

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UNA AERONAVE DE
CATEGORÍA DE TRANSPORTE REGIONAL

JOHAN SEBASTIÁN GRASS NÚÑEZ
SERGIO ESTEBAN RINCÓN RUIZ
JOSÉ ALBEIRO ROBAYO CACHAY

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C
2017

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UNA AERONAVE DE
CATEGORÍA DE TRANSPORTE REGIONAL

JOHAN SEBASTIÁN GRASS NÚÑEZ
SERGIO ESTEBAN RINCÓN RUIZ
JOSÉ ALBEIRO ROBAYO CACHAY

Proyecto de grado para optar por el título de
Ingeniero aeronáutico

Asesor:
Juan Carlos Gamba Torres
Ingeniero aeronáutico

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C
2017

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C., 21 de marzo de 2017

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores.

DEDICATORIA

A Dios porque nos permitió dar un paso más en nuestras vida y conseguir este logro.

A nuestros padres por ese apoyo incondicional que nos dieron, sin importar las veces que nos hemos equivocado.

A las personas que han cruzado a lo largo de nuestras vidas, y el día de hoy no están de manera presencial a nuestro lado, pero siempre nos apoyan en los proyectos que emprendemos.

A todos los docentes y compañeros laborales que nos brindaron su ayuda incondicional para que este proyecto se culminara con total éxito.

AGRADECIMIENTOS

A nuestros padres, que a pesar de la distancia siempre nos apoyaron y nos levantaron el ánimo las veces que fue necesario para lograr esta meta, por la comprensión que nos tuvieron las veces que sacrificamos momentos familiares, por dedicar nuestro tiempo a este proyecto, ya que son ellos quienes al final se llevarán todos los créditos de nuestros logros.

Al Ing. Juan Carlos Gamba Torres por compartir su experiencia y conocimientos con nosotros, por apoyarnos de principio a fin en el proceso y por brindarnos su apoyo en el momento que más lo necesitamos.

Al Ing. John Jairo Vaca Ríos por todo lo que nos inculco en el transcurso de la carrera y por su amplia disposición y ayuda para el cumplimiento de este proyecto.

A las empresas del medio aeronáutico por abrirnos sus puertas y permitir ejecutar nuestros conocimientos y también por todas las enseñanzas en el ámbito del diseño aeronáutico, lo cual nos ayuda a formarnos cada día como mejores ingenieros.

CONTENIDO

	pág.
OBJETIVOS	25
INTRODUCCIÓN	26
1. JUSTIFICACION	27
2. METODOLOGIA.....	28
3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	29
4. MARCO LEGAL	30
4.1 RAC 4: NORMAS DE AERONAVEGABILIDAD Y OPERACIÓN DE AERONAVES	30
4.2 RAC 25: ESTÁNDARES DE AERONAVEGABILIDAD AVIONES DE CATEGORÍA TRANSPORTE REGIONAL	30
4.4 FAR 25: AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES	31
5. CONCEPTOS DE DISEÑO	32
5.1 FASES DE DISEÑO	32
6. ESTUDIO DE MERCADO	34
6.1 ESTUDIO DE MERCADO AVIACIÓN REGIONAL.....	34
3.1.3. Clasificación de aeronaves.....	35
7. FASES DE DISEÑO CONCEPTUAL	40
7.1 GEOMETRÍA DEL PERFIL ALAR	41
7.2 GEOMETRÍA DEL ALA.	42
7.3 SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR DE LA AERONAVE CATEGORÍA TRANSPORTE REGIONAL.	42
7.3.1Aspect Ratio.	43
4.3.2Taperado del Ala.	44
4.3.3Taper Ratio.	45
7.3.4Diedro e Incidencia del Ala.	46
7.4 PARÁMETROS AERODINÁMICOS DEL ALA Y SELECCIÓN DEL PERFIL	48
7.4.1 Coeficiente de sustentación (C _L).	53
7.4.2 Coeficiente de resistencia (C _D).	54
7.5 FUSELAJE	56

4.5.1	Coeficiente de volumen de la cola.	57
7.6	GEOMETRÍA DEL GRUPO EMPENAJE.....	58
7.6.1	Geometría Estabilizador Horizontal.	62
7.6.2	Geometría Estabilizador Vertical.	63
7.7	SISTEMA TREN DE ATERRIZAJE	64
4.7.1	Altura del tren de aterrizaje.....	67
7.7.2	Distancia entre Ejes y el Centro de Gravedad.	67
4.7.3	Dimensiones de la ruedas.	68
8.	CONFIGURACIÓN PLANTA MOTRIZ.	70
8.1	MOTOR TURBO-HÉLICE	73
9.	CENTROS DE GRAVEDAD (C.G).	76
9.1	PESO Y CG DEL ALA.....	76
9.2	PESO Y CG DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL	78
9.3	PESO Y CG DEL ESTABILIZADOR VERTICAL	78
9.4	PESO Y CG DEL FUSELAJE.....	78
9.5	PESO Y CG DE BARQUILLA DE MOTOR	80
9.6.	CG DE LA AERONAVE.....	80
10.	DIAGRAMA V-n DE LA AERONAVE.	82
10.1	VELOCIDADES DE CÁLCULO	82
10.2	DIAGRAMA V-n DE LA AERONAVE DISEÑADA	86
7.3	CARACTERÍSTICAS DEL PERFIL ALAR	86
7.4	DIAGRAMA BÁSICO DE RÁFAGA	89
7.5	VELOCIDAD MÁXIMO OPERATIVO (V_{MO}/M_{MO})	91
7.5.1	Velocidad de operación del tren de aterrizaje (V_{LO}).....	92
7.5.2	Velocidad de tren de aterrizaje extendido (V_{LE})..	92
11.	PERFORMANCE DE LA AERONAVE.	93
12.	CONCLUSIONES	97
13.	RECOMENDACIONES	98
	BIBLIOGRAFIA	99
	ANEXOS	103
	Empuje requerido de pesos a altura techo (25.000 ft).....	103
	empuje requerido de pesos a altura crucero (22.000 ft).....	105
	empuje requerido de pesos a altura a nivel medio del mar.	107

ANEXO D	¡Error! Marcador no definido.
potencia, empuje y rata de ascenso a nivel medio del mar.	109
potencia, empuje y rata de ascenso a nivel crucero (22.000 ft).	111
potencia, empuje y rata de ascenso a nivel techo (25.000 ft).	113
rata de ascenso según la altura a potencia constante.	115
requerimientos para el despegue a nivel medio del mar.	117
requerimientos para el despegue a nivel crucero (22.000ft)	119
requerimientos para el despegue a nivel techo (25.000 ft).....	121
requerimientos para el aterrizaje a nivel medio del mar.	123
requerimientos para el aterrizaje a nivel crucero (22.000 ft)	125
requerimientos para el aterrizaje a nivel techo (25.000 ft).....	127
análisis para los centros de gravedad de los componentes principales.	129
Alas.	129
i. Estabilizador vertical	131
ii. Estabilizador horizontal.....	133
iii. Fuselaje.....	135

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Principales aeronaves categoría transporte regional con operación en Colombia.	29
Tabla 2. Principales fabricantes de aeronaves transporte regional.	35
Tabla 3. Aeronaves de categoría transporte regional.	36
Tabla 4. Línea base aeronaves categoría transporte regional.	38
Tabla 5. Línea base de perfiles aerodinámicos.	43
Tabla 6. Configuración tipo de ala.	47
Tabla 7. Longitud de fuselaje.	56
Tabla 8. Coeficiente de volumen de cola.	58
Tabla 9. Configuración empenaje.	59
Tabla 10. <i>Aspect Ratio</i> configuración empenaje.	63
Tabla 11. Configuración del sistema tren de aterrizaje.	64
Tabla 12. Datos de las dimensiones de las ruedas.	68
Tabla 13. Configuración planta motriz.	70
Tabla 14. Principales motores de aeronaves categoría regional.	72
Tabla 15. Centro de gravedad de la aeronave con peso en vacío.	80
Tabla 16. Coordenadas centros de gravedad principales componentes.	81
Tabla 17. Velocidades de ráfaga para techo y crucero.	83
Tabla 18. Características aerodinámicas del ala.	87

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.	ATR 72	36
Figura 2.	Embraer ERJ 175	36
Figura 3.	Bombardier CRJ 200	36
Figura 4.	Fokker 50	37
Figura 5.	Mitsubishi MRJ 70	37
Figura 6.	Geometría perfil alar	41
Figura 7.	Geometría de un ala fija	42
Figura 8.	Efecto del <i>Aspect Ratio</i> sobre la pendiente de sustentación	44
Figura 9.	Grados de taperado del ala	45
Figura 10.	Efecto del <i>taper</i> en la distribución de sustentación	46
Figura 11.	Diedro para una aeronave plano alto	47
Figura 12.	Ala alta	47
Figura 13.	Ala media	47
Figura 14.	Ala baja	48
Figura 15.	Perfil aerodinámico	48
Figura 16.	CLvsCd	49
Figura 17.	CL v Alpha	50
Figura 18.	CL/Cd vs Alpha	51
Figura 19.	Coeficiente de momento respecto al ángulo de ataque	52
Figura 20.	Variación del CD respecto al Ángulo de ataque	54
Figura 21.	Coeficiente volumen de la cola	57
Figura 22.	Convencional	59
Figura 23.	Cola en "T"	59
Figura 24.	Cola en cruz	60
Figura 25.	Cola en "V"	60
Figura 26.	Cola en "V" invertida	60
Figura 27.	Cola en <i>tailboom</i>	61
Figura 28.	Cola en anillo	61
Figura 29.	Cola en "H"	61
Figura 30.	Tren "Llanta principal"	64
Figura 31.	Tren "Bicicleta"	65
Figura 32.	Tren "Patín de cola"	65
Figura 33.	Tren "Triciclo"	65
Figura 34.	Tren "Cuadriciclo"	66
Figura 35.	Tren "Tándem"	66
Figura 36.	Configuración propulsora	70
Figura 37.	Configuración tractor	71
Figura 38.	Configuración empenaje	71
Figura 39.	Configuración fuselaje trasero	71
Figura 40.	Configuración fuselaje superior	72
Figura 41.	Configuración bajo las alas	72
Figura 42.	Configuración borde de ataque	72

Figura 43.	Motor P&W 127N	74
Figura 44.	ATR 72 con dos turbopropulsores P&W 127N	75
Figura 45.	C.G del ala	76
Figura 46.	División del ala para hallar el C.G	78
Figura 47.	Factores de corrección de coeficiente para hallar CG del fuselaje	79
Figura 48.	C.G del fuselaje	79
Figura 49.	Ubicación diferentes C.G aeronave diseñada	81
Figura 50.	Diagrama V-n	82
Figura 51.	Diagrama V-n (zona falla estructural)	85
Figura 52.	Diagrama V-n de la aeronave diseñada	86
Figura 53.	Diagrama de ráfagas	89
Figura 54.	Diagrama de ráfagas a diferentes velocidades para aeronave diseñada	90
Figura 55.	Diagrama V-n ráfagas para aeronaves diseñadas	91
Figura 56.	Valores de VMO MMO respecto a la altitud	92
Figura 57.	Vistas principales aeronave diseñada	93

LISTA DE ECUACIONES

	pág.
Ecuación 1. <i>Aspect Ratio</i>	43
Ecuación 2. Numero Mach	44
Ecuación 3. <i>Taper Ratio</i>	45
Ecuación 4. Sustentación	52
Ecuación 5. Resistencia	53
Ecuación 6. Presión dinámica	53
Ecuación 7. Coeficiente de sustentación C_{lmax} . En crucero	53
Ecuación 8. Coeficiente de sustentación C_{lmax} en <i>Vstall flap down</i> a 45°	53
Ecuación 9. Coeficiente de resistencia parasita	55
Ecuación 10. Coeficiente de fricción	55
Ecuación 11. <i>Form factor</i> para alas, empenaje y estructura	55
Ecuación 12. Coeficiente de resistencia inducida	55
Ecuación 13. Coeficiente de resistencia total	55
Ecuación 14. Longitud del fuselaje	56
Ecuación 15. Longitud estabilizador horizontal	57
Ecuación 16. Longitud estabilizador vertical	57
Ecuación 17. Área del estabilizador vertical	58
Ecuación 18. Área del estabilizador horizontal	58
Ecuación 19. Envergadura del estabilizador horizontal	62
Ecuación 20. Cuerda de raíz del estabilizador horizontal	62
Ecuación 21. Cuerda de punta estabilizador horizontal	62
Ecuación 22. Distancia cuerda media del estabilizador H. con respecto al eje longitudinal del avión	62
Ecuación 23. Cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal.	63
Ecuación 24. Altura del estabilizador vertical.	63
Ecuación 25. Cuerda de raíz del estabilizador vertical.	63
Ecuación 26. Cuerda de punta del estabilizador vertical.	63
Ecuación 27. Altura de la cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical	64
Ecuación 28. Cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical.	64
Ecuación 29. Distancia (L_m) entre el tren principal y el C.G	68
Ecuación 30. Distancia (D_n) entre el tren de nariz y el <i>Datum Line</i>	68
Ecuación 31. Distancia (L_n) entre el tren de nariz y el C.G	68
Ecuación 32. Diámetro MLG.	68
Ecuación 33. Diámetro NLG.	69
Ecuación 34. Ancho MLG	69
Ecuación 35. Ancho NLG	69
Ecuación 36. Velocidad de cálculo de maniobra	82
Ecuación 37. Velocidad de crucero Máxima y Mínima	83
Ecuación 38. Velocidad de pérdida	83

Ecuación 39	Velocidad al despegue	84
Ecuación 40	Velocidad de aproximación.	84
Ecuación 41	Velocidad de aterrizaje	84
Ecuación 42	Velocidad de retracción de flaps.	84
Ecuación 43	Velocidad de pérdida con bajo ángulo de ataque y factor de carga positivo	87
Ecuación 44	Velocidad de pérdida con alto ángulo de ataque y factor de carga positivo	88
Ecuación 45	Velocidad de pérdida con bajo ángulo de ataque y factor de carga negativo	88
Ecuación 46.	Velocidad de pérdida con alto ángulo de ataque y factor de carga negativo	88
Ecuación 47.	(V_{lo})	92
Ecuación 48.	(V_{LE})	92

LISTA DE GRAFICAS

	pág.
Grafica 1. Empuje requerido (T_r) para la aeronave diseñada	94
Grafica 2. Potencia requerida (P_r) para la aeronave diseñada	95
Grafica 3. Tasa de ascenso (R/C) para la aeronave diseñada	95
Grafica 4. Tasa de Ascenso Wto a potencia continúa en crucero para la aeronave diseñada	96

ACRONOMOS

AAA+: Alto ángulo de ataque con factor de carga positivo.

AAA-: Alto ángulo de ataque con factor de carga negativo.

Alpha: AOA.

Alt: altitud.

AOA: (*Angle of Attack*) ángulo de atáque.

AR: (*Aspect Ratio*) relación de aspect.

ATC: (*Air Traffic Controller*) control de tráfico aéreo.

ATS: (*Air Traffic Service*) servicio de tráfico aéreo.

b: envergadura.

BAA+: Bajo ángulo de ataque con factor de carga positivo.

BAA-: Bajo ángulo de ataque con factor de carga negativo.

C: cuerda del perfil alar.

Cpunta: cuerda del perfil alar de punta.

Craiz: cuerda del perfil alar de raiz.

Cd: coeficiente de resistencia al avance.

Cdo: coeficiente de resistencia parasito.

Cdi: coeficiente de resistencia inducido.

Cf: coeficiente de fricción.

CG: Centro de gravedad

Cht: coeficiente de volumen del estabilizador horizontal.

Cl: Coeficiente de sustentación.

Cl_{cruise}: Coeficiente de sustentación a nivel crucero de la aeronave.

Cm: Coeficiente de momento.

Crht: cuerda de raíz del estabilizador horizontal.

Crvt: cuerda de raíz del estabilizador vertical.

Cvt: coeficiente de volumen del estabilizador vertical

D: (*Drag*) resistencia al avance.

FAR: (*Federal Aviation Regulation*) reglamentaciones federales de aviación de EE.UU.

Ff: (*Fotm Foactor*) factor de resistencia debido a la separación del flujo.

f/s: (*feet/seg*) pies sobre segundo.

FF: (*Fuel Fraction*) Fracción de combustible.

Ft: (*feet*) pies (medida).

fus: fuselaje.

L/S: (*lift / Surface wing*) sustentación sobre superficie alar.

LHT: longitud desde el centro de gravedad desde el centro de gravedad del ala al centro de gravedad del estabilizador horizontal

LVT: longitud desde el centro de gravedad desde el centro de gravedad del ala al centro de gravedad del estabilizador vertical.

hor: estabilizador horizontal.

inst: instrumentos.

M: número mach.

MLG: (*Main Landing Gear*) tren de aterrizaje principal.

mot: motor.

NLG: (*Nose Landing Gear*) tren de aterrizaje de nariz.

PAX: cantidad de pasajeros.

Pi: perímetro.

Pr: potencia requerido.

Proot: perfil alar de la raíz de la superficie alar.

Ptip: perfil alar de la punta de la superficie alar.

q: presión dinámica.

SHT: superficie del empenaje horizontal.

SVT: superficie del empenaje vertical.

Sw: (*Surface wing*) superficie alar.

RAC: Reglamentos Aeronauticos Colombianos.

R/C: Rata de ascenso.

Re: número de reynolds.

TC: (*Type Certificate*) certificado tipo.

Tr: empuje requerido.

TW: (*Thrust / Weight*) empuje sobre peso.

UAEAC: Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil.

V: velocidad de la aeronave.

Vc: velocidad de crucero.

Vel: velocidad.

Ver: estabilizador vertical.

Vf: velocidad de flaps.

Vlo: Velocidad de operación del tren de aterrizaje.

Vol: volumen.

Vs: velocidad de perdida.

Vsound: Velocidad del sonido.

W: peso de la aeronave.

We: (*Emprty Weight*) peso en vacio.

WTO: (*Weight Take Off*) peso de despegue.

x/c: espesor del perfil sobre la cuerda.

XCG: centro de gravedad sobre el eje de alabeo de la aeronave.

YCG: centro de gravedad sobre el eje de cabeceo de la aeronave.

ZCG: centro de gravedad sobre el eje de giñada de la aeronave.

Zvt: altura del estabilizador vertical.

SIMBOLOS

1: (*Taper Ratio*) relación de aspecto.

ρ : densidad.

$\bar{C}$: cuerda media.

$\bar{g}$: distancia entre la cuerda media aerodinámica y el eje longitudinal de la aeronave.

$\emptyset$: diámetro.

n: factor de carga.

GLOSARIO

AERODINÁMICA: Es la parte de la física que estudia las reacciones del aire sobre los Cuerpos que se mueven en él.

AERÓDROMO CONTROLADO: Aeródromo en el que se facilita el servicio de control de tránsito aéreo para el tránsito de aeródromo, pero no implica que tenga que existir necesariamente una zona de control.

AERÓDROMO. Área definida en tierra o agua destinada total o parcialmente a la llegada, salida y movimiento en superficie de aeronaves.

AERONAVE (TIPO DE): Aeronaves de un similar diseño tipo, incluidas todas las modificaciones que se le hayan aplicado, excepto aquellas que provoquen cambios en las características, de control o de vuelo.

AERONAVE CIVIL DEL ESTADO: Aeronave civil explotada por cualquier entidad estatal, siempre que no esté destinada a servicios militares, de aduana o de policía.

AERONAVE CIVIL: Aeronave que no está destinada a servicios militares, de aduana ni de policía, es decir, que no pertenece a la aviación de Estado.

