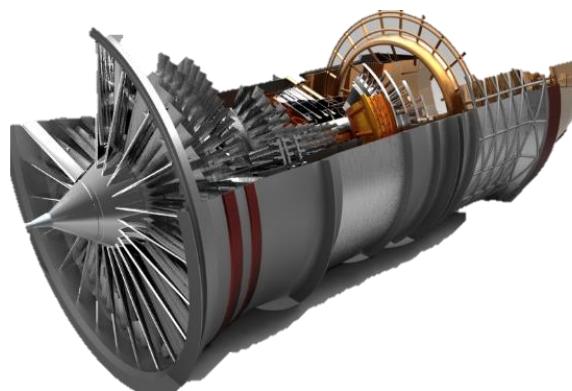
Cabe acotar que el empuje que puede brindar este motor oscila entre 22000 lb y 35000 lb, este último se genera cuando se tienen los posts quemadores encendidos, al observar el empuje requerido del punto de diseño, no sería un problema para el motor, ya que se habilita esta parte del motor, el empuje aumenta de una manera considerable, el cual no estaría encendido durante todo el vuelo si no para las condiciones requeridas del motor a lo largo de todo el trayecto.

*Tabla 10-2 Especificaciones de los motores*

Designación	Tipo de Compresor	Tipo de Cámara de combustión	Bypass	Máximo empuje a nivel del mar	SFC con potencia Máxima (lb/lb*Hr)	Máximo diámetro (in)	Largo máximo (in)	Peso vacío del motor (Pounds)
F100-PW-232	Axial	Anular	Low	32,500	1,91	46,5	190,7	4,065
F110-IHI-129	Axial	Anular	Low	29,000	1,9	46,5	182,3	3,94
F110-GE-129	Axial	Anular	Low	29,000	1,9	46,5	182,3	3,95
F414-GE-400	Axial	Anular	Low	22,000	1,85	35	154	2,445
F119-PW-100	Axial	Anular	Low	22,000	0,74	45	203,15	3,9
Pegasus 11	Axial	Anular	Low	21,500	0,74	48	137,2	3,62
Pegasus 11-61 (F402-RR-408)	Axial	Anular	Low	23,800	0,67	48	137,2	3,961
Pegasus 11-21 (F402-RR-406A)	Axial	Anular	-	22,000	0,62	48	137,2	3,96
TF33-P-7/7A	Axial	Can-anular	Low	21,000	0,56	54	142	4,65
TF33-PW-100A	Axial	Can-anular	Low	21,000	0,56	54	142	4,79

### 1.23. 119 – PW – 100

En 1983, las empresas General Electric y Pratt & Whitney firmaron el contrato más importante para el desarrollo de una planta motriz para el programa militar ATF, hoy en la actualidad conocido como JAFE el cual sería adaptado como la planta motriz para el F-22 Raptor [11].



*Ilustración 10-2 Modelo CAD del grupo de motores de Pratt & Whitney de la serie F100 para los desarrollos del programa ATF y JAFE.*

La planta motriz F119-PW-100 pertenece al programa de plantas motrices de la serie F100, serie correspondiente a la base de diseño de la Ilustración 10-2, de la compañía Pratt & Whitney, esta serie cuenta con el grupo de investigación CAESAR encargado de la estructura del motor, el grupo SE614 y SE6111 que desarrollan el aumento de empuje del motor en las versiones de hasta 35000 libras de empuje, y finalmente con el grupo de XTE-66 que adaptaría el grupo de motores al F-22 Raptor con la disponibilidad de post – quemadores, empuje vectorial y reducción de consumo específico de combustible.



Ilustración 10-3 Vista lateral del F119-PW-100

La Ilustración 10-3, muestra el motor ganador de la selección e iteración llevada a cabo para la aeronave a diseñar, es decir el F119-PW-100 diseñado por Pratt & Whitney y con el apoyo de General Electrics. Este motor además de ser compacto en tamaño y tener bajo *Bypass*, también es el mejor motor para el diseño buscado, lo anterior respecto a sus capacidades de empuje, peso, consumo y ventajas respecto otras plantas motrices que podían adaptarse a la aeronave.

#### 1.23.1. Descripción de la planta motriz

La planta motriz de la aeronave se constituye de un grupo de dos motores F119-PW-100, dicho grupo de motores están ubicados internamente en la aeronave ubicados en la parte superior. Cada motor está diseñado para operar con un *Bypass* bajo, incluso inferior al estimado de mercado con valores de hasta 0.2 según el registro de la compañía en bancos de prueba, incluyendo la característica de convergencia/divergencia en la salida del motor de las series F119 y F120, las que utilizan compuestos de Nickel y Titanio para el manejo de temperaturas y cargas del motor en los discos de la turbina, adicionalmente de los recubrimientos en las boquillas con materiales a base de carbón/carbón y grafito/poliamida [11].

#### 1.23.2. Especificaciones técnicas

Los valores del fabricante corresponden a valores de mercado y venta, razón por la cual muchos valores reales son reportados únicamente por equipos de investigación del gobierno de Estados Unidos y la USAF en pruebas de vuelo experimental y en los bancos de prueba del motor

En la Tabla 10 3 se presentan todos los datos disponibles de operación y fabricante del motor seleccionado, incluyendo valores de temperatura y rotación correspondientes a pruebas en los bancos de motores de las series F100 hasta la serie F120 durante el periodo del programa JAFE [10]. Los valores descritos para el motor tienen dos variantes en las configuraciones de post – quemador encendido o apagado, reflejado en los cambios del empuje reportado en los diferentes textos y pruebas del motor XF119 y homologados al motor dispuesto para el F-22 Raptor, es decir el F119-PW-100.

Tabla 10-3 Especificaciones técnicas

Dato Técnico	Descripción
Designación de planta motriz	F119-PW-100
Tipo de compresor	Axial
Tipo de salida	Fan
Etapas del Fan	3 etapas de optimización del flujo
Etapas de compresor	6 etapas en contra rotatorias
Etapas de turbina	Dos etapas de 1:1
Tipo de cámara de combustión	Annular
Flujo de <i>Bypass</i>	Bajo
Máximo empuje sin post – quemador [lb]	26000
Máximo empuje con post – quemador [lb]	35000
<i>SFC</i>	0.61
Diámetro máximo [in]	45
Longitud máxima [in]	190
Peso del motor sin tuberías [lb]	3900
Reducción y variación en el <i>SFC</i> por P&W	14%
<i>Bypass Ratio</i>	0.2
<i>Fan Pressure Ratio</i>	4
<i>Overall Pressure Ratio</i>	35
Flujo masico en motor [lb/s]	270
<i>T/W Ratio</i>	7.95
Temperatura de entrada en la turbina [°F]	3000
Rotación en el eje de alta compresión [rpm]	22000
Rotación en el eje de baja compresión [rpm]	10000

[12]

### 1.23.3. Ventajas del motor

El motor tiene muchas características tecnológicas por encima de la media de motores comunes, algunas de estas incluyen el sistema de contra rotación en las etapas del compresor, las múltiples etapas del fan que optimizan el flujo de entrada y relación del *Bypass*, el valor de bajo *Bypass* es de los más bajos reportados en la industria aérea, los valores de temperatura que maneja en la turbina son más elevados respecto a sus pares de tamaño, peso y empuje, cuenta con varias patentes de conjunto de las empresas General Electrics y Pratt & Whitney, incluyendo el desarrollo de materiales para los alabes de la turbina, recubrimientos de los inyectores y la combinación de polímeros y carbono en diferentes zonas [13].

Este motor cumple con varios récords de operación continua de flujo mixto en la fase del post – quemador, operando en condición super crucero en etapa de supersónico sin el uso del post – quemador, con un costo de producción muy rentable para el gobierno de Estados Unidos con bajo riesgo de costos por mantenimiento para la USAF [12]. Las características de contra rotación aportan una reducción de componente mecánicos y peso adicional, que a su vez aporta una característica única en los cambios de empuje drásticos del motor, respondiendo más rápido.

Para su última configuración en el F-22 se dispuso del sistema de empuje vectorial 2 – D *THRUST – VECTORING NOZZLE* en la salida del motor *F119-PW-100*, dicho dispositivo está disponible para futuras modificaciones de la aeronave en caso de que se le quiera dar una actualización de diseño en la cual pueda operar con empuje vectorial en todas las maniobras y misiones, optimizando el rendimiento y operación de la aeronave [12].

Por último, cuenta con una mejora en la cámara de combustión que reduce el daño de fatiga por altas temperaturas gracias unas paredes y superficies con una tecnología flotante diseñada específicamente para los inyectores y entradas de dichas cámaras de combustión [10].

#### 1.23.4. Limitaciones de operación

El motor tiene restricciones de empuje ligadas al diseño estructural de la aeronave, en palabras más simples este motor aunque tenga todo ese empuje disponible, no necesariamente se hará uso del mismo para cumplir con las especificaciones de diseño y del *RFP*, parte de esto lo valida el proceso de estimación de velocidades realizado durante el *Matching Chart* y la estimación de pesos teórica, en parte al post – quemador que al estar incorporado al diseño propio del motor puede cumplir con ventajas para optimización de tiempos de vuelo, sin embargo respetando los tiempos de uso de este y no afecten la estructura de la aeronave en vuelo [14]. Adicionalmente, el motor se limita a un peso máximo de 4000 libras por cada motor usado en la aeronave, por lo que el motor instalado con todos sus componentes no deberá superar dicho peso, para el caso del *F119-PW-100* cumple a cabal con dichas limitaciones.

#### 1.23.5. Servicio y mantenimiento

Gracias al trabajo realizado por *General Electrics* y *Pratt & Whitney*, este motor cuenta con uno de los tiempos de servicio más extensos la industria, superando con tranquilidad las 500 horas de vuelo sin presentar fallas o alteraciones mayores, no obstante, sus capacidades de operación y sistemas dispuestos con el fin de reducir el uso de piezas le permiten realizar inspecciones más rápidas y eficientes a un equipo de mantenimiento. Dentro las ventajas mencionadas este motor tiene un costo de mantenimiento económico respecto a pares de motores similares y se estima que, en versiones más avanzadas de este, hablase del *XF135* que estará disponible en próximos años se reducirán aún más dichos gastos [14]. Cabe aclarar que las versiones de *F100* de la *Pratt & Whitney* utilizan las mejores patentes de sus versiones modernas en algunos motores antiguos de servicio, y sabiendo que el *F119* es un motor relativamente nuevo y con una demanda operativa alta, se espera que acople mejoras del *XF135*, dato que podría variar en función de las decisiones que tome la *USAF* respecto al proyecto del motor [12].

#### 1.23.6. Operación

El motor deberá operar acorde al requerimiento de cada misión dispuesta por el *RFP*, y con esto se busca enfatizar en no superar el empuje requerido para crucero, ni el uso de componentes del motor de manera innecesaria, respetando los consumos de combustible óptimos para no superar las fracciones de combustible que se traduce en mayor peso para la aeronave y reduce su rendimiento en vuelo significativamente.

En conclusión a la operación de motor, este operara sin el post – quemador en la mayor cantidad de etapas de vuelo y puntos de misión, únicamente requerido en caso de emergencia y maniobras que necesiten de mayor empuje en la aeronave, adicionalmente el uso de componente de empuje vectorial también queda restringida, y solo será habilitada cuando la aeronave requiera de maniobras fuera de los rangos estipulados en vuelo convencional y bajo condiciones de combate podrá hacer uso del mismo si lo requiere para garantizar objetivos de interés en misión.

#### 1.23.7. Empuje vectorial

El dispositivo de empuje vectorial 2 – *D THRUST – VECTORING NOZZLE* está incorporado al motor por disposición del fabricante, esto implica que es un componente propio de este en la configuración de mercado, este será operativo y está disponible para su uso en la aeronave, siempre que respete las limitaciones y rango de operación establecidos en el manual del fabricante.

Las aeronaves que cuentan con el componente de empuje vectorial, generalmente lo incorporan directamente en el diseño de la aeronave o se realiza convenios entre fabricante de motor y equipo de diseño de la aeronave, razón por la cual al seleccionar este motor, que incluye dicha característica en su modelo base, lo ideal es permitir el uso de este, para considerar constante las condiciones de operación, especificaciones y datos que proporcionan el fabricante y grupos de investigación de la *USAF* [12]

#### 1.23.8. *Post – Quemador*

Los motores de uso militar siempre han tenido en consideración el uso de estos dispositivos para aumentar las capacidades de sus aeronaves, obteniendo rangos más altos de empuje y por ende mayor velocidad en la aeronave, así mismo, aumentando el consumo y costos de operación de estas. No obstante, el motor *F119-PW-100* está adecuado para operar con el post – quemador sin desgastar considerablemente el motor, hacer uso opcional del mismo e incluso mantener consumos bajos para el uso continuo del post – quemador durante operaciones que lo requieran [15].

La serie de motores *F100*, al buscar el desarrollo del *F119* optó por establecer un post – quemador interno previo a la zona de convergencia y divergencia que además de aumentar el empuje redujera la traza térmica en la salida del motor, mejorando las capacidades furtivas indirectamente, en conexión con dicha característica se buscó además suavizar la incorporación del flujo del *Bypass* bajo a la salida, por lo que se obtiene una planta motora excepcional. Es el motor del mejor caza da la *USAF*, el *F-22 Raptor* [14].

Finalmente, el equipo de post – quemador es adaptable durante operación y no tiene problemas en estar inactivo o activo según lo requiera la aeronave, esta misma aeronave opera tranquilamente sin este dispositivo, pero cuando requiera del uso activo puede hacer la transición en un instante muy corto de tiempo sin afectar la planta motriz gracias a su eje de contra rotación y capacidad de cambio de altas y bajas velocidades [11].

#### 1.24. *Instalación y sistema de acople*

El equipo de acople del motor se plantea por medio de un convenio entre la *Pratt & Whitney* y el equipo de manufactura, si bien el caso es hipotético y está sujeto a disponibilidad de estos, dichas plantas motrices de carácter militar suelen no hacer uso de contratos a terceros para la instalación de los motores, por lo cual únicamente se puede contar con el fabricante del motor para dicho acople e integración de los equipo eléctricos, neumáticos, hidráulicos y electrónicos, de tal forma que se garantiza el perfecto acople entre aeronave y planta motriz. Las consideraciones a tener en cuenta durante el acople es respetar el adecuado distanciamiento entre la salida de gases y el empenaje para la reducción de la traza térmica, beneficiando el gasto en materiales térmicos innecesarios, dicho ducto de escape se suaviza en los bordes inferiores los cuales actuaran como disipadores térmicos, gesto que comparte con algunas aeronaves con bajo *RCS*.

## 11. Dimensionamiento

### 1.25. Superficie alar

#### 1.25.1. Selección del ala

Como se mencionó anteriormente en la sección 9. El ala tendrá un área optima de 566 ft<sup>2</sup> con una *MTOW* de 65000 lb y un *Aspect Ratio* aproximado de entre 4 y 5. También se determinó la carga de alar de 115 pfs. El cuarto de cuerda tendrá un ángulo de aflechamiento de 42.27° esto debido a que la aeronave operará a velocidad supersónicas, de esta manera se atrasará la aparición de ondas de choque sobre el ala, disminuyendo el arrastre debido a la onda de choque. El ala tendrá una forma compuesta conformada por una sección rectangular y una sección trapezoidal con el objetivo de mejorar la distribución de sustentación y disminuir el momento que pueda generar el ala.

Por esta razón, el diseño del ala se fundamenta en encontrar el mejor compromiso entre las características aerodinámicas, las cuales implican la selección de un perfil y la definición de una forma en planta que cumplan con los requerimientos de las misiones planteadas por el *RFP*, y que a su vez sean consecuentes con los *Design drivers* seleccionados, adicionalmente se deben tener en cuenta las características estructurales, ya que el ala se verá sometida a cargas distribuidas variables, las cuales requieren de una estructura robusta que garantice la integridad física de la misma.

Es importante aclarar que el diseño del ala se realizará para optimizar la etapa de crucero, ya que es la más larga en comparación con las demás, sin embargo, también se debe tener en cuenta que la aeronave tiene 3 diferentes perfiles de misión.

#### 1.25.2. Selección de perfil aerodinámico

La metodología propuesta por *Sadraey*, permite disminuir el tiempo consumido en la selección de los perfiles aerodinámicos, calculando los coeficiente de sustentación necesarios conociendo el área alar requerida y las condiciones de vuelo (ver Tabla 7-4 y Tabla 9-2). Los coeficientes obtenidos se muestran en la Tabla 11-1.

Tabla 11-1 Coeficientes de sustentación requeridos

<b>C<sub>L_Design</sub></b>	0,145
<b>C<sub>L_despegue</sub></b>	1,63
<b>C<sub>L_aterrizaje</sub></b>	1,35
<b>C<sub>L_max</sub></b>	2,20
<b>C<sub>L_Combate</sub></b>	0,29

El coeficiente de diseño (Ver Tabla 11-1) está determinado por el valor promedio de las condiciones de vuelo crucero de la aeronave para la misión 1, la cual es la misión más crítica. Una vez calculados los coeficientes de sustentación necesarios para las diferentes etapas de vuelo en las cuales operará la aeronave, el siguiente paso es encontrar el perfil aerodinámico más óptimo para la aeronave. Existen una gran cantidad de perfiles aerodinámicos que satisfacen los requerimientos de los perfiles de misión de la aeronave, no se tiene la necesidad de diseñar un perfil nuevo. La recolección de perfiles candidatos para el ala de la aeronave a diseñar, se enfocó en la familia de perfiles *NACA* serie 6, debido a que dichos perfiles indican características importantes en su nomenclatura, como: espesor máximo t/c, ancho del *Drag Bucket* (*Cd<sub>MIN</sub>*) y el coeficiente de sustentación en que se presente dicho drag *Bucket*. De esta forma, se reduce el tiempo de búsqueda y se obtiene una gran variedad de perfiles en la base de datos preliminar. Adicionalmente, se tendrán en cuenta familias de perfiles adicionales a los *NACA*, como la familia *GOE*, *OAF* y perfiles super críticos (ver Tabla 11-2).

Tabla 11-2 Base de datos

Nombre perfil	$L/D$	t/c	$M_{critico}$	$C_{lmax}$	$C_{dmin}$
NACA 63-209	120	9	0.74	1.89	0.0058
NACA 63-415	135	15	0.66	1.74	0.0061
OAF 102	111	10	0.70	2.34	0.0071
GOE 795	114	8	0.75	1.99	0.0053
NACA 65(2)-415	117	15	0.66	2.03	0.0060
NACA 66(2)-415	110	15	0.66	1.96	0.0061

En la Tabla 11-2, se muestran solamente los mejores 6 perfiles obtenidos de la base de datos, se realizó una matriz de selección donde se les dio valor en porcentaje a cada una de las características mencionadas anteriormente y de esta manera se seleccionó el perfil con mayor puntaje obtenido, ya que este cumpliría de la mejor manera con las características solicitadas. El valor para cada característica y el perfil ganador se pueden ver en la Tabla 11-3.

Tabla 11-3 Puntajes característica perfil y perfil ganador

característica	Porcentaje
$L/D$	30%
t/c	20%
$M_{critico}$	15%
$C_{lmax}$	20%
$C_{dmin}$	15%
Perfil ganador	
GOE 795	

Considerando las características del perfil y la operación de la aeronave a diseñar, se encuentra que para la velocidad de crucero establecida, utilizar un perfil con un espesor del 8%, es la mejor elección, ya que presenta un mach crítico considerablemente alto de 0.75, lo que brinda la posibilidad de tener aflechamientos no tan pronunciados (mínimo 42.27°), lo cual resulta beneficioso a la hora de realizar vuelos a bajas velocidades como lo son las fases de combate, ataque y aterrizaje. O en caso de tener una falla de motor.

### 1.25.3. Definición de forma en planta

A partir del área alar, el aflechamiento, el *Aspect Ratio* y utilizando el software aeolus, el cual nos permite optimizar formas de planta alar teniendo en cuenta uno o varios criterios, para nuestro caso siguiendo los *design drives* se determinó que esos criterios serían maximizar la eficiencia aerodinámica y minimizar el momento del ala, de esta manera mediante iteraciones se obtuvieron diferentes geometrías de las alas óptimas (ver Ilustración 11-1).

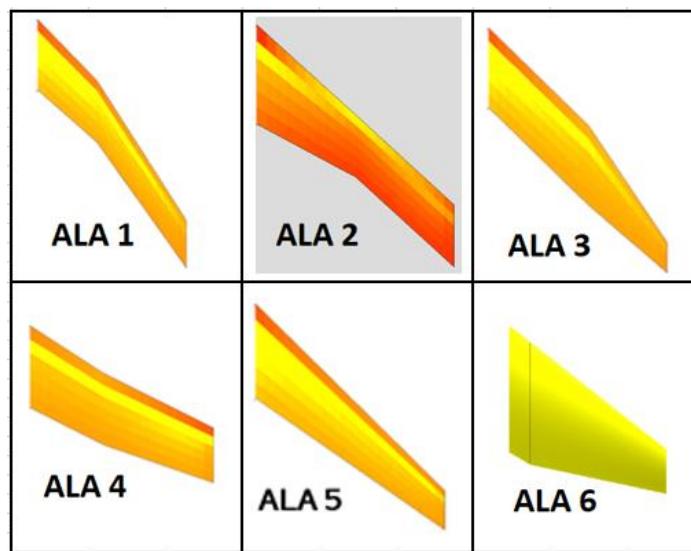


Ilustración 11-1 Optimización en Aeolus

Las formas en planta dispuestas inicialmente para el análisis que se muestran en la Ilustración 11-1 para la posterior evaluación de las características aerodinámicas más importantes mediante el uso de herramientas computacionales como XFLR5®. Las condiciones de operación de la aeronave según lo dispuesto en los requerimientos y cálculos previos donde se utilizará la etapa de crucero para la evaluación de las características aerodinámicas de las configuraciones alares debido a que es la condición de vuelo a la cual la aeronave estará la mayor parte de tiempo de operación según el perfil de misión dispuesto en los análisis anteriores. Adicionalmente, el número de *Reynolds* para esta condición de vuelo es considerablemente alto lo cual permite inferir que el cumplimiento satisfactorio de esta etapa será directamente proporcional para las demás. Los parámetros de la condición de operación en vuelo crucero están contenidas en la Tabla 11-4 y los resultados obtenidos se pueden observar en el anexo 6

Tabla 11-4 Condiciones de crucero

Parámetro	Valor	Unidad
Velocidad	645	Knots
Altitud	40000	ft
Densidad	5.85189E-4	slug/ft <sup>3</sup>
Viscosidad dinámica	2.99135E-7	Ibf·s/ft <sup>2</sup>

Conforme al análisis realizado en XFLR5®, la forma en planta que ofrece mayores ventajas en cuanto a los criterios de evaluación mencionados es el ala numero 3 (ver 6) la cual tiene la mejor eficiencia aerodinámica con el menor coeficiente de momento y la cual cumple para todas las condiciones de vuelo subsónico y supersónico a los cuales estará sometida la aeronave para sus diferentes misiones.

Tabla 11-5 Parámetros importante del ala

Forma en planta	
S [ft <sup>2</sup> ]	566
Λ c/4 [grados]	42.27
Envergadura [ft]	50
MAC [ft]	11.79
C <sub>root</sub> [ft]	12.82
C <sub>tip</sub> [ft]	5.16
AR	4.42
Diedro [grados]	0

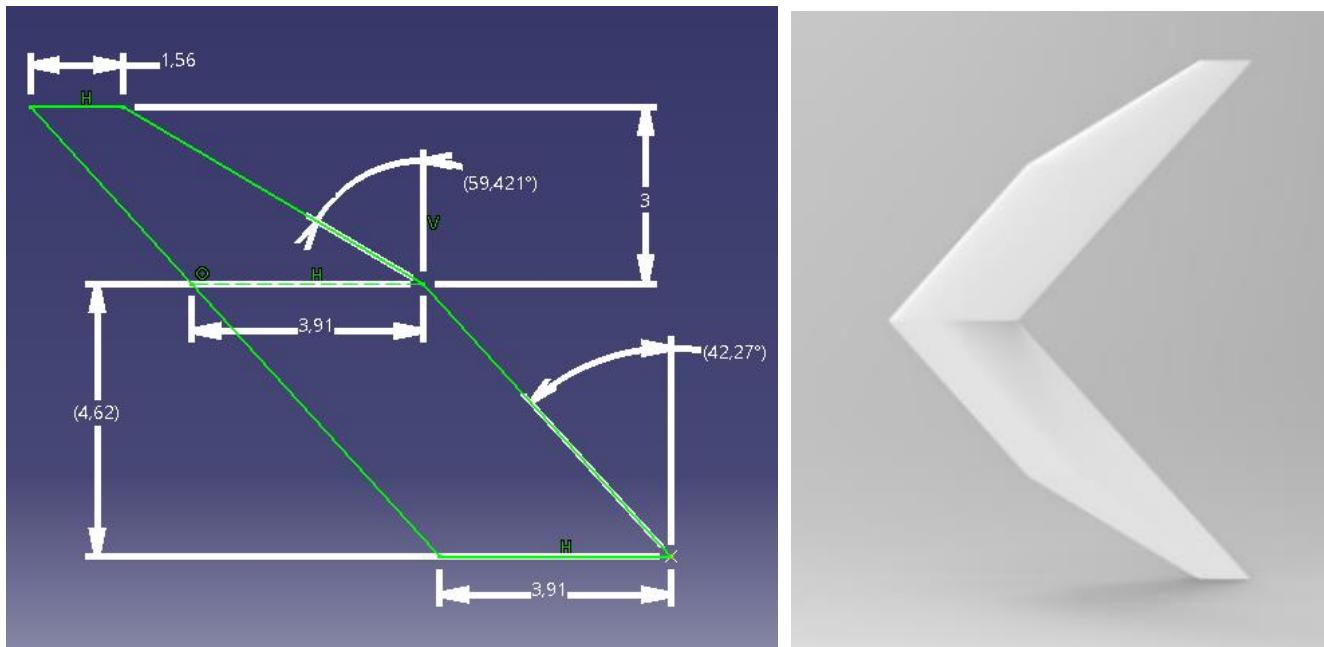


Ilustración 11-2 Geometría alar

El diseño final del ala fue analizado mediante *CFD* a las velocidades máxima y de crucero, con las condiciones de altitud optima de vuelo 36000ft y la velocidad de ataque a condiciones a *SL*, todas las simulaciones fueron realizadas a *AOA* de 0°. El objetivo del análisis es conocer si el comportamiento del ala diseñada es la mejor para estas tres condiciones de velocidades. Los resultados de las simulaciones realizadas (Ver Tabla 11-6) arrojaron que el coeficiente de arrastre aumenta según aumenta la velocidad, siendo mayor a velocidad máxima, además el coeficiente de sustentación disminuye, estos resultados son esperados ya que el  $CD_{wave}$  generado por la onda de choque el mayor al aumentar el número de *Mach*. Por otro lado, el ala siempre está dentro del cono de *Mach*, lo cual se buscaba al realizar el aflechamiento del ala, de esta manera nos permite disminuir cálculos y análisis, ya que el ala cumple para la condición de velocidad máxima estipulada por el *RFP*. Es importante mencionar, que no recomendamos que la aeronave llegue a velocidad máxima, ya que es una condición de vuelo aerodinámicamente poco optima y si se vuela a esta velocidad se aumentara el consumo de combustible. Por otro lado, a bajas velocidad el ala también se comporta de buena manera, lo cual es muy emocionante ya que esta es una atapa muy importante durante las misiones y es donde mejor se debe desempeñar el ala, para realizar un ataque exitoso.

Tabla 11-6 Resultado análisis CFD Para diferentes velocidades a *AOA* 0°

V [knots]	CL	CD	L/D
300	0.154	0.007	22
645	0.159	0.035	5.54
900	0.05	0.039	1.28

## 1.26. Superficies hipersustentadoras

A partir del coeficiente de sustentación máximo de 2.20, (Ver Tabla 11-1) el cual es el coeficiente de sustentación máximo obtenido a partir del *Matching Chart* (Ilustración 9-1) obtenido para el despegue y siguiendo la metodología planteada por *Corke* [16]. Se realizó el dimensionamiento de las superficies hipersustentadores y de los alerones. En la Tabla 11-7 se pueden observar los datos usados para el dimensionamiento de las superficies y los resultados se obtuvieron mediante el software de análisis aerodinámico *AVL* y se pueden observar en la Ilustración 11-4.

Tabla 11-7 Características superficies hipersustentadoras

Ubicación	TE	LE	LE
Tipo	<i>Plain Flap</i>	<i>Drooped Nose</i>	Alerones
C <sub>f</sub> /C	0.4	0.2	0.4
S <sub>wf</sub> /S <sub>w</sub>	0.1558	0.077	0.0642
δ [deg]	0° - 20°	0° - 40°	-40°- 40°

Como se puede observar en la Tabla 11-7 el tipo de superficie hipersustentadora usada para el borde de salida del ala fue *Plain Flap*, se usó esta configuración debido a que su fabricación, operación y mantenimiento son de los más sencillos y baratos. Mientras que para la superficie hipersustentadora usada para el borde de ataque fue *Droop Nose*, ya que al igual que el *Plain Flap* es uno de los más simples y de fácil mantenimiento y es de los más usado para aeronaves militares. A continuación, en la Ilustración 11-3 se presentará un esquema con el dimensionamiento final de las superficies hipersustentadoras.

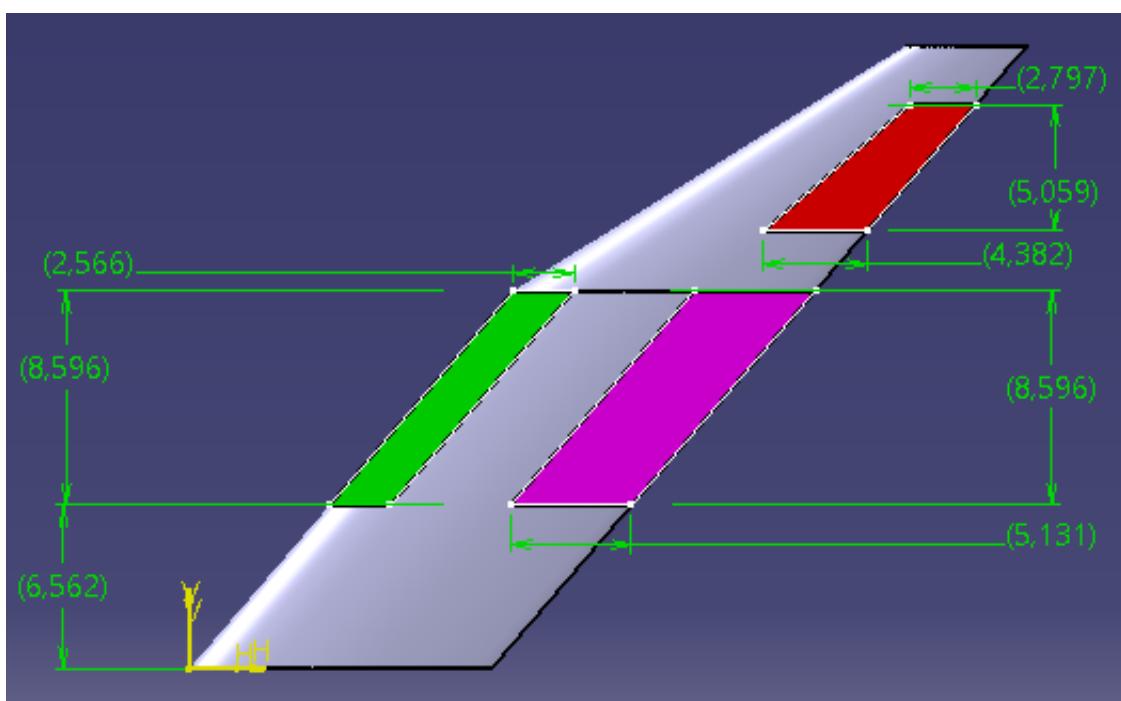


Ilustración 11-3 Dimensiones superficie hipersustentadoras y alerones (mediciones en ft)

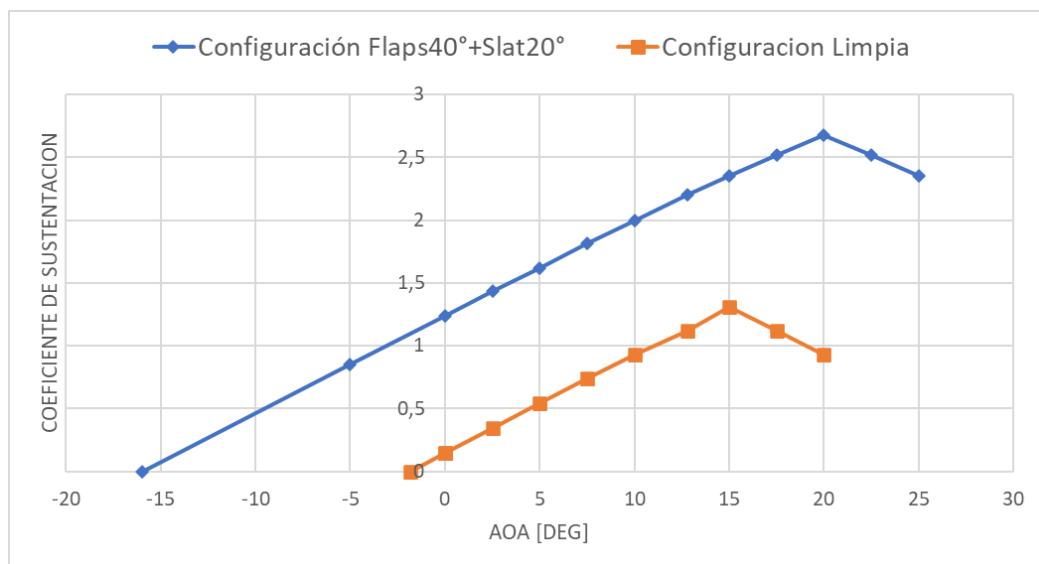


Ilustración 11-4 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque diferentes configuraciones, los datos fueron obtenidos de software AVL

## 1.27. Empenaje

El diseño del empenaje se realiza con el fin de que aeronave pueda ser estable, controlable y proporcione balance relativo a los tres ejes de la aeronave. Este se suele dividir en horizontal y vertical, el primero provee estabilidad, control y balance longitudinal mientras el segundo provee estabilidad, control y balance direccional. En este caso la configuración del estabilizador diseñado es de tipo convencional en cuanto a la posición (trasera), su forma es convencional con doble estabilizador vertical y estabilizador horizontal variable.