AERONAVE COLOMBIANA: Aeronave que ostenta matrícula colombiana al estar válidamente registrada o inscrita en el Registro Aeronáutico Nacional de Colombia, o con matrícula extranjera explotada por una aerolínea colombiana en virtud de un contrato de utilización de aeronave, igualmente inscrito en el registro aeronáutico de Colombia, en concordancia con el artículo 83 Bis del Convenio de Chicago/44

AERONAVE DE CARGA: Toda aeronave, distinta de la de pasajeros, que transporta mercancías o bienes tangibles.

AERONAVE DE ESTADO: Aeronave destinada a servicios militares, de aduana o de policía, a la cual normalmente no le son aplicables las normas propias de la aviación civil.

AERONAVE DE PASAJEROS: Toda aeronave que transporte personas que no sean miembros de la tripulación, empleados del explotador que vuelen por razones de trabajo, representantes autorizados de las autoridades nacionales competentes o acompañantes de algún envío u otra carga.

AERONAVE GRANDE: Aeronave con más de 5.700 kg (12.500 lbs) de peso máximo certificado para despegue.

AERONAVE: Toda máquina que puede sustentarse y desplazarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra y que sea apta para transportar pesos útiles (personas o cosas).

ALTITUD: Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y el nivel medio del mar (MSL).

ANGULO DE ATAQUE: Angulo formado entre la corriente libre aire y la línea de cuerda de la aeronave.

ANGULO DE INCIDENCIA: Es el ángulo formado entre el eje longitudinal y la cuerda geométrica.

ANGULO DIEDRO: Visto el avión de frente, ángulo en forma de "V" que forman las alas con respecto al horizonte.

ASPECT RATIO: relación entre la envergadura y la cuerda media del ala.

BORDE DE ATAQUE: es el borde delantero del ala, o dicho de otra forma, la parte del ala que primero toma contacto con el flujo de aire.

BORDE DE FUGA: también conocido como borde de salida, es el punto del perfil de un ala en el que el aire del extradós y del intradós confluye y abandonan el contacto con el ala.

CATEGORÍA COMMUTER: Aviones multimotores que tiene una configuración de asientos excluyendo los tripulantes, de 10 o menos, un peso máximo certificado de 19.000 lb o menos.¹

CATEGORÍA TRANSPORTE: Aeronave con un peso máximo de despegue certificado superior a 5.700 Kg (12.500 Lb).

- Planos y especificaciones
- Características de diseño
- Dimensiones - Materiales y Procesos
- Resistencia Estructural
- Criterio de Aeronavegabilidad
- Control de Calidad
- Cualquier otro determinado por el fabricante.

El Certificado Tipo incluye también regulaciones aplicables, limitaciones de operación, instrucciones para aeronavegabilidad continuada, manuales de Mantenimiento y Regulaciones Complementarias.

El Certificado Tipo origina los documentos:

- Hoja de Especificación (Data Sheet).
- Manual de Vuelo Aprobado.
- Certificado de Aeronavegabilidad.
- Manual de Mantenimiento.

CERTIFICADO TIPO: Es el otorgado por la autoridad aeronáutica del Estado de diseño para un producto aeronáutico, cuando se ha determinado el cumplimiento de todas las condiciones de aeronavegabilidad y operación, establecidas por tal

¹ Disponible en http://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=f8dda963bb79e77ad1d849125ecb7a06&mc=true&node=pt14.1.23&rgn=d iv5#se14.1.23_13

producto. Certificado básico de diseño para aeronave; motor o hélice, que establece el Diseño Tipo, como son:

CUERDA: es la línea resta que une el borde ataque con el borde de fuga

DENSIDAD: Cantidad de masa que tiene un cuerpo dependiendo de su volumen.

ENVERGADURA: Distancia entre las dos puntas de las alas de un avión

EXTRADOS: parte superior de un perfil.

FACTOR DE CARGA: La relación entre una carga especificada y el peso de la aeronave, expresándose la carga especificada en función de las fuerzas aerodinámicas, fuerzas de inercia o reacciones por choque con el terreno.

HÉLICE: Es el dispositivo para propulsar una aeronave que posee palas sobre un eje accionado por un motor, y que cuando gira produce por su acción sobre el aire, un empuje aproximadamente perpendicular a su plano de rotación. Es también definido en la Ley de Aviación Civil como un término genérico para todas las partes, piezas y accesorios de una hélice.

INTRADOS: parte inferior de un perfil.

MOMENTUM: Producto de una fuerza multiplicado por su brazo (B).

NIVEL DE CRUCERO: Nivel que se mantiene durante una parte considerable del vuelo.

NUMERO DE REYNOLDS: Número sin dimensiones que relaciona variables que describen el flujo, velocidad, longitud de la trayectoria del flujo, densidad y viscosidad del flujo.²

PERFIL ALAR: Corte transversal de un ala diseñado para obtener los mejores resultados aerodinámicos.

PISTA NO PREPARADA: áreas de aterrizaje y despegue que no ofrecen garantías mínimas de operación, que carecen de zonas de seguridad y sin servicio de tránsito aéreo.³

PISTA PREPARADA: áreas aterrizaje y despegue con garantías mínimas de operación con servicios de tránsito aéreo.²

² Robert L Mott, Mecánica de fluidos. 1996, p. 216.

³ Disponible en <http://www.aerocivil.gov.co/autoridad-de-la-aviacion-civil/investigacion/Historicos%20Accidentes/HK-2365.pdf>

TWIST AERODINAMICO: este se presenta cuando el perfil de la raíz y la punta del ala son diferentes.

TWIST GEOMETRICO: este se da cuando el perfil de la raíz y la punta del ala son el mismo pero tienen diferentes grados de inclinación.

VIENTO RELATIVO: definido como el flujo de aire que ataca un perfil.

RESUMEN

En el presente trabajo se muestra la metodología que se debe llevar a cabo para el diseño de una aeronave de ala fija, en este caso se diseñó de forma conceptual y preliminarmente un avión turbohélice de categoría de transporte regional con una capacidad de transportar hasta 85 pasajeros. De acuerdo a lo que se refiere diseñar de forma conceptual y preliminar se da un desarrollo del proyecto por fases o por cada componente de la aeronave para así llegar a adquirir un diseño final, se lleva una búsqueda de diferentes perfiles aerodinámicos para la selección del perfil para la aeronave diseñada; de acuerdo a los datos aerodinámicos calculados y obtenidos. Con esto se presenta ya un diseño más concreto de la aeronave con configuraciones de los diferentes componentes de esta misma; para así llevar a cabo una parte básica de lo que es, el performance de la aeronave en la operación tanto en crucero, techo máximo de operación y a nivel medio del mar.

Palabras clave:

Diseño de aeronaves, categoría transporte regional, turbohélice, perfiles aerodinámicos, rendimiento.

ABSTRAC

In the present work it shows the methodology that must carry out to design of fixed wing aircraft, at this case is designed conceptually and preliminary an airplane turboprop of category regional transport, with ability of ferry 85 passengers. Agree to that require to design of form conceptual and preliminary it development of project to phases or for each component of aircraft. In order to arrive to acquire a final design, a search was did the different aerodynamics profiles for the profile selection for the aircraft designed, agree the aerodynamics dates calculated and obtains with this is presented a designed more concrete of the aircraft with configurations the different components of the same; to fulfil a basic part to the performance airplane in the cruise flight operation maximum ceiling and medium sea level

Keywords:

Aircraft design, regional transport category, turboprop, aerodynamic profile, performance

OBJETIVOS

Objetivo General

- Diseñar de manera preliminar y conceptual una aeronave de transporte regional.

Objetivos Específicos

- Realizar estudio de re-ingeniería para implementar un perfil aerodinámico más eficiente, el cual se usara en la aeronave.
- Determinar tipo y configuración óptima para empenaje, alas, motores y tren de aterrizaje de la aeronave con relación a la línea base realizada.
- Realizar un diseño 3D de la aeronave fundamentada en los cálculos obtenidos.

INTRODUCCIÓN

La formación del Ingeniero Aeronáutico requiere distintas fuentes de conocimiento, de esta manera llegar a desarrollar y desenvolverse en el tema del diseño preliminar y conceptual de una aeronave y todo lo que esto conlleva. Teniendo en cuenta aspectos como las fracciones de peso en las diferentes fases de vuelo para las cuales será diseñada la aeronave, peso de sus componentes, los parámetros de la geometría alar, perfil de las alas y sus características aerodinámicas (Coeficiente de sustentación, Coeficiente de sustentación máximo, Coeficiente de arrastre, etc.). La forma en la que influye en el diseño definitivo del plano (Área alar, Carga alar, Velocidad de pérdida, Velocidad máxima, etc.) y en elementos como el empenaje (distancia de los centros de gravedad del empenaje, tipo de perfil a utilizar y sus características, ventajas y desventajas de su configuración, etc.).

Además complementando con el performance de la aeronave (Tasa de ascenso, Potencia requerida, Empuje requerido, etc.) se hará la selección del tipo de planta motriz a utilizar (Turbo-hélice, turbo fan, motor a pistón, etc.), y otras características propias de la aeronave para una condición viable en su diseño (Diagrama de cargas (V-n), etc.). De manera adicional se complementa este conocimiento con el manejo de herramientas de modelamiento (herramientas CAD) y estudio virtual (Simulación computacional), para obtener una visión más detallada de lo que se está realizando, y tener una idea del resultado final.

Este proyecto de grado le presentará todo lo relacionado con el diseño aeronáutico y el paso a paso, para adquirir las habilidades necesarias para desempeñarse como Ingeniero Aeronáutico para enfocarse en el área diseño de un aeronáutico.

1. JUSTIFICACION

El desarrollo de este proyecto, pretende sentar las bases para crear una metodología por medio de la cual, se puedan crear modelos de aviones de categoría transporte regional. En el diseño conceptual y preliminar de esta aeronave, se tienen en cuenta los parámetros más importantes de una aeronave, como lo son perfil alar, pesos, performance y su rango de operación, también se busca suplir la necesidad del transporte de pasajeros y carga en zonas de difícil acceso en el territorio nacional. Dado que este tipo de aeronaves son las más adecuadas para operaciones aéreas debido a los bajos costo de operación y mantenimiento.

De tal forma su busca aplicar todos los conocimientos adquiridos durante el proceso de formación como ingeniero aeronáutico, de tal materia que se vean reflejadas aquellas asignaturas fundamentales para el desarrollo del proyecto en mención, aplicando dichos conocimientos teóricos y algunos prácticos, se pretende realizar un proceso de reingeniería a un perfil alar con fin de buscar un mejor rendimiento aerodinámico del avión.

2. METODOLOGIA

Para el desarrollo del proyecto es necesario establecer parámetros bajo los cuales será la operación de la aeronave como lo son, peso total y rango máximo de operación. Con esto hecho se podrá inicialmente realizar una línea base de aproximadamente 30 aeronaves de categoría regional, lo cual nos brindará datos promedios de; velocidades, pesos y entre otros datos de performance para la aeronave a diseñar, en seguida de esto se dá paso al objetivo de; diseñar un perfil alar con un rendimiento aerodinámico más adecuado para la aeronave, ya diseñado se implementara dicho perfil a la aeronave.

El paso a seguir se desarrollará en las diferentes zonas de la aeronave, se le definirá de la forma más adecuada el tipo y configuración del componente correspondiente cada zona; para así lograr un desempeño óptimo de la aeronave en operación. Dado esto se llegará al diseño 3D de la aeronave basado en los cálculos obtenidos, se efectuara la simulación aerodinámica del perfil en el programa Desing Foil para así obtener los datos aerodinámicos de este perfil, y efectuar los respectivos diagramas de esfuerzo.

3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Entre enero y noviembre de 2016 se movilizaron 834 mil pasajeros más que el mismo periodo en el año 2015, es decir, aumento un 5.1%, autorizando a las aerolíneas que ofrecen servicio de transporte regional un total de 35 frecuencias semanales nuevas, con lo cual se da inicio a una estrategia importante para elevar la competitividad del país. Con la autorización de estas frecuencias semanales, en el país cuenta con un total de 120 vuelos semanales a nivel regional.⁴

Debido a que el país ha presentado la necesidad de servicio de transporte en zonas de difícil accesos en la geografía de nuestro país como lo son los departamentos del Choco, Guainía, Vaupés, Vichada, entre otros, se tomó la decisión de llevar a cabo el diseño conceptual y preliminar de una aeronave de transporte regional con el objetivo de aportar a la solución de un problema comunitario y de ofrecer una alternativa, como una aeronave que preste el servicio aéreo a dichas zonas del país, a continuación se darán a conocer un listado de aeronaves, entre las más comunes para uso de transporte tipo regional dentro del territorio nacional.

Tabla 1 Principales aeronaves categoría de transporte regional con operación en Colombia.

	ATR 42	ATR 72	EJR 145	EJR 140	EJR 135	Let L-410	EMB 120	Fokke r 50	C- 295	190 0D	E-410	MJR 70 / 90
Avianca	9	12	0	0	0	0	0	5	0	0	0	0
Satena	7	0	2	0	0	1	0	0	0	0	0	0
Easyfly	4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
PONAL	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Sarpa	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
FAC	0	0	0	0	0	0	0	0	6	0	0	0
TAC	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0
LATAM	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	12

Total 73

Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

⁴ UAEAC, Comunicado de prensa No. 01 de 128 de 29 de diciembre 2016.

4. MARCO LEGAL

4.1 RAC 4: NORMAS DE AERONAVEGABILIDAD Y OPERACIÓN DE AERONAVES

Las normas contenidas en los Reglamentos Aeronáuticos son aplicables de manera general a toda actividad de aeronáutica civil y a toda persona natural o jurídica, nacional o extranjera que las desarrolle; y de manera especial a las desarrolladas dentro del territorio nacional; o a bordo de aeronaves civiles de matrícula Colombiana o extranjeras que sean operadas por explotador Colombiano, bajo los términos del artículo 83 bis del Convenio de Chicago/44, cuando se encuentren en espacios no sometidos a la soberanía o jurisdicción de ningún otro Estado, o en el espacio aéreo o territorio de cualquier Estado siempre y cuando ello no resulte incompatible con las leyes o reglamentos de dicho Estado, ni con los Convenios Internacionales vigentes en materia de aviación civil.⁵

4.2 RAC 25: ESTÁNDARES DE AERONAVEGABILIDAD AVIONES DE CATEGORÍA TRANSPORTE REGIONAL

Aplicación (a) Para la solicitud de certificado de tipo de las aeronaves de categoría transporte, los diseñadores y fabricantes de aeronaves en Colombia, que voluntariamente se acojan al Estándar de Aeronavegabilidad contenido en la Parte FAR 25 Título 14 del Código de los Reglamentos Federales (CFR) de los Estados Unidos de Norteamérica, denominada “AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES” (ESTÁNDARES DE AERONAVEGABILIDAD: AVIONES DE CATEGORÍA TRANSPORTE) en adelante Parte FAR 25, con todas sus enmiendas y apéndices, la cual se adopta para el diseño, construcción y certificación de tales aeronaves o sus partes, en el país; podrán obtener un certificado de tipo respecto de dicho diseño y posteriormente un certificado de producción respecto de la construcción, así como certificados de tipo suplementario respecto de sus modificaciones, otorgados por la Autoridad Aeronáutica de la República de Colombia, una vez acreditado ante ésta, el cumplimiento de los requisitos de aeronavegabilidad aplicables a la aeronave o aeronaves, según su categoría. Para lo anterior, el interesado deberá declarar por escrito conocer la Parte FAR 25 y su voluntad de acogerse a ella.⁶

⁵ Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil, (2016). RAC 4 - NORMAS DE AERONAVEGABILIDAD Y OPERACIÓN DE AERONAVES. Bogotá: UAEAC

⁶ Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil, (2016). RAC 25 - ESTÁNDARES DE AERONAVEGABILIDAD: AVIONES DE CATEGORÍA TRANSPORTE. Bogotá: UAEAC

4.4 FAR 25: AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES

Esta parte establece los estándares de aeronavegabilidad para la emisión de certificados de homologación y modificaciones de dichos certificados, para aviones de categoría de transporte.⁷

⁷ FAA, (2017). Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. United States: FAA.

5. CONCEPTOS DE DISEÑO

5.1 FASES DE DISEÑO

5.1.1 Pre-diseño. En esta fase se determina una idea global de lo que será la aeronave, teniendo en cuenta parámetros principales como lo son perfil y configuración alar, el rango de operación de la aeronave, configuración y tipo de motores. Lo anterior con aras de buscar el mejor rendimiento de la aeronave y que sea un proyecto atractivo para posibles operadores en la geografía colombiana como extranjera.

5.1.2 Diseño conceptual. Esta fase se inicia estipulando las condiciones generales del proyecto y los objetivos que se quieren cumplir, para así llegar a un diseño conceptual y preliminar de una aeronave de transporte regional. Se iniciara teniendo en cuenta cada uno de los parámetros nombrados anteriormente ya que estos pueden llegar a cambiar por mejoras y/o problemas presentados durante el desarrollo del proyecto. En este punto se venderá la idea a inversionistas o posibles operadores de la misma, por lo cual es necesario dejar datos técnicos específicos y recomendación para una ejecución total del proyecto.⁸

5.1.3 Diseño preliminar. El diseño preliminar da inicio a los cambios más importantes en el proceso general de diseño. En esta fase se parte de que todas las preguntas del diseño conceptual han sido resueltas para iniciar la maduración del diseño aproximado.

En la fase de diseño preliminar sólo se realizan cambios menores en la configuración de distribución. En esta fase, la parte de diseño estructural y el análisis de sistemas de control toman un lugar importante dentro de todo el proceso, así como los análisis pertinentes en laboratorios, tales como pruebas en túneles de viento para analizar el comportamiento del aeroplano, o cálculos aerodinámicos utilizando programas computacionales para el análisis del comportamiento dinámico del fluido sobre la aeronave. Es posible que algunas de estas pruebas y análisis descubran interferencias aerodinámicas indeseadas o problemas de estabilidad inesperados que son los que promueven cambios en la configuración de distribución. Durante el diseño preliminar los especialistas en áreas tales como estructuras, trenes de aterrizaje y sistemas de control, diseñarán y analizarán las partes correspondientes a la aeronave. Se realizarán pruebas en estas áreas, incluyendo, la aerodinámica y los sistemas de propulsión; se pueden realizar también simulaciones, ya sea de tipo físico o eléctrico, utilizando modernos software de Diseño Asistido por Computador (CAD).⁹

⁸ Raymer Daniel P, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004. p.4

⁹ Ibid., p.4

5.1.4 Diseño detallado. Una parte importante durante el diseño detallado, es llamada diseño de producción, donde los especialistas determinan el proceso de como la aeronave podrá ser fabricada; empezando con pequeños y simples sub-ensambles hasta llegar a un proceso de construcción optimo del ensamble final. En esta fase también es común que los diseñadores frecuentemente le den mejoras o modificaciones al diseño para una fácil construcción; esto puede tener un mayor impacto performance y peso de la aeronave sin olvidar los requerimientos originales del diseño. En esta fase también se desarrollan las pruebas de los diferentes sistemas de la aeronave, como lo pueden ser el sistema de control de vuelo; el cual se ponen a prueba con herramienta como lo pueden ser los simuladores, modelos detallados para el control de superficies de vuelo como también, entrenamiento de la tripulación entre otros.

6. ESTUDIO DE MERCADO

Una aeronave de transporte regional, es un avión diseñado para la operación en territorios con pistas no preparadas, como también pueden operar en aeropuertos con pistas cortas y aeródromos sin servicio de ATS (*Air Traffic Service*). Con una capacidad de realizar vuelos con rango no mayor a los 2500 Km y una capacidad máxima de 100 pasajeros.

Se darán a conocer algunas de las aeronaves y sus principales características de esta categoría que se utilizaron para la línea base y así el diseño.

6.1 ESTUDIO DE MERCADO AVIACIÓN REGIONAL

El mercado de los aviones regionales se está estabilizando después de un periodo de varios años en los cuales se presentaron varias oscilaciones erráticas en cuanto su producción anual. Según un estudio realizado por forecast internacional predice una producción anual entre el año 2016 y 2017 a un poco más de 340 unidades por año. Pero una perspectiva a largo plazo indica que para el año 2025 se fabricaran un poco más de 420 unidades por año.

el mercado de aviones de transporte regional que se proyecta, es una fabricación de 3817 aeronaves entre los años 2016 y 2025, este total incluye tanto aviones regionales con motores turbo fan como aviones con motores turbohélice, el valor de esta producción se estima en USD 135,2 mil millones de dólares.

Dicho crecimiento de vera impulsado por la producción de nuevos modelos, como lo son el “EMBRAER CS100” y el “MITSUBISHI MRJ90”, también se dice que la demanda de aeronaves regionales se está moviendo hacia los aviones con mayor capacidad.

Mientras tanto, la persistencia de los bajos precios de combustible en el extranjero ha comenzado a impactar en el mercado de turbopropulsores, suavizando la demanda de estos aviones bajo consumo de combustible, los precios del petróleo han aumentado desde el año 2016, sin embargo y se puede esperar que este continúe aumentando gradualmente, ayudando así a mantener a flote este segmento del mercado de aviones regionales.¹⁰

3.1.1. Mercado de aviación. El transporte aéreo regional en Colombia, crecerá un 4.8% en Colombia en los próximos 2 años, debido a que ahora los tiquetes aéreos son más económicos, la infraestructura ha mejorado y las aerolíneas han implementado nuevas rutas, para que de esta manera se logre aumentar la aviación colombiana.¹⁰

¹⁰ Peterson Ray. *Estabilización del mercado de la aviación regional; crecimiento a largo plazo.* 22 comerce Rd. Newton, CT 06470 EE.UU.

3.1.2. Competidores.

Tabla 2. Fabricantes de aeronaves transporte regional.

FABRICANTE	CANTIDAD A FABRICAR	AÑOS
ATR	783	2016-2025
BOMBARDIER	591	2016-2025
MITSUBISHI	437	2016-2025
TOTAL	1811	

Fuente: Peterson Ray. Estabilización del mercado de la aviación regional; crecimiento a largo plazo. 22 comerce Rd. Newton, CT 06470 EE.UU.

En la tabla 2. Se tuvieron en cuenta los 3 principales fabricantes de aviones regionales, y cómo será su producción en el intervalo de tiempo entre el año 2016 y 2025.

3.1.3. Clasificación de aeronaves.

- Construcción casera (*homebuilt*).
- Avión de un solo motor impulsado por hélice (*single engine propeller driven airplane*).
- Avión de dos motores impulsado por hélice (*twin engine propeller driven airplane*).
- Avión agrícola (*agricultural airplane*).
- Jet de negocios (*bussines jet*).
- Avión regional turbo hélice (*regional turbopropeller driven airplanes*).
- Jet de transporte (*jet trasnport*).
- Avión de entrenamiento militar (*military trainer airplane*).
- Avión caza (*fighter airplane*).
- Avión de patrulla militar, bombardero y de transporte (*military patrol, bomb and transport airplanes*).
- Hidroaviones y aviones anfibios (*flying boats, aphibious and airplane*).
- Aviones supersónicos (*supersonic cruise ariplanes*).
- Hidroaviones y aviones anfibios (*flying boats, aphibious and airplane*).
- Aviones supersónicos (*supersonic cruise ariplanes*).

Tabla 3. Aeronaves de categoría de transporte regional.

AERONAVE	CARACTERÍSTICAS	MOTIVO
Figura 1. ATR 72  Fuente: Disponible en http://defensanacional.argentinaforo.net/t10120p30-atr-72-para-la-fuerza-aerea	• Peso: 12950 Kg. • Velocidad crucero: 511 km/h • Carga paga: 7500Kg. • Envergadura: 27.050 m • Longitud: 27.166 m • Altura: 7,65 m • Rango operación: 1528 Km • Pasajeros: 74 • Techo de servicio: 7600m	Aeronave diseñada a partir del básico ATR 42, pero con una extensión adicional de 4.5 metros y alas modificadas.
Figura 2. EMBRAER ERJ 175  Fuente: Disponible en http://www.pixell.club/united-express-erj-175/	• Peso: 21810 Kg. • Velocidad crucero: 890 Km • Carga paga: 5785 Kg • Envergadura: 26 m • Longitud: 31,68 m • Altura: 9,67 m • Rango operación: 2873 km • Pasajeros: 88 • Techo de servicio: 37000 ft	Aeronave diseñada con el fin de mejorar el ERJ 170 alargando el fuselaje, alas y tren de aterrizaje, estas dos aeronaves comparte el 95% de los componentes.
Figura 3. BOMBARDIER CRJ 200  Fuente: Disponible en https://www.flickr.com/photos/md11forever/9971239214	• Peso: 13833 Kg. • Velocidad crucero: 860 Km/h • Carga paga: 5942 Kg. • Envergadura: 21.21 m • Longitud: 26.77 m • Altura: 6.22 m • Rango operación: 2491 Km • Pasajeros: 50 • Techo de servicio: 41000 ft	Es un diseño fundamentado en el avión CANADAIR CHALLENGER, con un fuselaje más ancho, con el fin de cumplir una clausula con un aerolínea.

Continúa en la siguiente página:

AERONAVE	CARACTERÍSTICAS	MOTIVO
Figura 4. FOKKER 50  Fuente: Disponible en http://www.wikiwand.com/lv/Fokker_50	• Peso: 19950 Km • Velocidad crucero: 500 Km/h • Carga paga: 5942 Kg. • Envergadura: 29 m • Longitud: 25.25 m • Altura: 8.32 m • Rango operación: 2053 km • Pasajeros: 50 • Techo de servicio: 25000 Ft.	Al igual que lo sucedido con el Fokker 100, que fue derivado del Fokker 28 "Fellowship", el Fokker 50 es un derivado altamente exitoso del Fokker 27 "Friendship". Su producción, al igual que la del F-100 se debió a la necesidad de mantener el modelo F-27 a la par con las necesidades de las aerolíneas de su época, y, de la misma forma que el F-100, su desarrollo comenzó en 1983.
Figura 5. MITSUBISHI MRJ 70  Fuente: Disponible en http://airlinersnow.com/newslog/mitsubishi-mrj-to-fly-in-autumn/	• Peso: 25100 Kg • Velocidad crucero: 950 Km • Carga paga: • Envergadura: 29.20 m • Longitud: 33.40 • Altura: 10.4 m • Rango operación: 1880 km • Pasajeros: 78 • Techo de servicio: 39000 ft.	Es el primer avión de pasajeros diseñado y fabricado en Japón, con el fin de mejorar el transporte regional en el mundo.

Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

Tabla 4. línea base de aeronaves categoría regional

	AVION	WINGSPAN (mt)	LENGHT (mt)	HEIGHT(mt)	WING AREA (mt^2)	ENGINE (cv)
1	Antonov AN-24	29.2	23.5	8.32	74.98	2550
2	Embraer EMB 170	26	29.9	9.67	72.7	84.67
3	ATR – 72	27.05	27.166	7.65	61	2509
4	Antonov AN-140	25.5	22.6	8.23	51	2500
5	Antonov AN-74	31.89	28.07	8.75	98.53	-----
6	Dresden 152	27	31.42	9	136	-----
7	BOMBARDIER CRJ - 200	21.21	26.77	6.22	48.35	-----
8	Airspeed AS 57 Ambassador	35.05	25.05	5.6	111.5	2625
9	Avro 748	30.02	20.42	7.57	75.4	2310
10	Avro Canada C-102 Jetliner	29.89	25.1	8.06	107.49	-----
11	ANTONOV AN 158	28.9	34.4	8.6	87.32	-----
12	Convair CV 240	22.76	24.13	8.2	75.9	2025
13	Convair CV 440 Metropolitan	32.12	24.84	8.89	85.5	2535
14	Douglas DC-4	35.81	28.6	8.38	135.6	1470
15	Fokker 50	29	25.25	8.32	70	2535
16	Fokker 70	30.9	28.1	8.5	93.5	
17	Ilyushin Il-14	31.4	22.31	7.8	100	1900
18	TUPOLEV -124	25.55	30.58	8.08	119	
19	DORNIER 328	20.98	21.11	7.24	40	1904
20	Saab 340	21.44	19.73	6.97	41.08	1733
21	ILYUSHIN II-114-100	30	26.877	9.324	81.9	
22	ANTONOV AN 10	38	34	9.8	121.7	4058
23	ANTONOV AN 12	38	33	10.5	121.7	4000
24	ANTONOV AN 26	29.2	23.8	8.6	75	2860
25	ANTONOV AN 74TK -300	31.9	28.1	8.7	98.6	-----
26	ANTONOV AN 38	22.1	15.7	5.1	-----	1520
27	ANTONOV AN 148	28.91	29.13	8.2	89.3	-----
28	MITSUBISHI MRJ 70	29.2	33.4	10.5	-----	-----
29	embraer erj 145	20.04	29.87	6.75	51.2	-----
30	embraer erj 175	26	31.68	9.7	72.7	-----
	PROMEDIOS	25.000	26.820	8.241	60.000	2301.098

Continúa en la siguiente página:

	AVION	TAKE OFF WEIGHT (kg)	EMPTY WEIGHT (kg)	CRUISE SPEED (kias)	RANGE (km)	SERVICE CEILING (ft)	PAX.
1	Antonov AN-24	21000	13000	450	750	8400	50
2	Embraer EMB 170	35990	20150	870	4000	10700	70
3	ATR – 72	23000	13500	307.77	1665	24934	70
4	Antonov AN-140	21500	12810	275	3050	7200	52
5	Antonov AN-74	34500	19050	297	800	35100	52
6	Dresden 152	46500	28880	800	2500	10700	72
7	BOMBARDIER CRJ - 200	24041	14016	464.36	2936	41000	50
8	Airspeed AS 57 Ambassador	23800	18025	415	2200	7600	47
9	Avro 748	23133	12159	450	1456	7620	48
10	Avro Canada C-102 Jetliner	29484	16740	676	2000	12280	40
11	ANTONOV AN 158	43700	40026	469	2500	40000	99
12	Convair CV 240	19283	12520	450	1923	7589	40
13	Convair CV 440 Metropolitan	22540	15110	465	2800	7700	50
14	Douglas DC-4	33112	19460	365	4000	6900	44
15	Fokker 50	19950	12520	532	2055	4400	50
16	Fokker 70	39915	22673	833	1900	10670	80
17	Ilyushin Il-14	18500	12600	345	2250	6500	36
18	TUPOLEV -124	38000	22500	490	1220	38386	56
19	DORNIER 328	13990	8920	334.77	1352	29000	33
20	Saab 340	13200	7810	485	3000	8200	37
21	ILYUSHIN II-114-100	23500	15000	270	2900	24934.38	64
22	ANTONOV AN 10	55100	21800	356	4075	36089	100
23	ANTONOV AN 12	61000	28000	362	5700	33465	60
24	ANTONOV AN 26	24000	15020	238	2550	24606	40
25	ANTONOV AN 74TK -300	34500	19050	297	4325	34100	52
26	ANTONOV AN 38	9500	5300	205	1750	14000	27
27	ANTONOV AN 148	38550	25100	445	2100	40026	80
28	mitsubishi MRJ 70	39600	25100	515	1530	39000	78
29	embraer erj 145	22000	12000	450	2873	37000	50
30	embraer erj 175	37500	21800	481	3334	41000	88
	PROMEDIOS	25500.000	17687.967	446.430	2516.467	21636.646	57.167

Continúa en la siguiente página:

	AVION	L/S	AR	T/W	Proot	Ptip
1	Antonov AN-24	445.205	11.372	0.121	TsAGI S-5-18 / NACA M6	TsAGI S-3-13 / NACA 43012A
2	Embraer EMB 170	775.000	9.298	0.002		
3	ATR – 72	499.076	11.995	0.109		
4	Antonov AN-140	502.353	12.750	0.116		
5	Antonov AN-74	597.366	10.321	0.000		
6	Dresden 152	1069.630	5.360	0.000		
7	BOMBARDIER CRJ - 200	660.820	9.304	0.000		
8	Airspeed AS 57 Ambassador	514.265	11.018	0.110		
9	Avro 748	405.030	11.952	0.100	NACA 23018	NACA 4412
10	Avro Canada C-102 Jetliner	560.054	8.312	0.000	NACA 23016.5	NACA 23012
11	ANTONOV AN 158	1384.983	9.565	0.000		
12	Convair CV 240	550.088	6.825	0.105	NACA 63A120	NACA 63A415
13	Convair CV 440 Metropolitan	470.423	12.067	0.112	NACA 63A120	NACA 63A415
14	Douglas DC-4	543.424	9.457	0.044	NACA 23017,5	NACA23008
15	Fokker 50	431.724	12.014	0.127	NACA 64-421	NACA 64-415
16	Fokker 70	733.754	10.212	0.000	Fokker 12.3%	Fokker 9.6%
17	Ilyushin Il-14	401.274	9.860	0.103		
18	TUPOLEV -124	880.626	5.486	0.000		
19	DORNIER 328	425.167	11.004	0.136	Do A-5	Do A-5
20	Saab 340	364.272	11.190	0.131	NASA MS(1)- 0316	NASA MS(1)- 0312
21	ILYUSHIN II-114-100	500.000	10.989	0.000		
22	ANTONOV AN 10	573.684	11.865	0.074		
23	ANTONOV AN 12	736.842	11.865	0.066	C-5-18	C-3-14
24	ANTONOV AN 26	514.384	11.369	0.119	TsAGI S-5-18	TsAGI S-3-13
25	ANTONOV AN 74TK -300	597.179	10.321	0.000		
26	ANTONOV AN 38	239.819	0.000	0.160	TsAGI R-11	TsAGI R-11
27	ANTONOV AN 148	868.212	9.359	0.000		
28	MITSUBISHI MRJ 70	859.589	0.000	0.000		
29	embraer erj 145	598.802	7.844	0.000	Embraer Supercritical	Embraer Supercritical
30	embraer erj 175	838.462	9.298	0.000		
	PROMEDIOS	618.050	9.409	0.058		

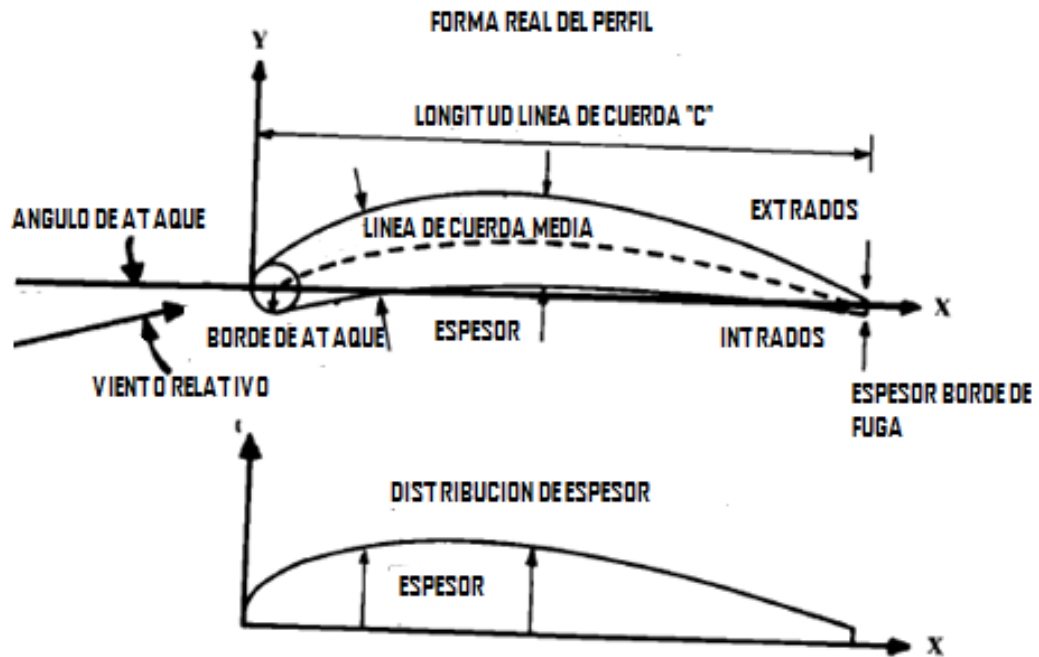
Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

7. FASES DE DISEÑO CONCEPTUAL

7.1 GEOMETRÍA DEL PERFIL ALAR

La figura 6, muestra los parámetros correspondientes a un perfil alar.

Figura 6. Geometría del perfil alar.

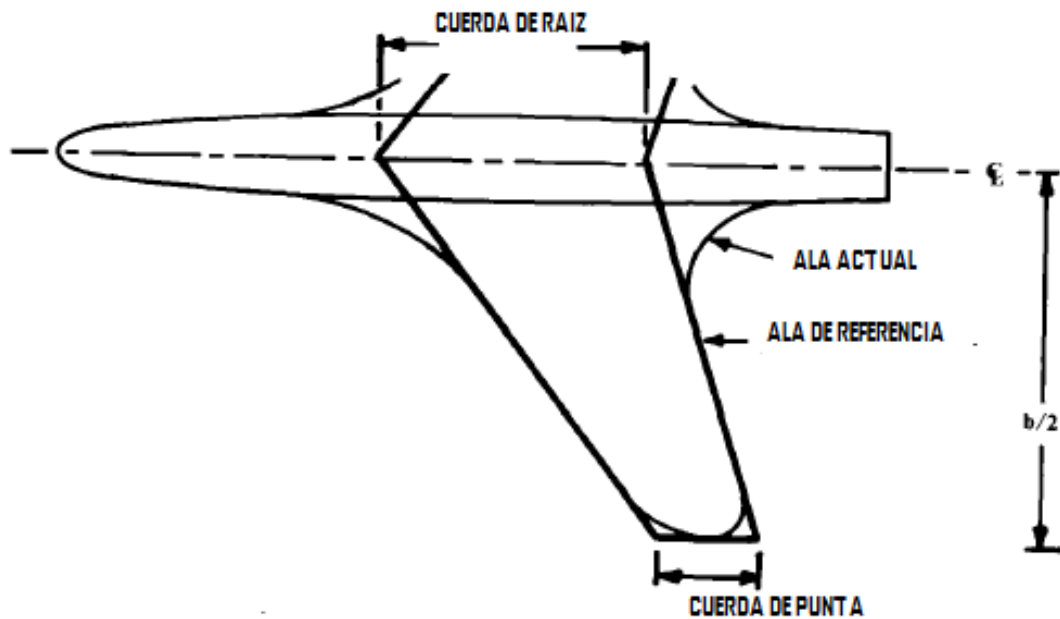


Fuente: P. Raymer Daniel, Aircraft; A conceptual Approach. 2004 p.34

7.2 GEOMETRÍA DEL ALA.

En la figura 7, se muestra la configuración general de un ala fija:

Figura 7. Geometría de un ala fija



Fuente: Ibid., p. 48

7.3 SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR DE LA AERONAVE CATEGORÍA TRANSPORTE REGIONAL.

Para la selección del perfil alar de la aeronave, se utilizó la misma metodología llevada a cabo en el diseño en general de la aeronave; partiendo desde una línea base con 8 perfiles de diferentes nomenclaturas y coeficientes de sustentación, como lo muestra la siguiente tabla:

Tabla 5 Línea base de perfiles.