### 1.27.1. Estabilizador horizontal

Como ya se había mencionado, el estabilizador horizontal equilibra longitudinalmente la aeronave, pero además proporciona los momentos requeridos para que el eje trasversal se puede maniobrar. Para este diseño se tuvieron en cuenta ciertas consideraciones como usar perfiles simétricos para que la resistencia aerodinámica sea baja y el momento en este sea nulo alrededor del centro aerodinámico, con el fin de aumentar su eficiencia y que el flujo de la estela del ala no lo afecte en gran medida, con el fin de tener la menor interferencia en el estabilizador por el ala, fuselaje, motores o por el mismo empenaje. Todo lo anterior teniendo en cuenta que la superficie del estabilizador horizontal depende del perfil aerodinámico, su envergadura, entre otros.

Para realizar el diseño del estabilizador horizontal, se siguió la metodología propuesta por Sadreay [3], y con la cual se obtuvieron los resultado del diseño preliminar para el estabilizador horizontal, sin embargo, luego de obtener la geometría inicial, se analizó el comportamiento del estabilizador en el software *XFLR 5*. A partir de los datos obtenidos en la simulación, se realizaron correcciones dimensionales menores, finalmente los parámetros del estabilizador horizontal son los mostrados en la Tabla 11-8

#### 1.27.1.1. Estabilidad longitudinal estática

Para verificar la estabilidad de la aeronave, Sadreay muestra que la derivada del coeficiente de momento con respecto al ángulo de ataque debe tener un valor negativo, sin embargo teniendo en cuenta que se está diseñando una aeronave que requiere alta maniobrabilidad, se decide hacer la aeronave inestable intencionalmente con el fin de ganar velocidad de giro, lo que se ve reflejado en una alta maniobrabilidad, para esto se decide ubicar el centro de gravedad levemente por detrás del punto neutro de la aeronave, por tanto la derivada de estabilidad en pitch tomará un valor positivo. Los resultados de la simulación se muestran la Ilustración 11-5.

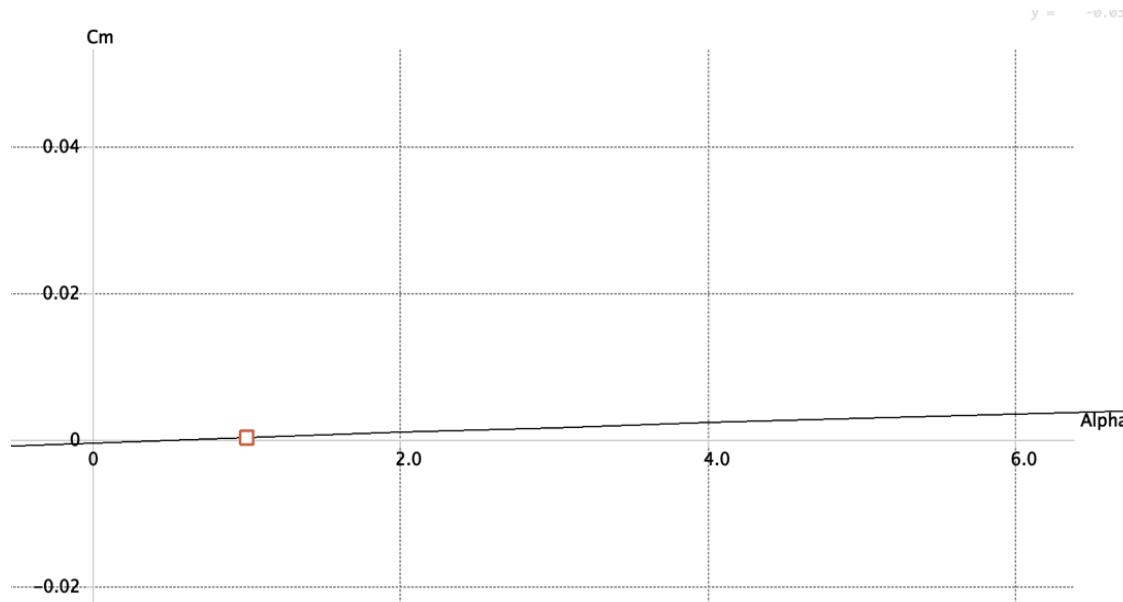


Ilustración 11-5 Coeficiente de momento vs Alpha

Teniendo en cuenta la gráfica anterior, se puede concluir que el estabilizador horizontal diseñado, genera una derivada en pitch positiva, por tanto contribuye en gran medida a una alta velocidad de giro, incrementando la maniobrabilidad. Es importante mencionar que dado la condición de instabilidad natural con la que se diseñó el estabilizador, se hace necesario la implementación de sistemas de control automático para operar la aeronave de manera segura.

Tabla 11-8 Parámetros geométricos del estabilizador horizontal

Estabilizador horizontal		
Superficie del estabilizador horizontal	97.30	Ft^2
Brazo del horizontal ( $l_h$ )	41.20	ft
Perfil Aerodinámico	HT12	
Relación de aspecto ( $AR_h$ )	3.56	
Relación de taperado ( $\lambda_h$ )	0.37	
Cuerda de punta ( $C_{htip}$ )	3.0	ft
Cuerda de raíz ( $C_{hroot}$ )	7.70	ft
Cuerda media aerodinámica (MACh or $C_h$ )	5.74	ft
Envergadura ( $b_h$ )	16.92	ft
Ángulo de aflechamiento ( $\Lambda_h$ )	42.27	deg
Ángulo diedro ( $\Gamma_h$ )	Neutro	
Instalación	ajustable	
Incidencia ( $i_h$ )	-0.35	deg

### 1.27.2. Estabilizador Vertical

El estabilizador vertical tiene que ser capaz de mantener la estabilidad estática lateral, el control, facilitar el aterrizaje y otras maniobras donde el viento cruzado esté involucrado, además de generar el momento requerido para maniobrar en el eje vertical. El diseño de estos estabilizadores verticales es trapezoidal y el perfil es simétrico.

Empleando la misma metodología de la sección 11.3.1 se obtuvieron los resultado del diseño preliminar para el estabilizador vertical de la Tabla 11-10

#### 1.27.2.1. Estabilidad direccional estática

Para garantizar que la aeronave sea estáticamente estable direccionalmente, la derivada de la estabilidad direccional estática en la ecuación (11-1) debe ser un valor positivo, un valor alto de  $C_{n_\beta}$  implica una aeronave con una mayor estabilidad direccional. El resultado en la ecuación (11-3) garantiza la estabilidad direccional estática con los datos del estabilizador vertical diseñado.

$$C_{n_\beta} \approx C_{n_{\beta_v}} = K_{f1} C_{L_{\alpha_v}} \left( 1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \eta_v \frac{l_{vt} S_v}{bS} \quad (11-1)$$

$$C_{n_\beta} \approx C_{n_{\beta_v}} = 0.75 * 4.398 * (1 - 0) * 0.96 * \frac{32.8 * 65.56}{8.87 * 566} \quad (11-2)$$

$$C_{n_\beta} \approx C_{n_{\beta_v}} = 0.24 \quad (11-3)$$

### 1.27.2.2. Separación entre estabilizadores verticales

Como se garantiza en la sección del ala 11.1.1, toda la aeronave queda dentro de cono de mach, lo cual es fundamental para que el flujo que llega al empenaje sea uniforme y así cumpla con su función de estabilizar la aeronave. Teniendo en cuenta que para este diseño de aeronave se tienen dos estabilizadores verticales, es necesario definir la distancia entre estos para que su interacción no se afecte el rendimiento. Como primera consideración para definir esta distancia fue analizar el comportamiento del flujo el cual depende de los perfiles aerodinámicas de los estabilizadores. Sin embargo, a pesar de que la velocidad máxima de la aeronave es supersónica esta es muy baja, de aproximadamente 1.6 *mach* y sabiendo que el flujo que llega al empenaje tiene menos velocidad que el flujo del ala, se puede afirmar que la velocidad del flujo que llega al empenaje no alcanza a ser supersónica, además, estos perfiles tienden a ser de menor espesor con respecto al perfil del ala y por tanto su mach crítico es mayor a los perfiles del ala, por tanto también requieren mayor velocidad para entrar en régimen supersónico que el ala. Vale rescatar que la separación no puede ser muy grande porque puede llegar a inestabilizar más fácil longitudinalmente la aeronave.

La consideración que se tuvo en cuenta para la separación fue la facilidad de manufactura contando con la disponibilidad de fuselaje en cuanto a su tamaño ya planteada, en donde se respetó el espacio de salida de gases de los motores, además se realizó un análisis del cono del mach a velocidad máxima en cada estabilizador vertical y se obtuvo que la separación mínima entre los dos es de 8.24 pies entre sí para lograr que no se vean afectados por las ondas de choque que se generan en cada estabilizador. Para comprobar si este resultado estaba dentro de lo normal, los resultados se verificaron con la distancia de separación de otras aeronaves similares (ver Tabla 11-9).

Tabla 11-9 Distancias entre estabilizadores verticales

Aeronave	separación entre los estabilizadores verticales
F/A-18B Hornet	6.89 ft
F-22	10.17 ft
F-35	8.5 ft
Su-35	15.09 ft

Tabla 11-10 Parámetros geométricos de los estabilizadores verticales

Estabilizador Vertical		
Superficie del estabilizador vertical	65.56	ft <sup>2</sup>
Brazo del estabilizador ( $l_v$ )	32.8	ft
Perfil aerodinámico	NACA 0006	
Relación de aspecto ( $AR_v$ )	1.2	
Relación de taperado ( $\lambda_v$ )	0.4	
Cuerda de punta ( $C_{vtip}$ )	3.98	ft
Cuerda de raíz ( $C_{vroot}$ )	9.95	ft
Cuerda media aerodinámica (MAC $v$ or $C_v$ )	7.39	ft
Envergadura ( $b_v$ )	8.87	ft
Angulo de aflechamiento ( $\Lambda_v$ )	32.6	deg
Ángulo diedro ( $\Gamma_v$ )	15	deg
Separación	8.84	ft
Incidencia (ih)	0	deg

El resultado final para el diseño del empenaje se puede ver en Ilustración 11-6

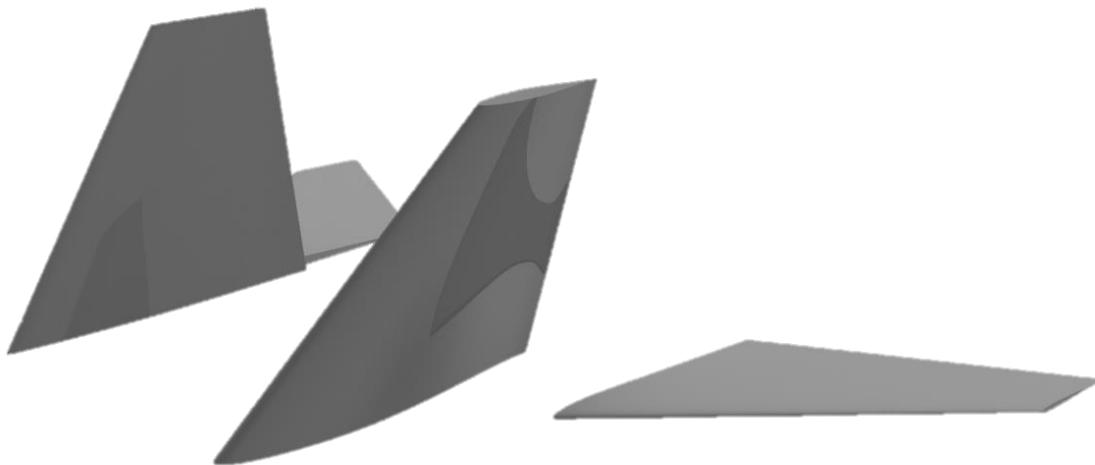


Ilustración 11-6 Empenaje

## 1.28. Superficies de control

### 1.28.1. Rudder

El *rudder* es la superficie de control primaria responsable del control direccional de la aeronave, su diseño está basado en las condiciones más crítica de vuelo, las cuales, para aeronaves militares son la maniobrabilidad direccional y la recuperación de giro. El *rudder* del NM-115 fue diseñado para la recuperación de un giro con las condiciones especificadas en la Tabla 11-11

Tabla 11-11 Recuperación de giro

Condiciones críticas de recuperación de giro		
Angulo de ataque para la maniobra de giro ( $\alpha$ )	30	deg
Velocidad de giro ( $\Omega$ )	240	deg/s
Tiempo de recuperación	3	s

Para realizar este diseño, se siguió la metodología propuesta por Sadreay [3], y con la cual se obtuvieron los resultados del diseño preliminar del *rudder* de la Tabla 11-12

Tabla 11-12 Rudder

<b>Rudder</b>		
Relación de cuerdas ( $C_R/C_V$ )	0.364	
Cuerda de raíz <i>rudder</i> ( $C_{Ri}$ )	3.30	ft
Envergadura <i>rudder</i> ( $b_R$ )	6.65	ft
Altura del <i>rudder</i> ( $b_{Ri}$ )	1.31	ft
Máxima deflexión ( $\delta_{Rmax}$ )	30	deg

Con los resultados obtenidos en la Tabla 11-12, se verificó que este diseño permitía a la aeronave aterrizar con vientos cruzados de 30 nudos con una deflexión del *rudder* dentro de los rangos establecidos, ya que esta es otra de las condiciones críticas estipulada en el RFP [1]. La geometría final del *rudder* se puede ver en la Ilustración 11-7

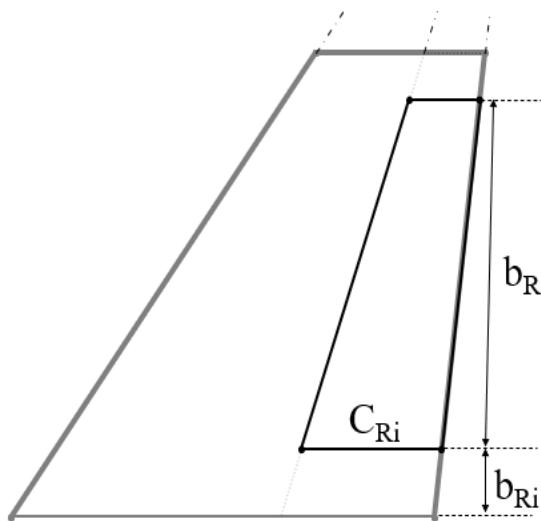


Ilustración 11-7 Geometría del rudder

### 1.28.2. Elevador

Para el diseño del elevador, se tomó en cuenta la selección de configuración inicial en la cual se observa que, para las características dimensionales de la aeronave y por beneficios en términos de maniobrabilidad, lo mejor sería implementar un estabilizador horizontal que tenga movilidad en su totalidad para generar control en pitch, por tanto para el diseño se siguió la metodología propuesta por Sadraey, en la cual se observan dos requerimientos principales, el primero es que el elevador debe tener la suficiente autoridad de control para generar la rotación durante la carrera de despegue con el fin de lograr una determinada aceleración angular ( $\ddot{\theta}$ ), de manera que la rotación se logre en un tiempo específico; basándose en los datos propuestos por Sadraey, una aeronave con alta maniobrabilidad como un caza, debería lograr la rotación en 0.7 segundos, para lo cual la aceleración angular debería ser de  $20\text{deg/s}^2$ , para lograr esto, se desarrolla una sumatoria de momentos en el instante en que la aeronave rota, esto con el fin de obtener la sustentación que debería generar el estabilizador horizontal y por consiguiente obtener la deflexión necesaria, dicha sumatoria de momentos se muestra a continuación en las ecuaciones (11-4), (11-5) y (11-6).

$$L_h = \frac{[L_{wf}(X_{mg} - X_{ac_{wf}}) + M_{ac_{wf}} + ma(Z_{cg} - Z_{mg}) - W(X_{mg} - X_{cg}) + D(Z_D - Z_{mg}) - T(Z_T - Z_{mg}) - I_{yy_{mg}}\ddot{\theta}]}{X_{ac_h} - X_{mg}} \quad (11-4)$$

$$L_h = \frac{[200393.2(1.39) - 10154.56 + 149580.60(2.51) - 288855.45(1.018) + 60706.63(2.517) - 187937(2.517) - 1883 * 20]}{9.53} \quad (11-5)$$

$$L_h = -552.1N \quad (11-6)$$

Para obtener esta expresión fue necesario calcular el arrastre total de la aeronave en configuración de despegue, lo cual se realizó utilizando la metodología de dividir las partes de la aeronave y representarlas a través de figuras geométricas, para luego obtener el arrastre de cada una de ellas y finalmente sumarlas, así se obtuvo el arrastre por fricción en condición de cero sustentación, sin embargo también es necesario obtener el arrastre inducido, luego de implementar esta metodología se obtuvieron los resultados de la Tabla 11-13

Tabla 11-13 Coeficientes de Drag

<b>CD<sub>0</sub></b>	<b>CD<sub>i</sub></b>	<b>CD</b>
0.25	0.24	0.49

Utilizando este valor del coeficiente de arrastre se calculó el valor de 60706,63 N que aparece en la ecuación (11-5). Conociendo la sustentación que debe generar el estabilizador horizontal durante la carrera de despegue es posible conocer la deflexión necesaria de la siguiente manera en las ecuaciones (11-7) y (11-8).

$$C_{L_h} = \frac{2(-552.1)}{1.225 * 61.73^2 * 9.036} = -1.61 \quad (11-7)$$

$$\alpha_h = \frac{-1.61}{3.70} = -0.43rad = -25^\circ \quad (11-8)$$

De esta manera se obtiene como deflexión máxima -25 grados para generar la rotación necesaria. La segunda condición que establece *Sadraey* es que el elevador debe tener la suficiente autoridad de control para mantener la aeronave en equilibrio cuando en vuelo el centro de gravedad se encuentra en la posición más retrasada, para esto se sigue un procedimiento similar al anteriormente mencionado, teniendo en cuenta la configuración de crucero y modificando la posición del centro de gravedad. Luego de realizar el procedimiento se encuentra que se requiere una deflexión de 21 grados para lograr la autoridad de control requerida. Finalmente se muestran las características del elevador en la Tabla 11-14

Tabla 11-14 Datos Elevador

Elevador		
Relación de cuerdas ( $C_e/C_h$ )	1	
Cuerda de raíz	7.73	ft
Envergadura	17.95	ft
Máxima deflexión positiva	21	deg
Máxima deflexión negativa	-25	deg

## 1.29. Fuselaje

La estructura geométrica del cuerpo de la aeronave consiste en un diseño bioinspirado, como punto de partida se tomaron las aves más rápidas del mundo aplicando el perfil geométrico lateral y superior de los cuerpos de dichas aves. Las aves destacadas por sus vuelos a grandes velocidades son el halcón peregrino y el águila dorada (ver Ilustración 11-8). Los vuelos realizados por las aves ya mencionadas se ejecutan a gran velocidad para que su presa no pueda identificarlas durante el ataque además de tener cualidades de sigilo y vuelos conocidos como “*slow motion*” en donde cambian su condición de vuelo de alta velocidad a un régimen mucho menor. Debido a que la aeronave diseñada a lo largo de este reporte pretende no solamente alcanzar altas velocidades sino tener la capacidad de presentar transiciones entre regímenes supersónicos y velocidades óptimas para el ataque, donde la detectabilidad debe ser mínima, se decide tomar como referencia de diseño, el perfil geométrico de las aves ya mencionadas. De esta manera se realizó el boceto de la forma del fuselaje (ver Ilustración 11-8). El fuselaje debe contar con suficiente espacio para poder almacenar la ametralladora, municiones, Bahía de bombas, motores y tanques de combustible sin mencionar, todos aquellos sistemas que hacen parte de la aeronave, como sistemas de aviónica, sistemas hidráulicos, sistema de aire del motor, entre otros. Es por lo anterior, teniendo en cuenta que el volumen de espacio dispuesto para el fuselaje es considerablemente alto, se deben optimizar los espacios con formas adaptadas al contorno del fuselaje, como por ejemplo el tanque de combustible interno debe disponer de una geometría solidaria con la morfología del fuselaje para aprovechar al máximo el espacio dispuesto dentro de la aeronave.

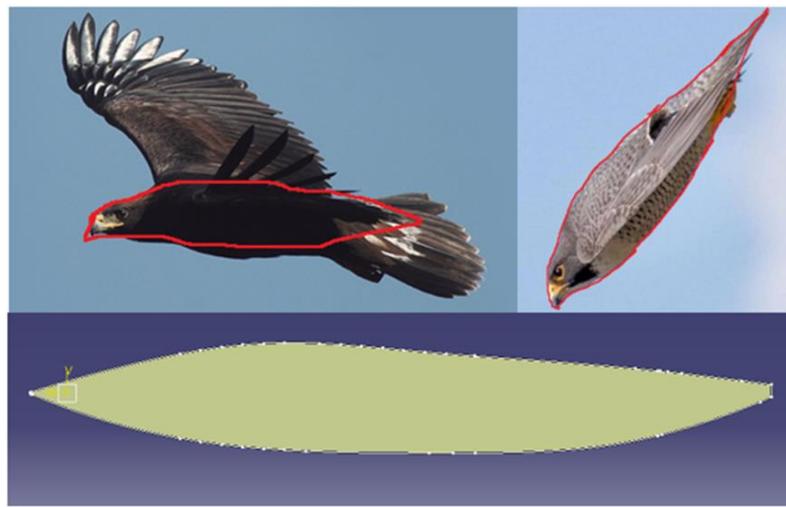


Ilustración 11-8 Ubicados de izquierda a derecha boceto águila dorada, boceto Halcón peregrino y boceto fuselaje

Un aspecto importante es la detección de fue *Radar Cross Section (RCS)*, cuyo factor fue tenido en cuenta en el diseño bioinspirado del fuselaje, con el fin de minimizar dicha detección, se adoptaron medidas geométricas dado que la superficie se diseñó de forma que fuese limpia aerodinámicamente con suaves transiciones por medio de curvaturas que se adoptan la morfología de la aeronave, de esta manera se disminuye el reflejo de las señales radares que son enviadas desde tierra y mejora la aerodinámica de la aeronave. Los motores serán ubicados dentro del fuselaje para disminuir la traza infrarroja que estos pueden producir debido a los gases de salida. Por otro lado, Se sabe que los componentes rotativos como hélices y alabes de los compresores reflejan de manera particular las ondas de radar [17], por esta razón los ductos de entrada al motor estarán ubicados estratégicamente en una posición media del fuselaje, disminuyendo la probabilidad que estos sean alcanzados por las señales radar. La ametralladora irá por dentro del fuselaje y solamente estará por fuera al momento de ser usada, empleando un mecanismo de riel para extraer y retraer la ametralladora. Por otro lado, uno de nuestros design driver consiste en mayor carga paga, para cumplir con nuestro design driver, el fuselaje tendrá tres bahías de bombas, dentro de cada una cabrán tres AIM 120 las cuales son los misiles más grandes y GBU 105 las más pesadas. En la Ilustración 11-9 se podrá observar cómo estarán ubicados los distintos componentes dentro del fuselaje.

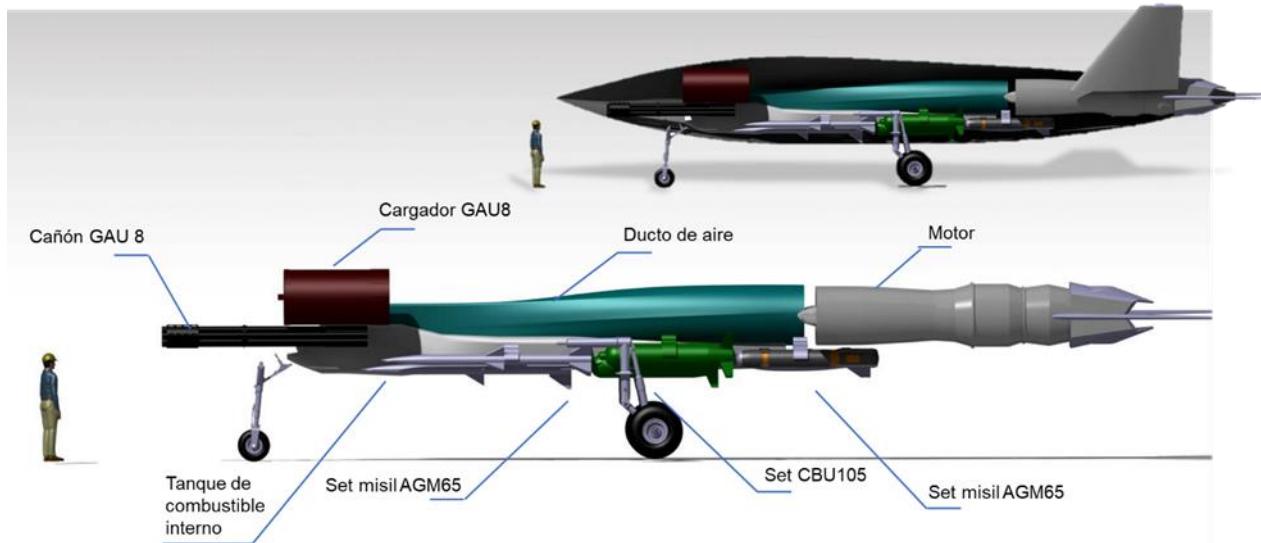


Ilustración 11-9 Distribución componentes dentro del fuselaje

Se realizó un estudio aerodinámico en ANSYS, en donde los resultados arrojaron, gran parte de este arrastre era originado por presión, como se puede ver la Ilustración 11-10 donde a la salida del fuselaje, se puede apreciar que existe un gradiente adverso de presión, lo cual origina un coeficiente de arrastre alto. De esta manera se realizó un rediseño en el fuselaje, donde se trató de disminuir el arrastre generado

por este, disminuyendo las superficies curvas, sin hacerlas demasiado rectas, ya que esto puede influir en la detectabilidad como se mencionó anteriormente, además la punta del fuselaje se hizo más afilada. Como se puede observar en la Ilustración 11-11, ya no se encuentra el aumento de presión al final del fuselaje como pasaba en el primer análisis. De esta manera se pudo reducir el coeficiente de arrastre del fuselaje en un 18%.

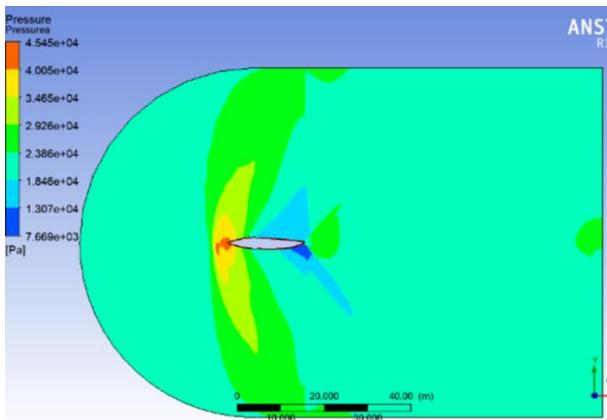


Ilustración 11-10 Diseño inicial fuselaje

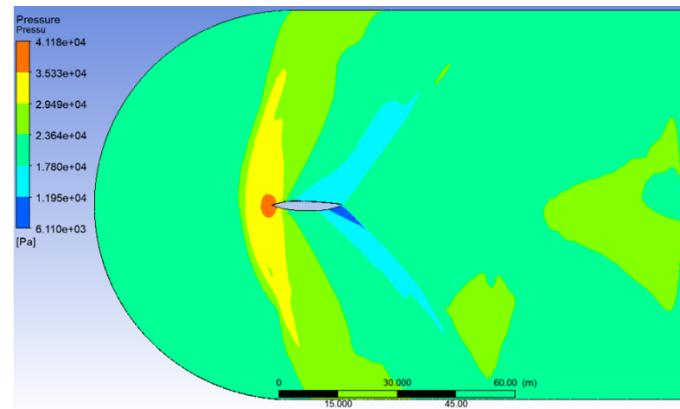


Ilustración 11-11 Diseño final fuselaje

### 1.29.1. Ducto de entrada

El sistema de aire de entrada del motor debe garantizar que el fluido ingrese al motor con las especificaciones adecuadas para su operación, el *mach* ideal para un motor *turbo jet* está alrededor de 0.4-0.5 [6]. El *mach* critico como ya se vio en la sección de aerodinámica es de aproximadamente 1.56 cuyo valor es el de referencia para diseño.

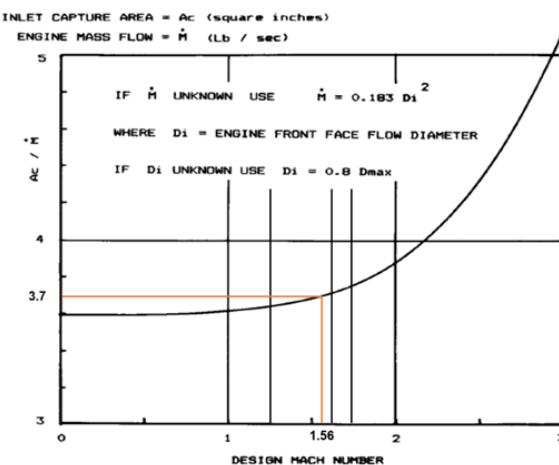


Ilustración 11-12 Dimensionamiento preliminar de la entrada de aire

El área de entrada es determinada a partir de la gráfica anterior contenida en el libro de *Raymer* quien realiza unas aproximaciones según modelos estadísticos de este tipo de aeronaves, arrojando un valor aproximado de 0.59 m<sup>2</sup> para el área de entrada del ducto. Debido a que la aeronave será expuesta a un régimen supersónico se emplea un difusor para tal fin seguido por un difusor subsónico. En primer lugar, se emplea para la parte supersónica la configuración de rampa o “*Ramp Inlet*” el cual permite reducir la velocidad hasta en un 50 % y para el difusor subsónico se emplea la metodología propuesta por Paul J. Barnhart [18].

La geometría se encuentra dividida en las estaciones 1, 2, 3 y 4 para la disminución del régimen de velocidad supersónica y entre la estación 4 a la 6 se encuentra el difusor subsónico, como se puede ver en la Ilustración 11-13.

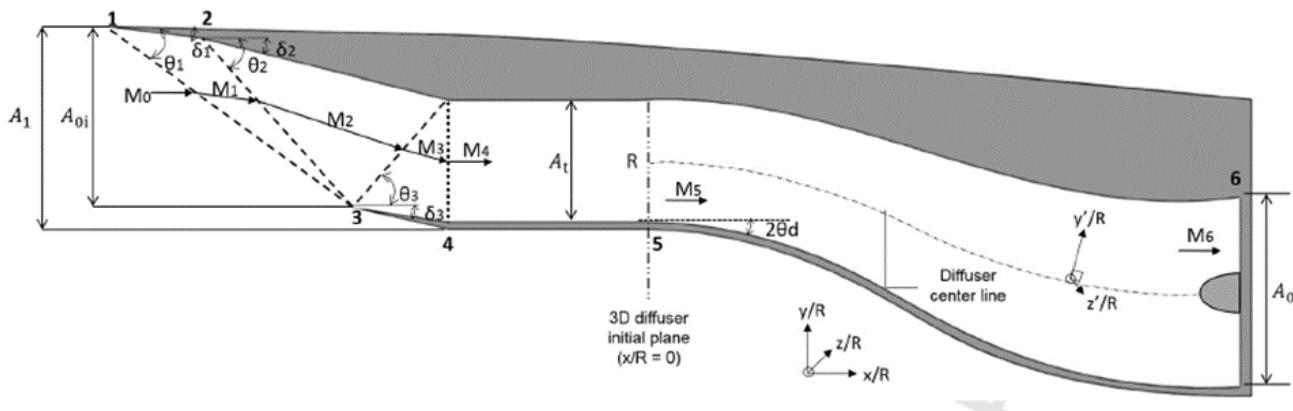


Ilustración 11-13 Geometría y variables de diseño del sistema de entrada de aire [18].