PERFILES	CL_{cruise}
NACA 2418	0,6
NACA 2421	0,65
LAGLEY LS	0,7
NACA 4421	0,7
GOE 386	0,7
RAF 89	0,73
NACA 4424	0,74
NACA 23018	0,76

Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

Obtenida la línea base del perfil se realizan los diferentes cálculos de factores para la geometría del ala:

Datos:

V_s= 967,47953 ft/s

V_c= 506,34 ft/s

Envergadura (b): 82,02 ft = 25 m.

Cuerda (C): 12,78 ft = 3,89 m.

Sw: 1100 ft²= 68,603 m²

Croot= 14.14 ft

Ctip= 11.31 ft

7.3.1 Aspect Ratio. Para un ala Taperada el *Aspect Ratio* es definido por la división de la envergadura al cuadrado sobre el área alar, como se muestra en la siguiente ecuación:

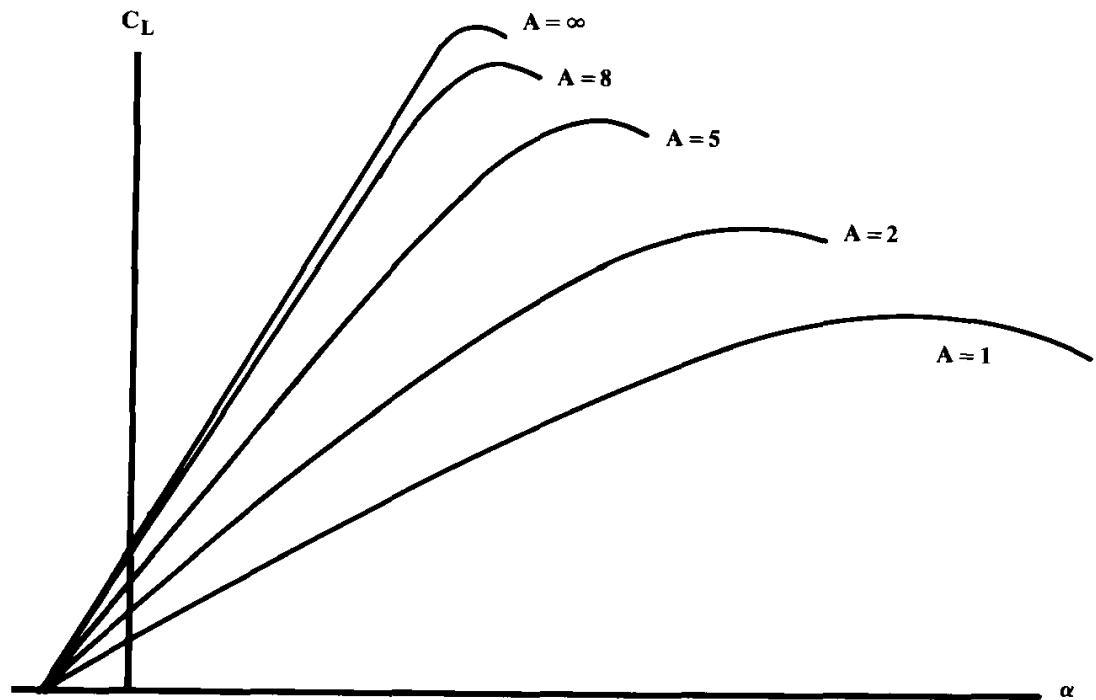
Ecuación 1. Aspect Ratio

$$A = \frac{b^2}{S_w}$$

$$A = 6,1157$$

Fuente: Daniel P Raymer, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.48

Figura 8. Efecto del *Aspect Ratio* sobre la pendiente de sustentación



Fuente: Ibid., p. 50

4.3.2 Taperado del Ala. Para el cálculo del taperado del ala se debe conocer los valores de velocidad de crucero y la velocidad del sonido. Para conocer el número mach y poder consultar la figura 4.19 del libro *Aircraft Design*, así se halla el valor exacto de taperado del ala.

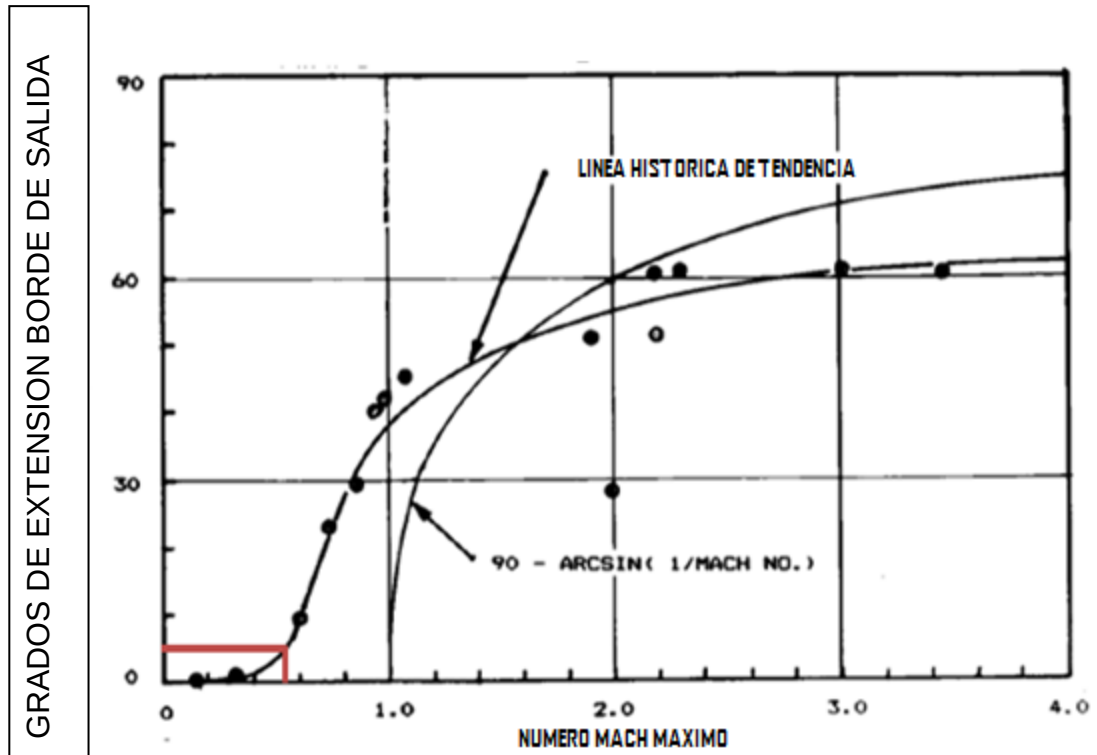
Ecuación 2. Número Mach.

$$\text{Número Mach} = \frac{V_{cr}}{V_{sound}}$$

Fuente: Aníbal I. Carmona. *Aerodinámica y actuaciones del avión*. 2000, p.45

$$\text{Número Mach} = 0,5233599$$

Figura 9. grados de taperado del ala



Fuente: Ibid., p. 53

taperado alar = 5

4.3.3 Taper Ratio. El valor del *taper ratio* es determinado por la siguiente ecuación:

Ecuación 3. Taper Ratio

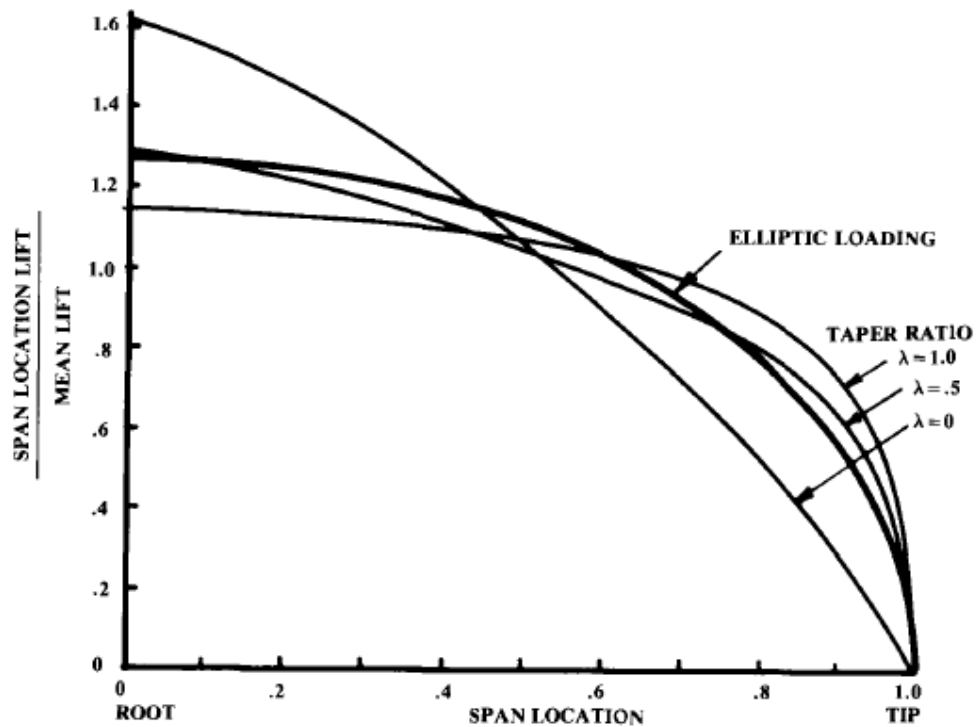
$$\lambda = \frac{C_{punta}}{C_{raiz}}$$

Fuente: Daniel P Raymer, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.55

Ya que la configuración del ala no es recta se aplica la ecuación anterior, donde el taperado del ala tiene el valor de:

$$\lambda = 0,8$$

Figura 10. Efecto del *Taper* en la distribución de la sustentación.

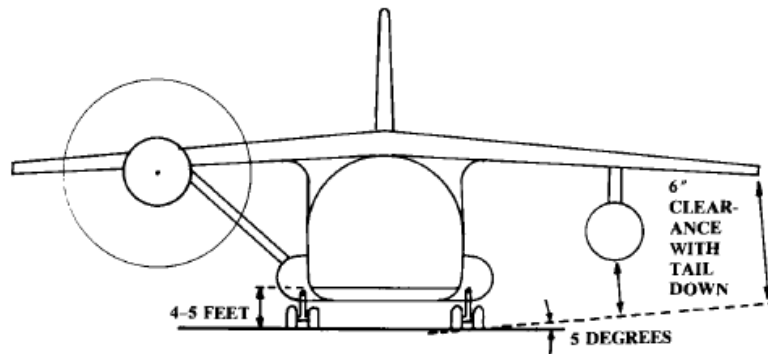


Fuente: Ibid., p. 56

7.3.4Diedro e Incidencia del Ala. Ángulo de incidencia, es aquel ángulo formado entre el eje longitudinal del avión y la cuerda geométrica del ala (Ángulo de Incidencia para la aeronave diseñada es 2°). Este se escoge para que la resistencia del avión sea mínima principalmente en la fase de crucero.

Angulo diedro, es el ángulo del ala respecto al eje horizontal o la vista frontal de la aeronave, tiene influencia en la estabilidad lateral o eje longitudinal; y un buen ángulo de diedro oscila entre 4° y 6° (Ángulo diedro para la aeronave diseñada es 5°).

Figura 11. Diedro para una aeronave plano alto



Fuente: Ibid., p. 60

Tabla 6 Configuración del tipo de Ala.

CONFIGURACION ALAR		
CONFIGURACION	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 12. ALA ALTA  http://www.tnnpoliticasm/2015/07/	- Permite el peso de la aeronave por debajo del ala, lo que le brinda más estabilidad a la aeronave. - El intradós plano mantiene mejor contacto con el aire laminar haciendo un vuelo estable y fluido. - Protege la estructura de golpes operando en pistas no preparadas.	- Velocidades relativamente bajas en comparación con los otros tipos de configuración. - Virajes más pronunciados.
Figura 13. ALA MEDIA  http://sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Conceptos%20Basicos_2.htm	- Permite mayores velocidades y giros sobre el eje longitudinal del avión.	- Restringe la operación en pistas no preparadas, debido a que la estructura y motores pueden sufrir daños por objetos extraños (FOD)

Continúa en la siguiente página:

CONFIGURACION ALAR		
CONFIGURACION	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 14. ALA BAJA  http://es.avia.pro/blog/piper-pa-28-cherokee-tehnicheskie-harakteristiki-foto	- Permite una mayor capacidad de carga. - El ala baja mantiene mayor contacto con el aire ya que se emplea toda la superficie del ala incluido el centro de la misma.	- Distribuye la totalidad del peso sobre el ala, lo que hace que el control de la aeronave sea más complicado.

Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

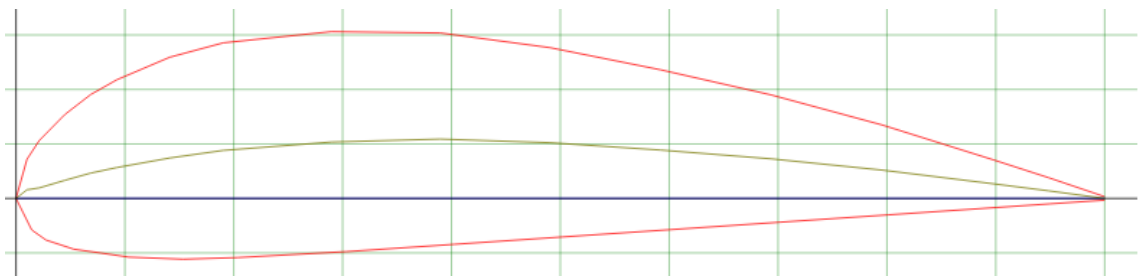
7.4 PARÁMETROS AERODINÁMICOS DEL ALA Y SELECCIÓN DEL PERFIL

La sustentación como la resistencia son fuerzas usualmente llamadas como coeficientes adimensionales, La fuerza de sustentación es perpendicular a la dirección del vuelo y en el caso de la resistencia esta se da paralela a la dirección del vuelo de la aeronave.

El perfil aerodinámico es el alma de una aeronave, ya que de este depende aspectos de la misma, su selección depende de unas características vitales como lo son la velocidad máxima que le permita al avión en vuelo de crucero, distancias máximas de despegue y aterrizaje, ángulo máximo de ataque tanto como positivo como negativo, coeficiente de sustentación y demás cualidades aerodinámicas en las diferentes fases de vuelo, al seleccionar el perfil aerodinámico se tuvo en cuenta la línea base realizada y los cálculos matemáticos realizados con anterioridad.

De acuerdo a lo anterior el perfil seleccionado es un GOE 386, figura 14.

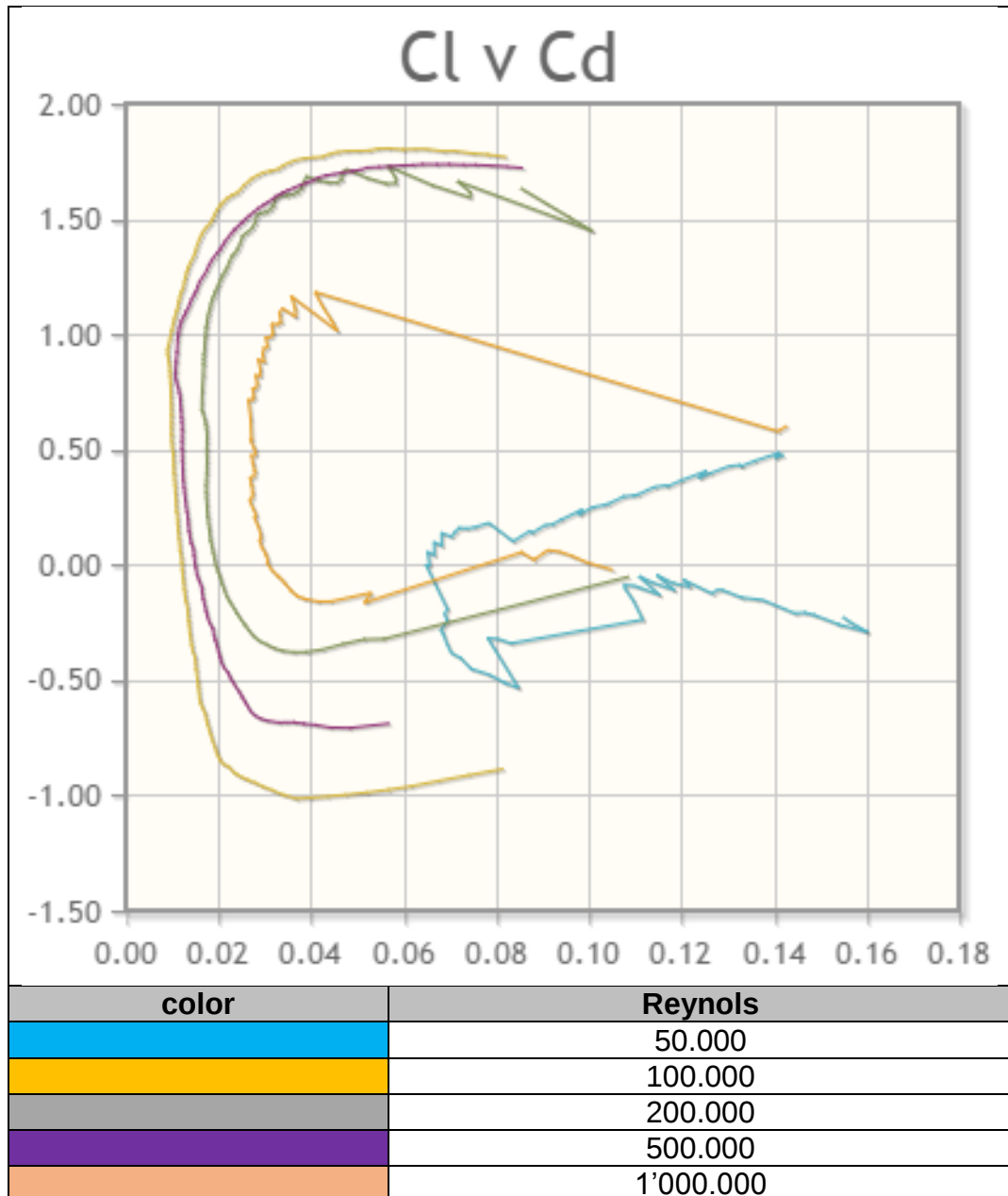
Figura 15. perfil aerodinámico.



Fuente: Disponible en <http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe386-il>

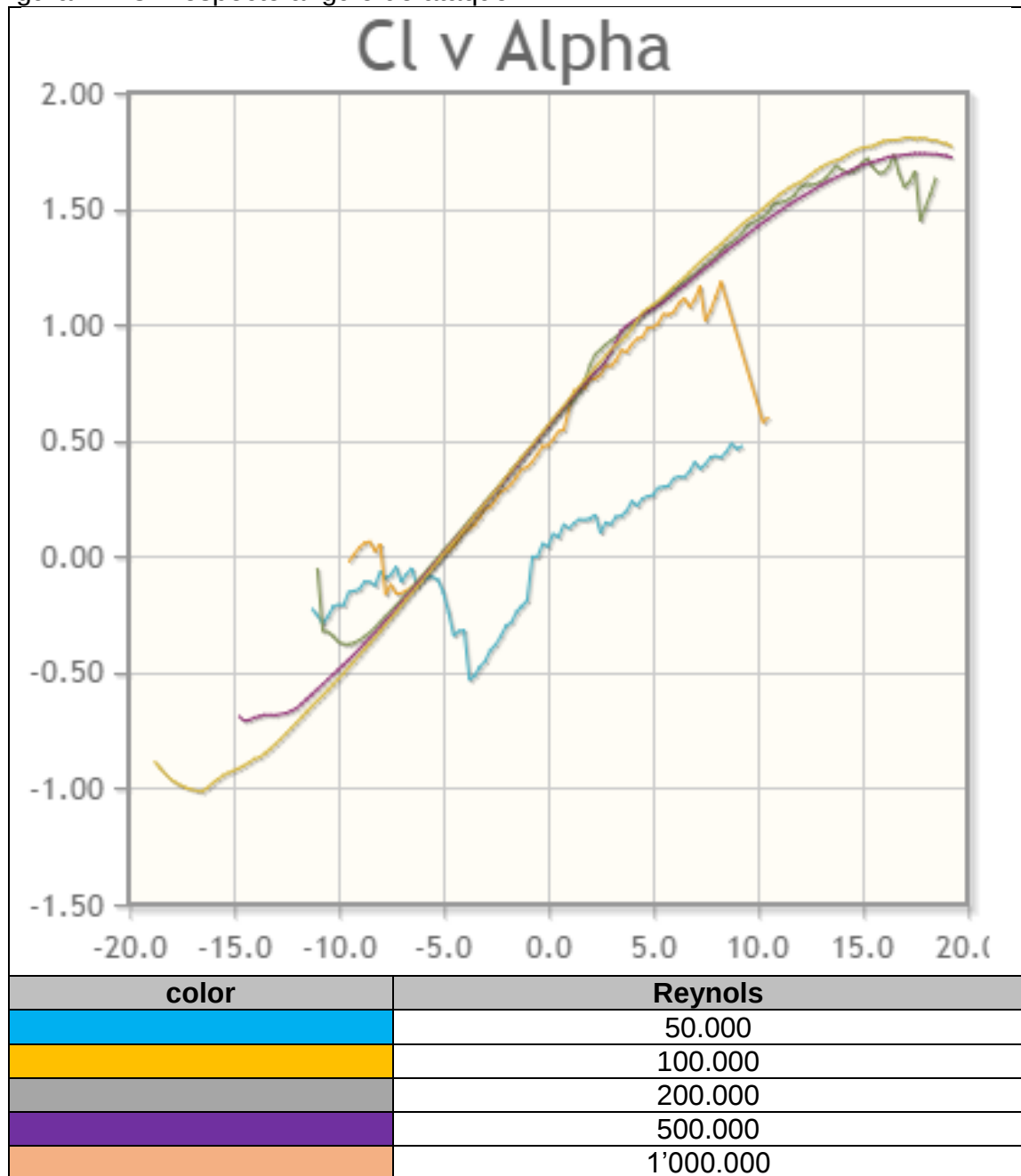
De acuerdo a la base de datos de *airfoil tools*, las características del perfil seleccionado GOE 386, se demuestran en las figuras 16, 17, 18 y 19; relación C_l vs C_d , C_l vs AOA, etc.

Figura 16 C_l/C_d



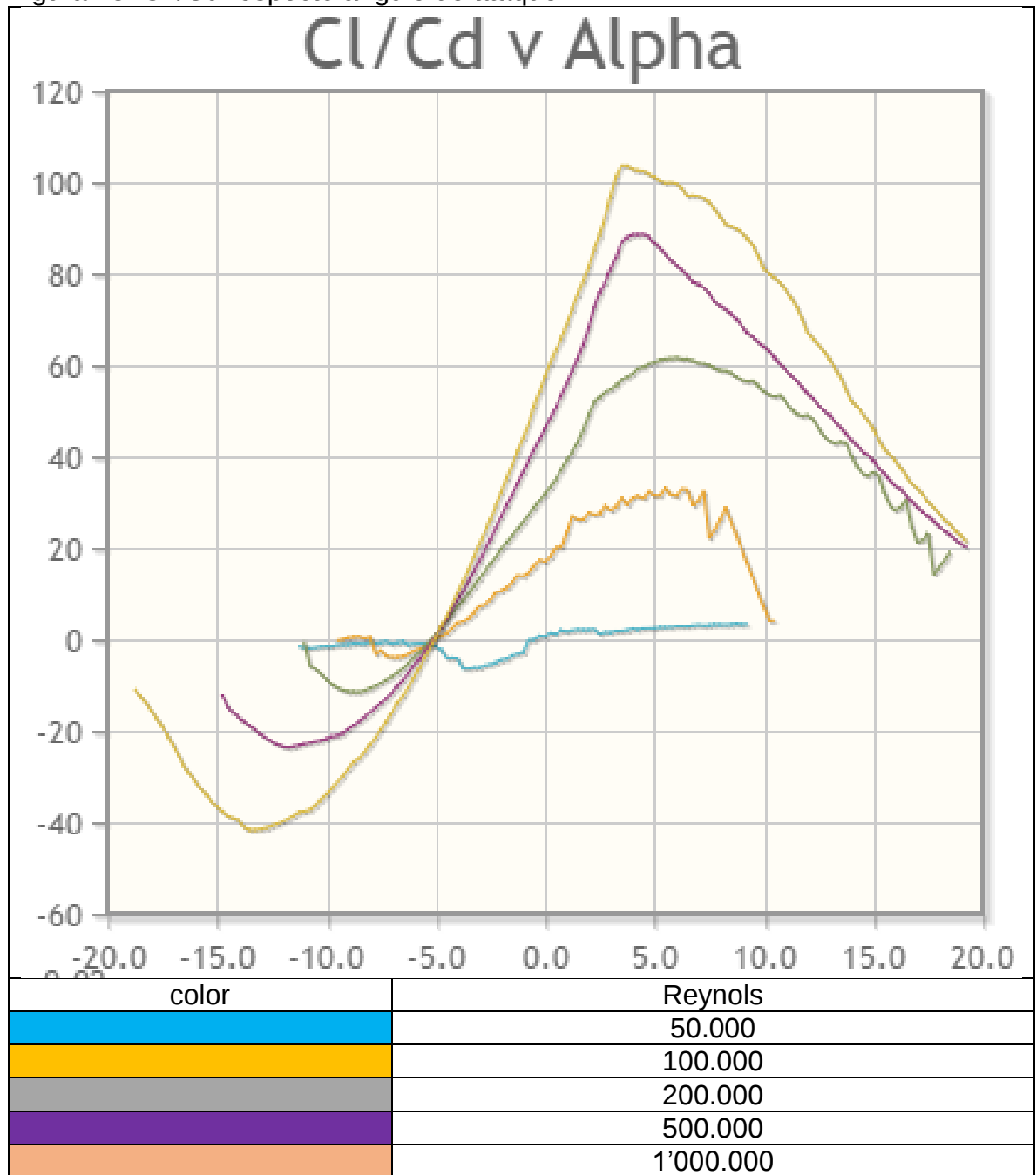
Fuente: Disponible en <http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe386-il>

Figura 17. CL respecto ángulo de ataque



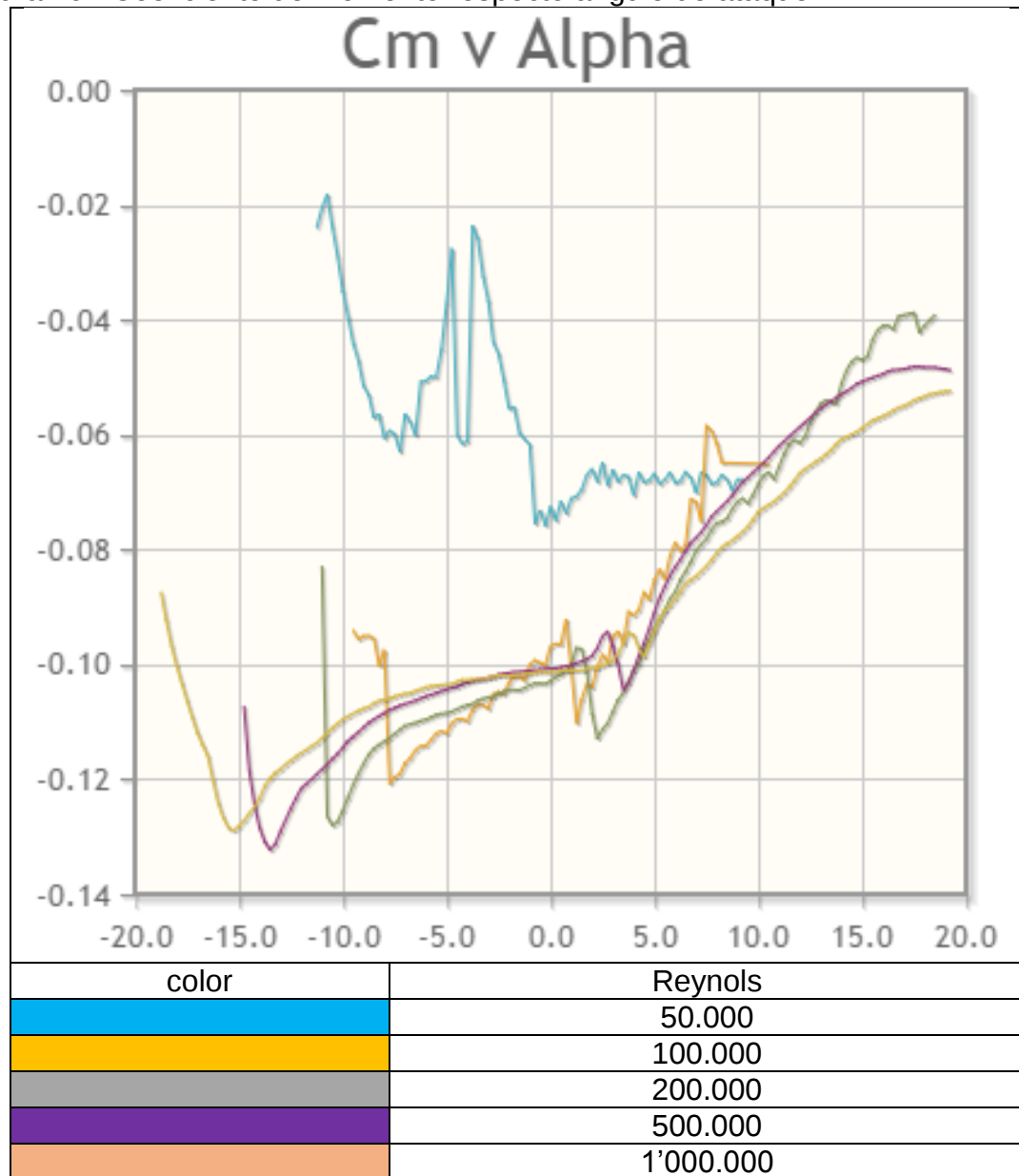
Fuente: Disponible en <http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe386-il>

Figura 18. CL/Cd respecto ángulo de ataque



Fuente: Disponible en <http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe386-il>

Figura 19. Coeficiente de momento respecto ángulo de ataque.



Fuente: Disponible en <http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe386-il>

A continuación se muestran los cálculos matemáticos que fueron tenidos en cuenta para la selección del perfil.

Ecuación 4. Sustentación (*lift*)

$$L = qSwCl$$

Fuente: Daniel P Raymer, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.262

Ecuación 5. Resistencia (*Drag*)

$$D = qSwCd$$

Fuente: Ibid ., p. 262

Donde q es denominada como la presión dinámica y definida por la siguiente ecuación:

Ecuación 6, Presión dinámica.

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Fuente: Ibid ., p. 262

7.4.1 Coeficiente de sustentación (Cl). El máximo coeficiente de sustentación en limpio del ala usualmente determinara el área del ala, este a su vez tendrá una gran influencia sobre el *drag* que se presenta en la fase de crucero. El máximo Cl es fundamental para determinar el peso de la aeronave, depende de las demás características de perfil alar y es el que menos se tiene en cuenta de todos los demás cálculos para la fase del diseño conceptual de la aeronave; este se da por la siguiente ecuación:

Ecuación 7. Coeficiente de Sustentación Cl_{max} en crucero.

$$Cl_{max\ crucero} = \frac{2w}{\rho_{crucero} * Sw * V^2_{crucero}}$$

$$Cl_{max\ crucero} = 0,3748$$

Fuente: Ibid ., p. 270

La ecuación 7 se da por el despeje del Cl de la ecuación 4 que corresponde a la fórmula del *Lift*.

Donde ρ es la densidad ya sea a nivel del mar o en fase crucero, Sw área alar, W peso de la aeronave y V es la velocidad en crucero.

También se halla el Cl de la aeronave cuando presenta la Velocidad de perdida (V_{stall}) que es la mínima velocidad a la que la aeronave puede presentar sustentación en vuelo.

Ecuación 8. Coeficiente de Sustentación Cl_{max} en V_{stall} Flap down a 45°.

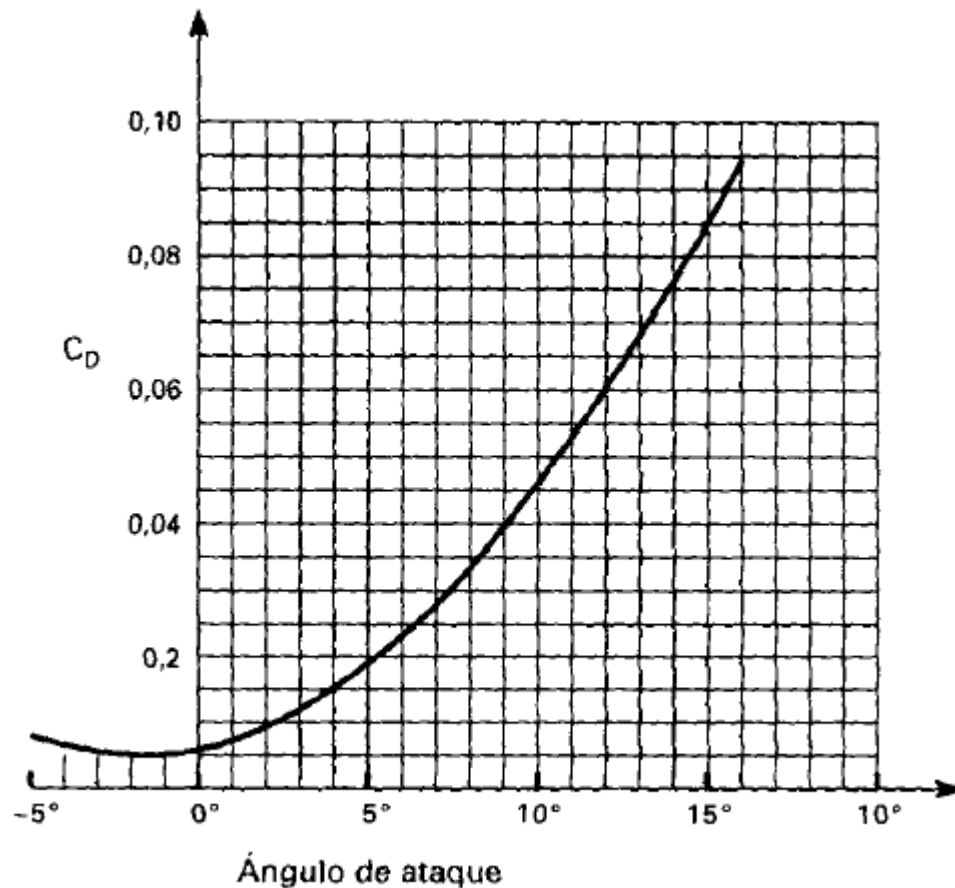
$$Cl_{max\ clean\ stall} = \frac{2w}{\rho_{crucero} * Sw * V^2_{stall}}$$

$$Cl_{max\ clean\ stall} = 3,46$$

Fuente: Ibid ., p. 270

7.4.2 Coeficiente de resistencia (C_D). Esta fuerza de resistencia D puede variar por los diferentes factores que tienen relación directa a dicha fuerza, como lo son velocidad, densidad y ángulo de ataque. Pero el coeficiente de resistencia C_D , definido como, $C_D = D / q \cdot S_w$, este solo dependería del ángulo de ataque como lo muestra la siguiente gráfica:

Figura 20. Variación del C_D respecto al ángulo de ataque



Fuente: Aníbal I. Carmona. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 2000, p. 91

Donde la resistencia D se divide en dos componentes, resistencia parasita D_p que es aquella parte de la resistencia que no contribuye a originar sustentación y resistencia inducida D_i que es la parte de la resistencia que si genera sustentación a la aeronave. Donde D es la suma de estas dos resistencias.

De igual forma sucede para el coeficiente de resistencia C_D , este es el resultado de la suma del C_{Dp} o C_{D0} y C_{Di} , donde:

Ecuación 9. Coeficiente de Resistencia parasita

$$C_{Dp} = C_{D0} = C_f * F_F * \frac{S_{Wet}}{S_{ref}}$$

Fuente: *Daniel P Raymer, Aircraft; A conceptual Approach. 2004 p.280*

Donde C_f es el coeficiente de fricción de platina plana y Re es el número Reynolds, dados de la siguiente forma:

Ecuación 10. Coeficiente de fricción.

$$C_f = \frac{0,455}{(Log_{10} Re)^{2,58} (1 + 0,144 M^2)^{0,65}}$$

$C_f = 0,27$

Fuente: *Ibid.*, p. 282

F_f (Form Factor) factor de forma, que estima la presión de resistencia debido a la separación viscosa del aire.

Ecuación 11. Form Factor para alas, empenaje y estructura.

$$F_f = [1 + \frac{0,6}{(x/c)} \frac{t}{c} + 100 (t/c)^4] [1,34 M^{0,18} (Cos \Delta m)^{0,28}]$$

$$F_f = 2,51$$

Fuente: *Ibid.*, p. 283

Teniendo estas dos variables se podrá resolver la Ecuación, donde S_{wet} es el área mojada y $S_{ref} = S_w$ del ala, así el coeficiente de resistencia parasito tiene un valor de:

$$C_{D0} = 0,017$$

Para el coeficiente de resistencia inducida C_{Di} se desarrolla la siguiente formula:

Ecuación 12. Coeficiente de resistencia inducido (C_{Di}).

$$C_{Di} = \frac{C_{Lmax}^2}{AR * e * \pi}$$

$C_{Di} = 0,722$

Fuente: *Darrol Stinton, The Desing of the Aeroplane. 1993, p. 209*

Teniendo ya las dos variables que nos dan a conocer el coeficiente de resistencia total de la aeronave C_D , se halla el valor de este:

Ecuación 13. Coeficiente de resistencia total (C_D).

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

$$C_D = 0,74$$

Fuente: *Ibid.*, p. 209

7.5 FUSELAJE

Se denomina fuselaje al cuerpo principal de la estructura del avión, cuya función principal es la de dar cabida a la tripulación, pasajeros y carga, además de servir de soporte principal al resto de los componentes.

El diseño del fuselaje además de atender a estas funciones, debe proporcionar un rendimiento aceptable al propósito a que se destine la aeronave. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval, y de forma alargada.

Para el diseño del fuselaje tenemos que tener en cuenta el cálculo de la longitud, lo cual lo hallaremos por la siguiente ecuación.