Las tablas estandarizadas de *Raymer* contienen que para el *Mach* de diseño de 1.56 el ángulo de la onda de choque es de aproximadamente 66 grados y se recomienda un ángulo para la rampa de aproximadamente 13.5 grados. Se determina que para una onda de choque de 66 grados el ángulo inicial de la rampa debe ser de 13.86 grados cuyo valor es muy cercano al ángulo estandarizado en *Raymer* asegurando una buena aproximación de las ecuaciones al método estándar. En la Tabla 11-15 y en la Ilustración 11-14 se puede observar las características generales del ducto de entrada de aire.

Tabla 11-15 Características generales del sistema de aire

	1	2	3	4
<b>M</b>	1.17	1.02	0.98	1.04
<b>θ deg</b>	66	73	88	N/A
<b>δ deg</b>	13.86	3.05	0.07	N/A
<b>δ deg Estándar</b>	13.5	3.2	0	N/A

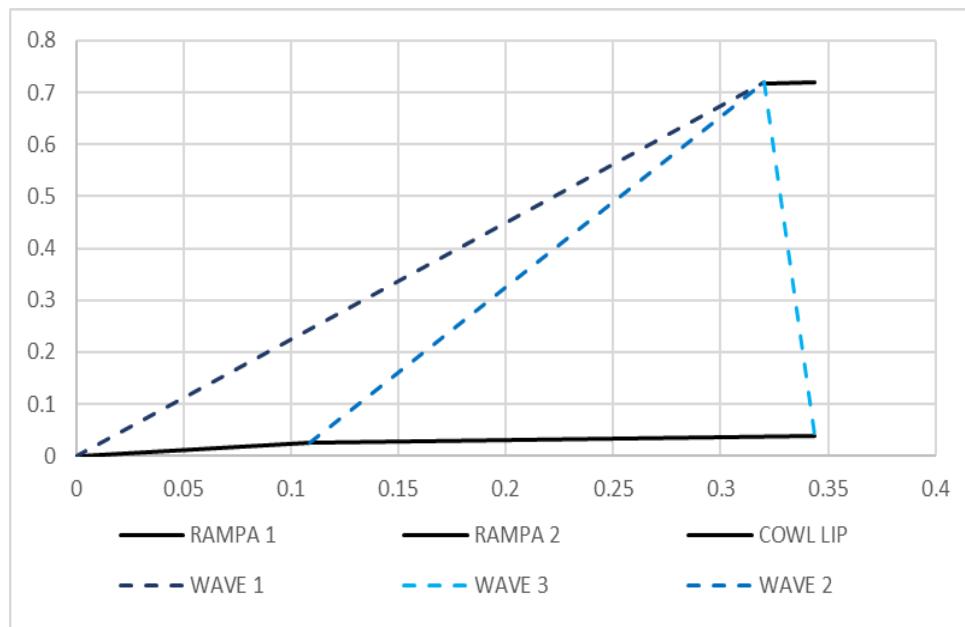
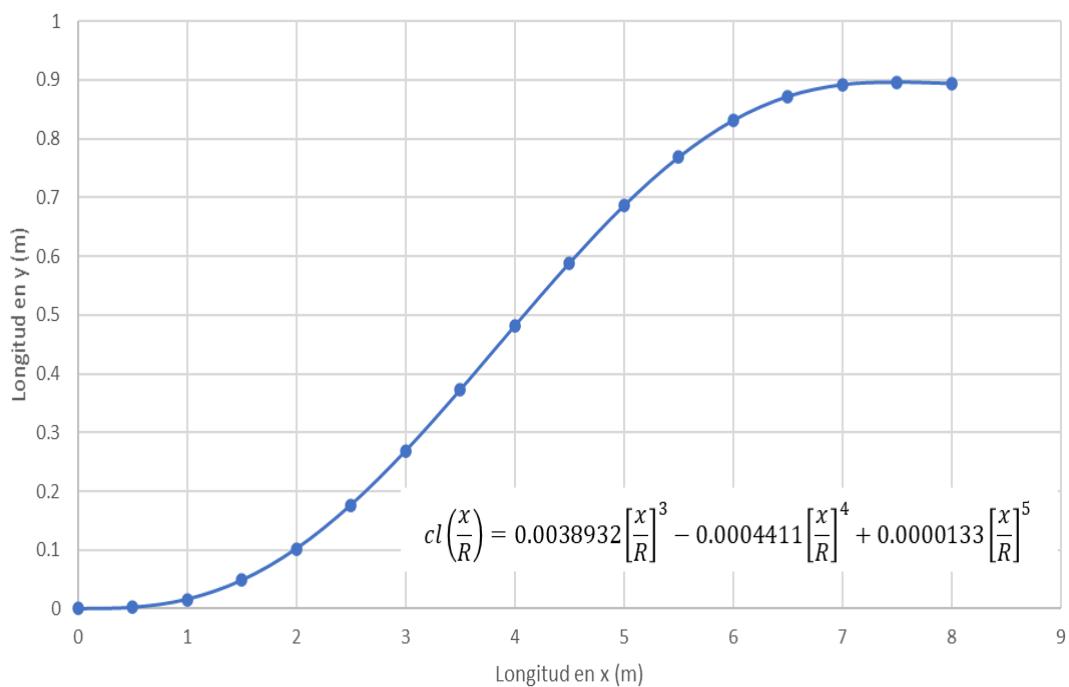


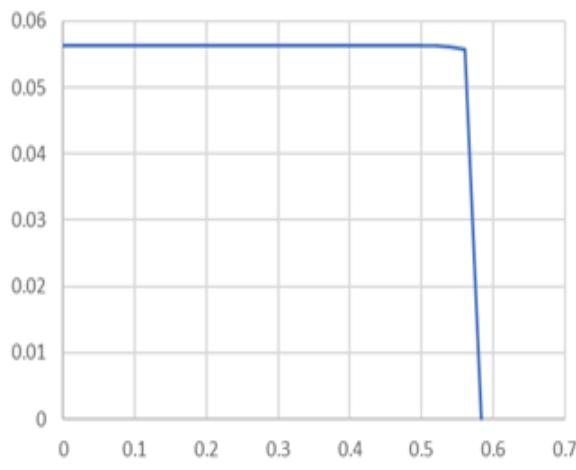
Ilustración 11-14 Forma geométrica de la rampa del ducto

El difusor subsónico se define por una línea que define la curvatura y las secciones transversales en función de la posición del ducto definidas por polinomios planteados por la NASA [19]. Las secciones transversales deben adaptarse a la transición de forma rectangular a circular, como se muestra en la Ilustración 11-15.

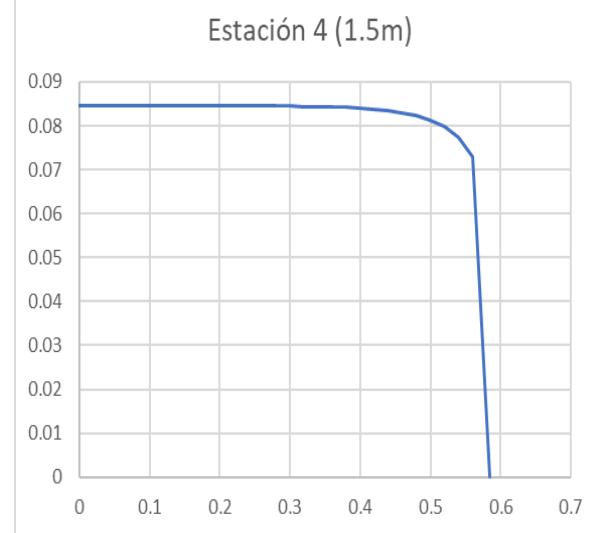
## Línea curvatura



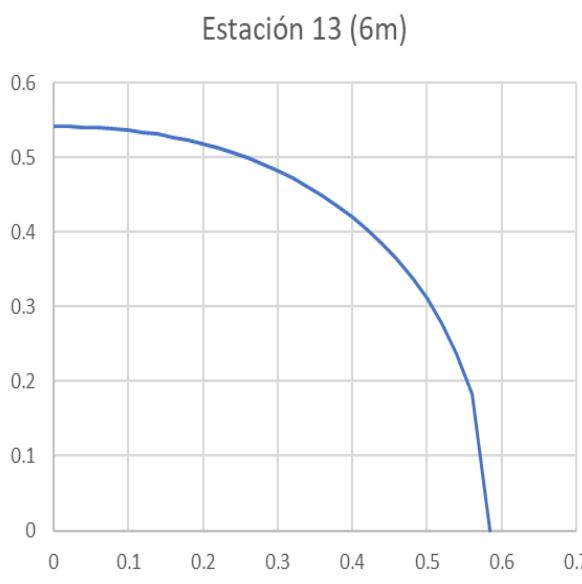
Estación 1 (0 m)



Estación 4 (1.5m)



Estación 13 (6m)



Estación 16 (7.5 m)

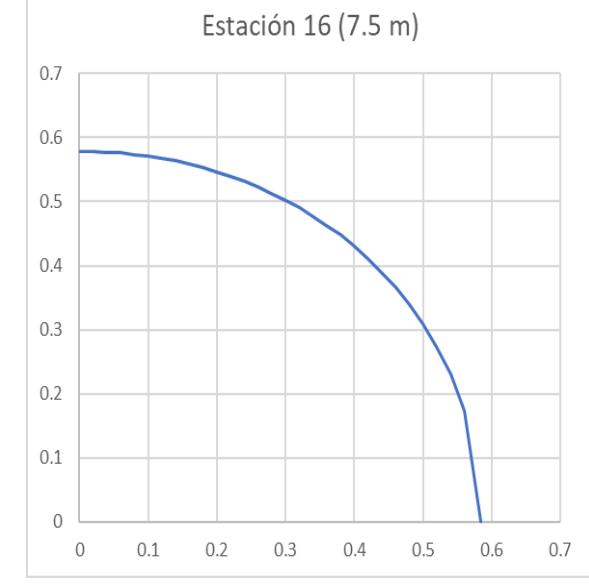


Ilustración 11-15 Línea de curvatura del ducto y Estaciones

Para establecer la forma del ducto de entrada y el ángulo efectivo para aumentar la furtividad se toman de referencia las aeronaves *F22* y *SU57*. El ángulo para el *F22* es de aproximadamente  $33^{\circ}$  y para el *Sukhoi 57* es de aproximadamente 27 grados. Por lo cual se hace un promedio de ambos ángulos para establecer el ángulo para el ducto de aire de la aeronave en proceso de diseño arrojando un ángulo de 30 grados. Para evaluar la efectividad del ducto de aire diseñado se establece un diseño en *ANSYS* mediante el cual se comprueba la efectividad de este, observándose en la Ilustración 11-16, que se genera una onda de choque dentro de lo que es considerado normal para reducir la velocidad [20], reduciendo la velocidad en la entrada del motor a un valor aproximado de 0.4 M.

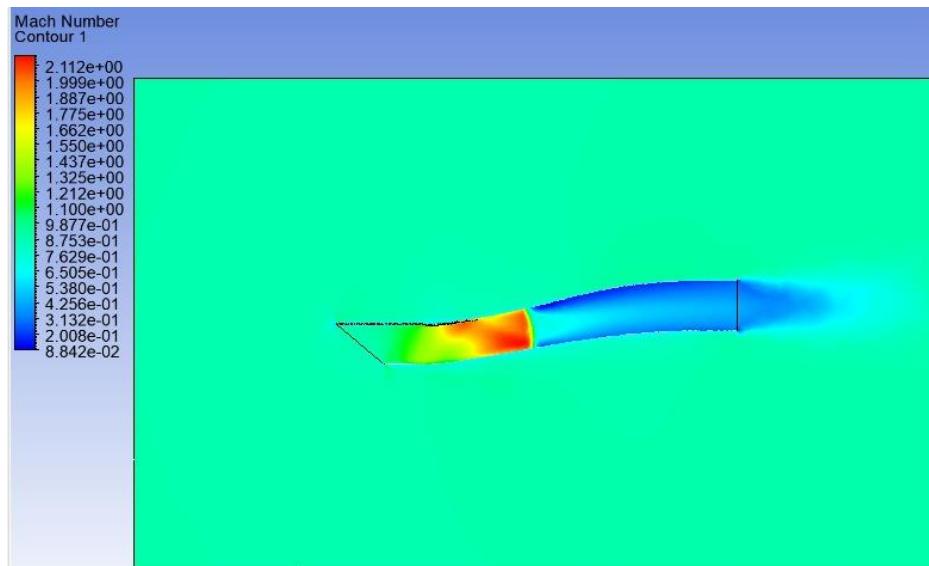


Ilustración 11-16 Simulación en *ANSYS* del ducto de entrada de aire

Adicionalmente para mejorar la eficiencia de la entrada de aire y tomar aire sangrado para otros sistemas necesarios para refrigerar el motor y entre otros sistemas, se dispone una separación entre el ducto de la entrada de aire y el fuselaje [6] como se puede ver en el diseño final del ducto de entrada de aire en la Ilustración 11-17.

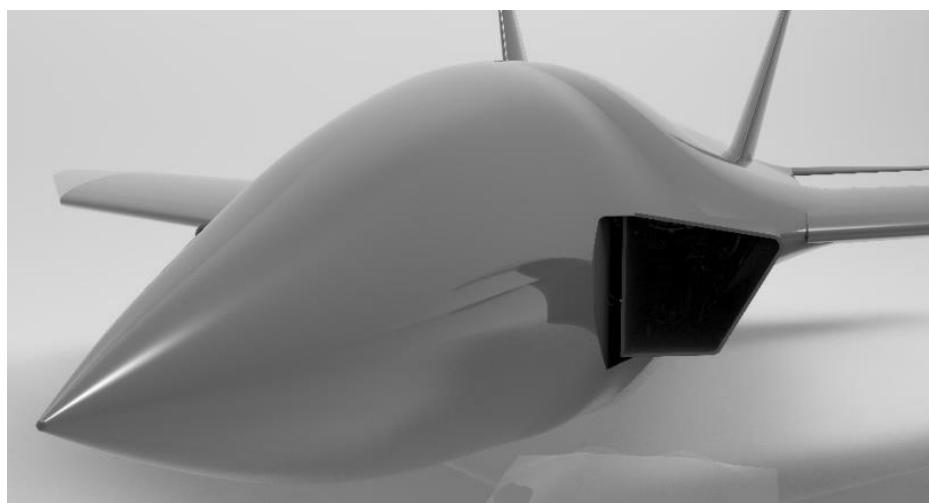


Ilustración 11-17 Ducto de entrada de aire

### 1.29.2. Área Rule

Para mejorar el rendimiento de la aeronave en la etapa de crucero o en vuelo supersónico, se realiza el análisis del área rule de la aeronave lo cual pretende incrementar la velocidad crucero y disminuir el efecto de arrastre cuando se rompe la barrera del sonido, para lograr dicho fin se obtuvo el área rule del modelo original y se obtuvo el siguiente comportamiento de la Ilustración 11-18.

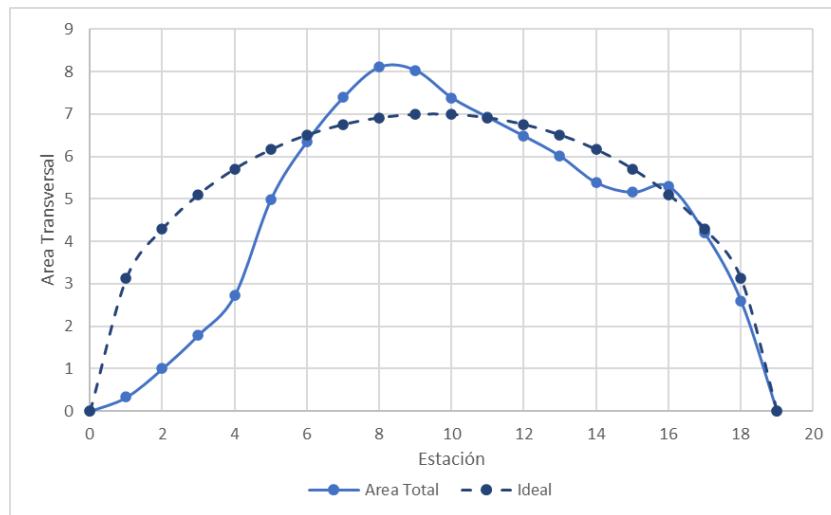


Ilustración 11-18 Área rule inicial

Según la Ilustración 11-8, se observa que existe un pico entre la estación 6 y 10 de la aeronave la cual corresponde a la unión de ala fuselaje, dentro de lo cual se decide aplicar la misma metodología de diseño utilizada para la aeronave *YF-102A* [21], donde se reduce la sección transversal en las secciones donde sobrepasa el área rule ideal.

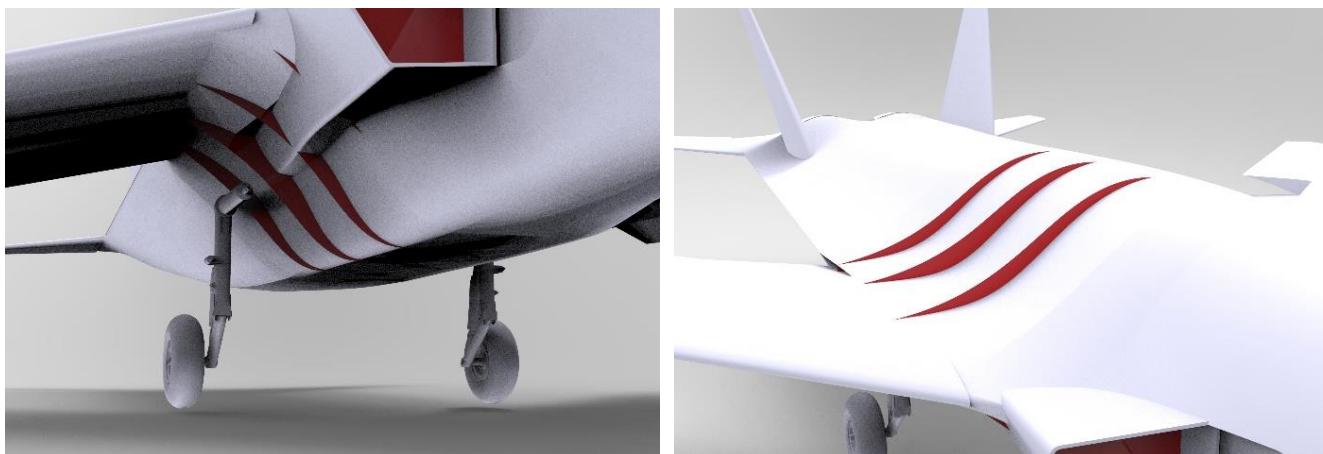


Ilustración 11-19 Reducción del área

En la Ilustración 11-19, las secciones en color rojo representan la reducción entre las estaciones mencionadas para reducir el excedente del área rule ideal y suavizar más la curva, obteniendo los siguientes resultados en la Ilustración 11-20.

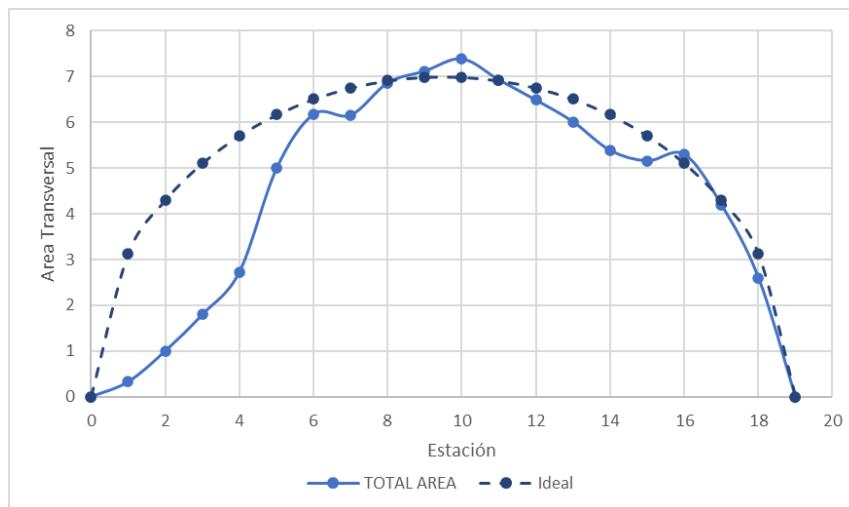


Ilustración 11-20 Área rule final

Se logra obtener una aproximación al área rule ideal, lo cual incide directamente en la eficiencia de la aeronave al reducir el arrastre considerablemente en las etapas críticas de vuelo.

### 1.29.3. Tren de aterrizaje

Para el diseño del tren se siguieron dos métodos, el primero es el método grafico propuesto por Roskam [5], para determinar las dimensiones del tren y la posición que este tendrá en la aeronave; el segundo es el propuesto por Sadraey [3], para el cálculo de las fuerzas y la posición en el eje longitudinal respecto al centro de gravedad (*CG*) de la aeronave.

Con estos dos métodos es muy importante conocer la posición del *CG* de la aeronave, ya que es el parámetro que limita todo el posicionamiento y las cargas. En la Tabla 11-16 se presenta la posición del *CG* de la aeronave, donde X es la posición en el eje longitudinal, Y posición en el eje lateral y Z la posición en eje vertical.

Tabla 11-16 Posición del *CG*

<b>X</b>	9
<b>Y</b>	0
<b>Z</b>	-0,104

#### 1.29.3.1. Método Grafico

Este método se define la posición del tren tanto de en el eje lateral y la altura. Para determinar la posición lateral del tren se debe trazar una recta simulando la pista y otra simulando el eje de la aeronave, en la Tabla 11-17 se muestra el *clearance* lateral (distancia de separación y ángulo de seguridad, por si se presenta un aterrizaje o despegue con la aeronave inclinada a un lado). Estas medidas se han definido, teniendo en cuenta que la operación es en pistas no preparadas, pero esto no tienen una inclinación superior a los tres grados. En la Ilustración 11-21 se muestra la distancia entre el tren y el *CG* (1,6 m) y la distancia diagonal entre la llanta y el fuselaje (0.5m).

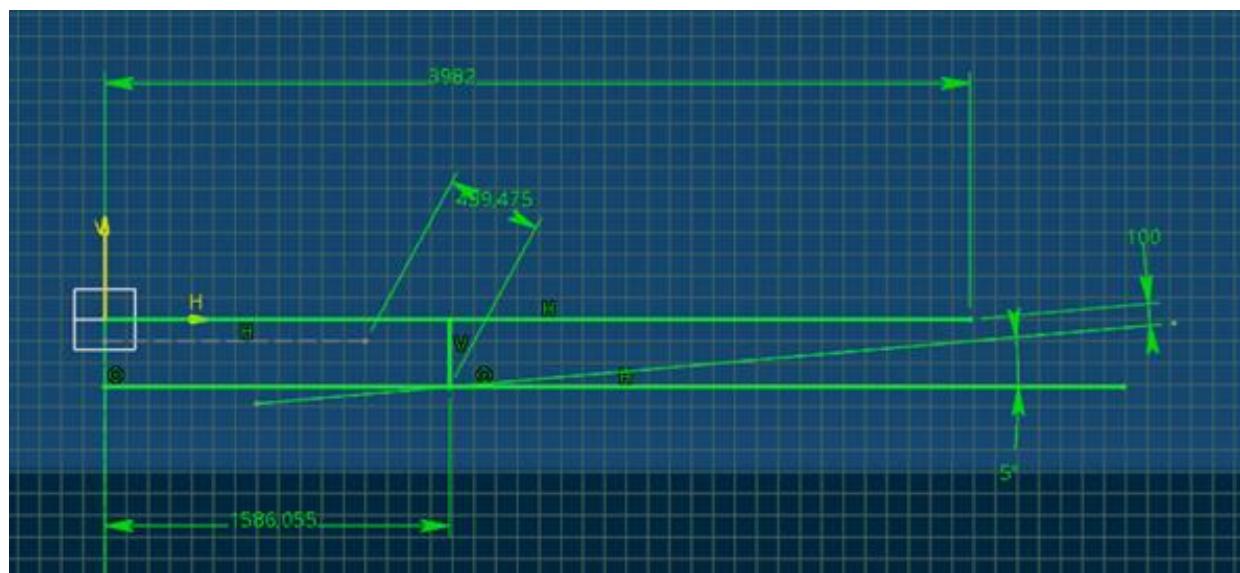


Ilustración 11-21 Método grafico posición lateral.

Tabla 11-17 Clearance lateral

<b>Distancia</b>	10 cm
<b>Ángulo</b>	5°

Ahora se define el *clearance longitudinal* en la Tabla 11-18, esto con el fin de determinar la altura del tren, para este punto la distancia es de 20 cm ya que a la pista no estar en perfectas condiciones se pueden presentar desniveles o baches que pueden afectar a la aeronave a la hora de la rotación en el despegue, el procedimiento es el mismo procedimiento que para determinar la posición lateral, pero en lugar del eje lateral se traza es el eje longitudinal. En la Ilustración 11-22 se muestra el esquema y la altura del tren (1,92 m).

Tabla 11-18 Clearance longitudinal.

<b>Distancia</b>	20 cm
<b>Ángulo</b>	10°

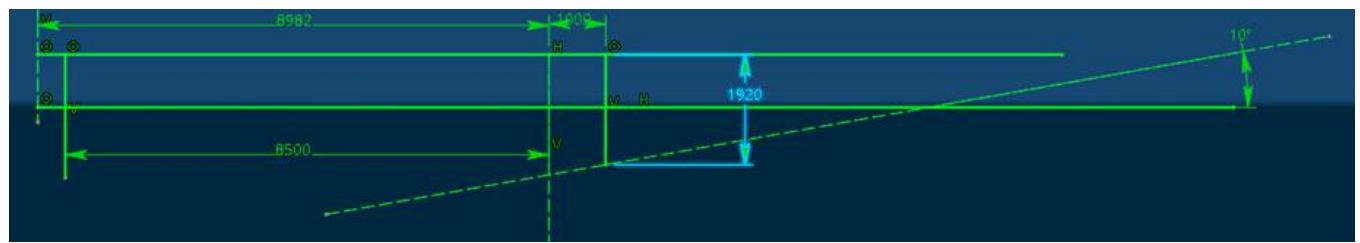


Ilustración 11-22 Método grafico altura del tren.

#### 1.29.3.2. Método teórico

Siguiendo los pasos descritos en el libro de SADRAEY, se puede determinan la posición longitudinal del tren de aterrizaje, para esto el autor propone que el tren de nariz debe cargar entre el 20% y el 10% del peso de la aeronave. Con las ecuaciones (11-9) y (11-10) se calculan las fuerzas estáticas que soportan el tren de nariz y el tren principal, donde  $F_n$  es la fuerza estática del tren de nariz,  $F_m$  s la fuerza estática del tren principal, B es la distancia entre el tren principal y el de nariz,  $B_n$  es la distancia entre el CG y el tren de nariz y  $B_m$  es la distancia entre el CG y el tren principal.

$$F_n = \frac{B_m}{B} W \quad (11-9)$$

$$F_m = \frac{B_n}{B} W \quad (11-10)$$

Se varían  $B_n$  y  $B_m$ , para que la relación peso y  $F_n$  este entre 10% y el 20%, como se observa en la Tabla 11-19 esta relación es del 11,11% y también las distancias.

Tabla 11-19 Parámetros para cálculo del tren.

$\frac{F_n}{W}$	10,53%
$B_n$	8,5 m
$B_m$	1 m

Para hacer el cálculo de la fuerza dinámica del tren de nariz, se multiplica  $F_n$  por un factor de 1,5 ya que la aeronave es militar, esto con el fin de determinar la fuerza que va a soportar la llanta del ten de nariz y para las llantas del tren principal se divide  $F_m$  por el número de struts y este resultado luego se divide por el número de llantas en cada strut, en este caso cada strut consta de una sola llanta [22], en la Tabla 11-20 y Tabla 11-21 se muestran los resultados.

Tabla 11-20 Fuerzas del tren de nariz.

<b><math>F_n</math></b>	3103,53 N
<b>Fuerza por strut</b>	4655,29 N
<b>Fuerza por llanta</b>	4655,29 N
<b>Fuerza por llanta</b>	1050 Lb

Tabla 11-21 Fuerzas del tren principal.

<b><math>F_m</math></b>	26379,98 N
<b>Fuerza por strut</b>	13189,99 N
<b>Fuerza por llanta</b>	13189,99 N
<b>Fuerza por llanta</b>	2966 Lb

Ahora con la ecuación (11-11) se calcula la velocidad de despegue, dando como resultado una velocidad de 163,93 mph. Para poder determinar la llanta que va llevar cada tren, dado que la operación es militar las llantas son del tipo VII [5]

$$V_{TO} = 1.2 \left[ \left( \frac{W}{S} \right)_{TO} \left( \frac{2}{\rho C_{L_{max}}} \right) \right]^{0.5} \quad (11-11)$$

Con esta información, se busca dos llantas que cumplan con cada requisito del catálogo de *Goodyear*, es decir una para el tren de nariz y otra para el tren principal, en las Tabla 11-22 y Tabla 11-23 se presentan las características de cada llanta.

Tabla 11-22 Características llanta tren de nariz.

<b>Tamaño</b>	16x4.4 in
<b>TT o TL</b>	TL
<b>Velocidad de rotación</b>	210 mph
<b>Fuerza máxima</b>	1650 Lb
<b>Numero de parte</b>	164F43-2

Tabla 11-23 Características llanta tren principal.

<b>Tamaño</b>	16x4.4 in
<b>TT o TL</b>	TL
<b>Velocidad de rotación</b>	210 mph
<b>Fuerza máxima</b>	4400 Lb
<b>Numero de parte</b>	164F03-2

## 12. Aerodinámica

En esta sección se presentará una profundización en la aerodinámica de la aeronave utilizando métodos que permitan tener una mayor precisión que los modelos básicos usados en las secciones anteriores, se utilizaron modelos más sofisticados como *Vortice lattice method* y *CFD* los cuales son implementado mediante los software *AVL* y *ANSYS*.

Para empezar, se realizó análisis viscoso para conocer los valores de coeficiente de sustentación y arrastre para distintos ángulos de ataque los cuales se pueden observar en la Ilustración 12-1, este análisis se realizó para la condición de combate a un *Reynolds* de veintidós millones.

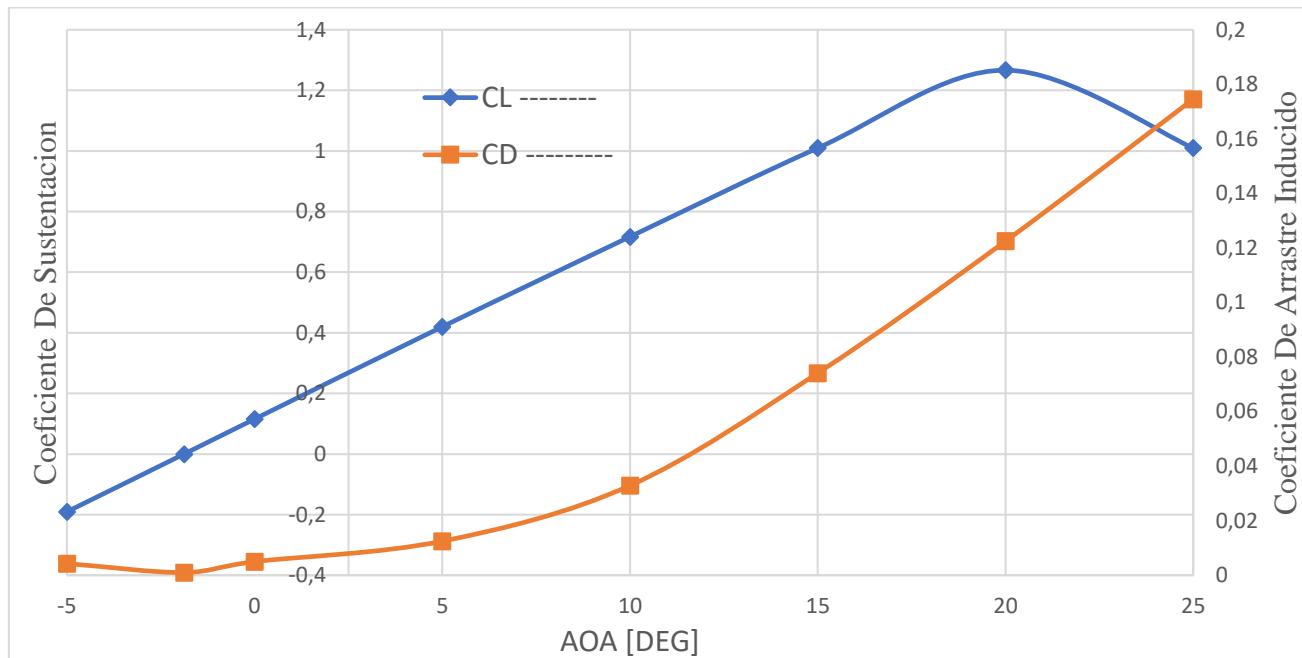


Ilustración 12-1 AVL análisis viscoso

Como se puede observar en la gráfica el ángulo de stall es de aproximadamente 20 grados lo que permite tener un algo grado de maniobrabilidad sin preocupación de que la aeronave entre en stall. Pero también se puede observar que alrededor de los 5 grados el arrastre inducido aumenta drásticamente, esto influye en el performance de la aeronave ya que aumente el consumo de combustible. El siguiente paso, fue calcular el arrastre parasito para las diferentes configuraciones de la aeronave en la condición de crucero, inicialmente se utilizó una estimación básica la cual consistía en calcular los coeficientes de arrastre generado por la aeronave, carga externa y las tomas de aire del motor. Además, también se realizó una segunda estimación mediante *CFD*, los resultados se pueden observar en la Tabla 12-1. Ilustración 12-2 se puede observar las gráficas de coeficiente de arrastre total vs coeficiente de sustentación para las diferentes configuraciones para la etapa de crucero.

Tabla 12-1 Estimación arrastre parasito para etapa de crucero

Configuración	C <sub>D0</sub> estimación primaria	C <sub>D0</sub> estimación CFD
Crucero limpio	0,01517605	0,01631833
Crucero Mision1	0,2563543	0,27564978
Crucero Mision2	0,25546589	0,27469451
Crucero Mision3	0,25467625	0,27384543

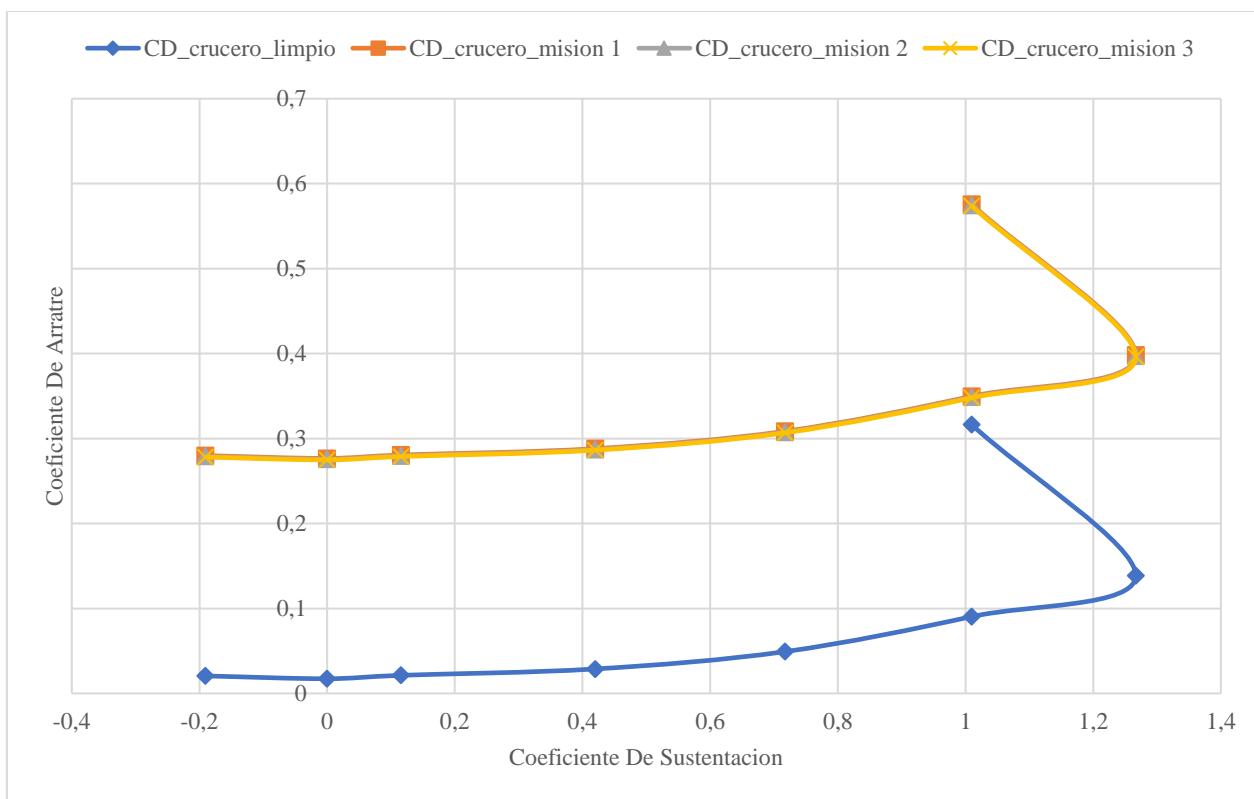


Ilustración 12-2 Coeficiente de arrastre total vs coeficiente de sustentación

## 13. Estructuras



Ilustración 13-1 Cutaway NM-115

### 1.30. Diagrama V-n

Se utiliza un diagrama V-n para determinar los límites de diseño y los factores de carga máxima a las velocidades correspondientes que se utilizaran para el diseño de las estructuras de la aeronave NM-115. El diagrama V-n en la Ilustración 13-2 se realizó siguiendo la metodología de *Roskam* [23] y con los datos estipulados en el *RFP* [1] los cuales se pueden observar a continuación en la Tabla 13-1.

Tabla 13-1 Datos diagrama V-n

Datos para el diagrama V-n		
n máx. positivo	+7	<i>RFP</i>
n máx. negativo	-3	<i>RFP</i>
V <sub>máx</sub>	900 kn	<i>RFP</i>
V <sub>S</sub>	120 kn	<i>RFP</i>
V <sub>A</sub>	300 kn	<i>RFP</i>
V <sub>D</sub>	1000 kn	
V <sub>C</sub>	645 kn	
V <sub>NE</sub>	1111 kn	

Las líneas de ráfagas están calculadas de acuerdo con las regulaciones *FAR 25*, donde se especifican dos velocidades de ráfagas, una de 85 ft/s para velocidad crucero y la otra de 112 ft/s para una máxima intensidad de ráfagas, pero para aviones militares generalmente las velocidades de ráfagas no son críticas por encima de un factor de carga de 3.

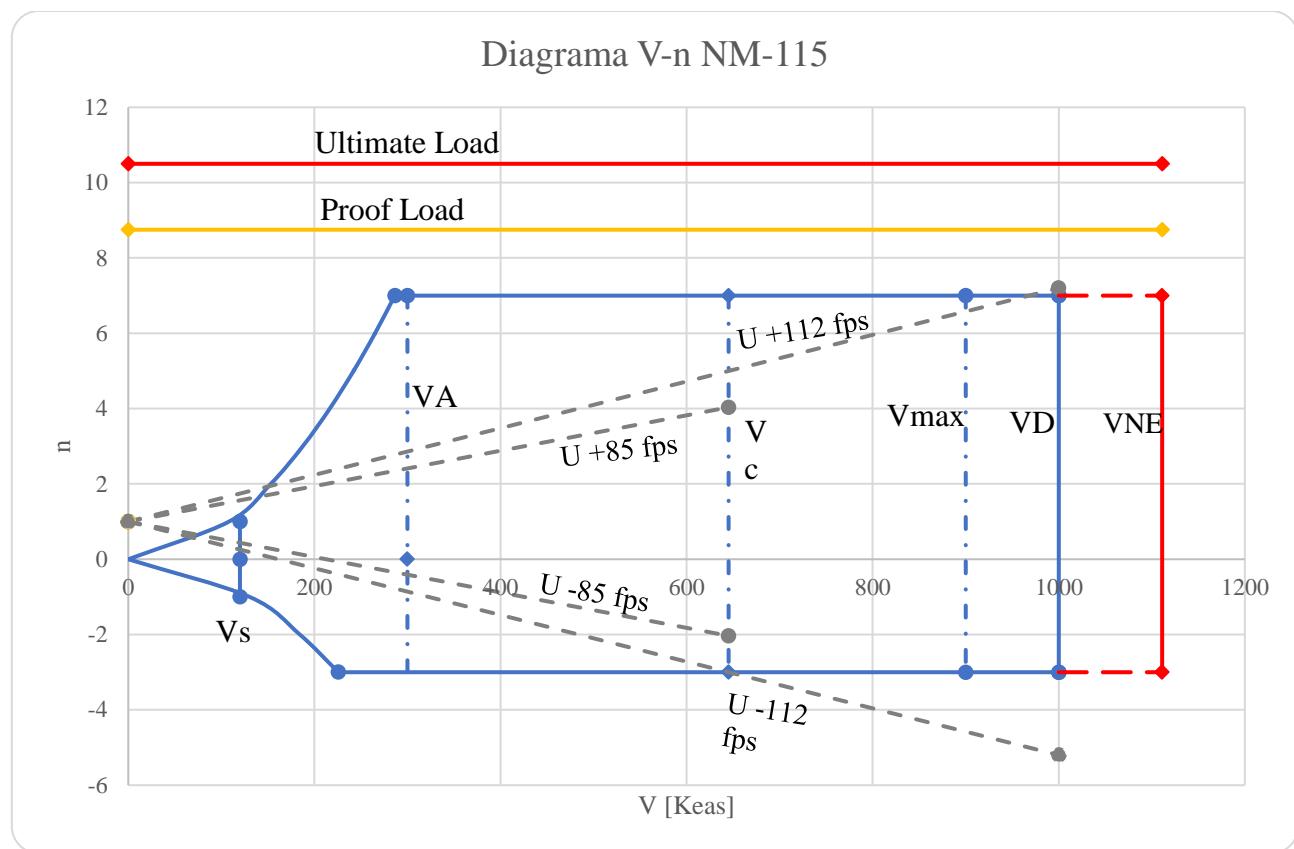
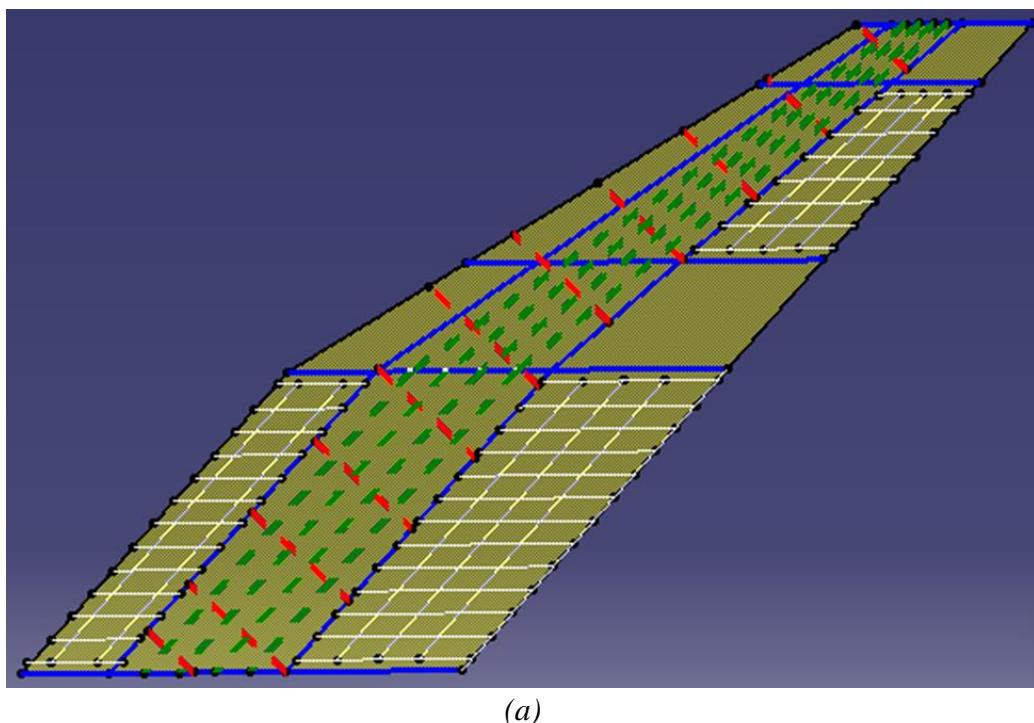


Ilustración 13-2 Diagrama V-n NM-115

### 1.31. Estructura ala

La estructura del ala se puede observar en la Ilustración 13-3, la estructura de ala estará conformada por dos vigas principales ubicadas a 0.20 y 0.75 por ciento de la cuerda alar (líneas azules), además tendrá cinco costillas principales (líneas azules). Por otro lado, estructura constará de once costillas secundarias que estarán ubicadas perpendicularmente a las vigas principales y estarán separadas a una distancia de 2.75ft (líneas punteadas rojas) y por último también constará de ocho vigas secundarias o de refuerzos que estarán ubicadas entre las vigas principales (líneas verdes punteadas).



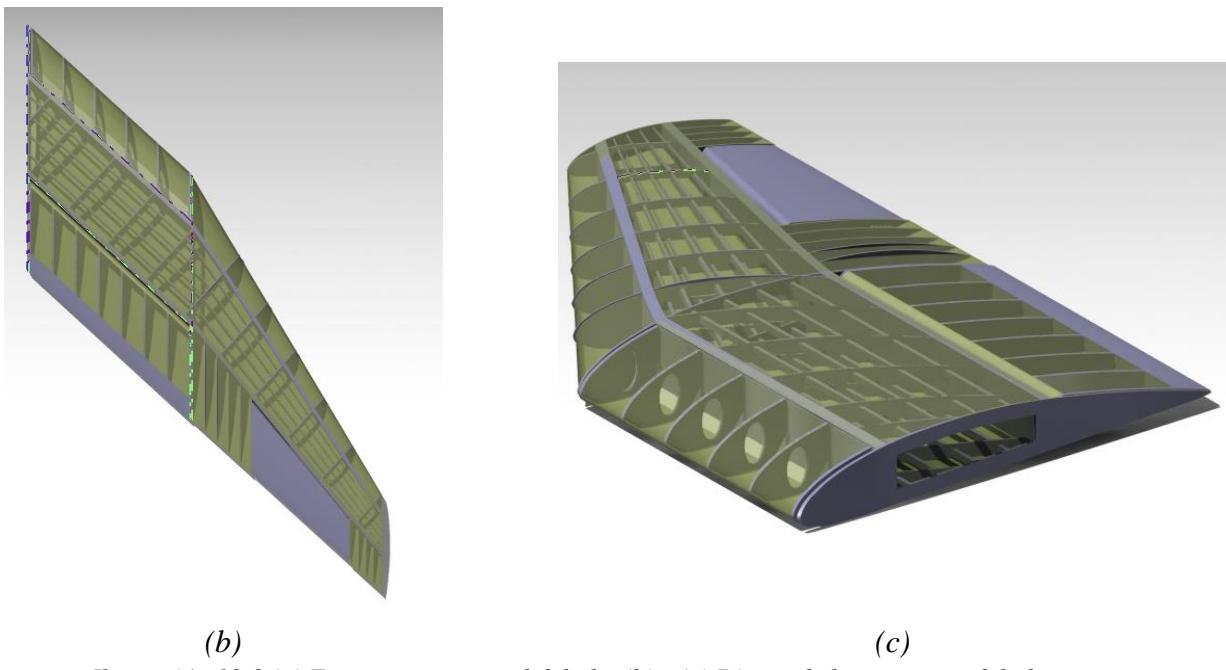


Ilustración 13-3 (a) Esquema estructural del ala. (b) y (c) Diseño de la estructura del ala.

### 1.31.1. Puntos duros

El ala contará con cuatro puntos duros en los cuales se fijarán los pylons donde se encontrarán sujetos los racks y lanzadores, que tendrán el armamento y tanques de combustible externos, además de que podrán ser usados para el gateo de la aeronave durante los mantenimientos. La ubicación de los puntos duros se puede observar en la Ilustración 13-4 las distancias indicadas son tomadas desde la cuerda de raíz y se encuentran en pies.

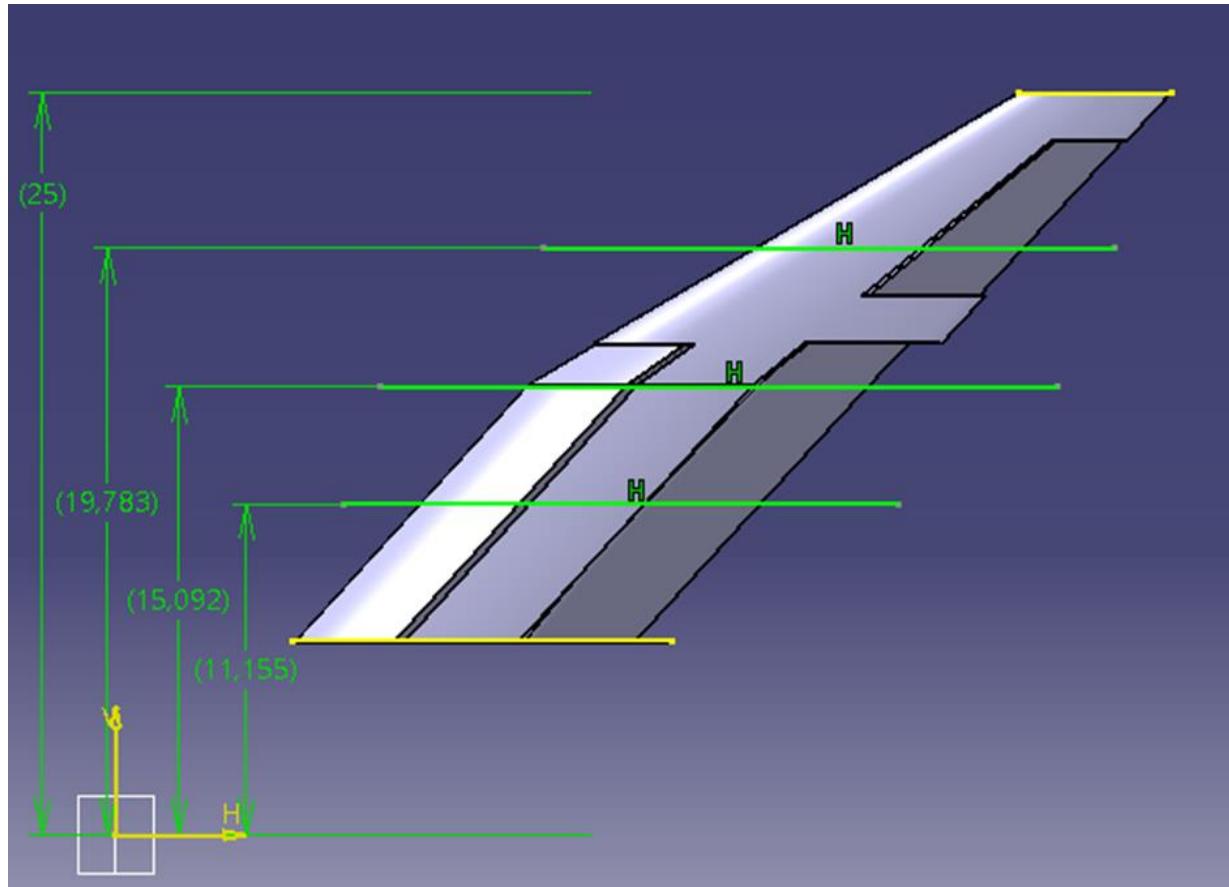


Ilustración 13-4 Esquema ubicación puntos duros en el ala

El proceso de validación estructural de ala fue realizado bajo las condiciones más críticas para despegue y para combate. En el anexo 4, se aprecian los diferentes modelos simulados con algunas combinaciones

de materiales compuestos que presentan las mejores características en peso y resistencia para la aeronave, dichos materiales se proponen también para la estructura del fuselaje como se ve en la sección 13.4

### 1.32. Estructura estabilizadores

Para el caso del estabilizador vertical (ver Ilustración 13-5) estará conformado por dos vigas y cuatro costillas principales (líneas rojas) y tres costillas secundarias (líneas azules). Las vigas estarán ubicadas 20 y 66 por ciento de la cuerda de raíz. Mientras que las costillas tendrán un espaciamiento de 1.31ft entre ellas. Por otro lado, los estabilizadores horizontales estarán fabricados completamente en materiales compuestos.

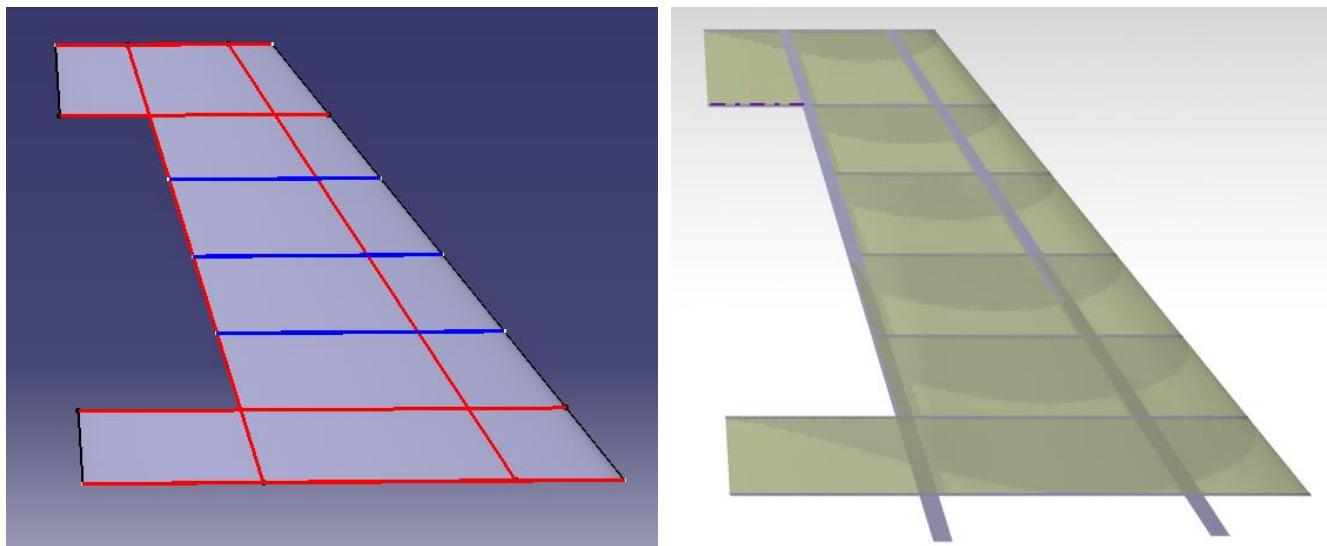


Ilustración 13-5 Esquema estructura estabilizador vertical

### 1.33. Estructura del Fuselaje

El fuselaje del NM-115 es una estructura modular de tres secciones compuesta por el módulo delantero, el fuselaje central y el fuselaje posterior como se puede observar en la Ilustración 13-6. Los tres módulos del fuselaje cuentan con una subestructura especial construida de marcos, mamparos y largueros. Las pieles son lisas para reducir el drag por fricción en la piel. Los módulos de los fuselajes estarán conectados por pernos de titanio para permitir la extracción y el reemplazo en caso de daños o fallas importantes en la estructura. Cada módulo del fuselaje es una unidad integral e independiente que contiene todos los enlaces de control, sistemas de control, cableado y arneses eléctricos, líneas del sistema hidráulico y líneas de distribución del combustible, interconectados con los otros módulos a través de conectores reutilizables.

El módulo delantero contiene el compartimiento y el tren de aterrizaje de nariz de la aeronave, el radar primario, el compartimiento primario de aviónica, la sonda de reabastecimiento en vuelo retráctil, y además cuenta con la compuerta para el cañón rotativo de la ametralladora GAU-8. Este módulo se encuentra aislado y bajo las condiciones climáticas para garantizar un óptimo funcionamiento de la aviónica y los sensores.

El módulo del fuselaje central está compuesto por los ductos de entrada de aire al motor, la bahía del sistema de munición y del cargador de la GAU-8, la bahía de armamento interno, la bahía sistemas de guerra eléctrica y comportamiento del tren aterrizaje principal. El fuselaje central también cuenta con un tanque de combustible central y un compartimiento de aviónica secundario.

El módulo del fuselaje posterior alberga el motor de la aeronave, el soporte estructural de la panta motriz, el sistema de salida del aire del motor, los sistemas de soporte del motor, equipo de autoarranque y los sistemas de guerra electrónica.

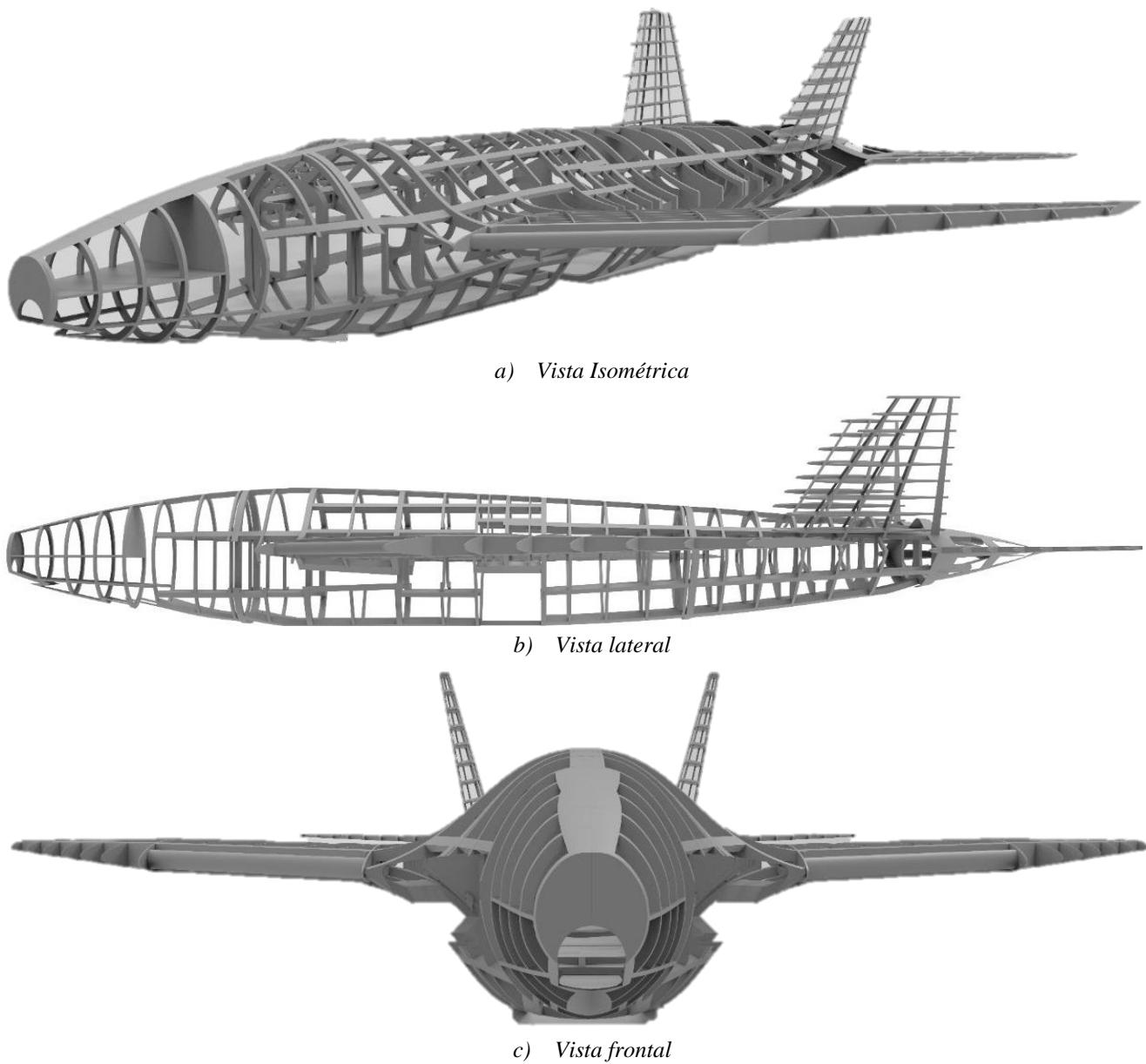


Ilustración 13-6 Estructura del fuselaje

## 14. Armamento

La aeronave estará capacitada para neutralizar diferentes tipos de objetivos como pueden ser: tanques, navíos, cañones antiaéreos, tropas en tierra, bases pequeñas e inclusive otras aeronaves en caso de combate aéreo, para poder llevar a cabo este tipo de misiones la aeronave deberá llevar una variedad de armamento (Ver Tabla 14-1) entre los que se encuentra misiles aire-aire (AIM), misiles aire-tierra (AGM), bombas guiadas (GBU), bombas no guiadas (CBU) los cuales pueden ser cargados internamente dentro del fuselaje o externamente anclado en el ala.

Tabla 14-1 Especificaciones armamento [24]

Nombre/Designación	Peso [lb]	Longitud [in]	Diámetro [in]
GBU-31	2085	152,72	18
GBU-38	559	92,64	10,75
CBU-105	927	92	15,6
AIM-120	335	143,9	7
AGM-65 Maverick A/B	462	98	12

### 1.34. Armamento interno

El armamento interno se encuentra distribuido en 3 bahías, cada una de ellas cuenta con una capacidad de 3 misiles sumando un total de 9 misiles, 3 de los más largos y 6 en su defecto de los más anchos. La distribución para las distintas misiones, de acuerdo con las dimensiones de cada compartimiento interno se muestran en la Ilustración 14-1.

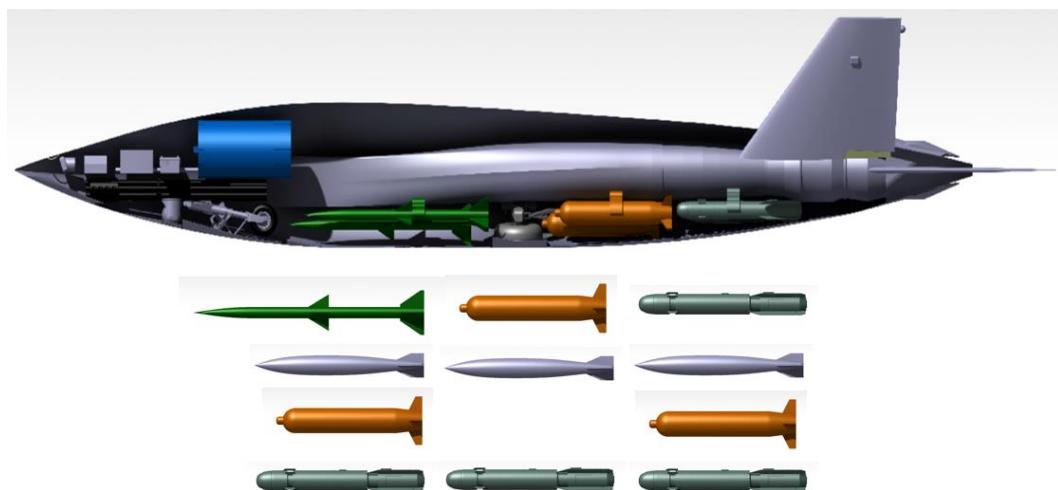


Ilustración 14-1 Armamento interno

### 1.35. Armamento externo

Por otro lado, el armamento externo estará ubicado en la parte inferior del ala como se mencionó en la sección 13.2.1 donde contará con ocho puntos duros. A continuación, en la Ilustración 14-2 se mostrará las posibles distribuciones para las diferentes misiones indicadas en el *RFP*, además de otras posibles configuraciones del armamento.

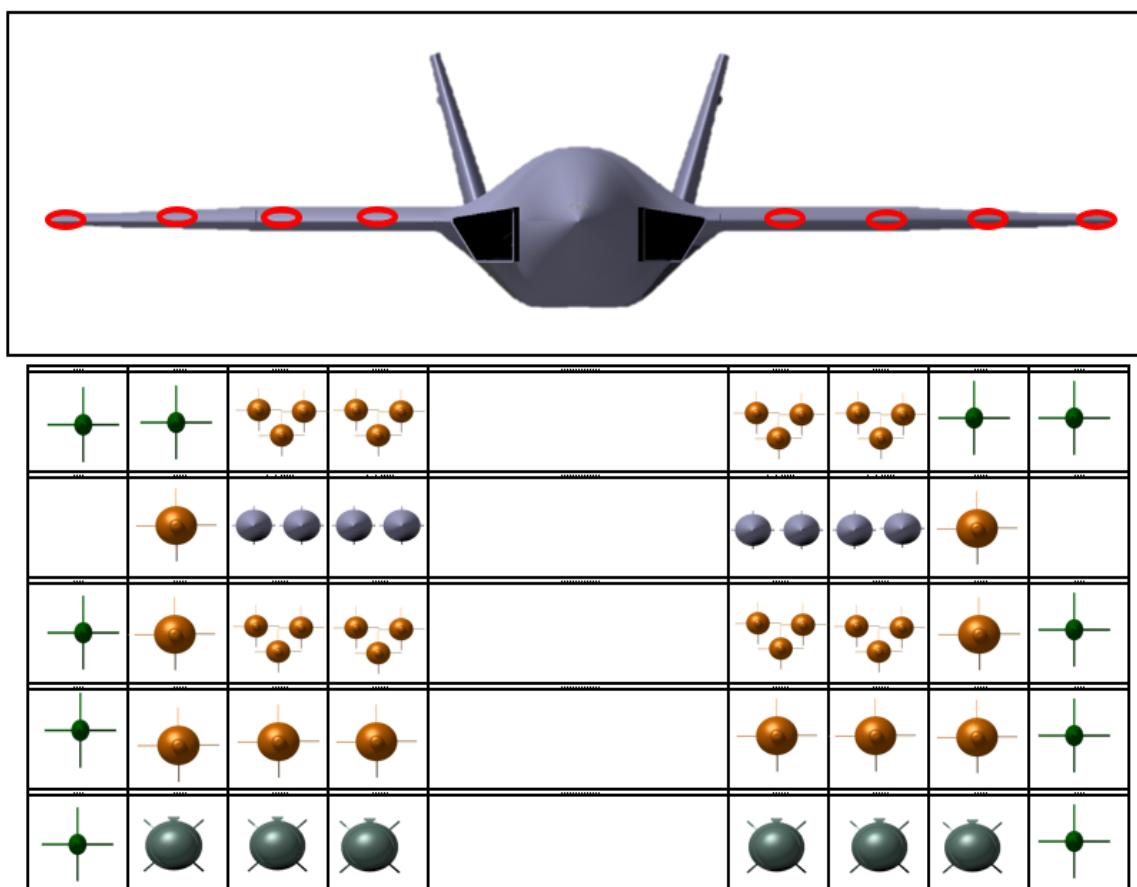


Ilustración 14-2 Distribución de armamento externo

## 15. Sistemas del NM-115

### 1.36. Sistema de control de vuelo

La aeronave usa un sistema doble redundante para el sistema de controles primarios y secundarios en vuelo. El sistema primario consta de alerones, estabilizadores y timón de cola; el sistema secundario hace referencia a las superficies hipersustentadoras ubicadas en el ala. Estos controles de vuelo están diseñados bajo una metodología que regula el nivel de sensibilidad en los actuadores, el cual adapta, modula y valida el valor requerido para el movimiento del actuador en función de los controles de vuelo y el piloto automático, apoyado en sistemas de ópticas irreversibles. Lo anterior es importante ya que, se usa para que el sistema sea menos susceptible a interferencia durante el servicio efectuado por el operador, además de disminuir la complejidad que representaría un sistema completamente mecánico.