Ecuación 14. Longitud del fuselaje.

$$longitud = a * W_{TO}^c$$

$$longitud = 97,86 \text{ ft}$$

Fuente: Daniel P Raymer, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.110

Donde a y c , son valores estimados para hallar la longitud del fuselaje dependiendo el tipo de aeronave y tomados de la tabla 7; donde:

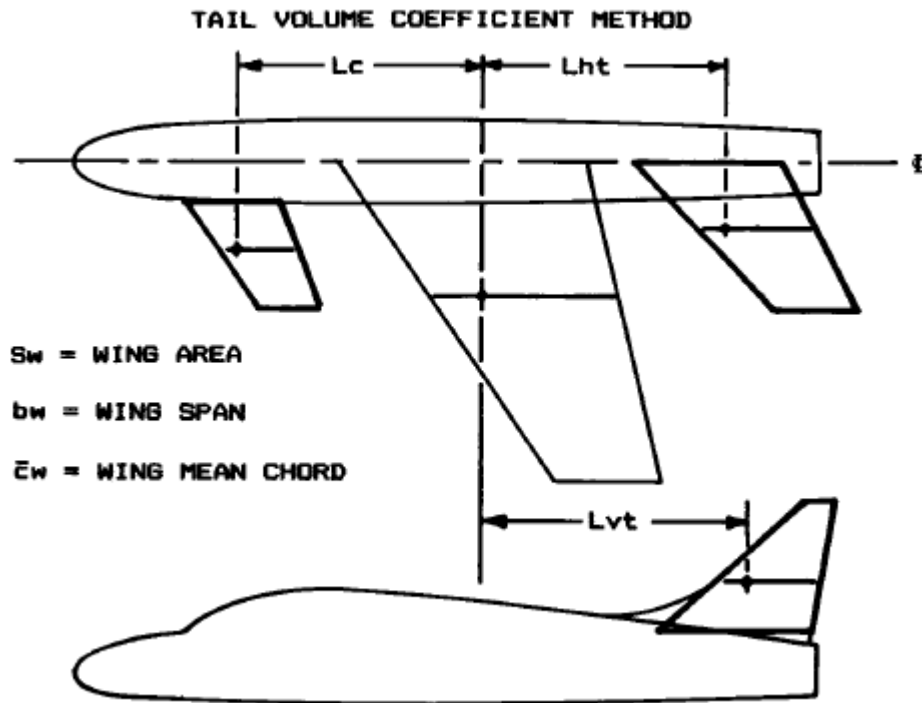
Tabla 7 Longitud del fuselaje.

Length = aW_0^c	a	C
Sailplane—unpowered	0.86	0.48
Sailplane—powered	0.71	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68	0.23
Homebuilt—composite	3.50	0.23
General aviation—single engine	4.37	0.23
General aviation—twin engine	0.86	0.42
Agricultural aircraft	4.04	0.23
Twin turboprop	0.37	0.51
Flying boat	1.05	0.40
Jet trainer	0.79	0.41
Jet fighter	0.93	0.39
Military cargo/bomber	0.23	0.50
Jet transport	0.67	0.43

Fuente: Daniel P Raymer, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.110

7.5.1 Coeficiente de volumen de la cola. El brazo de momento L , es comúnmente aproximado como la distancia desde $\frac{1}{4}$ de cuerda del estabilizador horizontal (es decir de la media longitud desde el borde de fuga de la cuerda media) hasta $\frac{1}{4}$ de la cuerda del ala.

Figura 21. Coeficiente de volumen de la cola



Fuente: Daniel P Raymer, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.111

Para una aeronave con los motores ubicados en las alas, L esta sobre el 50-55% de la longitud del fuselaje, por ende L_{ht} y L_{vt} tienen como valor:

Ecuación 15. L Horizontal de cola.

$$L_{ht} = 97,86 \text{ ft} * 0,55$$

$$L_{ht} = 53,82 \text{ ft}$$

Fuente: Libd., p. 111

Ecuación 16, L Vertical de cola.

$$L_{vt} = 97,86 \text{ ft} * 0,50$$

$$L_{vt} = 48,93 \text{ ft}$$

Fuente: Libd., p. 111

Donde los 97,86 ft, es la longitud del fuselaje de la aeronave. Para determinar los valores del coeficiente de volumen vertical de cola C_{VT} y coeficiente de volumen horizontal de cola C_{HT} , se toman los valores de estos coeficientes de la tabla 8.

Tabla 8 Coeficiente de Volumen de cola.

	Typical values	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

Fuente: Daniel P Raymer, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.115.

Teniendo estos dos valores se pueden hallar las respectivas áreas de cola, para el estabilizador horizontal S_{HT} como estabilizador vertical S_{VT} .

Ecuación 17. Área del estabilizador vertical.

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} * bw * Sw}{L_{VT}}$$

$$S_{VT} = 147,50 \text{ ft}^2$$

Fuente: Libd., p. 112

Ecuación 18. Área del estabilizador horizontal.

$$S_{HT} = \frac{C_{HT} * Cw * Sw}{L_{HT}}$$

$$S_{HT} = 235,10 \text{ ft}^2$$

Fuente: Libd., p. 112

7.6 GEOMETRÍA DEL GRUPO EMPENAJE.

El empenaje es el conjunto de elementos de la estructura de la cola de la aeronave, formados por el estabilizador vertical con el timón de dirección y es estabilizador horizontal con los timones de profundidad.

A continuación se darán a conocer los tipos de configuraciones de cola más comunes que se encuentran en la aviación en general con sus respectivas ventajas y desventajas con las que cuentan dichas configuraciones:

Tabla 9 Configuración de empenaje.

CONFIGURACION EMPENAJE		
TIPO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 22. CONVENCIONAL B747  Fuente: Disponible en http://www.boeing.com/commercial/747/	- Mejor recuperación una vez entra en pérdida. - Mejor distribución de pesos entre el empenaje horizontal y vertical. - el horizontal y el vertical están unidos directamente al fuselaje.	- Mayor interferencia aerodinámica por parte de superficies de control y motores.
Figura 23. COLA EN 'T' Fokker 100  Fuente: Disponible en http://es.avia.pro/blog/fokker-100-foto-video-schema-salona-harakteristiki-otzyvy	- Mejor diseño para propulsión con tres motores - Mejor rendimiento aerodinámico y un excelente ratio de deslizamiento, ya que en condiciones de vuelo recto y nivelado no están afectadas por la estela de las alas. - Importante para aviones que operan a bajas velocidades. - Aumento de la distancia entre el centro de gravedad, sin un aumento significativo del peso, generando un mayor momento. - Funcional con aviones de montaje trasero y aviones de plano motor a pistón o turbohélice.	- Más propenso a entrar a entrar en pérdida, y dificultad para recuperarse una vez entran en esta situación. - Mayor reforzamiento del vertical, lo que agrega peso, a menos que se usen materiales compuestos para contrarrestar este efecto. - El control de los elevadores es más complejo.

Continúa en la siguiente página:

CONFIGURACION EMPENAJE		
TIPO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 24. COLA EN CRUZ Jetstream 41  Fuente: Disponible en http://jetav.com/british-aerospace-jetstream-41-performance-specs/	- Menos peso que el empenaje en 'T'. - Solo un punto de anclaje con el fuselaje.	- Menos estabilidad. - Menos control. - Más peso a la estructura. - Mayor arrastre aerodinámico.
Figura 25. COLA EN 'V' Cirrus SR50  Fuente: Disponible en http://www.flyingmag.com/cirrus-vision-jet-gains-faa-type-certification	Solo dos puntos de unión a la estructura. - Menos peso. - Buena distribución de esfuerzos. - Mayor maniobrabilidad, maniobras más coordinadas.	- Difícil ensamble. - Complejidad en las superficies de control (ruddervator)
Figura 26. COLA 'V' INVERTIDA Ultra ligero Lazair  Fuente: Disponible en http://aeroestelar.blogspot.com.co/2009_06_01_archive.html	- Solo dos puntos de unión a la estructura. - Menos peso. - Buena distribución de esfuerzos. - Mayor maniobrabilidad, maniobras más coordinadas.	- Difícil ensamble. - Complejidad en las superficies de control (ruddervator), controles inversos para la maniobrabilidad. - Menos espacio libre el empenaje y el suelo.

Continúa en la siguiente página:

CONFIGURACION EMPENAJE		
TIPO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 27. TUBO DE COLA (TAIL BOOM) Cessna O-2 Skymaster  Fuente: Disponible en http://www.warbirdalley.com/o2.htm	- Buena configuración para motores tipo pusher, tractor o combinadas. - Mayor de espacio para el estabilizador horizontal, lo que permite mayor sustentación, dando apoyo al plano principal., - Pueden contener elementos auxiliares como tanques de combustible y/o soporte para elementos auxiliares externos.	- Mayor complejidad en su diseño y mantenimiento. - Complejidad en el montaje de los controles. - Más peso estructural.
Figura 28. COLA ANILLO JM-2  Fuente: Disponible en http://www.aerofiles.com/mi.html	- Buena distribución de cargas en el empenaje.	- Difícil diseño y construcción. - Complejidad en los controles. - Peso estructural. - Difícil de maniobrar.
Figura 29. COLA EN 'H' Antonov 225 Mriya  Fuente: Disponible en http://www.aviationabove.com/antonov-225-for-sale-buy-it-now-all-you-need-is-a-lot-of-money/	- Los estabilizadores verticales se posicionan en puntos donde no sean perturbadas por el flujo de aire de los motores en condiciones de alto ángulo de ataque en multimotores distribuyen el aire durante condiciones de un alto ángulo de ataque. - Permite un estabilizador horizontal más pequeño.	- Mayor reforzamiento de la estructura del horizontal, sobre todo en las puntas, para la fijación de los verticales.

Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

7.6.1 Geometría Estabilizador Horizontal. El estabilizador horizontal la componen dos unidades simétricas, una a cada lado, que se mueven a la vez cuando el mando de control es accionado desde cabina.

Por lo general el AR de estabilizador horizontal tiende ser menor al AR del Ala, ya que cuando la aeronave entra en pérdida por causa de un ángulo de ataque alto en el borde de ataque del ala, el estabilizador horizontal tiene aún control para estabilizar la aeronave en dicho casos, en el caso Taper Ratio es el mismo del ala;

$$\lambda = 0,8$$

Por ende, se empieza a calcular la geometría del estabilizador horizontal:

Ecuación 19. Envergadura del estabilizador horizontal.

$$b_{HT} = \sqrt{S_{HT} * AR}$$
$$b_{HT} = 28,66 \text{ ft}$$

Fuente: *Anderson J.D. Aircraft performance desiang*, 1999. p. 436

Para las cuerdas tanto de raíz Cr y de punta Ct del estabilizador horizontal, se dan por:

Ecuación 20. Cuerda de raíz del estabilizador horizontal.

$$Cr_{HT} = \frac{2S_{HT}}{(\lambda + 1)b_{HT}}$$
$$Cr_{HT} = 10,79 \text{ ft}$$

Fuente: *Ibid.*, p. 439

Ecuación 21. Cuerda de punta del estabilizador horizontal.

$$Ct_{HT} = \lambda * Cr_{HT}$$
$$Ct_{HT} = 8,63 \text{ ft}$$

Fuente: *Ibid.*, p. 439

Para la distancia de la cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal con respecto al eje longitudinal de la aeronave se da por la siguiente ecuación:

Ecuación 22. Distancia de la cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal con respecto al eje longitudinal de la aeronave.

$$\bar{Y}_{HT} = \frac{b_{HT}}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda}$$
$$\bar{Y}_{HT} = 6,25 \text{ ft}$$

Fuente: *Ibid.*, p. 440

Para hallar el valor de la cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal se da por la siguiente ecuación:

Ecuación 23. Cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal.

$$\hat{C}_{HT} = \frac{2}{3} C_{r_{HT}} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

$$\hat{C}_{HT} = 8,20 \text{ ft}$$

Fuente: Ibid., p. 440

7.6.2 Geometría Estabilizador Vertical.

En lo referente a la posición de estabilizador vertical, generalmente va alineado con el eje longitudinal de la aeronave; aunque de acuerdo a la configuración del empenaje hay aeronaves de gran tamaño la mayoría que pueden tener hasta 3 estabilizadores verticales.

Para el AR de estabilizador vertical AR_{VT} , se toma el valor de la tabla 9, donde se elige un **AR=1**:

Tabla 10. AR de acuerdo a configuración del empenaje.

	Horizontal tail		Vertical tail	
	A	λ	A	λ
Fighter	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Sail plane	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Others	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6
T-Tail	—	—	0.7-1.2	0.6-1.0

Fuente: Daniel P Raymer, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.

Para la altura del estabilizador vertical se da la siguiente ecuación:

Ecuación 23. Altura del estabilizador vertical.

$$h_{VT} = \sqrt{AR_{VT} * S_{VT}}$$

$$h_{VT} = 12,14 \text{ ft}$$

Fuente: Anderson J.D. *Aircraft performance* desiang, 1999. p.440

Para las cuerdas tanto de raíz Cr y de punta Ct del estabilizador vertical, se dan por:

Ecuación 24. Cuerda de raíz del estabilizador vertical.

$$Cr_{VT} = \frac{2S_{VT}}{(1 + \lambda)(h_{VT})}$$

$$Cr_{VT} = 13,49 \text{ ft}$$

Fuente: Ibid., p. 440

Ecuación 25. Cuerda de punta del estabilizador vertical.

$$Ct_{VT} = \lambda * Cr_{VT}$$

$$Ct_{VT} = 10,79 \text{ ft}$$

Fuente: Ibid., p. 440

Para la altura de la cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical de la aeronave se da por la siguiente ecuación:

Ecuación 26. Altura de la cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical.

$$Z_{VT} = \frac{2h_{vt}}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda}$$

$$Z_{VT} = 5,28 \text{ ft}$$

Fuente: Ibid., p. 440

Cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical $\hat{C}_{VT}$:

Ecuación 27. Cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical.

$$\hat{C}_{VT} = \frac{2}{3} C_{r_{VT}} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

$$\hat{C}_{VT} = 12,19 \text{ ft}$$

Fuente: Ibid., p. 440

7.7 SISTEMA TREN DE ATERRIZAJE

Las opciones más comunes para la configuración del tren de aterrizaje están descritas en el siguiente cuadro comparativo:

Tabla 11. Configuración del sistema tren de aterrizaje.

CONFIGURACION DE TRENES		
TIPO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 30. LLANTA PRINCIPAL (<i>single main</i>)  Fuente: Disponible en http://www.yvytu.org/2006/?p=1447	• Simplicidad • Bajo peso • Esta situación cerca al c.g del avión.	• Poca estabilidad al avión • Carrera de despegue más larga. • Causa daño a la estructura

Continúa en la siguiente página:

CONFIGURACION DE TRENES		
TIPO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 31. BICICLETA (<i>bicycle</i>)  Fuente: Disponible en http://artnalls.com/about-nalls-aviation/the-sea-harrier/	• Simplicidad • Bajo peso • Tiene ruedas simétricas. • Distancias similares del c.g a las ruedas.	• Requiere mucha maniobrabilidad a la hora del aterrizaje
Figura 32. PATIN DE COLA (<i>tail gear</i>) DC3  Fuente: Disponible en http://www.air-and-space.com/Douglas%20DC-3%20History%2090s-present.htm	• Alto peso • Baja estabilidad para carga. • Los trenes principales están situados cerca al c.g.	• El tren principal soporte entre el 80% y 90% del peso de la carga. • Mayor carrera de despegue.
Figura 33 TRICICLO (<i>tricycle or nose gear</i>) ATR-72  Fuente: Disponible en http://ekonomika.idnes.cz/csa-zacnou-letat-k-balatonu-dd7-leko	• Brinda estabilidad en tierra. • Más fácil de maniobrar. • Mayor visibilidad. • Más seguro cuando la aeronave se revienta un neumático.	• Mayor peso • Facilidad de carga. • C.G cerca al tren principal.

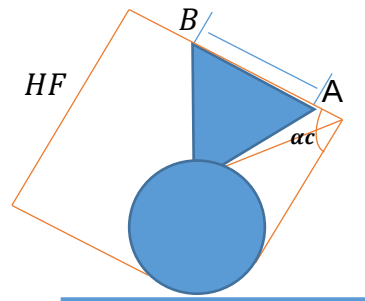
Continúa en la siguiente página:

CONFIGURACION DE TRENES		
TIPO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 34. CUADRICICLO (QUEADRYCICLE)  Fuente: Disponible en http://www.elgrancapitan.org/foro/viewtopic.php?t=11260	• Es el más estable en tierra. • Los trenes están ubicados a distancias iguales del cg. • Permite cargar el avión más fácil y más rápido	• Quita espacio para carga paga en el avión. • Mayor carrera de despegue. • El avión esta mar cercano al suelo
Figura 35 TANDEM (multi-bogey) A380  Fuente: Disponible en http://www.aircharterservice.com/aircraft-guide/group/airbus-europe/airbusa380	• Despegue y aterrizaje más seguros. • Estabilidad durante la carga y el taxeo del avión.	• Más peso para la aeronave. • Más caro y complejo de fabricar

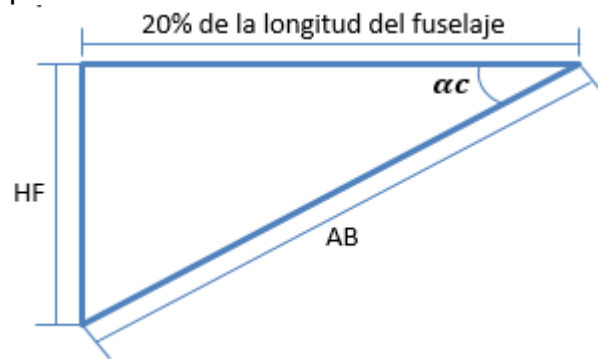
Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

La selección más óptima basada por el peso de la aeronave diseñada es la configuración de tipo triciclo, donde este tipo de tren de aterrizaje distribuye el peso total de la aeronave, de la forma que el tren principal lleva un 90% de este peso y el tren de nariz el 10% del peso de la aeronave; para hallar las dimensiones del tren de aterrizaje se dan de acuerdo a:

7.7.1 Altura del tren de aterrizaje.



Se realiza una relación de triángulos para obtener la altura del tren (HF). De cual se deduce que:



Aplicando teorema de Pitágoras se deduce que:

- ✓ 20% De la longitud del fuselaje = 19,57 ft.
- ✓ $\alpha C = 15^\circ$.
- ✓ $AB = \frac{20\% LF}{\cos \alpha C} = 17,48 \text{ ft.}$
- ✓ $HF = \tan \alpha C \times AB = 4,19 \text{ ft.}$

7.7.2 Distancia entre Ejes y el Centro de Gravedad. Para obtener la distancia (Lm) entre el tren principal y el centro de gravedad se halla por medio de relación de triángulos.



Donde la distancia del CG al piso está determinada por la suma de; la mitad del diámetro del fuselaje y la altura del tren, la cual es 9,61 ft. Por ende al aplicar el teorema de Pitágoras obtendremos:

Ecuación 28. Distancia (L_m) entre el tren principal y el C.G.

$$L_m = \tan 15^\circ \times 9,61 \text{ ft.}$$

$$L_m = 2,30 \text{ ft.}$$

Fuente: disponible en www.educ.ar/recursos/14998/triangulos-rectangulos-y-relacion-pitagorica

Para obtener la distancia (L_n) entre el tren de nariz y el centro de gravedad se halla por medio de:

L_n tiene como valor del 15 % de la distancia del fuselaje desde el *datum*:

Ecuación 29. Distancia (D_n) entre el tren de nariz y el *Datum Line*.

$$D_n = 14,80 \text{ ft.}$$

Fuente: *Anderson J.D. Aircraft performance desiang*, 1999. p.445

Y desde el CG del avión una distancia de:

Ecuación 30. Distancia (L_n) entre el tren de nariz y el C.G.

$$L_n = 34,21 \text{ ft.}$$

Fuente: *Ibid.*, p. 445

7.7.3 Dimensiones de la ruedas. Para la selección del tipo de ruedas tomamos como referencia el capítulo 11.3 de libro *Aircraft Desing; A conceptual Approach* de Daniell P. Raymer. Para las dimensiones de las ruedas, se tomaron los datos de la siguiente tabla:

Tabla 10 Datos de las dimensiones de las ruedas, Daniel P. Raymer Tabla 11.1

	Main wheels diameter or width (in.) = $A W_W^B$			
	Diameter		Width	
	A	B	A	B
General aviation	1.51	0.349	0.7150	0.312
Business twin	2.69	0.251	1.170	0.216
Transport/bomber	1.63	0.315	0.1043	0.480
Jet fighter/trainer	1.59	0.302	0.0980	0.467

W_W = Weight on Wheel

Fuente: Daniel P Raymer, *Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.