Respecto a la configuración y disposición del sistema, se encuentra anclado a las computadoras que reciben las señales enviadas por el piloto automático u el operador en tierra del UAV, luego este sistema se encarga de enviar las señales a los actuadores. Los actuadores están dimensionados para requerir solo dos en caso de falla, operando para situaciones de combate crítico, probabilidad de fallas hidráulicas, fallas en el sistema eléctrico no ocasionadas por combate y cualquier tipo de incidente enlistado por el fabricante del sistema de actuadores. Los actuadores usados son de la serie *Thomson ECT130* [25]. Finalmente, estos poseen una amplia gama de longitudes de carrera y una velocidad de carrera de 100 a 300 grados por segundo, lo cual aporta significativamente a la capacidad de reacción de la aeronave y también a su estabilidad.

### 1.37. Sistema de luces

- **Luces de formación:** Las luces de formación son necesarias para que la aeronave pueda realizar vuelos en formaciones cerradas durante operaciones nocturnas, de manera que las demás aeronaves a su alrededor puedan identificarla con facilidad mediante la referencia que brinda la luz , dado que el *NM-115* estará en capacidad de realizar operaciones nocturnas y que existe la posibilidad de que deba volar en formación con otro tipo de aeronaves, es necesario incluir dichas luces, las cuales consisten en bandas de forma alargada que iluminan de color verde, estas estarán ubicadas de la siguiente manera: dos bandas horizontales a cada lado del frente del fuselaje, dos bandas horizontales a cada lado de los motores en la parte trasera del fuselaje, una banda vertical en cada estabilizador vertical y una banda en cada punta de ala. Adicionalmente estas luces serán estacionarias.
- **Luces estroboscópicas:** Estas luces se utilizan para aumentar la visibilidad de la aeronave notablemente ya que su operación es intermitente, estas estarán ubicadas en la superficie exterior de cada estabilizador vertical emitiendo una luz roja intermitente.
- **Luces de navegación:** las luces de navegación se utilizan para aumentar la visibilidad en operaciones nocturnas e indicar la posición y el rumbo de la aeronave para el personal en tierra u otras aeronaves, estas se ubican de la siguiente manera: una luz verde en el borde de ataque del ala derecha, una luz roja en el borde ataque del ala izquierda y una luz blanca intermitente en la punta trasera del estabilizador vertical derecho.
- **Luces de aterrizaje y carretero:** la luz de aterrizaje y despegue estará ubicada en el tren de nariz de la aeronave, esta tendrá un ángulo de apertura de 5.5° y una intensidad máxima de 400.000cd (candelas), adicionalmente se contara con luces de carretero, las cuales también estarán ubicadas en el tren de nariz, estas contarán con un ángulo de apertura de 17.5° y una intensidad de 42000cd.

- Luz para repostaje aéreo: teniendo en cuenta que el NM-115 debe estar en capacidad de recibir combustible durante el vuelo, se hace necesario una luz que ilumine el puerto de conexión para realizar operaciones nocturnas de reabastecimiento.

El sistema de luces del NM-115 se puede ver la Ilustración 15-1



Ilustración 15-1 Sistema de luces

### 1.38. Sistema eléctrico

La aeronave cuenta con dos generadores cada uno de 90KVA los cuales distribuyen la energía a las barras de corriente alterna en la aeronave como se en la Ilustración 15-2, [26] después de esto pasan a través de unos transformadores rectificadores a las barras de corriente directa y por último pasa a las baterías del aeronave.

El sistema eléctrico tiene dos barras de emergencia o sistemas esenciales de alterna y directa que se comunican por un transformador rectificador y también por un inversor. Por último, el sistema puede funcionar mediante la entrada de energía en tierra y también con las baterías. El diseño del sistema eléctrico está basado en el MIL-STD-704F [27] y la regulación de sistemas eléctricos para aeronaves militares que dicta la naval de Estados Unidos [28].

En la estimación totalidad de la energía requerida en la aeronave existen muchas complicaciones, ya que la mayoría de los fabricantes y proveedores cuentan con una política de privacidad respecto a los valores de potencia por motivos de seguridad y evitar la competencia desleal. En palabras más simples, los diferentes componentes de aviónica o componentes electrónicos usados en la aeronave no brindan el consumo total hasta el momento de adquisición del componente, de tal forma que el proveedor se ajuste a los requerimientos de los compradores o diseñadores.

En el anexo 3.3, es posible ver una breve descripción de algunos componentes de la aeronave.

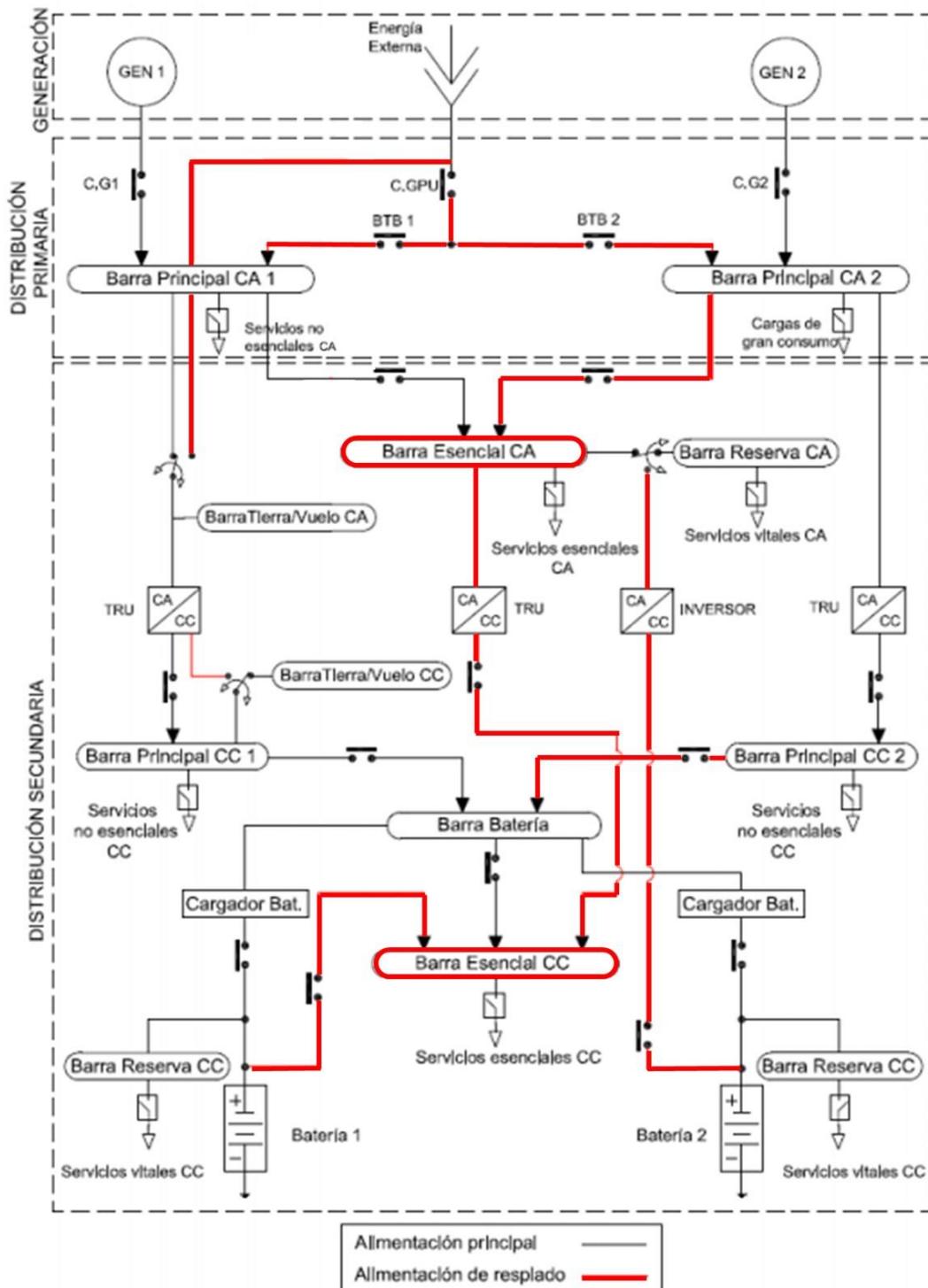


Ilustración 15-2 Sistema eléctrico

### 1.39. Sistema de combustible

La Ilustración 15-3 se muestra el sistema de combustible empleado en la aeronave. La parte morada hace referencia al esquema del espacio disponible para el combustible. Se puede observar que una parte de los tanques se encuentra ubicada en el fuselaje y otra en la parte más interna de las alas pegadas al fuselaje. El combustible sale de este compartimiento gracias al accionar de una bomba tipo Venturi, esta brinda la presión necesaria para la activación de los componentes encargados de bombear el combustible, estas son bombas eléctricas de corriente alterna y corriente directa, de allí viajan por los ductos hasta llegar a un filtro, en este se hace una depuración de las posibles suciedades que contenga el combustible. De allí el

combustible está listo para entrar al motor e iniciar el proceso de combustión. En caso de emergencia, se tiene una válvula de corte de combustible cuyo mando se encuentra desde cabina y esta solo se activa en caso tal de que se presente fuego en el motor.

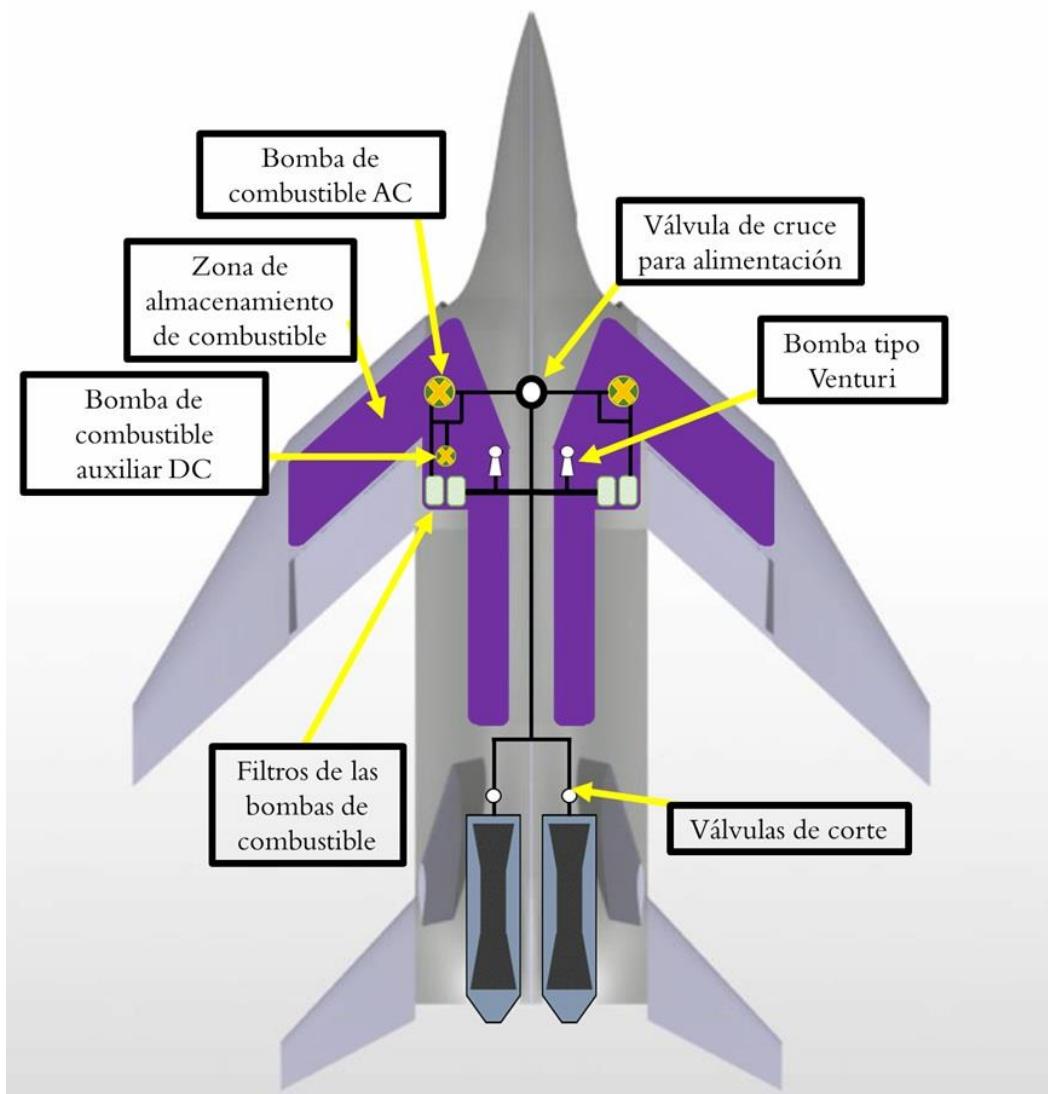


Ilustración 15-3 Sistema de combustible

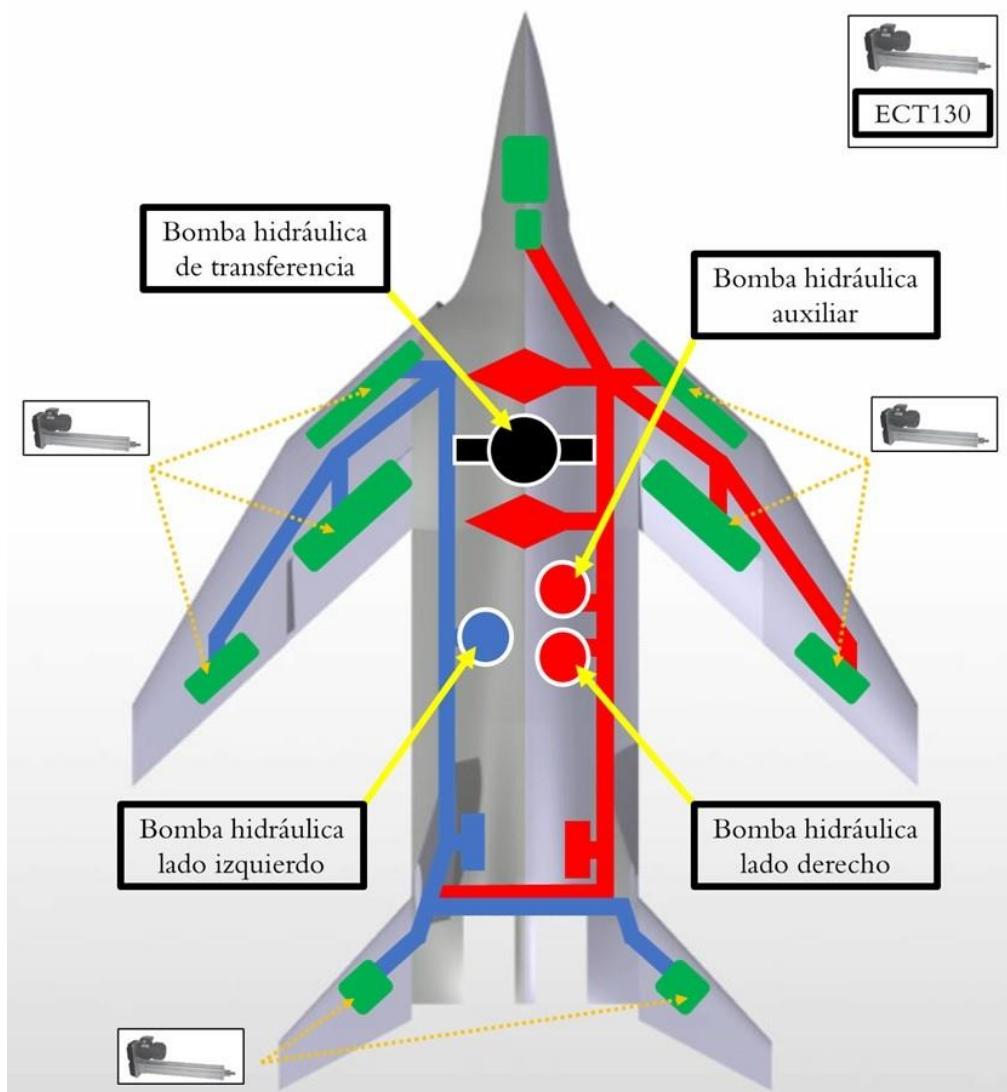
#### 1.39.1. Distribución de Combustible

El NM-115 almacena la mayor parte del combustible en el fuselaje, sin embargo, los tanques se han diseñado de manera específica para que este también se ubique en la parte central del fuselaje, esto con el fin de ayudar a optimizar la ubicación del centro de gravedad. Es importante mencionar que los tanques internos serán autosellantes dadas las condiciones en las que se desempeñará la aeronave, las cuales la hacen propensa a recibir impactos de proyectiles que podrían causar fugas de combustible, además de esto, todos los tanques de combustible están conectados por líneas de combustible, bombas y válvulas de corte para brindar seguridad y maniobrabilidad durante las operaciones. Los puertos para repostaje se ubicarán en la parte inferior de los extremos de las alas con el fin de realizar repostaje en tierra de manera práctica y rápida, la distribución de los tanques internos puede verse en la Ilustración 15-3.

Para operaciones de rango extendido se cuenta con la posibilidad de acoplar tanques externos desprendibles en las puntas de las alas, teniendo en cuenta que deben respetarse los valores de *MTOW*, adicionalmente el NM-115 cuenta con la capacidad de realizar repostaje en vuelo, es por esto que se ubica un puerto hembra en la parte central superior del fuselaje, el cual, a través de una línea de combustible, llevará el fluido a los tanques internos.

## 1.40. Sistema Hidráulico

Como se muestra en la Ilustración 15-4, el sistema hidráulico consiste en dos bombas principales, ubicadas en el lado derecho e izquierdo respectivamente, una bomba auxiliar ubicada en el lado derecho y una bomba de transferencia en la parte media de la aeronave. El lado izquierdo (de color azul) se encarga de suministrar lo necesario para la operación de las superficies de control y superficies hipersustentadoras de dicho lado, también para el tren de aterrizaje principal izquierdo y el motor izquierdo. El lado derecho (de color rojo) es equivalente al del lado izquierdo con la diferencia de que este posee una bomba auxiliar para el tren de nariz, también para desplegar la ametralladora cuando esta se requiera. Este sistema se encuentra unido por una bomba de transferencia en caso tal de que una de las bombas principales falle de un lado, pueda suplir la necesidad del sistema completo.



## 16. Traza radar y furtividad

La furtividad es uno de los requerimientos más importantes para el *NM-115*, dentro de los parámetros pre establecidos para hacer una aeronave que cumpla o tenga las características de clase furtiva, se tienen la altitud de operación de la aeronave, para ser más precisos se habla de un techo de operación máximo que aprovecha de la altitud para etapas crucero y desplazamientos prolongados, implícito en su configuración, los sistemas anti-radares con los cuales cuente como absorción de ondas, disipación de estas, entre otras que se irán nombrando más adelante incluyendo sistemas pasivas de cancelación que usan materiales refractores-reflectores, recubrimientos disipadores, geometrías suavizadas curvas y superficies con ángulos suavizados no perpendiculares, pinturas con reflectividad nula, sistemas activos que consideran etapas completamente activas y semiactivas, además de sistemas de nueva generación que serán homologables a la aeronave conforme sean desarrollados por futuras empresas militares en el futuro como gases ionizados en la superficie metálica que recubre toda la aeronave o computadoras basadas en *Maching Learning* y *Overclocking* que reorganizan, modulan, varían, cambian o distorsionan los valores que tienen los radares de detección en tierra. Dentro de este estudio, se plantea principalmente la separación de estos sistemas o configuraciones en activos o pasivos.

Los sistemas pasivos son aquellos componentes de la aeronave que no consumen cualquier tipo de energía o que requieran la articulación de otros sistemas para llevar a cabo su función [29]. El diseño de la aeronave cuenta con los requerimientos para tener una traza radar baja. Este cuenta con unas alas de baja envergadura, con doble aflechamiento como se observa en la Ilustración 11-2. Haciendo énfasis en la Ilustración 11-6 para el empenaje, los estabilizadores tanto horizontales como verticales, están diseñados con ángulos de incidencia y tamaño reducido, donde estos aportan a que se continúe con la disminución de detección en los radares. La configuración de las tomas de aire para el motor, se tiene un estudio el cual arrojó su ubicación en la parte media del fuselaje, este último es un factor bastante importante, ya que si su ubicación hubiese estado en el morro de la aeronave, las ondas emitidas por los radares sería con lo primero que se encontrarían, lo cual, es un problema bastante considerable, ya que no se reduciría la onda que vuelve al radar y no se llevaría a cabo la reducción de detección radar. Cabe resaltar que la detectabilidad por medio de calor o infrarroja, para este caso, se tienen motores de bajo *bypass* y salidas de motores debidamente diseñadas para que la franja de calor que este expulsa es muy baja, este diseño del motor viene desde fabrica, ya que este es un especialista en realizar motores para aeronaves de combate y los cuales reciben el nombre de indetectables, el mejor ejemplo es el *F22 Raptor*, aeronave que cuenta con el mismo motor con el que cuenta la aeronave; esta franja de calor se reduce gracias a la distancia que existe entre la salida de los gases de las turbinas y la parte final del ducto de salida. Los diferentes materiales que absorben el calor, también los diferentes sangrados que se realizan en esta parte ayudan a la disminución de la temperatura de los gases de salida.

Los sistemas activos por su parte actúan en conjunto con los sistemas pasivos, buscando optimizar la traza de radar de la aeronave, para esto se utilizan diferentes conjuntos de sistemas equipados dentro y fuera de la aeronave que interactúan con las ondas emitidas a la aeronave. Se cuenta con diferentes trazas de radar que varían en función de la ubicación de las antenas o dispositivos emisores de ondas, con lo que se puede identificar las zonas más críticas que requieren de una reducción pasiva o activa según el caso, puesto que la reducción pasiva ya está operativa en la aeronave lo que se busca con la reducción activa es compensar las zonas que la reducción pasiva no consigue.

Las zonas más críticas cuentan con sistemas de cancelación y reducción completamente activos, estos sistemas tienen receptores en las zonas críticas de la traza de radar que reciben la onda o señal en un elemento de cancelación pasiva, que absorbe y modula parte de la traza de radar, así mismo la parte restante pasa a través de un sistema circulatorio que conduce la señal a un variador de fase variable para controlar la fase que se desea emitir e ingresando a un atenuador variable para finalmente pasar por un

amplificador que emite un onda o señal muy diferente a la que sería recibida por un radar para la aeronave. Con este sistema se cambia la traza de radar drásticamente, sin embargo, solo tiene efecto en determinadas zonas debido a la complejidad y peso de los equipos. Las zonas que gozan de este sistema son la parte inferior y frontal de la aeronave que actúa en conjunto con los equipos de radar de la aeronave para proyectar una línea libre radar al frente de la aeronave que permite garantizar furtividad respecto radares de tierra que estén en oposición al desplazamiento de la aeronave. [30]

Parte los sistemas activos también comprenden los sistemas semiactivos en zona de traza de radar media, sin valores críticos y con posibilidad de detección, donde lo que se busca es obtener un sistema de absorción que consta de un elemento de cancelación de la traza de radar pasivo que absorbe la onda o señal para dirigirse a un variador de fase variable y luego a un atenuador variable que cambia el efecto de emisión de la aeronave en el radar que recibe la señal en tierra. Este sistema es mucho más ligero, pequeño y práctico para ser usado e instalado en la aeronave en diferentes zonas como alas, estabilizadores e incluso zonas superiores e inferiores de la aeronave. Para efectos de las aeronaves remotamente tripuladas este sistema es muy eficiente pues actúa en tiempo real con las computadoras de vuelo y funcionan como cortina de humo en las zonas que ya ha volado la aeronave, es decir una furtividad en las zonas laterales, superior y trasera del fuselaje y las alas. [30]

Para tener más claridad del comportamiento del *NM-115* referente a la furtividad, se realizó un estudio donde se mide la emisión transversal de radar de la aeronave, este estudio se lleva a cabo por medio de un método llamado momento (*MoM*); el *MoM* convencional, el problema de la dispersión electromagnética con *PEC* en un espacio libre se trata con la ecuación integral del campo eléctrico (*EFIE*), y la corriente superficial se expresa mediante la función de base *Rao-Wilton-Glisson* (*RWG*). Sin embargo, para analizar un objeto eléctricamente grande, como una aeronave, sería necesaria la utilización de *CBFM* y *MLFMA*. [31]

Al aplicar la metodología mencionada anteriormente se obtiene traza radar como se muestra en la Ilustración 16-1. Esta imagen nos describe como es la emisión de aquellas ondas que reflejan en la estructura de la aeronave. De los colores azul al verde son niveles de energía muy débiles, de los colores amarillo-naranja hasta el rojo son niveles de energía bastante considerables para la aeronave, con esto podemos concluir que para estas partes se debe de pensar es donde se implementan los sistemas activos de la aeronave, buscando la reducción de estos niveles de refracción y alcanzar los niveles deseados.

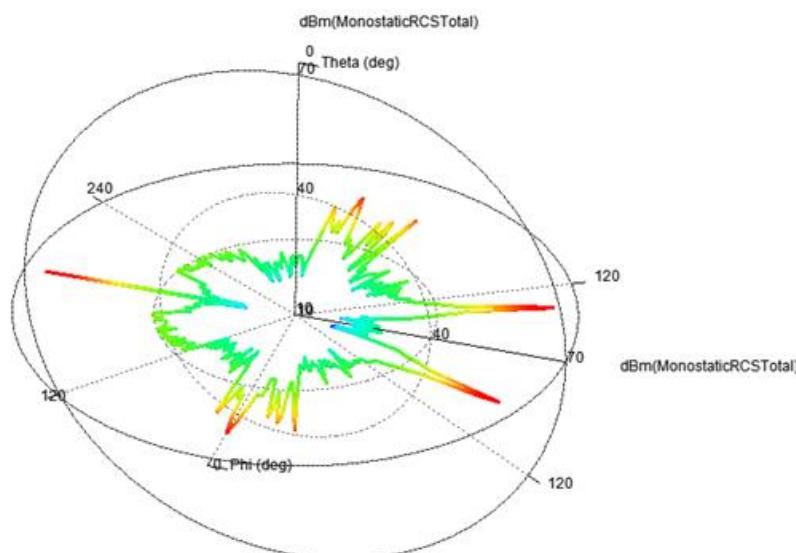


Ilustración 16-1 Traza radar

El diseño cuenta con el esquema de antenas propuesto en la Ilustración 16-2, donde se evidencia en las líneas punteadas el área de cobertura que brindan los sistemas de furtividad activos, los cuales cubren la aeronave de manera longitudinal, transversal y lateral; además del apoyo a telemetría que tiene en la parte delantera de la aeronave.

Se cuenta con un sistema *FLIR*, dos sistemas *DAS* y una antena *AESA*, los cuales son sistemas de última tecnología con el fin de optimizar los procesos de la aeronave frente a la recepción y emisión de ondas, entre otros, los cuales aportan eficiencia en los procesos de la aeronave, cabe resaltar que estos son empleados en las aeronaves militares más modernas.

Este conjunto de componentes hacen que la aeronave aumente sus habilidades de pericia en el área de combate, ya que permite fijar objetivos estáticos, en movimiento, bajo poca visibilidad, detección de movimiento y reconocimiento de tropas y enemigos, así como otras ventajas ya comunes en cámaras estratégicas militares como visión nocturna o traza de calor.

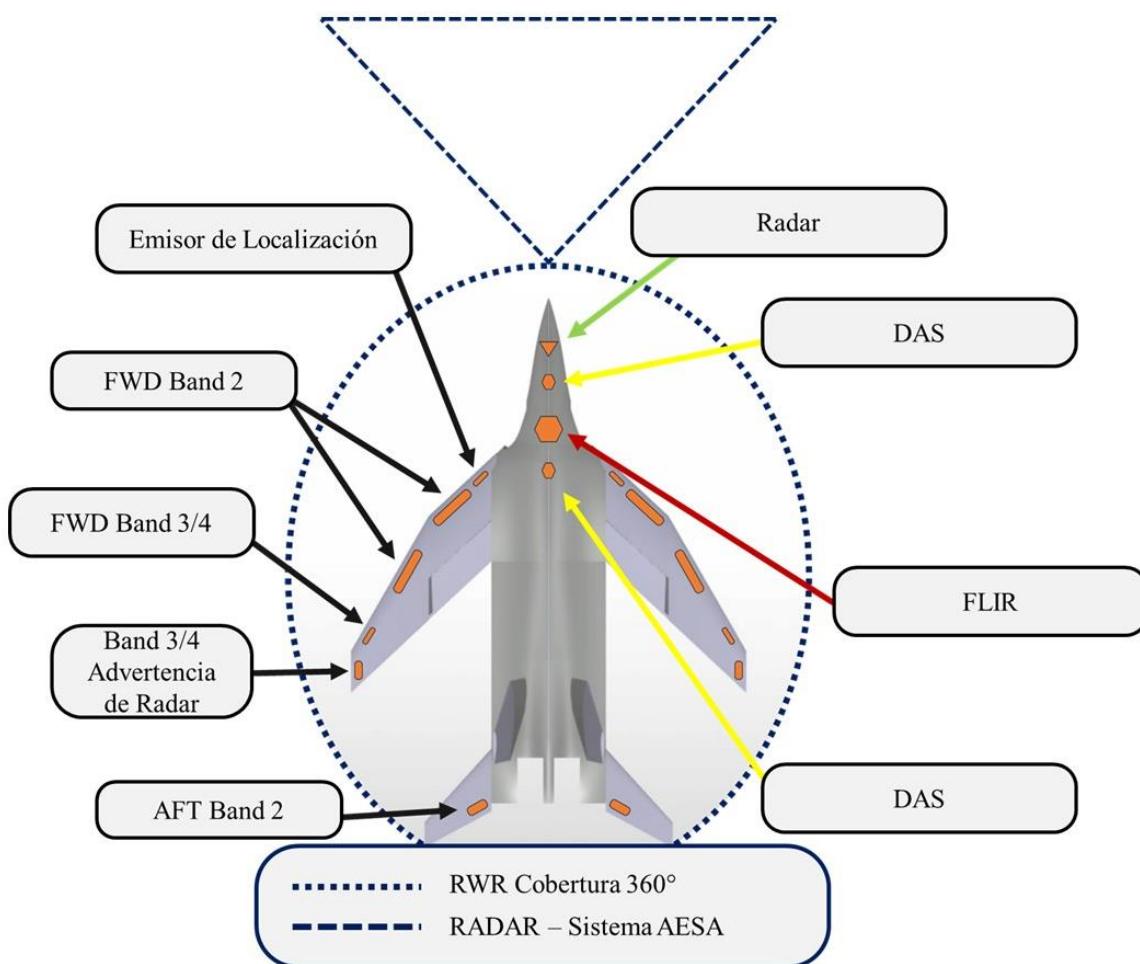


Ilustración 16-2 Sistema de antenas

## 17. Estación de control en tierra “GCS”

Hay dos versiones disponibles de estaciones de control en tierra para la aeronave diseñada, considerando la metodología *COTS* en el mercado actual de aeronaves no tripuladas y remotamente tripuladas militares, se identificaron estaciones robustas, portables y que fueran aptas para las misiones. De acuerdo con lo anterior se consideraron en primer lugar los proveedores de *GCS* de grado militar disponibles para *UAV* existentes del mercado usando las soluciones de productos ofrecidas por empresas como: *General Atomics Aeronautical®*, *Vertical Technologies®*, *UAV Factory®*, *Unmanned Systems Technology®*, *Elbit Systems®*, entre otras.

Las *GCS* deben cumplir con algunas condiciones para operar en cada país, es decir que sea certificable su instalación, mantenimiento, soporte y uso según el requerimiento gubernamental o militar requerido. Ya que se habla de una aeronave remotamente tripulada que busca asegurar la vida de los pilotos, este puede ser operado desde tierra bajo las condiciones diferentes que puedan adaptarse con futuras actualizaciones para ofrecer el mejor apoyo a tropas terrestres sin sacrificar la maniobrabilidad, operación o control de la aeronave. Las opciones disponibles para operar la aeronave incluyen:

1. *GCS convencional de grado militar*: En la primera versión se encuentra una estación de tierra robusta, apta únicamente para instalaciones militares que cumple con los estándares de operación de cualquier aeronave de tripulación remotamente o *UAV* que requieran realizar misiones de largo alcance. El principal proveedor de estas *GCS* es la empresa *General Atomics Aeronautical®*, quienes se encargan del diseño de la estación completa, selección de equipos necesarios, puestos de control y adaptación a la locación deseada. Además, se emplea el uso de antenas en tierra de largo alcance como las desarrolladas por la empresa *Elbit Systems®* que se adapta al control de diferentes tipos de *UAV* de diseño militar. La Ilustración 17-1 ilustra un ejemplo de los *GCS* convencionales.



Ilustración 17-1 GCS convencionales [32]

2. *GCS portable de grado militar:* La segunda versión de estación de control está enfocada en una versión compacta, dicha versión portable se almacena en un maletín o caja de transporte que incorpora los equipos mínimos para operar por completo la aeronave desde locaciones más cercanas a la misión y se optó por incorporar este sistema de respaldo para que un operario en combate pueda priorizar objetivos visibles únicamente en tierra y que además pueda movilizar rápidamente la estación de mando cuando no se tenga acceso a control satelital o antenas de largo alcance. La empresa *Unmanned Systems Technology®* con su equipo “*12PCX HOTAS HD Portable GCS*”, proporcionando el paquete completo de la *GCS* adaptable a diferentes *UAVs* con versiones compactas que pueden ser llevadas por un único operario o soldado durante una misión. La alternativa a este sistema lo proporciona la empresa *UAV Factory®* con estaciones similares. La Ilustración 17-2 ilustra unos de los ejemplos que pueden adaptarse a la versión portable de *GCS*.



Ilustración 17-2 *GCS portables* [33]

Las *GCS* de las empresas mencionadas cumplen con el control y operación de la aeronave en tierra y aire, además de cumplir a cabalidad con las capacidades de ataque aire – aire y aire – tierra con buenos resultados y experiencia que se presentaron en otras aeronaves como el *MQ-9A “Reaper”* o *MQ-9B “SkyGuardian & SeaGuardian”*. Las *GCS* hacen uso de algoritmos de detección y corrección de errores altamente sofisticados para información de datos y video. Poseen alta eficiencia espectral, latencia muy baja, tasa de bits seleccionable, que combinan técnicas avanzadas de compresión de datos y video. Finalmente, el seguimiento de un solo pulso es clave para un posicionamiento muy preciso de objetivos.

## 18. Análisis de costos

En una aeronave que se encuentra en etapa de diseño, es requerida la estimación de costos, esta considera el costo unitario de la aeronave, es decir, el valor comercial de adquisición y los costos debido a su operación, como lo son los costos asociados a la operación y el mantenimiento, la unión de estos dos costos determina la rentabilidad de la aeronave a lo largo de su ciclo de vida.

Teniendo en cuenta que la etapa de operación de la aeronave es sumamente importante, también hay que reconocer que los costos de operación fluctúan bastante ya que tienen en cuenta la depreciación, el seguro, el mantenimiento, el combustible quemar, la tripulación para controlar la aeronave desde tierra, las tasas de aterrizaje dependiente de los aeropuertos donde se opera y por tanto hace que esta estimación sea menos precisa teniendo en cuenta que se estima que la aeronave iniciaría su proceso de manufactura en 2024, en cambio el costo de manufactura tiene a ser más constante a través del tiempo y considerando el alcance del proyecto, en este informe se mostrará la estimación preliminar del costo unitario, que contempla el valor comercial de cada uno de los componentes que conforman la aeronave, el ensamblaje de estos, las pruebas requeridas para verificar su correcto funcionamiento.

Para llevar a cabo la estimación de este costo de adquisición se sigue la metodología usada en el libro de *Corke*, en la cual es implementada una hoja de cálculo que lleva a cabo un gran número de relaciones de *CERs* (*Cost Estimated Relaciones*) como el peso estructural de la aeronave, su desempeño en términos de velocidad de operación, número de prototipos y unidades a producir, entre otros.

Para distintas variables del método, se basó principalmente en compilaciones estadísticas a partir de información de 4 aeronaves con características similares a la aeronave en proceso de diseño (*fighters*) como *Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II*, *Lockheed Martin F-35 Lightning II*, *Sukhoi Su-25* y *F-16 Fighting Falcon*, el fin de obtener ciertas correlaciones que hagan más preciso el proceso en función del tipo de aeronave por modelo. Se compararon los valores reales de cada una con el valor resultante de la hoja de cálculo de *Corke*, todo expresado en Dólares Estadounidenses y así se calcula el error del método como se puede observar en la Tabla 18-1. Cabe aclarar que se realiza una exhaustiva búsqueda de los precios unitarios reales de estas aeronaves en el 2020 o más cercanos al 2020 y con una producción de aproximadamente 250 ejemplares para simular la situación similar a la de la aeronave en proceso de diseño, de la que se asume la producción de 250 aviones en el 2020, al usar estas mismas condiciones o muy cercanas hacen que sea más precisa la estimación del error.

Tabla 18-1 Proceso de verificación del método

Aeronave	Costo real	Costo Corke	Error promedio
Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II	\$46,300,000	\$38,432,053	20%
Lockheed Martin F-35 Lightning II	\$77,900,000	\$58,654,237	33%
Sukhoi Su-25	\$32,000,000	\$24,849,815	29%
F-16 Fighting Falcon	\$70,000,000	\$59,893,416	17%
<b>Total</b>	<b>\$226,200,000</b>	<b>\$181,829,521</b>	<b>25%</b>

Este método indica que el costo del avión depende principalmente de su peso en vacío, sin embargo, al pasar los años se han implementado nuevas tecnologías, materiales, métodos de manufactura y ensamblaje hacen que el peso de la aeronave reduzca y por tanto el valor también, esto crea una estimación de costos falsa porque estos elementos mencionados pueden incurrir en un mayor costo de producción y como se puede observar los valores calculados por *Corke* dan menores que el valor real. Teniendo en cuenta que

los costos de la aeronave son un parámetro indispensable para determinar la viabilidad del proyecto además de ser restringido por el RFP [1] .

*Tabla 18-2 Parámetros para definir la estimación de costos del NM-115*

<b>NM-115</b>	
Año	2020
Unidades por producir	250
Ws	26200 lbs
Vmax	1519.03 f/s
Costo unitario en Corke	\$48,068,153
Corrección Error	<b>\$60,085,191</b>

Existe una incertidumbre considerable a la hora de implementar el método y, con el fin de minimizarla y hacer la estimación de costos lo más realistas posible, se debe tener en cuenta el error encontrado del 25%, aparentemente grande, sin embargo, teniendo en cuenta que la actualización más reciente fue en el año 1986, es importante realizar las respectivas conversiones de los resultados obtenidos a valores dados donde se debe tomar en cuenta la inflación a lo largo de los 34 años, para verificar si la aeronave en proceso de diseño es viable y cumple con los requerimientos iniciales, se suma el error resultante de la evaluación del método utilizado como se puede observar en la Tabla 18-2, valores en dólares estadounidenses.

*Tabla 18-3 Estimación costos NM-115*

<b>NM-115</b>	
Costo unitario	\$60,085,191 USD
Valor de los motores (2)	\$6,824,569 USD

El costo unitario (Tabla 18-3) de la aeronave *NM-115* hacen que sea un diseño viable y por tanto rentable con respecto a las aeronaves similares con las que se llevó a cabo todo el proceso de comparación y estimación de costos. Los motores van incluidos en este valor a pesar de ser el 11% del valor total de la aeronave, sigue siendo una aeronave económica, esto se debe a las grandes características de rendimiento que lo caracterizan y a la aplicación de múltiples tecnologías avanzadas en cuanto a materiales, sistemas y estructuras, lo que lo hace muy atractivo para el cliente como una aeronave novedosa, asequible y eficiente.

## 19. CAD

### 1.41. *Modelo ensamblado*



Ilustración 19-1 *Modelo ensamblado*.

### 1.42. *Fuselaje*



Ilustración 19-2 *Fuselaje*

### 1.43. *Ala*

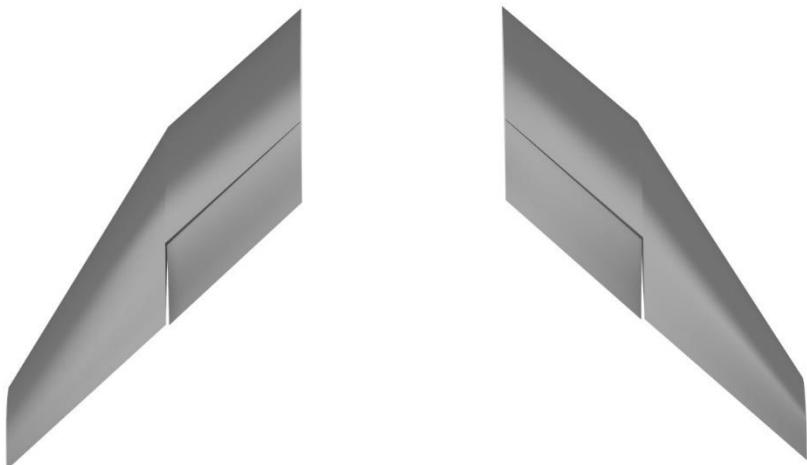


Ilustración 19-3 *Ala*

#### 1.44. Empenaje

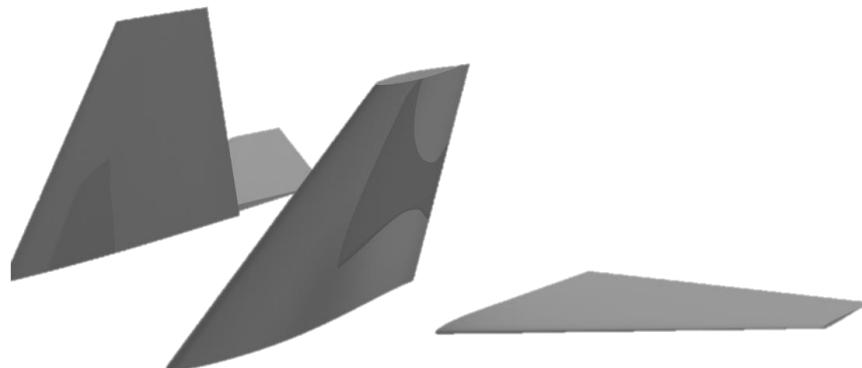


Ilustración 19-4 Empenaje

#### 1.45. Planta motriz

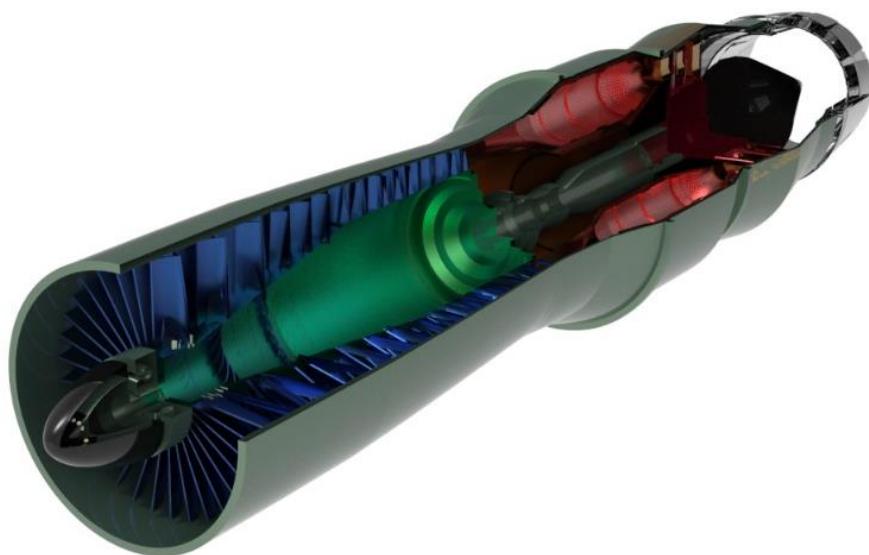


Ilustración 19-5 Motor



Ilustración 19-6 Planta motriz

#### 1.46. Tren de aterrizaje



Ilustración 19-7 Tren de aterrizaje

#### 1.47. Armamento



Ilustración 19-8 Armamento externo



Ilustración 19-9 Armamento interno

## 1.48. NM-115



Ilustración 19-10 Exterior NM-115



Ilustración 19-11 Interior NM-115

## Referencias

- [1] C. R. Beskar , «2006-2007 AIAA Foundation Graduate Team Aircraft Design Competition,» AIAA Technical Committe on Management , 2006.
- [2] The Congress of the United States , «Alternatives for Modernizing,» Congressional Budget Office, Washington D. C., 2009.
- [3] M. H. Sadraey, Aircraft Design a System Engineering Appoach, New Hampshire: USA a John Wiley & Sons, Ltd, 2013.
- [4] H. C. G. R. HIH Saravanamutto, Gas Turbine Theory, New Delhi: Pearson, 2001.
- [5] J. Roskam, Part I: Preliminary Sizing Of Airplanes, Lawrence: DARcorporation, 1997.
- [6] D. P. Raymer, Aircraft Design A conceptual Approach, Washington DC: American institute of aeronautics and astronaurtics, Inc., 1992.
- [7] L. M. G. E. C. J. a. S. Nicolai, Fundamentals of Aircraft and Airship Design Volume I, Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2010.
- [8] T. Egbert, Advancer aircraft design conceptual, analysis and optimization of subsonic civil airplanes, New Delhi: A John Wiley & Sonns Ltd, 2013.
- [9] Jet Engine Specification Database, «Military Turbojet/Turbofan Specifications,» 21 Marzo 2005. [En línea]. Available: <http://www.jet-engine.net/miltfspec.html>.
- [10] Jane's Information Group, «Aero-Engines—Turbofan, United States of America, United Technologies Pratt & Whitney,» Jane's AeroEngines, 1999.
- [11] Pratt & Whitney , «Aviation Gas Turbine Forecast Pratt & Whitney F119,» Forecast International, 2012.
- [12] N. Meier, «Military Turbojet/Turbofan Specifications,» 2000-2005. [En línea]. Available: <http://www.jet-engine.net/miltfspec.html>.
- [13] S. Kandebo, «Pratt Begins Tests of JSF Powerplants,» *Aviation Week and Space Technology*, pp. 34 - 35, 1998.
- [14] S. Kandebo, «F119 Design to Slash Maintenance Requirements,» *Aviation Week and Space Technology*, pp. 56 - 59, 1995.
- [15] S. Kandebo, «GE Team to Test New JSF Nozzle,» *Aviation Week and Space Technology*, pp. 24 - 25, 1996.
- [16] T. C. Corke, Design of aircraft, New Jersey: Pearson Education Inc., 2003.
- [17] S. M. Larrambe, «ESTRUCTURA PARA LA REDUCCIÓN DE LA SECCIÓN,» ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS, Pamplona, 2013.

- [18] P. D. Bravo-M, H. Cerón-M, F. Catalano y A. Martins Abdalla , «Integration assessment of conceptual design and intake aerodynamics of a non-conventional air-to-ground fighter aircraft,» *Aerospace Science and Technology*, vol. 1, nº 252, pp. 1-23, 2019.
- [19] B. J. Wendt, «The Performance of a Subsonic Diffuser Designed for High Speed Turbojet-Propelled Flight,» NASA Center for Aerospace Information, Ohio, 2004.
- [20] J. D. A. Jr, Fundamentals of aerodynamics, New York: Mc Graw Hill, 2001.
- [21] J. Scott, «Areospaceweb.org,» Noviembre 2002. [En línea]. Available: <http://www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics/q0104.shtml>. [Último acceso: 20 09 2020].
- [22] Roskam, Airplane Flight Dymacis and Automatic Flight Controls, DARcorporation, 2001.
- [23] J. Roskam , Airplane Design Part V: Component Weight Estimation, Lawrence: DARcorporation, 2018.
- [24] «designation-systems,» [En línea]. Available: <http://www.designation-systems.net/dusrm/>.
- [25] Thomson Linear Motion. Optimized, «Precision Linear Actuators,» [En línea]. Available: [https://www.thomsonlinear.com/downloads/actuators/Precision\\_Linear\\_Actuators\\_cten.pdf#page=18](https://www.thomsonlinear.com/downloads/actuators/Precision_Linear_Actuators_cten.pdf#page=18). [Último acceso: 20 09 2020].
- [26] J. M. Peral González, «Simulación de sistemas eléctricos en aeronaves,» Universidad de Sevilla, Sevilla, 2017.
- [27] DEPARTMENT OF DEFENSE, «MIL-STD-704F AIRCRAFT ELECTRIC POWER,» 2004.
- [28] NAVAL EDUCATION AND TRAINING PROFESSIONAL DEVELOPMENT AND TECHNOLOGY CENTER, «Aviation Electricity and Electronics—Power Generation and Distribution,» AECS Gary Brown and AEC Leonard Bovender, 2002.
- [29] D. J. Roskam, Part IV: Layout design of landing gear and system, Ottawa: Roskam Aviation and Engineering Corporation , 1989.
- [30] D. C. Jenn, Radar and Laser Cross Section Engieneering, Virginia: AIAA Educational Series, 2005.
- [31] C.-S. Y.-K. K. J.-G. Y. Yi-Ru Jeong, «Análisis de RCS de aeronaves de baja observación en banda VHF,» *Hindawi*, pp. 2 - 5 , 2018.
- [32] General Atomics Aeronautical , «General Atomics Aeronautical,» 2020. [En línea]. Available: <https://www.ga-asi.com/ground-control-stations/certifiable-ground-control-station>. [Último acceso: 20 09 2020].
- [33] UAV Factory , «UAV Factory,» 2020. [En línea]. Available: <https://uavfactory.com/product/16/>. [Último acceso: 20 09 2020].
- [34] Jet Engine Specification Database, «Civil Turbojet/Turbofan Specifications,» 3 Abril 2005. [En línea]. Available: <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>.
- [35] Aviation Week and Space Technology, «F117 Engine DesignDuplicates That of Basic F404 Powerplant,» *Aviation Week and Space Technology*, p. 27, 1990.

- [36] Aviation Week and Space Technology, «F119 Configuration Reflects Balanced Design, Lessons from F100 Program,» *Aviation Week and Space Technology*, pp. 35 - 38, 1991.
- [37] The Journal of Flight International, «P&W to Test New F119 Turbine,» *The Journal of Flight International*, p. 32, 1994.
- [38] Boeing, «Services Market Outlook,» Boeing, Washington, 2019.
- [39] A. J. Anderson y J. R. Nelson, Measuring Technological Change: Aircraft Turbine Engines, Santa Monica: RAND, R1017-ARPA/PR, 1972.
- [40] T. R. Dabney y M. J. Hirschberg, Engine Wars: Competition for U.S. Fighter Engine Production, Arlington: ANSER, 1998.
- [41] R. W. Drewes, The Air Force and the Great Engine War, Washington D. C.: National Defense University Press, 1987.
- [42] H. M. Flower, High Performance Materials in Aerospace, New York: Chapman and Hall, 1995.
- [43] N. M. o. t. U. S. A. F. Force, «Pratt & Whitney YF119-PW-100L Augmented Turbofan,» 15 Marzo 2015. [En línea]. Available: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/196077/pratt-whitney-yf119-pw-100l-augmented-turbofan/>.
- [44] B. Gunston, Rolls-Royce Aero Engines, United Kingdom: Patrick Stephens Limited, 1989.
- [45] M. J. Hirschberg, The Advanced Tactical Fighter Engine Development Program, Arlington: ANSER, 1997.
- [46] J. D. A. Jr, Introduction to flight, New York: Mc Graw Hill, 2005.
- [47] S. Kandebo, «GE Developing Longer Life F110,» *Aviation Week and Space Technology*, pp. 42 - 43, 1996.
- [48] S. Kandebo, «Improved F100-229 Fan Could Boost Engine Life,» *Aviation Week and Space Technology*, p. 64, 1995.
- [49] M. S. Knaack, Encyclopedia of U.S. Air Force Aircraft and Missile Systems Post–World War II Fighters 1945–1973, Washington D. C.: Office of Air Force History, 1978.
- [50] J. M. Lloyd Jenkinson, Aircraft design projects for engineering students, Burlington: Butterworth-Heinemann, 2003.
- [51] J. R. Nelson, Life-Cycle Analysis of Aircraft Turbine Engines, Santa Monica: RAND, R-2103-AF, 1977.
- [52] P. P. Walsh, Gas Turbine Performance Second Edition, Derby: Blackwell Science Ltd, 2004.
- [53] O. Younossi, M. V. Arena, R. M. M. M. Lorell, J. Mason y J. C. Graser, Military Jet Engine Acquisition Technology Basics and Cost-Estimating Methodology, Santa Monica: RAND Project AIR FORCE, 2002.
- [54] Eagle Dynamics Team, DCS A-10C WARTHOG Flight Manual, THE FIGHTER COLLECTION, 2011.

- [55] I. H. Abbott, A. E. V. D. y L. S. J., Report No. 824, Summary of airfoil data, National Advisory Committee For Aeronautics, 1945.
- [56] B. L. Stevens, F. L. Lewis y E. N. Johnson, Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems, John Wiley & Sons, 2015.
- [57] L. Dragos, Mathematical Methods in Aerodynamics, Springer, 2004.
- [58] Infosys, Aircraft Landing Gear Design & Development, Bengaluru: Infosys, 2018.
- [59] Raytheon, AGM-65 Maverick Man-in-the-Loop Precision, Low Collateral Damage, Anti-tank, Anti-ship, Close Air Support Weapon, Tucson: Raytheon Company , 2007.
- [60] Ames Research Staff, «Report 1135 Equations, tables, and charts for compressible flow,» NACA, California, 1953.
- [61] U. Schuster, «Aeolus,» [En línea]. Available: <https://www.aeolus-aero.com/>.
- [62] N. Meier, «Civil Turbojet/Turbofan Specifications,» 2000-2005. [En línea]. Available: <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>.

## Anexos

### 20. Características y especificaciones del NM-115



Ilustración 1-1 Características y especificaciones NM-115

### 21. Matrices de selección en la configuración general

#### 1.49. Configuración alar

##### 1.49.1. Configuración según número de alas

Número de Alas			Triplano	Biplano	Monoplano
criterio 1	Peso	1	20%	3	2
criterio 2	Costos	5	5%	1	3
criterio 3	Manufactura	4	10%	4	3
criterio 4	Drag	7	15%	1	3
criterio 5	Velocidad de giro	6	5%	1	2
criterio 6	item de Rep/Carga de armamento	8	5%	3	3
criterio 7	Sustentación	2	30%	5	4
criterio 8	Capacidad de Combustible	9	2,5%	2	3
criterio 9	Velocidad	10	2,5%	1	3
criterio 10	Firma Radar	3	5%	1	3
	Total		100	3,025	3,05
					3,8

### 1.49.2. Configuración según ubicación del ala

Ubicación Ala				Alta	Media	Baja	Parasol
criterio 1	Sustentacion	1	30%	4	2	4	4
criterio 2	Control	5	5%	3	4	5	3
criterio 3	Accesibilidad	4	15%	2	3	5	2
criterio 4	Estabilidad	7	5%	5	3	1	2
criterio 5	Drag	6	5%	2	5	4	2
criterio 6	Manufactura	8	10%	5	1	3	4
criterio 7	Peso	2	20%	3	1	4	2
criterio 8	Interferencia Estructural	9	2,5%	4	1	3	5
criterio 9	Desempeño en aterrizaje/despegue	10	2,5%	1	3	4	2
criterio 10	Interacción Tren	3	5%	1	3	4	1
	Total		100	3,275	2,2	3,925	2,875

### 1.49.3. Configuración según tipo de ala.

Tipo Ala				Rectangular	Trapezoidal	Delta	Elíptica	Compuesta
criterio 1	Peso	1	20%	5	4	4	3	3
criterio 2	Costos	5	3%	3	3	3	1	3
criterio 3	Manufactura	4	10%	5	4	3	1	4
criterio 4	Almacenamiento de combustible	7	5%	5	4	3	5	5
criterio 5	Drag	6	15%	2	4	3	5	4
criterio 6	AR	8	5%	5	3	4	3	3
criterio 7	Sustentacion	2	30%	3	4	3	5	4
criterio 8	Desempeño a altas velocidades	9	5,0%	2	4	4	3	5
criterio 9	Distribución de sustentación	10	2,5%	1	4	3	5	4
criterio 10	Adaptabilidad	3	5%	2	2	2	2	5
	Total		100	3,5	3,825	3,25	3,75	3,875

### 1.49.4. Configuración según el aflechamiento.

Aflechamiento				Sin Aflechamiento	Aflechada Atrás	Aflechada Adelante
criterio 1	Estabilidad	1	10%	3	4	3
criterio 2	Desempeño a altas velocidades	5	15%	2	5	1
criterio 3	Manufactura	4	13%	4	3	3
criterio 4	Costos	7	5%	5	3	3
criterio 5	Peso	6	25%	4	3	3
criterio 6	Desempeño a altos ángulos de ataque	8	5%	2	1	5
criterio 7	Visibilidad del Piloto	2	3%	3	4	1
criterio 8	Características de entrada en perdida	9	5,0%	3	1	3
criterio 9	Actualidad	10	5,0%	3	5	1
criterio 10	Refuerzo estructural	3	15%	1	3	4
	Total		100	2,975	3,325	2,8

### 1.49.5. Configuración según ángulo diedro

Angulo diedro			Positivo	Negativo	Neutro
criterio 1	Peso	1	30%	3	3
criterio 2	Costos	5	5%	3	3
criterio 3	Manufactura	4	10%	3	3
criterio 4	Estabilidad lateral	7	3%	5	1
criterio 5	control	6	5%	2	4
criterio 6	Velocidad de giro	8	15%	2	5
criterio 7	Distancia al suelo	2	10%	4	1
criterio 8	Almacenamiento de combustible	9	5,0%	3	5
criterio 9	Actualidad	10	2,5%	4	4
criterio 10	Posición vertical de las alas	3	15%	4	5
	Total		100	3,125	3,525
					3,725

### 1.49.6. Configuración según estructura

Configuracion Estructural				Cantilever	Strut-Brace
criterio 1	Peso	1	25%	5	4
criterio 2	Costos	5	5%	3	2
criterio 3	Manufactura	4	10%	2	4
criterio 4	Velocidad de operación	7	5%	5	2
criterio 5	Numero de Puntos de anclaje	6	5%	5	2
criterio 6	Tde Rep/Carga de armamento	8	5%	5	3
criterio 7	Velocidad de giro	2	20%	5	2
criterio 8	Drag	9	5,0%	5	3
criterio 9	Firma radar	10	5,0%	4	2
criterio 10	Carga alar	3	15%	5	2
	Total		100	43,5	30,4

## 1.50. Planta motriz

### 1.50.1. Configuración de acuerdo con el tipo de motor

Tipo			Piston	TurboProp	TurboFan	Rocket	TruboJet
criterio 1	Empuje	1 30%	3	4	5	5	5
criterio 2	Costos	5 5%	3	3	2	1	3
criterio 3	Actualidad	4 5%	3	3	5	1	4
criterio 4	SFC	7 5%	3	4	4	1	3
criterio 5	Desempeño a grandes altitudes	6 5%	2	4	5	5	5
criterio 6	Tamaño	8 5%	2	2	4	1	4
criterio 7	Integración al fuselaje	2 15%	4	3	4	4	4
criterio 8	Disponibilidad	9 10,0%	5	4	5	3	5
criterio 9	Mantenibilidad	10 10,0%	4	4	4	4	4
criterio 10	Instalación	3 10%	4	4	4	4	4
		100	3,45	3,65	4,4	3,65	4,35

### 1.50.2. Configuración propulsora

Motor y CG Aeronave				Pusher	Tractor
criterio 1	Peso	1	25%	3	3
criterio 2	Costos	5	5%	3	3
criterio 3	Disponibilidad	4	5%	3	4
criterio 4	Instalación	7	10%	3	4
criterio 5	Drag	6	5%	4	3
criterio 6	Estabilidad	8	5%	3	4
criterio 7	Integración al fuselaje	2	20%	2	4
criterio 8	Actualidad	9	5,0%	1	4
criterio 9	Mantenibilidad	10	5,0%	3	3
criterio 10	Interferencia Aerodinámica	3	15%	4	3
		100		2,9	3,45

### 1.50.3. Configuración según el número de motores

Número			Monomotor	Bimotor	Trimotor	Cautrimotor	Multimotor
criterio 1	Peso	1 30%	5	4	3	2	1
criterio 2	Costos	5 5%	5	4	3	2	1
criterio 3	Drag	4 5%	5	4	3	2	1
criterio 4	Redundancia	7 10%	1	4	4	5	5
criterio 5	Mantenibilidad	6 5%	4	3	2	1	1
criterio 6	SFC	8 5%	5	4	3	2	1
criterio 7	Empuje	2 20%	1	2	3	4	5
criterio 8	ETOPS	9 2,5%	1	5	5	5	5
criterio 9	Integración al fuselaje	10 2,5%	4	3	2	1	1
criterio 10	Firma radar	3 15%	4	4	3	1	1
		100	3,475	3,55	3,075	2,55	2,3

### 1.50.4. Configuración según ubicación

Ubicación			Andrentro del ala	Arriba del ala	Abajo del ala	Al lado del fuselaje parte trasera	Arriba del fuselaje	Adentro del fuselaje arriba sección trasera
criterio 1	Integración al fuselaje	1 20%	3	4	4	4	3	4
criterio 2	Instalación	5 5%	3	4	5	3	3	3
criterio 3	Mantenibilidad	4 10%	4	3	4	3	3	3
criterio 4	Firma Radar	7 15%	4	2	2	2	2	4
criterio 5	Firma térmica	6 10%	4	3	1	1	2	5
criterio 6	Costos	8 5%	3	4	5	4	3	3
criterio 7	Drag	2 15%	4	2	3	3	3	4
criterio 8	Estabilidad	9 2,5%	4	4	4	4	4	4
criterio 9	Protección contra disparos	10 7,5%	4	3	1	1	3	4
criterio 10	Manufactura	3 10%	3	3	5	4	4	3
		100	3,6	3,025	3,225	2,875	2,875	3,8

### 1.50.5. Configuración según instalación

Instalación				Vectorial	Tilt-Rotor	Fijo
criterio 1	Velocidad de giro	1	15%	3	2	5
criterio 2	Peso	5	20%	3	1	4
criterio 3	Costos	4	10%	3	3	4
criterio 4	integración al fuselaje	7	5%	5	1	5
criterio 5	Mantenibilidad	6	5%	3	2	3
criterio 6	instalación	8	5%	4	3	4
criterio 7	esempeño en aterrizaje/despeg	2	20%	4	5	3
criterio 8	Adaptabilidad	9	2,5%	5	4	2
criterio 9	Control	10	2,5%	2	3	4
criterio 10	Acoplamiento	3	15%	4	1	4
			100	3,525	2,425	3,9

### 1.51. Tren de aterrizaje

#### 1.51.1. Configuración según mecanismo

Mecanismo				Fijo	Retráctil	Parcialmente Retráctil
criterio 1	Peso	1	30%	4	3	3
criterio 2	Costos	5	5%	5	3	3
criterio 3	Manufactura	4	10%	4	3	3
criterio 4	Drag	7	5%	1	5	3
criterio 5	Espacio Requerido	6	5%	5	2	3
criterio 6	Tiempo de Mantenimiento	8	5%	5	3	3
criterio 7	Componentes Expuestos	2	20%	1	4	4
criterio 8	Interferencia en Estructura	9	2,5%	5	2	3
criterio 9	Actualidad	10	2,5%	1	4	4
criterio 10	Resistente	3	15%	3	4	4
			100	3,2	3,4	3,375

#### 1.51.2. Configuración según tipo

Tipo				Triciclo	Patin de Cola	Tandem	Flotador	Removible
criterio 1	Peso	1	20%	3	2	4	4	5
criterio 2	Costos	5	5%	3	3	3	2	3
criterio 3	Altura (Simetrica)	4	15%	4	1	4	4	4
criterio 4	Numero de llantas	7	5%	4	4	3	1	4
criterio 5	Estabilidad lateral (Tierra)	6	15%	4	2	1	2	2
criterio 6	Manufactura	8	5%	3	3	3	4	3
criterio 7	Seguridad	2	10%	4	3	4	4	1
criterio 8	Actualidad	9	5,0%	4	1	1	1	1
criterio 9	Adapatabilidad	10	5,0%	4	3	2	2	2
criterio 10	Drag	3	15%	3	3	4	3	5
			100	3,55	2,3	3,15	3,05	3,4