Donde el diámetro y anchura para las ruedas del tren principal (**MLG**) y tren de nariz (**NLG**) se utiliza la ecuación mostrada en la tabla anterior tiene:

Ecuación 31. Diámetro MLG.

$$\phi_{MLG} = A W_W^B$$

$$\phi_{MLG} = 50,78 \text{ in}$$

Fuente: *Daniel P Raymer, Aircraft; A conceptual Approach*. 2004 p.233

Ecuación 32. Diámetro NLG.

$$\phi_{NLG} = A W_w^B$$

$$\phi_{NLG} = 19,82 \text{ in}$$

Fuente: Ibid., p. 233

Donde W_w , es el porcentaje del peso de la aeronave que debe soportar cada tren de aterrizaje.

Para definir el ancho de cada rueda se utiliza la misma ecuación pero con las variables para anchura:

Ecuación 33. Ancho MLG.

$$Ancho_{MLG} = A W_w^B$$

$$Ancho_{MLG} = 16,56 \text{ in}$$

Fuente: Ibid., p. 233

Ecuación 34. Ancho NLG.

$$Ancho_{NLG} = A W_w^B$$

$$Ancho_{NLG} = 7,14 \text{ in}$$

. Fuente: Ibid., p. 233

8. CONFIGURACIÓN PLANTA MOTRIZ.

Para la selección de la planta motriz de la aeronave se realizó el siguiente cuadro comparativo:

Tabla 13 Configuración de la planta motriz.

CONFIGURACION PLANTA MOTRIZ		
TIPO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 36. CONFIGURACIÓN PROPULSORA (PUSHER) Rutan long-EZ  Fuente: Disponible en https://www.pinterest.com/pin/370280400589650021/	- La eficiencia aerodinámica puede aumentar cuando se monta la hélice por detrás del fuselaje, debido a que re-energiza la capa límite a través del mismo. - Reducción de la resistencia aerodinámica al mantener el flujo del aire sobre el fuselaje. - Mejora en la eficiencia del ala debido a la ausencia del flujo de la hélice sobre cualquier sección alar. - La ausencia del motor delantero mejora la colocación de equipación especial (cámaras, armamento, etc). - Se contrarresta más fácil el peso del motor, con el peso de la cabina, lo que permite mejor visibilidad. - Se utiliza ampliamente en aviones ultraligeros, vehículos aéreos no tripulados (UAV), aviones controlados remotamente.	- El nivel de seguridad es menor, en caso de colisión puede herir gravemente a los ocupantes, debido a la inercia durante la colisión. - El diseño estructural es complejo, incrementa el peso y los grados de drag del perfil, el comparación a un diseño tractor. - El motor requiere un eje de accionamiento, rodamientos y soportes asociados, dispositivos especiales para el control de vibraciones de torsión, aumento de requisitos mecánicos y peso. - Análisis del CG, en cada vuelo para mantener los límites, es más complejo.

Continúa en la siguiente página:

CONFIGURACION PLANTA MOTRIZ		
TIPO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 37 TRACTOR Cessna 172  Fuente: Disponible en http://www.flyingmag.com/aircraft/pistons/cessna-172-still-relevant	- El nivel de seguridad es mayor, en caso de colisión puede cumplir las funciones de ariete, y abrir espacio. - Es aerodinámicamente más estable, lo cual facilita el control de la aeronave. - La complejidad del montaje depende del número de motores.	- La parte del viento que se enfrenta contra la hélice, no genera ningún tipo de sustentación, esto reduce la eficiencia total de la aeronave (se necesita una superficie más grande para aumentar la sustentación en caso de pérdida), dependiendo del tipo y número de motores de la aeronave, y esto puede producir que el efecto sea pequeño o significativo.
Figura 38 EMPENAJE Boeing 727  Fuente: Disponible en http://edition.cnn.com/2016/03/02/aviation/boeing-727-final-flight/	- Afectan la eficiencia hasta el último punto, lo cual permite una mayor eficiencia en las alas. - Contrarresta mejor momento producido por los pasajeros y la cabina. - Reduce el ruido en la cabina, lo que permite mayor confort en aviones de alta clase.	- El diseño estructural es más complejo, ya que es un peso no convencional en esta estructura de la aeronave el peso. - No poner exceso de peso en la parte trasera del avión, ya que produce correr el centro de gravedad hacia atrás, genera mayor momento, y produciría un arrastre crítico.
Figura 39 FUSELAJE TRASERO Cessna Citation C500  Fuente: Disponible en https://www.privatefly.com/private-jets/small-jet-hire/Cessna-C500-Citation.html	- Afectan la eficiencia hasta el último punto, lo cual permite una mayor eficiencia en las alas. - Contrarresta mejor momento producido por los pasajeros y la cabina. - reduce el ruido en la cabina, lo que permite mayor confort en aviones de alta clase.	- No poner exceso de peso en la parte trasera del avión, ya que produce correr el centro de gravedad hacia atrás, genera mayor momento, y produciría un arrastre crítico.

Continúa en la siguiente página:

CONFIGURACION PLANTA MOTRIZ		
TIPO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Figura 40 FUSELAJE SUPERIOR Cirrus SR50  Fuente: Disponible en http://www.flyingmag.com/cirrus-vision-jet-gains-faa-type-certification	- Menor riesgo para los pasajeros. - Afectan la eficiencia hasta el último punto, lo cual permite una mayor eficiencia en las alas.	- Mayor dificultad para controlar el avión, una vez entra en pérdida, ya que el flujo laminar sobre el tabaco se pierde.
Figura 41 PLANO – INFERIOR Airbus A380  Fuente: Disponible en http://www.sydneyairport.com.au/corporate/media-centre/multimedia-gallery/gallery-details.aspx?cat=%7B5c23f5a6-45e2-4a27-90fd-272e87dc6e67%7D	- Fácil acceso para su mantenimiento. - No afectan la eficiencia del plano, ya que flujo de aire de las plantas propulsoras, no va directamente sobre las superficies de sustentación, lo cual afecta de manera mínima la sustentación.	- No recomendable para pista no preparadas, ya que se encuentran expuesta a daños nos materiales del piso como rocas, tierra, etc.
Figura 42 BORDE DE ATAQUE ATR-72  Fuente: Disponible en https://www.flickr.com/photos/diegogomesfotografia/13062999714	- Fácil maniobrabilidad. - Permite en distanciamiento de las hélices del piso, para evitar el contacto con objetos extraños, lo mejor para pistas no preparadas.	- El flujo de la hélice, afecta directamente al plano, sobre la zona donde se encuentra instalada, hace que el flujo sobre punto afecte la eficiencia aerodinámica del avión.

Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

La planta motriz tiene la responsabilidad de brindar empuje al avión para su movimiento, para aviones regionales, es apropiado escoger motores turbohélice, debido a la configuración alar, el tamaño de las hélices, el tipo de operación de la aeronave y el empuje generado por el mismo, para la selección del motor se tuvo en cuenta la información recopilada en la línea base, el cuadro comparativo y los cálculos aerodinámicos sobre la resistencia al avance de la aeronave de la aeronave.

Tabla 14 Principales motores de aeronaves categoría regional.

FABRICANTE	MODELO	EMPUJE / EFICIENCIA	PESO	TIPO
General Electric	CF34-8E	14500 lb	2600 lb	Turbo fan
Pratt & Whitney Canada	PW 127M	90%	1073.65	Turbohélice
honeywell	TPE331	84%	415 lb	Turbohélice
Rolls Royce	RB.53 Dart	86%	1207	turbohélice
Soloviev	D-20	11900 lb	3236	Turbo fan
General Electric	T700	88%	456 lb	Turbohélice

Fuente: Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

8.1 MOTOR TURBO-HÉLICE

Actualmente los motores turbohélices se utilizan en aviones comerciales de corto rango o en aviones de categoría commuter, entre estos una de las mejores opciones es la aeronave ATR 72 con motores PW 127n fabricado por Pratt & Whintney.

Figura 43. Motor P&W 127N.



Fuente: Disponible en <http://www.atraircraft.com/products/list.html>

Se observa el alto rendimiento propulsivo del turbohélice a baja velocidad y el alto rendimiento del turboreactor a alta velocidad, rendimiento que es tanto mayor cuanto menos es el índice de derivación y mayor velocidad. Los motores tipo turbofan difieren de los turbohélice principalmente por su relación de desvío, siendo esta una relación entre el flujo másico del aire que rodea la cámara de combustión y del aire que fluye por ella; dicha relación se encuentra en valores entre 5 o 6 para turbofan y de hasta 100 para turbohélice.¹¹

Figura 44 ATR 72 con dos turbohélices P&W 127N.



Fuente: Disponible en <http://www.atraircraft.com/products/list.html>

¹¹ Penagos, O. and Anzola, M. (2017). Motores a Reacción - Turbohélice. [online] Academia.edu. Available at: http://www.academia.edu/7376200/Motores_a_Reacci%C3%B3n_-_Turboh%C3%A9lice [Accessed 10 Feb. 2017].

El rendimiento propulsivo del turbohélice aventaja al de los turbojet y su valor es considerablemente más elevado a baja velocidad de propulsión. Una de las principales características del turbohélice es su bajo consumo específico, que llega hasta valores menores a 0.6 kg/hp/h.

Un motor turbohélice llega a aportar mejores condiciones de rendimiento y consumo de combustible que un motor turbofan, si las condiciones de vuelo no sobrepasan velocidades mayores a Mach 0.6 dado fenómenos de compresibilidad en la hélice.

En el turbohélice a medida que aumenta la altura de vuelo, disminuyen: la potencia, el consumo de combustible y el empuje residual alcanzando valores prácticamente constantes con mayor altura.¹²

¹² Penagos, O. and Anzola, M. (2017). Motores a Reacción - Turbohélice. [online] Academia.edu. Available at: http://www.academia.edu/7376200/Motores_a_Reacci%C3%B3n_-_Turboh%C3%A9lice [Accessed 10 Feb. 2017].

9. CENTROS DE GRAVEDAD (C.G.).

Los centros de gravedad de los componentes se calcularon teniendo en cuenta el peso de los materiales de fabricación y su función a cumplir tomando como referencia el siguiente método, descrito a continuación; Nos concentramos en el estudio de:

- *Peso y CG del ala.*
- *Peso y CG del estabilizador horizontal.*
- *Peso y CG del estabilizador vertical.*
- *Peso y CG del fuselaje.*

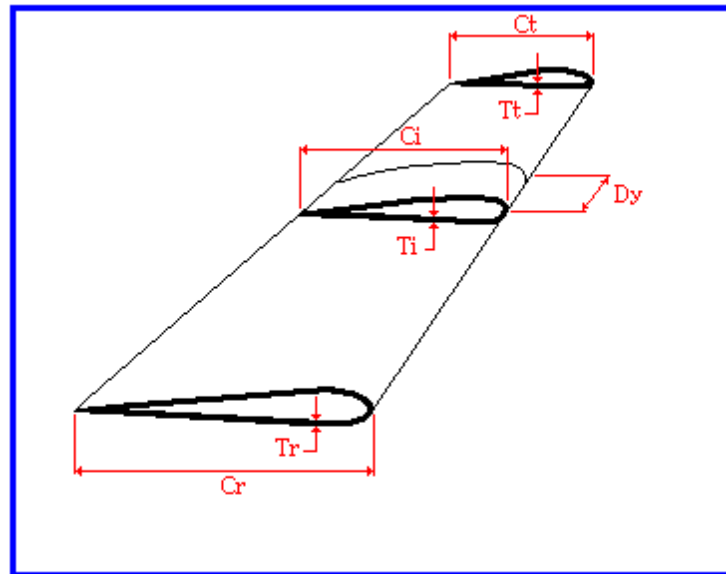
Y los otros elementos se determinan de manera más sencilla.

El método se basa en que el peso de la estructura monocasco, semimonocasco, es proporcional al momento de inercia de cada sector y al área bañada multiplicada por un coeficiente que involucra a remaches y estructura de refuerzos (larguerillos, costillas, etc.).

9.1 PESO Y CG DEL ALA

El peso de cada semiala con superficie de comando, está en el orden del 12% del peso vacío de la aeronave. El CG de la misma se calcula a partir del planteo de una estructura equivalente del mismo peso.

Figura 45 C.G del Ala.



Fuente: Felipe Gato Gutiérrez, SISTEMA DE AERONAVES DE TURBINA. Año 2016, p. 48

Es decir, planteamos un ala equivalente ficticia, que siendo hueca, cumpla con las siguientes condiciones

1) $TT / CT = TR / CR$ (ala trapezoidal) Indica que los espesores ficticios son proporcionales a los cuales, generalizando estos conceptos para cualquier posición intermedia entre raíz y puntera.

1') $Ti / Ci = TR / CR$

2) $Vol . Al = 0,12 . We$

Donde el volumen metálico de la semiala ficticia al peso específico del ala y We peso vacío del avión.

A partir de 1), 1') y 2) y conociendo la distribución del c del ala en estudio tendremos que hallar la distribución de espesores ficticios. El vol. Metálico puede expresarse como:

3) $Dv = 2.Ci.Ti.dy$; donde Ci dependerá del formato de la planta alar en particular, suponiendo un ala trapezoidal, sería:

4) $Ci = CR - (CR-CT)/b . 2y$; además de 1') :

5) $Ti = Ci - TR/CR$; reemplazando 5) en 3) :

$dV = (TR/CR) . 2Ci^2 . dy$

6) $V = 2 TR/CR . \int_0^b/2 Ci^2 . dy$; donde:

$Ci^2 = CR^2 - 2CR [(CR - CT) / b] . 2dy + [(CR-CT)^2 / b^2] . 4y^2$;

7) $Ci^2 = CR^2 - 4 CR^2 / b . y + 4 . CR . CT / b . y + 4CR^2 / b^2 . y^2 - 8 . CR . CT / b^2 . y + CT^2 / b^2 . y^2$;

Reemplazando 7) en 6) :

$Vol = 2TR/CR [\int_0^b/2 CR^2 . dy - \int_0^b/2 4CR^2/b . y . dy + \int_0^b/2 [4(CR.CT)/b] y . dy + \int_0^b/2 (4CR^2/b^2) y^2$

$- \int_0^b/2 8CR . CV/b^2 . y^2 dy + \int_0^b/2 4CT^2 / b^2 . y^2 . Dy]$;

Resolviendo, simplificando y agrupando:

$Vol = (TR . b / 3 . CR) . [CR^2 + CT^2 + (CR . CT)]$; pero según 2) : $Vol = 0,12 We / Al$; entonces $0,12 We /$

$Al = TR . b / 3 . CR [CR^2 + CT^2 + CR . CT]$; donde despejamos Tr :

$Tr = (0,36 . We . CR) / [Al . b . (CR^2 + CT^2 + CR . CT)]$

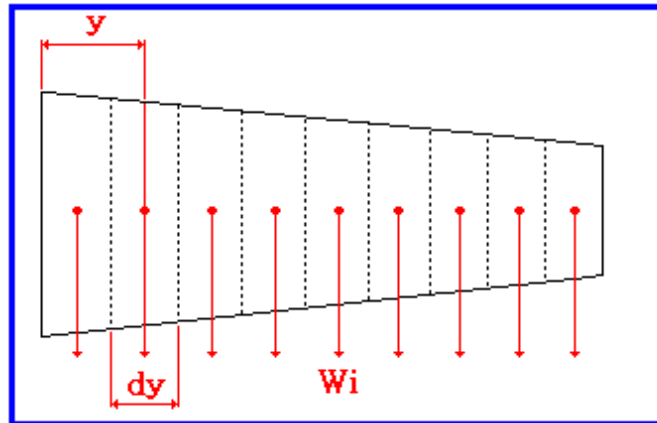
Se insiste en el hecho que el desarrollo precedente corresponde a un semiala trapezoidal, el uso de plantas alares de diferentes formatos implica analizar distribución de cuerdas distintas.

El conocer la distribución de espesores, nos lleva a conocer la distribución de pesos, lo que a su vez nos permite hallar el CG de cada semiala.

Para esto se divide la planta alar en un cierto número de sectores; la cantidad de divisiones que se tomen, dependerá de la precisión requerida para el cálculo.

El peso de cada uno de estos sectores será:

Figura 46. división del ala para hallar el C.G.



Fuente: Felipe Gato Gutiérrez, SISTEMA DE AERONAVES DE TURBINA. Año 2016, p. 48

$$W_i = V_{oli} \cdot A_i$$

$$W_i = 2 \cdot C_i \cdot T_i \cdot y \cdot A_i$$

Planteando el equilibrio de momentos respecto al eje XX:

$$\sum W_i \cdot y_i = W_e \cdot Y_{CG}$$

$$Y_{CG} = \frac{\sum (W_i \cdot y_i)}{0,12 \cdot W_e}$$

La obtención de la coordenada en X del CG se plantea de forma similar:

$$X_{CG} = \frac{\sum (W_i \cdot x_i)}{0,12 \cdot W_e}$$

La posición del CG obtenido de esta manera corregirse x posición de largueros un 15% de la C.G.M. hacia delante sobre la misma línea, entonces:

$$X_{CG} = X_{CG} - 0,15 \cdot C$$

9.2 PESO Y CG DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

El proceso de cálculo es idéntico al del ala, pero no son necesarias las correcciones de posición de largueros.

El peso total del estabilizador horizontal es del orden del 5% del W_e del avión.

9.3 PESO Y CG DEL ESTABILIZADOR VERTICAL

Idem al anterior excepto que el peso del estabilizador vertical es del orden del 3% del W_e de la aeronave.

9.4 PESO Y CG DEL FUSELAJE

Se considera un fuselaje ficticio hueco de espesor cte., "T" cuyo peso será el correspondiente al 35% del W_e de la aeronave.

Ventanillas, parabrisas, etc. Se consideran igualmente metálicos y del espesor "T". Esto significa que el peso de determinado sector del fuselaje será proporcional al área bañada del mismo.

El coeficiente de proporcionalidad entre área bañada y peso estará por el producto entre el espesor (T), peso específico del Al y un par de coeficientes (f1 y f2) que tienen en cuenta concentraciones estructurales.

$$0,35 \cdot W_e / \delta l = Vol = " \cdot Ti \cdot bi \cdot f1 \cdot f2$$

$$T = 0,35 \cdot W_e / (\delta l \cdot " \cdot Pi \cdot y \cdot f1 \cdot f2)$$

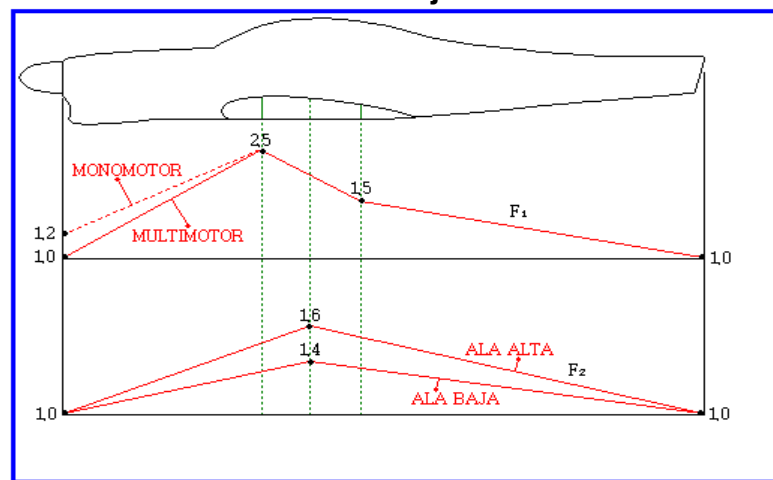
$$bi = Pi \cdot y$$

$$Wi = T \cdot Pi \cdot y \cdot f1 \cdot f2$$

Pi = Perímetro

Los factores de corrección f 1 y f 2 pueden obtenerse en cada tramo mediante los siguientes gráficos:

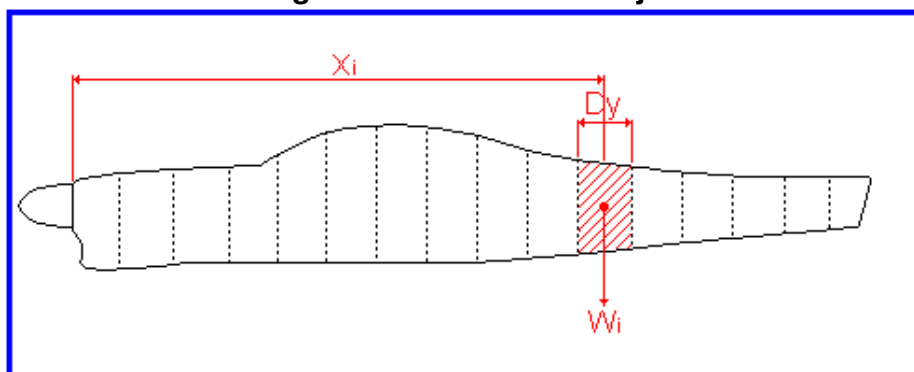
Figura 47. Factores de corrección de coeficientes f1 y f2 para hallar C.G del fuselaje.