## 1.52. Empenaje

### 1.52.1. Configuración de empenaje

Adelante- Atrás				Convencional	Canard	Tres Superficies
criterio 1	Peso	1	30%	4	4	1
criterio 2	Costos	5	5%	5	3	1
criterio 3	Manufactura	4	10%	5	3	1
criterio 4	Control	7	5%	4	3	5
criterio 5	Drag	6	5%	3	3	1
criterio 6	Estabilidad	8	5%	5	2	1
criterio 7	Posición CG	2	20%	5	1	4
criterio 8	Sustentación	9	2,5%	2	2	4
criterio 9	Eficiencia	10	2,5%	3	4	2
criterio 10	Margen Estático	3	15%	5	3	2
			100	4,425	2,85	2,05

### 1.52.2. Configuración según forma

Horizontal y Vertical			Convencional	Cola en V	Cola en T	Cola en H	Cola en U	U invertida (n)
criterio 1	Peso	1 15%	4	4	4	3	3	3
criterio 2	Control	5 5%	3	4	4	3	4	4
criterio 3	Redundancia	4 13%	3	4	3	4	4	4
criterio 4	Manufactura	7 8%	4	3	5	3	3	4
criterio 5	IR	6 15%	1	2	2	4	4	2
criterio 6	Firma Radar	8 15%	4	3	3	4	4	4
criterio 7	Numero de Secciones	2 10%	5	3	3	2	2	2
criterio 8	Desempeño a altos ángulos de ataque	9 5,0%	4	3	2	4	4	5
criterio 9	Eficiencia	10 5,0%	4	3	3	4	4	4
criterio 10	Drag	3 10%	3	3	2	4	4	2
		100	3,375	3,175	3,05	3,525	3,575	3,2

## 1.53. Fuselaje

### 1.53.1. Configuración según estructura

Estructura				Monocasco	Semi-monocasco	Cerchado	Tubular
criterio 1	Peso	1 30%	3	4	4	4	4
criterio 2	Costos	5 5%	3	3	4	4	4
criterio 3	Manufactura	4 15%	3	3	4	4	5
criterio 4	Tiempo de mantenimiento	7 15%	4	4	3	3	3
criterio 5	Capacidad de Carga	6 5%	4	4	2	1	1
criterio 6	Velocidad	8 5%	5	3	3	2	2
criterio 7	Variedad de Materiales	2 5%	4	4	3	1	1
criterio 8	Componentes	9 2,5%	4	4	4	4	4
criterio 9	Actualidad	10 2,5%	4	5	2	1	1
criterio 10	Resistencia Estructural	3 15%	4	3	4	4	4
		100	3,55	3,625	3,6	3,525	

**1.53.2. Configuración según tripulación**

<b>Tripulación</b>				No tripulado	Tripulado
criterio 1	Peso	1	30%	4	2
criterio 2	Costos	5	5%	4	3
criterio 3	Capacidad de Carga	4	20%	4	3
criterio 4	Manufactura	7	5%	5	3
criterio 5	Control	6	5%	3	4
criterio 6	Blindaje	8	5%	4	1
criterio 7	Equipos en Cabina	2	20%	5	1
criterio 8	Actualidad	9	5,0%	4	4
criterio 9	Adaptabilidad	10	2,5%	1	4
criterio 10	Vida en Riesgo	3	3%	5	1
			100	4,15	2,275

## 22. Bases de datos

### 1.54. Aeronaves

Fabricante	Designacion	Altura [ft]	Longitud [ft]	Enverga dura[ft]	Área alar [ft^2]	Tripulación	Peso vacío [lb]	Máximo de despegue [lb]	Número de motores, Fabricante & modelo	Empuje promedio [lbf]	Velocidad crucero [Kts]	Velocidad stall [Kts]	Techo de operación [ft]	Rango [nm]	Tasa de ascenso [ft/min]
Fairchild-Republic	A-10 Thunderbolt II	15.4207	19.671	57.7456	507.19	1	24959	51998	2, General Electric TF34-GE-100A	9065	300	120	44738	695	6000
Embraer	Super Tucano A29	13.0256	37.1737	36.5503	208.82	2	1369.9	2358.7	1, Pratt&Whitney canada PT6A-68C	1600 hp	319	83	35007	1542	3242
Lockheed y Boeing	AC 130	38.3877	97.7738	131.24	1744.8	5	75817	31751	4, ALLISON T 56	4910 hp	324.99		29856	2198	
Sukhoi	Su25	15.7488	50.2977	47.1152	324	1	23678	45194	2, Soyuz/Tumansky R-195 turbojets	9480	513	94.5	22966	1350	6000
Cessna	A 37	8.8587	28.2166	35.8613	183.96	2	6206	14000	2, General Electric J85-GE-17A	2850	440		41765	810	7000
Lockheed Martin	F 35	14.4364	51.5117	36.091	462.85	1	29300	70000	1, Pratt & Whitney F135-PW-100	28000			50000	1500	
Lockheed Martin	F 22	16.7003	62.0109	44.4904	840	1	43340	83500	2, Pratt & Whitney F119-PW-100	13000	800		65000	1600	
Lockheed Martin	F 18	40.3563	56.1051	40.3563	409.03	2	23000	51900	2, GE F404	11000	570		50000	1089	50000
Sukhoi	Su 39	17.0612	50.2977	47.1152	324	1	23678	45194	2, Soyuz/Tumansky R-195 turbojets	9480	513	94.5	22966	1350	11400
Sukhoi	Su 24	20.3094	80.7126	34.024		2	49163	31751	2, Saturn/Lyulka AL-21 F-3A	24690	1251		57415	567	29525

## 1.55. Motores Preseleccionados

Designation	Number of Fan/Compressor Stages	Number of Turbine Stages	Combustor Type	Bypass	Maximum Power at Sea Level (lb)	SFC at Maximum Power (lb/lb*Hr)	Pressure Ratio	Maximum Envelope Diameter (Inches)	Maximum Envelope Length (Inches)	Dry Weight Less Tailpipe (Pounds)	Status/Outlook/Remarks
TF30-P-109RA	3, 6, 7	1, 3	Can-annular	Low	20,240 lb. t.	2.62	18.1	49	242	4,106	F-111C.
TF30-P-108	3, 6, 7	1, 3	Can-annular	Low	20,350 lb. t.	2.7	16.5	51	242	4,166	F-111G.
TF30-P-414/414A	3, 6, 7	1, 3	Can-annular	Low	20,900 lb. t.	2.78	19.8	51	236	4,251	Northrop Grumman F-14A.
TF33-P-7/7A	2, 7, 7	1, 3	Can-annular	Low	21,000 lb. t.	0.56	15.6	54	142	4,65	Lockheed C-141.
TF33-PW-100A	2, 7, 7	1, 3	Can-annular	Low	21,000 lb. t.	0.56	15.6	54	142	4,79	Boeing E-3A.
Pegasus 11	3, 8	2, 2	Annular	Low	21,500 lb. t.	0.74	14.6	48	137.2	3620	Harrier, Sea Harrier, AV-8A.
F414-GE-400	3, 7	1, 1	Annular	Low	22,000 lb. t.	1.85	30	35	154	2445	Boeing F/A-18E/F, EA-18G, Saab Gripen NG.
Pegasus 11-21 (F402-RR-406A)	3, 8	2, 2	Annular	-	22,000 lb. t.	0.62	15.3	48	137.2	3960	AV-8B, GR. Mk. 5/Mk. 7/Mk. 9, TAV-8B. T Mk10.
D-30KU-154	3, 11	2, 4	Can-annular	Low	23,150 lb. t.	0.498	17	57.3	224.3	5,082	Tupolev Tu-154M.
F100-IHI-220E	3, 10	2, 2	Annular	Low	23,450 lb. t.	2.26	25.3	46.5	208.1	3,179	Japanese F-15J/DJ.

<b>Designation</b>	<b>Number of Fan/Compressor Stages</b>	<b>Number of Turbine Stages</b>	<b>Combustor Type</b>	<b>Bypass</b>	<b>Maximum Power at Sea Level (lb)</b>	<b>SFC at Maximum Power (lb/lb*Hr)</b>	<b>Pressure Ratio</b>	<b>Maximum Envelope Diameter (Inches)</b>	<b>Maximum Envelope Length (Inches)</b>	<b>Dry Weight Less Tailpipe (Pounds)</b>	<b>Status/Outlook/Remarks</b>
Pegasus 11-61 (F402-RR-408)	3, 8	2, 2	Annular	Low	23,800 lb. t.	0.67	16.3	48	137.2	3961	AV-8B, GR. Mk. 7A/Mk. 9A, T Mk12.
F100-IHI-100	3, 10	2, 2	Annular	Low	23,830 lb. t.	2.21	24.9	46.5	198.3	3,068	Japanese F-15J/DJ.
D-30KU	3, 11	2, 4	Can-annular	Low	24,250 lb. t.	0.498	17.7	57.3	224.3	5,071	Ilyushin Il-62M.
D-30KP (2)	3, 11	2, 4	Can-annular	Low	26,455 lb. t.	0.51	19	57.3	214.84	5,11	Ilyushin Il-76.
F110-GE-400	1, 2, 9	1, 2	Annular	Low	27,000 lb. t.	2	29.9	46.5	232.3	4,4	Northrop Grumman F-14B/D.
F110-GE-100	1, 2, 9	1, 2	Annular	Low	28,000 lb. t.	2.06	30.4	46.5	182.3	3,92	Lockheed Martin F-16C/D.
"D-30KP-3 ""Burlak""	1, 1, 11	2, 4	Can-annular	-	28,660 lb. t.	0.404	17.7	65.5	225.75	5,717	Ilyushin Il-76.
F110-GE-129	1, 2, 9	1, 2	Annular	Low	29,000 lb. t.	1.9	30.7	46.5	182.3	3,95	Boeing F-15E/K, Lockheed Martin F-16C/D, Mitsubishi F-2.
F110-IHI-129	3, 9	1, 2	Annular	Low	29,000 lb. t.	1.9	30.7	46.5	182.3	3,94	Mitsubishi F-2.
F101-GE-102	1, 1, 9	1, 2	Annular	Low	30,780 lb. t.	2.46	26.8	55	181	4,4	US Air Force B-1B.

<b>Designation</b>	<b>Number of Fan/ Compressor Stages</b>	<b>Number of Turbine Stages</b>	<b>Combustor Type</b>	<b>Bypass</b>	<b>Maximum Power at Sea Level (lb)</b>	<b>SFC at Maximum Power (lb/lb*Hr)</b>	<b>Pressure Ratio</b>	<b>Maximum Envelope Diameter (Inches)</b>	<b>Maximum Envelope Length (Inches)</b>	<b>Dry Weight Less Tailpipe (Pounds)</b>	<b>Status/ Outlook/ Remarks</b>
F110-GE-132	1, 2, 9	1, 2	Annular	Low	32,130 lb. t.	2.09	33.3	46.5	185.3	4,15	Lockheed Martin F-16 Block 60.
F100-PW-232	3, 10	2, 2	Annular	Low	32,500 lb. t.	1.91	35	46.5	190.7	4,065	F100-229 performance and durability upgrade.
J58	9	2	Can-annular	Low	34,500 lb. t.	2.174	8.8	55.4	211.7	6,326	Lockheed SR-71, with afterburner. Partial ramjet cruise.
F119-PW-100	3, 6	1, 1	Annular	Low	35,000 lb. t.	0.74	35	45	203,15	3900	Lockheed Martin F-22.

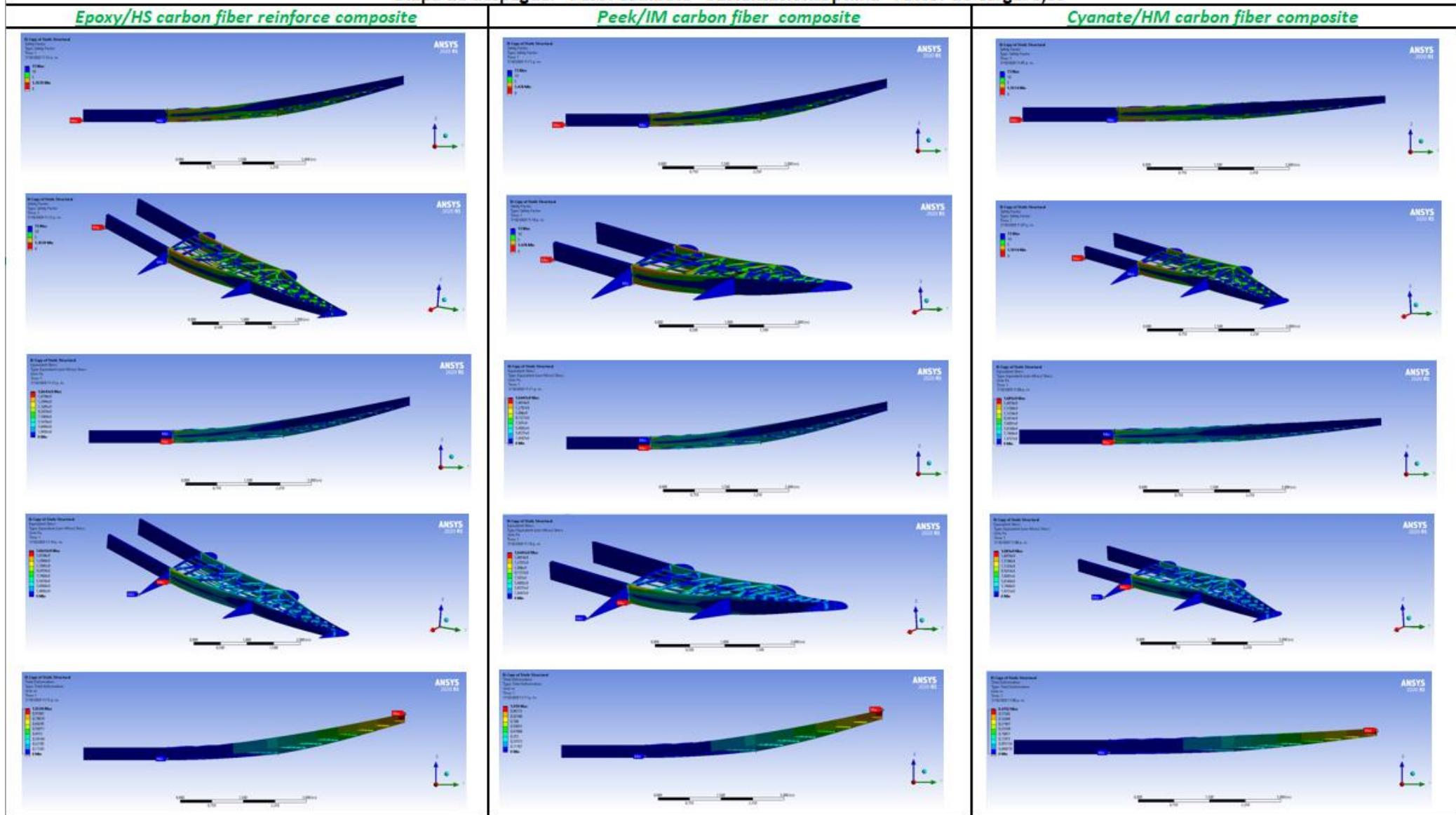
## 1.56. Aviónica

Sección	Tipo	Nombre	Descripción	Fuente	Potencia Usada (W)	Volumen
Navegación	Radio Altímetro	Sensors Low Probability of Intercept Altimeter (LPIA)	High reliability, Low Probability of Intercept Radar Altimeter to be a drop-in replacement for existing altimeter receiver-transmitters. LPIA provides enhanced altitude range, accuracy and Mil-Std-1553 interface. Full Rate Production Contract awarded 6/05.	<a href="https://www.baesystems.com/en-us/download-en-us/20191113205956/1434592270525.pdf">https://www.baesystems.com/en-us/download-en-us/20191113205956/1434592270525.pdf</a>	32	581.3 (in <sup>3</sup> )
Navegación	INS/GPS	LN-260 Advanced Embedded INS/GPS (EGI)	Northrop Grumman's proven and lightweight INS/GPS has several advantages over its competitors. Our fiber-optic gyro is developed from the latest, proven fiber-optic technology and weighs less than 26 lb (11.79 kg). The LN-260 is equipped with three independent navigation solutions: blended INS/GPS, INS only and GPS only. Our INS/GPS solution provides more accurate velocity measurements, superior anti-jamming capabilities and has been highly reliable	<a href="https://news.northropgrumman.com/news/releases/northrop-grumman-delivers-first-unit-of-its-newest-navigation-system-for-flight-testing-on-u-s-navy-f-5-adversary-fleet-support-fighter">https://news.northropgrumman.com/news/releases/northrop-grumman-delivers-first-unit-of-its-newest-navigation-system-for-flight-testing-on-u-s-navy-f-5-adversary-fleet-support-fighter</a> ; <a href="https://datasheets.globalspec.com/ds/98/NorthropGrumman/187BABA3-595B-4A06-88F6-5BAD33BC7CC7">https://datasheets.globalspec.com/ds/98/NorthropGrumman/187BABA3-595B-4A06-88F6-5BAD33BC7CC7</a>	NF	NF
Navegación	TACAN	An/Arn-154(v)	The AN/ARN-154(V) supports four modes of operation: receive mode, transmitreceive mode, air-to-air receive mode and air-to-air transmit-receive mode. When used with the optional 938Y-1 rotating antenna and a control unit, the system also provides bearing to an air-to-air TACAN that is transmitting an unmodulated squitter, as well as bearing to DME-only ground stations.	<a href="https://dokumen.tips/documents/an-arn-154-ops-man.html">https://dokumen.tips/documents/an-arn-154-ops-man.html</a>	48	4.96 in (12.60 cm) high 3.50 in (8.90 cm) wide 11.40 in (28.96 cm) deep
Navegación	ILS/GS/MB	AN/ARN-147(V) VOR/ILS/GS/MB RECEIVER SYSTEM	The AN/ARN-147(V) is a proven design derived from extensive experience in navigation and precision approach and landing systems. As a leading supplier of these systems, Collins Aerospace has designed and manufactured more than 100,000 VHF navigation and landing systems.	<a href="https://www.collinsaerospace.com/-/media/project/collinsaerospace/collinsaerospace-website/product-assets/marketing/a/an-arn-147v/an-arn-147v-data-sheet.pdf?rev=4861c59ddb7e4f239492a6f3f4a7841d">https://www.collinsaerospace.com/-/media/project/collinsaerospace/collinsaerospace-website/product-assets/marketing/a/an-arn-147v/an-arn-147v-data-sheet.pdf?rev=4861c59ddb7e4f239492a6f3f4a7841d</a>	NF	4.12 x 5 x 12 in. (W/H/D)

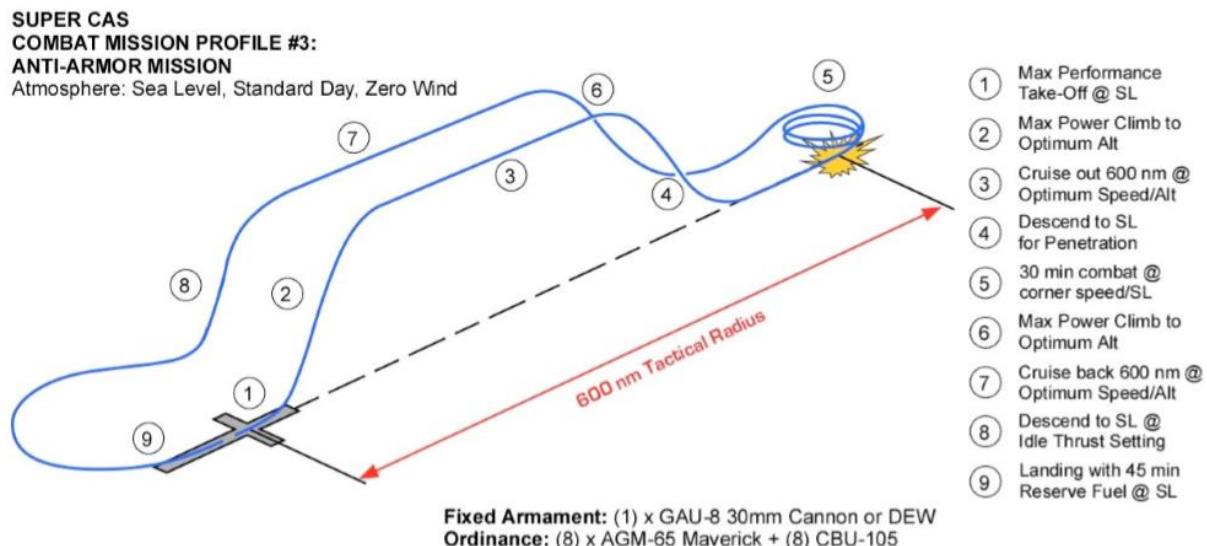
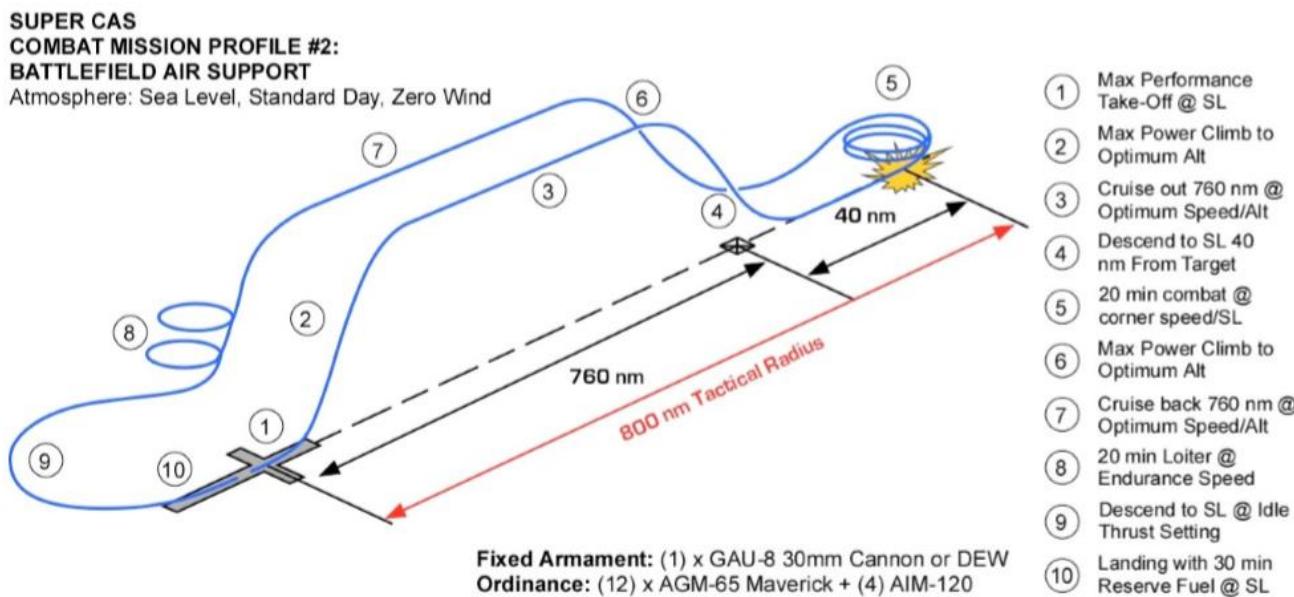
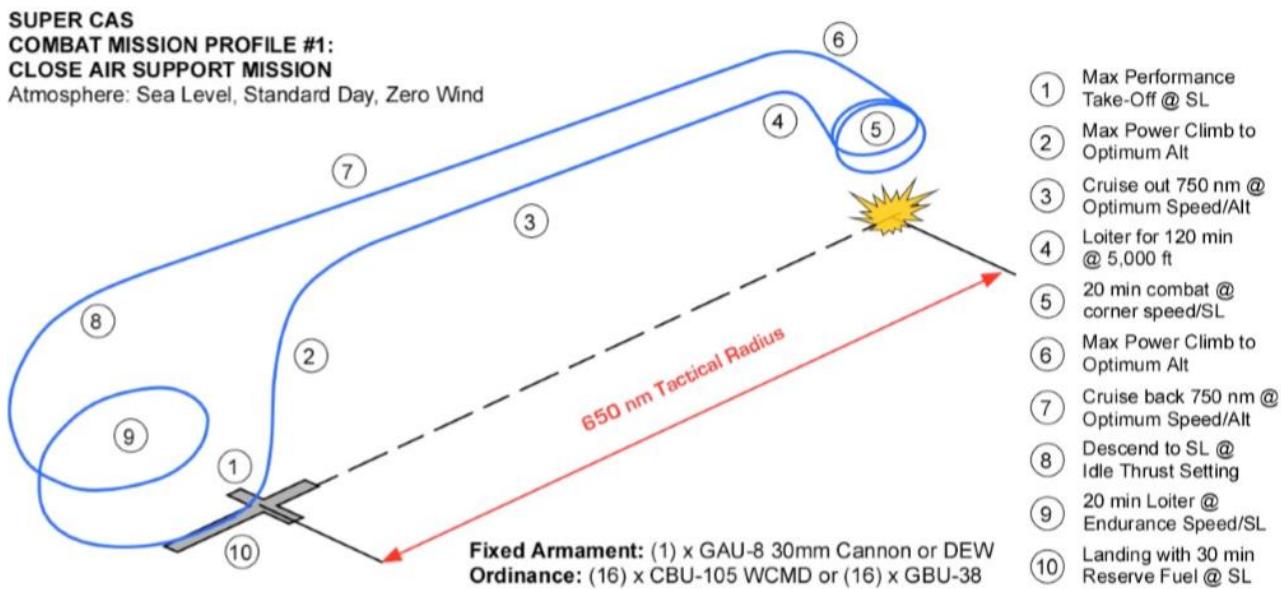
Navegación	ADF	KR 87	Featuring an all-new appearance, the KR 87 maintains its reputation for offering superb dependability. This compact TSO'd unit gives you accurate bearing-to-station in the 200 kHz to 1799 kHz frequency range, complete with ADF, ANT and BFO tuning modes, plus audio output for station identification and monitoring AM broadcast casts	<a href="http://shop.avionics.co.nz/index.php?route=product/download/get&amp;download_id=9">http://shop.avionics.co.nz/index.php?route=product/download/get&amp;download_id=9</a>	14.96	Width 3.26 in. (8.28 cm) Height 3.26 in. (8.28 cm) Depth 2.75 in. (6.99 cm)
Mission Recording	Mission Recording	FA2100	L3Harris' FA2100 family of cockpit and flight data recorders offers proven reliability and performance for fixed- and rotary-wing aircraft operating in virtually all civil and military environments.	<a href="https://www.l3harris.com/all-capabilities/fa2100-series-cockpit-voice-and-flight-data-recorders">https://www.l3harris.com/all-capabilities/fa2100-series-cockpit-voice-and-flight-data-recorders</a>	13.8 W max AC; 12.3 W max DC	Height: 5.5 in. (13.97 cm) Width: 5.0 in. (12.70 cm) Depth: 12.6 in. (32.00 cm)
Avionics	Avionics Management System	MCS1000 Rugged Mission/Display Computer	The MCS1000 is a new breed of system that is mission-ready out of the box. It offers maximum configurability and a shorter delivery time, yet reduces program risks and costs.	<a href="https://www.abaco.com/products/mcs1000-rugged-missiondisplay-computer">https://www.abaco.com/products/mcs1000-rugged-missiondisplay-computer</a>	NF	NF
Avionics	Computer Mision	FMC-4000	FMC-4000 flight mission computers meet these requirements. They provide a combination of high-integrity, general purpose, multi-core processing resources, scalable I/O capabilities and high-integrity graphics generation. They also supply powerful, real-time video processing functionality based on a digital signal processing module.	<a href="https://www.collinsaerospace.com/what-we-do/Military-And-Defense/Avionics/Computing-And-Networks/Mission-Computers/Fmc-4000-Flight-Mission-Computer">https://www.collinsaerospace.com/what-we-do/Military-And-Defense/Avionics/Computing-And-Networks/Mission-Computers/Fmc-4000-Flight-Mission-Computer</a>	NF	NF
Communication	Digital Data Link	AN/URC-138(V)1(C) Link 16 Low Volume Terminal	The AN/URC-138(V)1(C) Information Distribution System provides anti-jam protected, encrypted, high throughput data distribution. It's low cost, makes Link 16 participation affordable. The small size and low weight of the URC-138 terminal make it suitable for a broad variety of other platforms. URC-138 terminal is waveform, message format and network compatible with existing Link 16 systems.	<a href="https://www3.rockwellcollins.com/dls/product_line/URC-138.aspx">https://www3.rockwellcollins.com/dls/product_line/URC-138.aspx</a> ; <a href="https://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.174.4408&amp;rep=rep1&amp;type=pdf">https://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.174.4408&amp;rep=rep1&amp;type=pdf</a>	NF	NF

## 23. Validación estructural del ala

Etapa de despegue. \*Peso: Combate \*Sustentacion:Optima \*Factor de Carga: 3,85



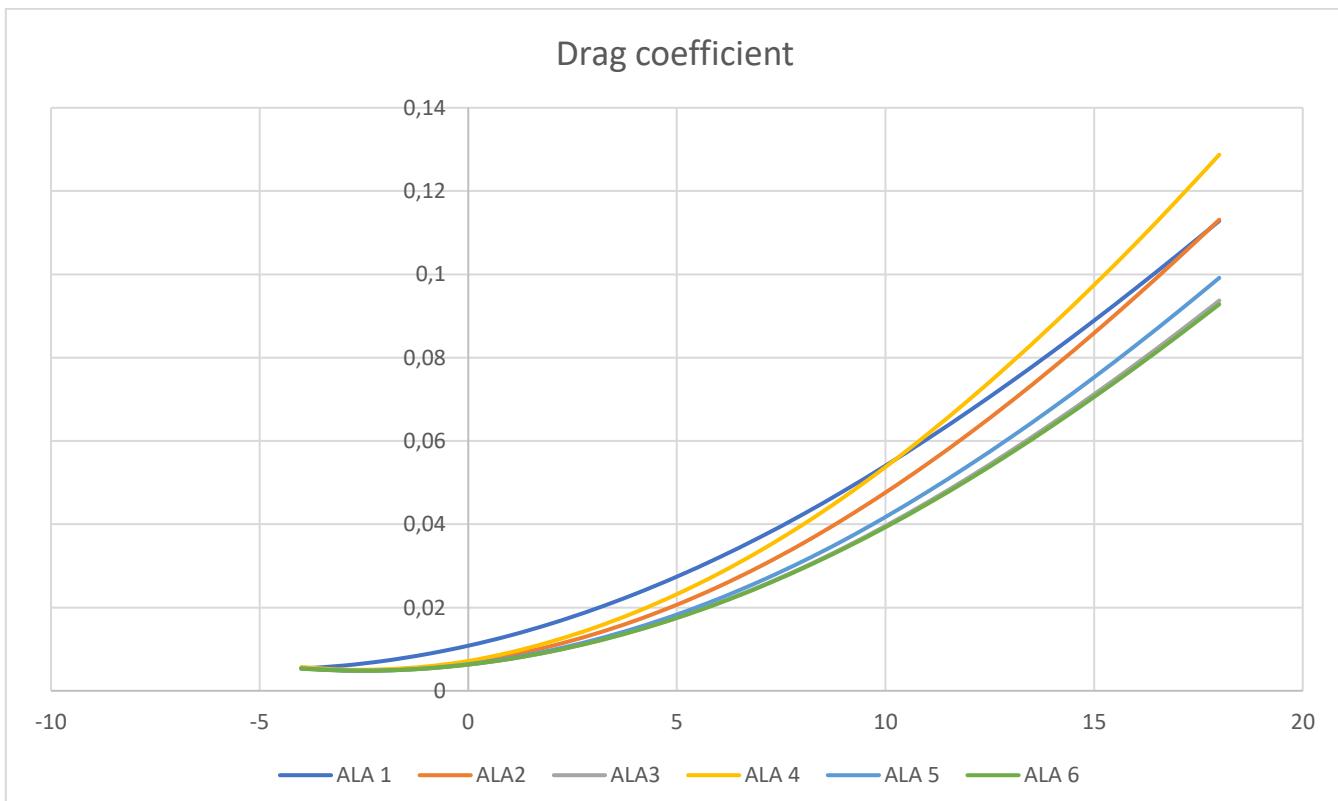
## 24. Misiones de Vuelo



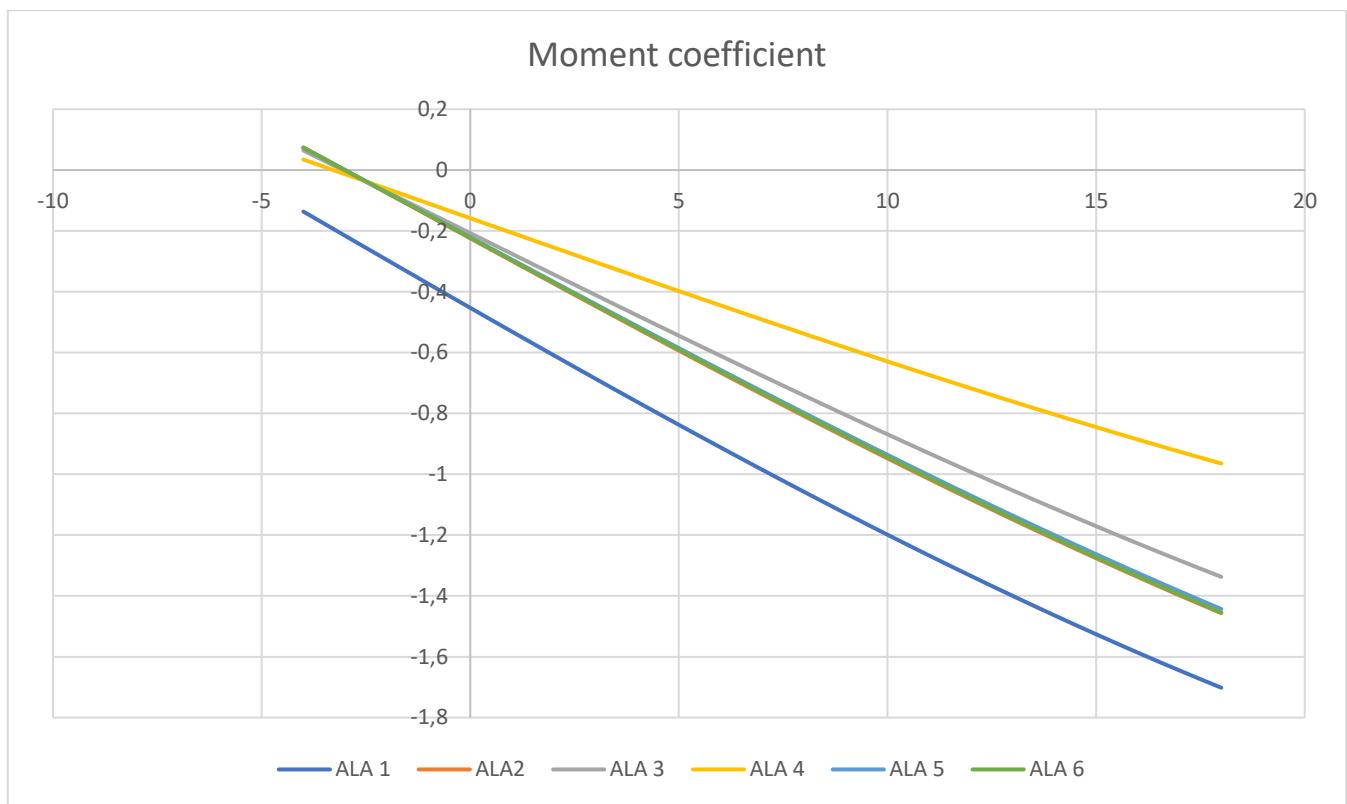
## 25. Resultados análisis diferentes alas



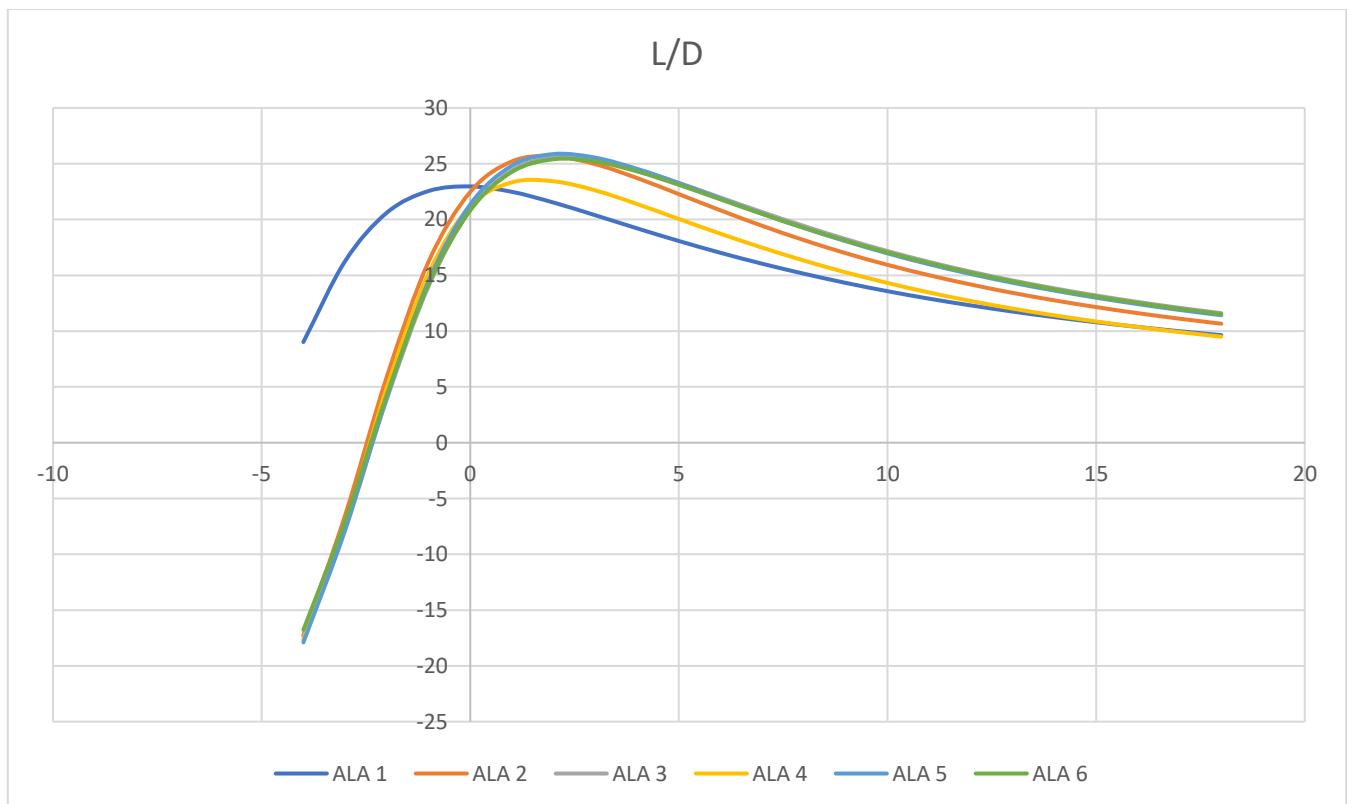
*Ilustración 6-1 Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque*



*Ilustración 6-2 Coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque.*

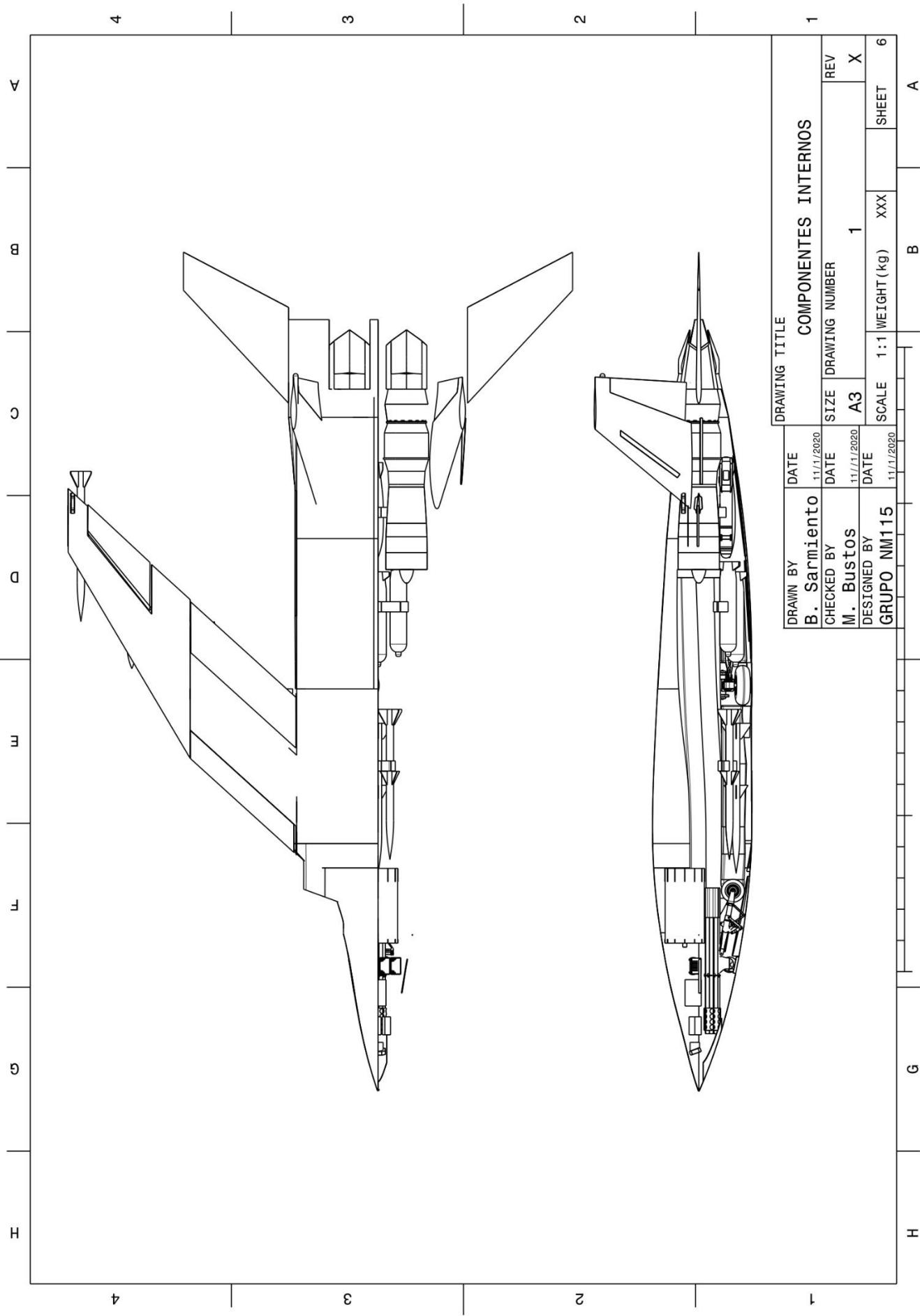


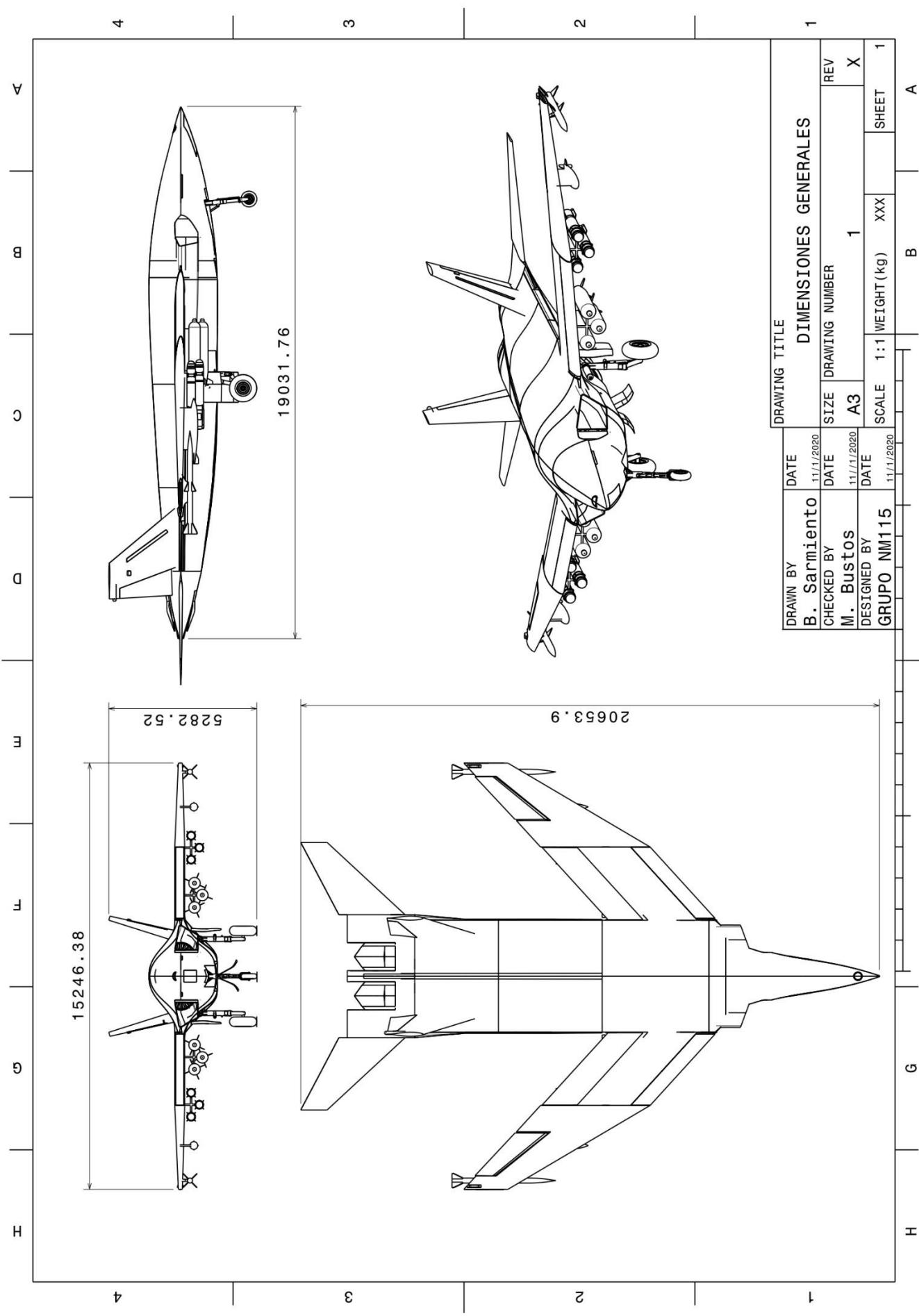
*Ilustración 6-3 Coeficiente de momento en función del ángulo de ataque*

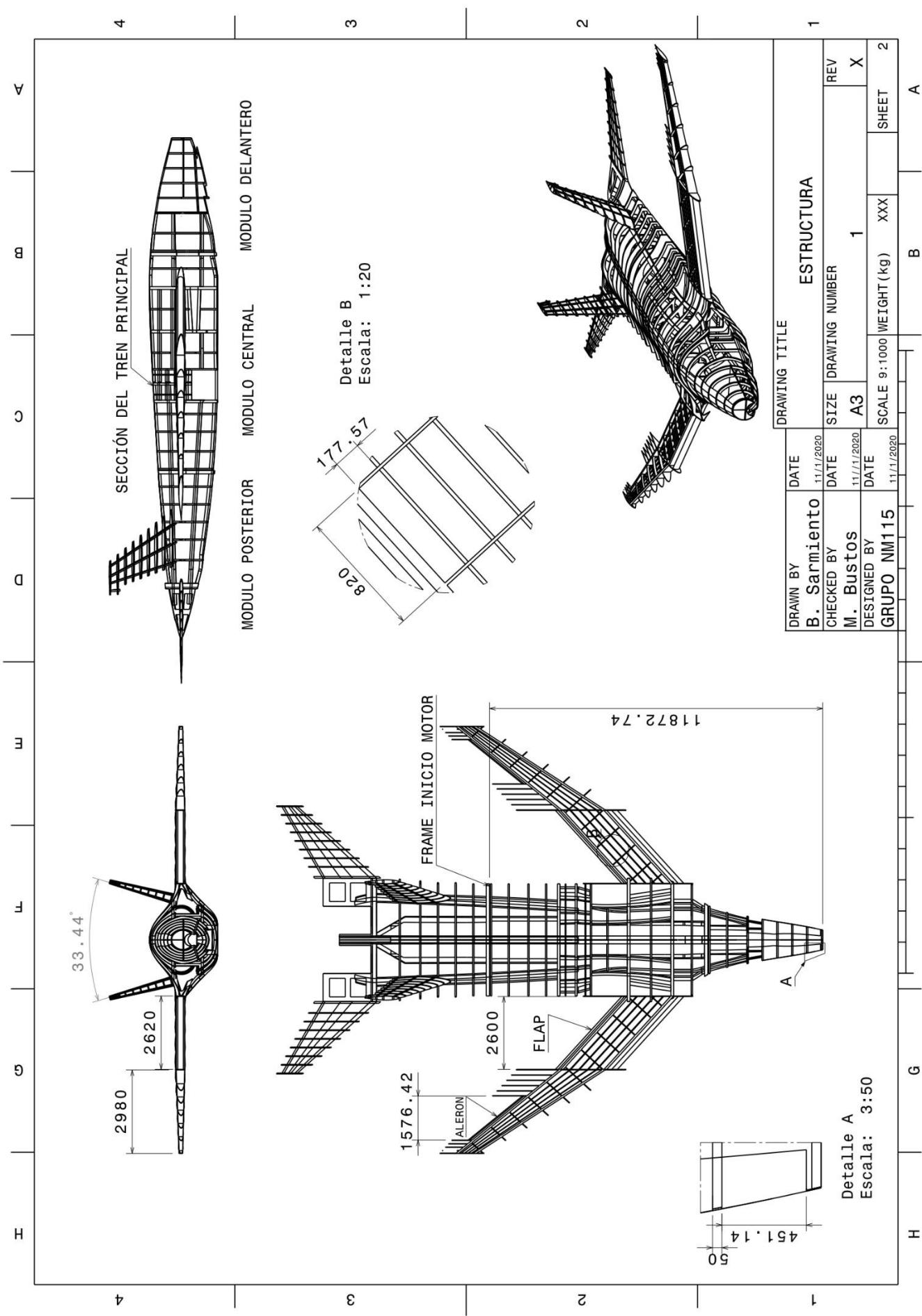


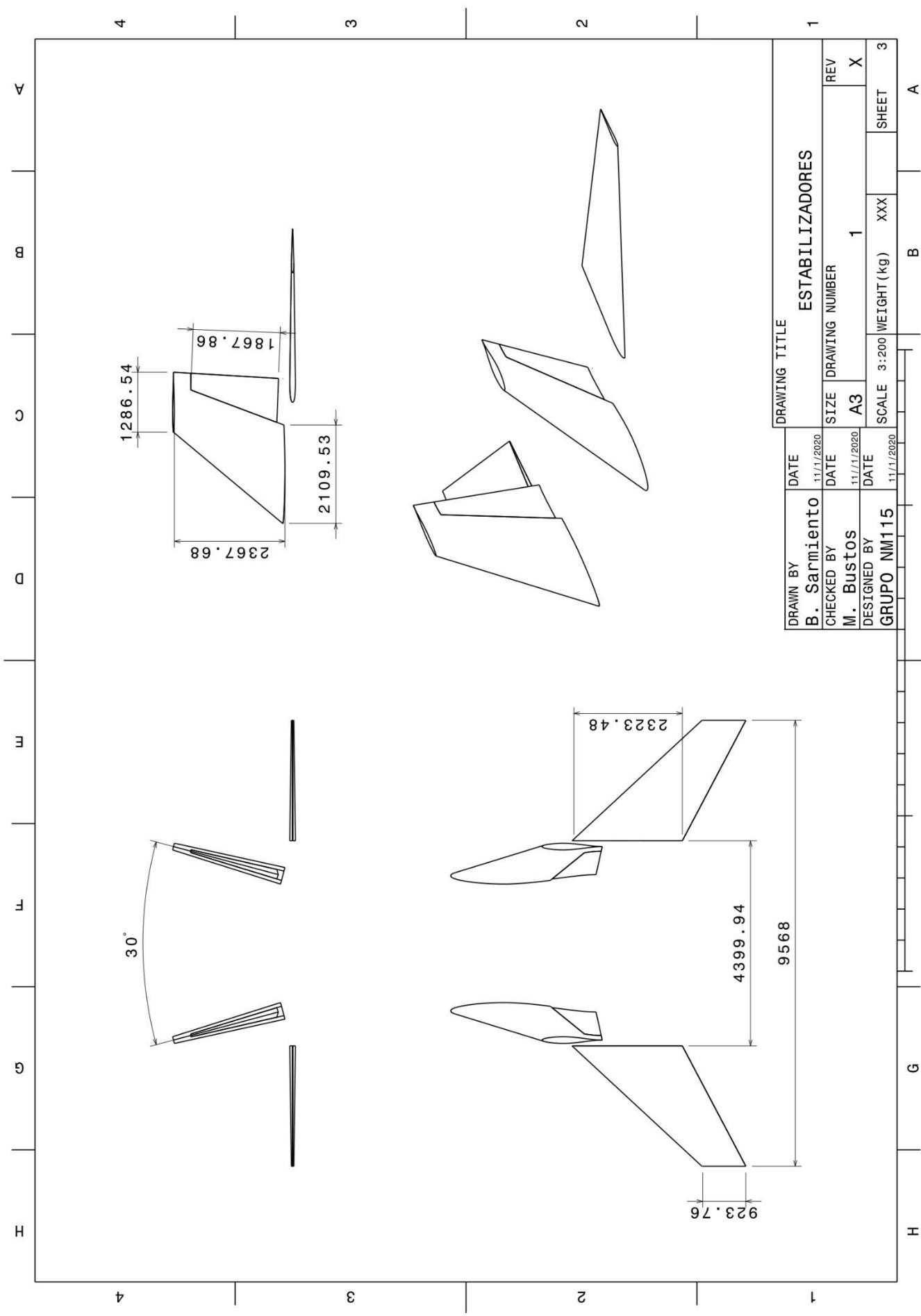
*Ilustración 6-4 Eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque.*

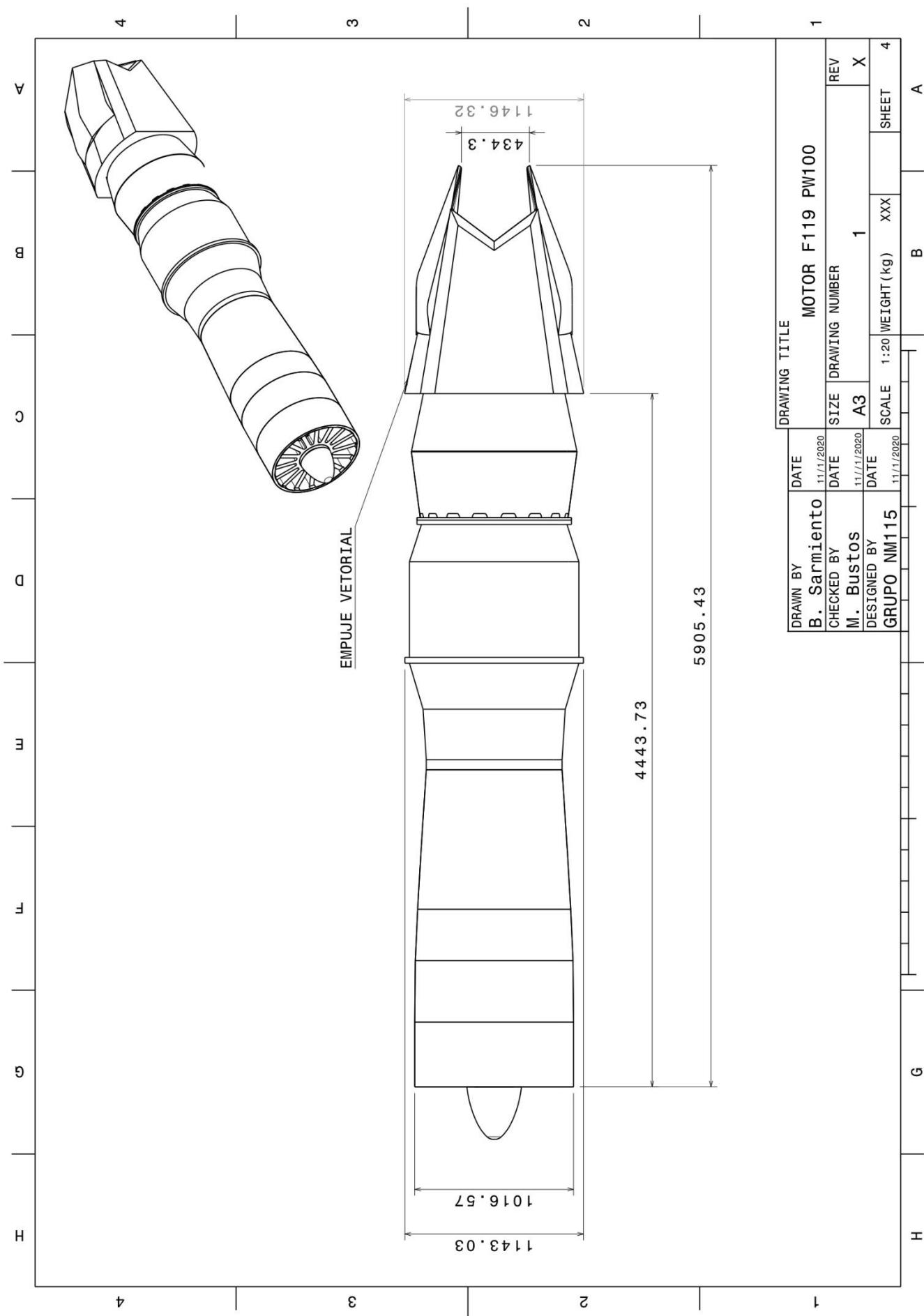
## 26. Planos del NM-115

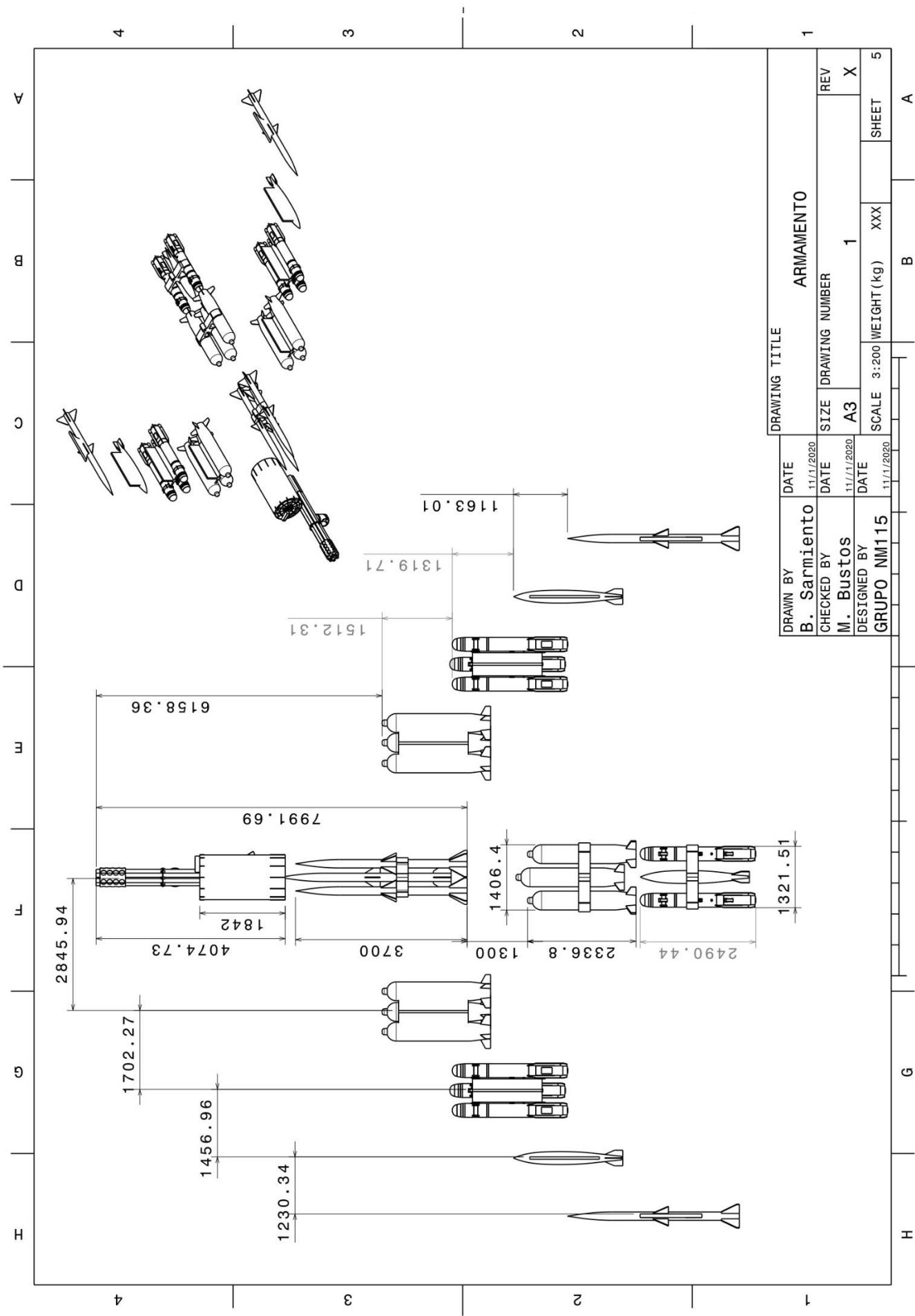












## 27. Renders

### 1.56.1. *Modelo inicial*



*Ilustración 8-1 Modelo inicial*

### 1.56.2. *Modelo final Diseño I*

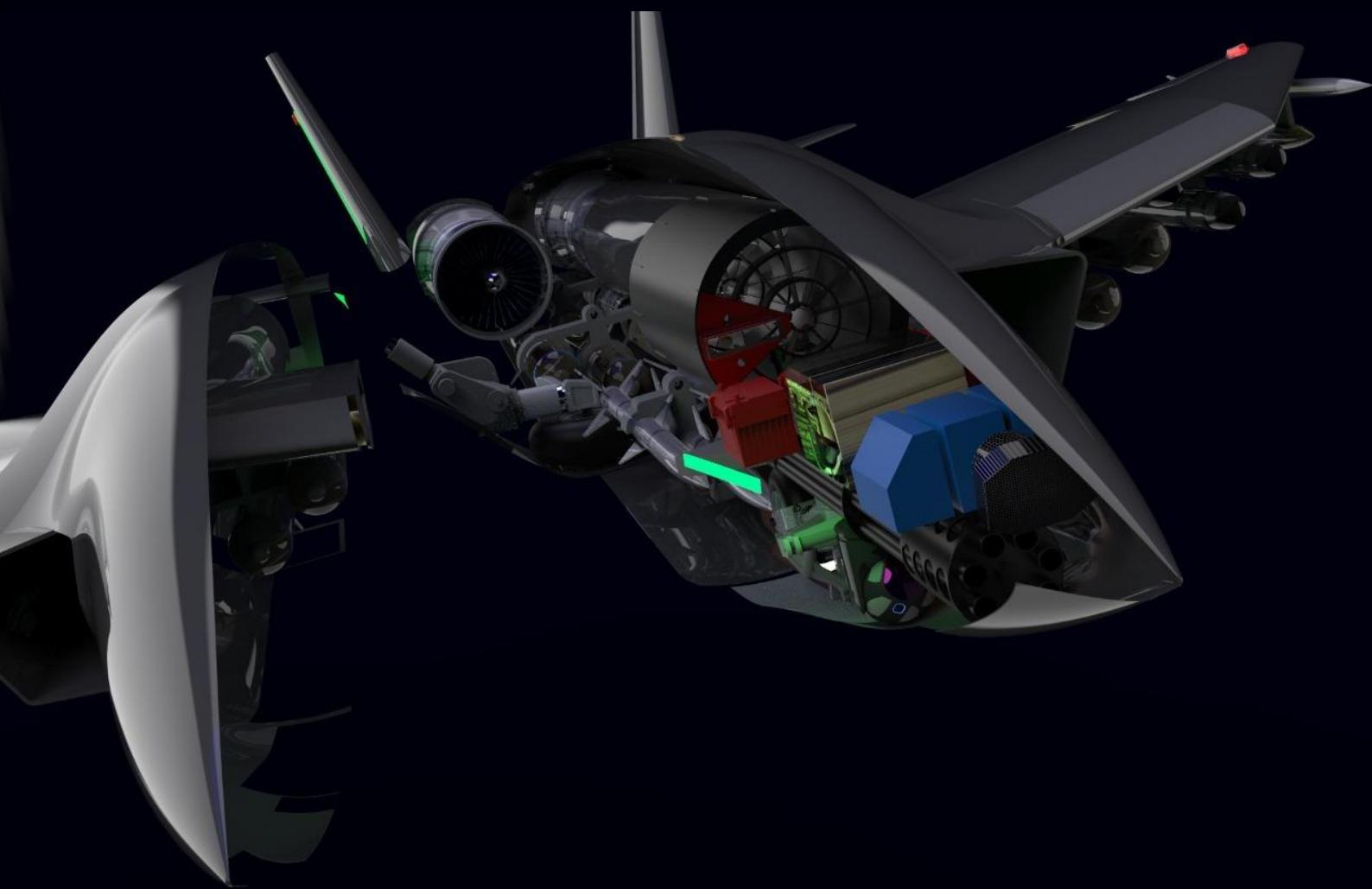


*Ilustración 8-2 Modelo Final Diseño I*

### 1.56.3. *Modelo final Diseño II*



*Ilustración 8-3 Modelo Final Diseño II*



# Nerea Messis 115