Fuente: IBid., p. 49

De esta forma estamos en condiciones de hallar el CG del fuselaje, procediendo de la manera indicada en el ala:

Figura 48. C.G del fuselaje.



Fuente: IBid., p. 49

$$W_i \cdot X_i = 0,35 \cdot W_e \cdot X_{CG}$$

$$X_{CG} = (W_i \cdot X_i) / 0,35 \cdot W_e$$

9.5 PESO Y CG DE BARQUILLA DE MOTOR

Este proceso se realizó según los certificados tipo del motor y hélice, y los centros de gravedad se ubicaron de manera acorde a un margen de seguridad de 1,2 metros entre la hélice y el fuselaje.

9.6. CG DE LA AERONAVE

Conociendo los pesos y centros de gravedad de los componentes estructurales principales del avión, la posición del CG de la aeronave puede fácilmente determinarse teniendo en cuenta el peso y ubicación de los diferentes elementos y conjuntos que componen el W_e de un avión, según fue definido, por ejemplo:

- Grupo moto-propulsor;
- Instrumentos y equipos;
- Asientos, alfombras, tapicería;
- Tren de aterrizaje;
- Batería; etc.

Tabla 15 Centro de gravedad de la aeronave con peso en vacío

CGx	ft	lb	Momento
			ft*lb
fus	29.44634036	8854.22475	260724.5156
Alas	35.82	17885.0436	640642.2619
hor	89.65	6677.894785	598673.2675
ver	84.75	3957.770773	335421.0731
mot	35.82	4178.563974	149676.1615
inst	11.5	1370.43496	15760.00204
Sillas	46.485	3206.84686	149070.2763
total		46130.77971	2149967.558
			46.6059228
CGy			0
CGz			9.61

Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional.

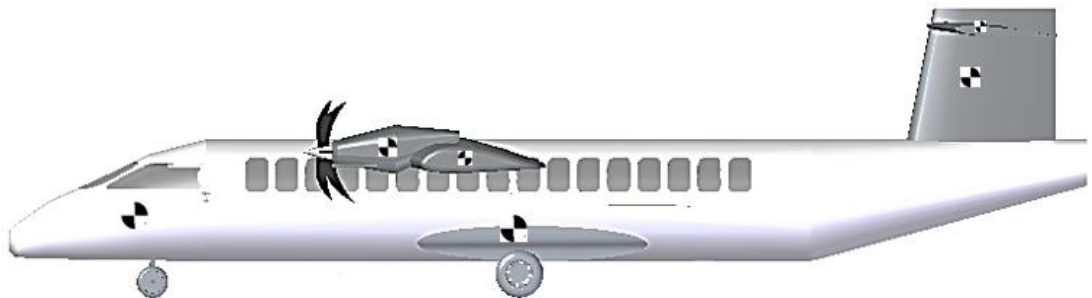
COORDENADAS CENTROS DE GRAVEDAD

Tabla 16. Coordenadas centros de gravedad de los principales componentes de la aeronave diseñada, (Distancias en ft).

COMPONENTE	X	Y	Z
HELICE	31,99	26,17	15,03
MOTOR	36,82	25,17	15,03
PANEL INSTRUMENTOS	11,50	0	9,60
ALAS	35,82	2,77	15,03
FUSELAJE	0	0	9,61
SILLAS (PAS.)	46,49	0	9,61
Estabilizador HORIZONTAL	89,65	1,35	26,52
ESTABILIZADOR VERTICAL	84,75	0	21,90
TREN PRINCIPAL	51,19	9,17	2,20
TREN DE NARIZ	14,68	0	3,40
C.G de la Aeronave	46,60	0	9,61

Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

Figura 49 Ubicación de los diferentes C.G en la aeronave diseñada.



Fuente: Autores del proyecto, Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de transporte regional.

10. DIAGRAMA V-n DE LA AERONAVE.

El método más adecuado y que es utilizado, para representar la combinación de esfuerzos que producen ambas variables; factor de carga y velocidad, es un gráfico en donde se representan velocidades y en ordenadas factores de carga Diagrama V-n.

Para el desarrollo de este diagrama se debe identificar el valor del factor de carga (**n**) al cual estará sometido la aeronave en las fases de vuelo, el cual se da por la normativa FAR 25 que establece los límites positivos (3.8) y negativos (-1) de dicho factor.

Donde un Diagrama V-n está compuesto por:

Figura 50. Diagrama V-n

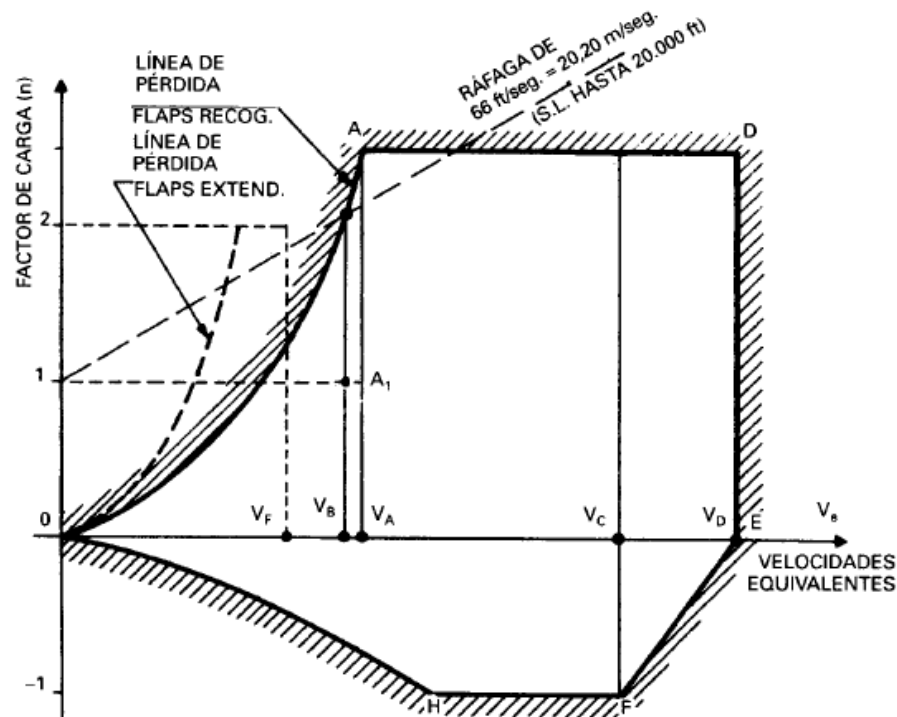


Fig. 11.11.

Fuente: Aníbal I. Carmona. Aerodinámica y actuaciones del avión. 2000, p. 361

10.1 VELOCIDADES DE CÁLCULO

- V_A (Velocidad de cálculo de maniobra).

Ecuación 35. Velocidad de cálculo de maniobra.

$$V_A = \sqrt{2.5} * V_S * n$$

$$V_A = 258,21 \text{ ft/s}$$

Fuente: Aníbal I. Carmona. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 2000, p. 364

- **V_C (Velocidad de cálculo de crucero).**

Ecuación 36. Velocidad de crucero Máxima y Mínima

$$V_C = 455,71 \text{ ft/s.}$$

$$V_{Cmin} = V_B + 43Kt$$

$$V_{Cmin} =$$

Fuente: Ibid., p. 364

- **V_S (Velocidad de pérdida).**

Ecuación 37. Velocidad de pérdida

$$V_S = 65,32 \text{ ft/s}$$

$$V_{SO} = 66 \text{ ft/s}$$

Fuente: Ibid., p. 365

- **V_B (Velocidad de ráfaga).**

Tabla 17. Velocidades de ráfaga para Techo y Crucero.

	alt	vel rafaga f/s
	20000	66
	50000	38
TECHO	25000	61.33333333
CRUCERO	22000	64.13333333
	alt	vel rafaga f/s
	20000	50
	50000	25
TECHO	25000	45.83333333
CRUCERO	22000	48.33333333
	alt	vel rafaga f/s
	20000	25
	50000	12.5
TECHO	25000	22.91666667
CRUCERO	22000	24.16666667

Fuente: FAA, (2017). Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. United States: FAA.

- V_F (Velocidad de cálculo con *flaps* accionados).

- Velocidad al despegue:

Ecuación 38. Velocidad al despegue.

$$V_{flasTO} = 1,6 * V_S$$

$$V_{flasTO} = 104,51 \text{ ft/s}$$

Fuente: Aníbal I. Carmona. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 2000, p. 366

- Velocidad de aproximación:

Ecuación 39 Velocidad de aproximación.

$$V_{flasAPP} = 1,8 * V_S$$

$$V_{flasAPP} = 117,58 \text{ ft/s}$$

Fuente: Ibid., p. 366

- Velocidad de aterrizaje:

Ecuación 40. Velocidad de aterrizaje.

$$V_{flasLAND} = 1,8 * V_{SO}$$

$$V_{flasLAND} = 118,80 \text{ ft/s}$$

Fuente: Ibid., p. 366

- Velocidad de retracción de flaps:

Ecuación 41. Velocidad de retracción de flaps.

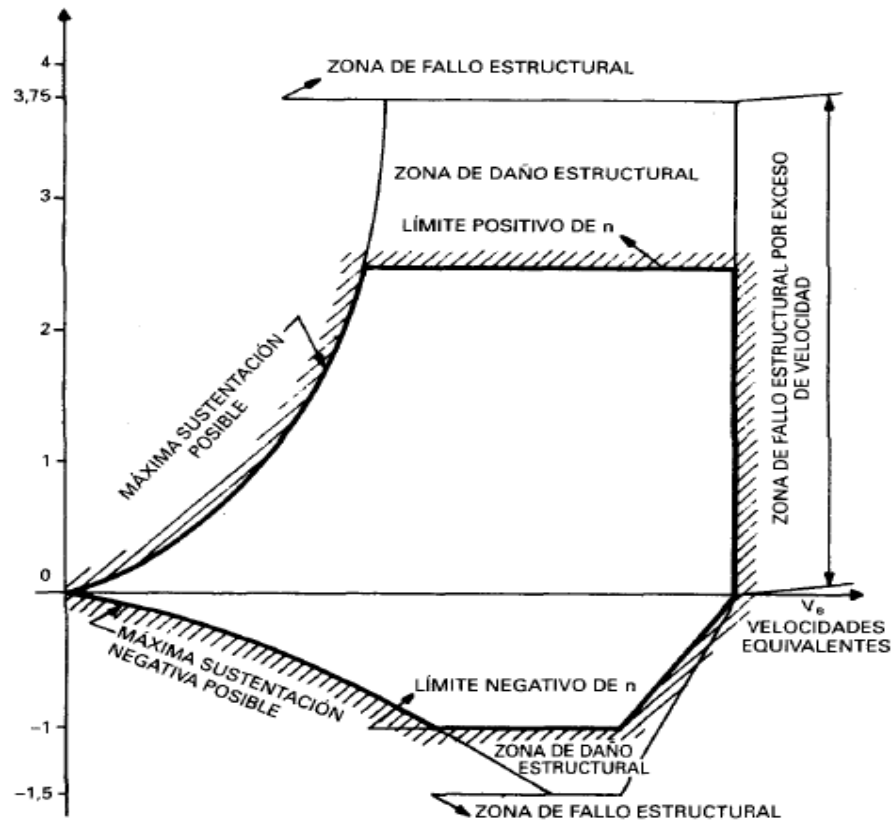
$$V_{RF} = V_F + 9Kt$$

$$V_{RF} = 134 \text{ ft/s}$$

Fuente: Ibid., p. 366

Además de esto, las normas establecen que la estructura debe estar calculada con un margen de seguridad de 1,5; esto hace referencia a, que las cargas para producir un fallo estructural en el avión deberán ser 1,5 veces las que se originan volando en una situación que corresponde a uno de los puntos de la línea que define la zona de falla estructural, como se muestra en el siguiente diagrama:

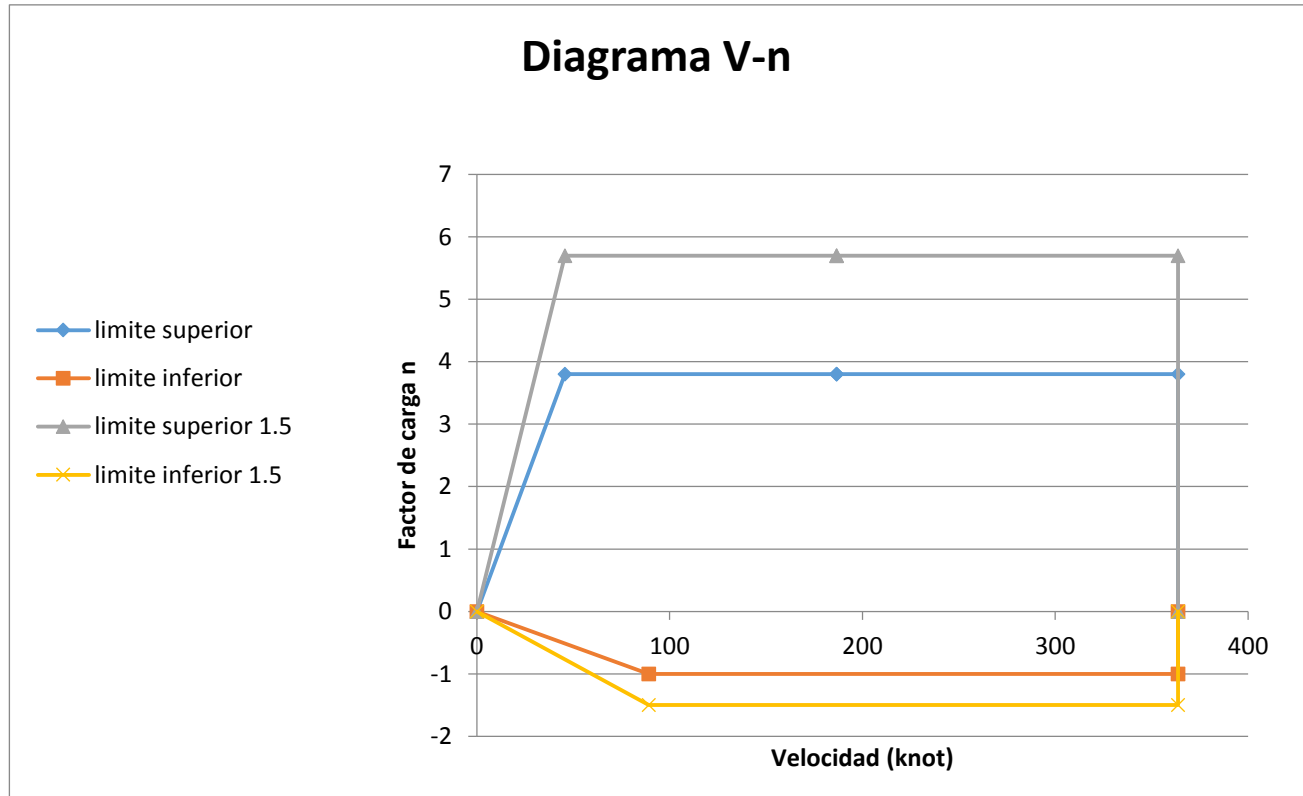
Figura 51 Diagrama V-n (Zonas de falla estructural)



Fuente: Aníbal I. Carmona. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 2000, p.363

10.2 DIAGRAMA V-n DE LA AERONAVE DISEÑADA

Figura 52 Diagrama V-n de la aeronave diseñada



Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

7.3 CARACTERÍSTICAS DEL PERFIL ALAR

En el siguientes cuadro se representaran los diferentes coeficientes aerodinámicos con los que cuenta el perfil alar escogido para las aeronave a diseñar con sus respectivos ángulos de ataque.

Tabla 18 Características Aerodinámicas del ala.

AOA	Cl	Cd	Cm	Cl*cos	Cd*sen	ct	Sumatoria	cza
-5	-0.0690	0.0078	-0.1050	-0.0687	0.0078	-0.0304	-0.0913186461995221	-0.11414831
-4	0.0500	0.0073	-0.1050	0.0499	0.0073	-0.0304	0.0268088894035807	0.03351111
-3	0.1700	0.0072	-0.1050	0.1698	0.0072	-0.0304	0.1466056228822030	0.18325703
-2	0.2900	0.0069	-0.1050	0.2898	0.0069	-0.0304	0.2663676058656620	0.33295951
-1	0.4090	0.0069	-0.1050	0.4089	0.0069	-0.0304	0.3854851257392360	0.48185641
0	0.5290	0.0068	-0.1060	0.5290	0.0068	-0.0306	0.5051594071267760	0.63144926
1	0.6480	0.0070	-0.1060	0.6479	0.0070	-0.0306	0.6242596474542120	0.78032456
2	0.7670	0.0074	-0.1060	0.7665	0.0074	-0.0306	0.7432876635703630	0.92910958
3	0.8860	0.0077	-0.1060	0.8848	0.0077	-0.0306	0.8618346223369380	1.07729328
4	1.0010	0.0082	-0.1070	0.9986	0.0082	-0.0309	0.9758119844520730	1.21976498
5	1.1050	0.0087	-0.1070	1.1008	0.0087	-0.0309	1.0785323801946400	1.34816548
6	1.1970	0.0098	-0.1070	1.1904	0.0097	-0.0309	1.1692593682602900	1.46157421
7	1.2790	0.0106	-0.1080	1.2695	0.0105	-0.0312	1.2487687998895900	1.560961
8	1.3510	0.0119	-0.1080	1.3379	0.0118	-0.0312	1.3184176336208300	1.64802204
9	1.4130	0.0131	-0.1090	1.3956	0.0129	-0.0315	1.3770345630587500	1.7212932
10	1.4650	0.0145	-0.1090	1.4427	0.0143	-0.0315	1.4255152911175900	1.78189411
11	1.5080	0.0160	-0.1090	1.4803	0.0157	-0.0315	1.4644920481102600	1.83061506
12	1.5400	0.0185	-0.1100	1.5063	0.0181	-0.0318	1.4926461940827400	1.86580774
13	1.5630	0.0206	-0.1100	1.5229	0.0201	-0.0318	1.5112155929330100	1.88901949
14	1.5760	0.0229	-0.1110	1.5292	0.0222	-0.0321	1.5193199328848800	1.89914992
15	1.5790	0.0254	-0.1120	1.5252	0.0245	-0.0324	1.5173564296434500	1.89669554
16	1.5710	0.0281	-0.1120	1.5101	0.0270	-0.0324	1.5047786119202400	1.88097326

Fuente: Autores del proyecto diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría de transporte regional

En base a la tabla 12.2, se buscan 4 puntos críticos los cuales son:

1. Velocidad de perdida con bajo ángulo de ataque y factor de carga positivo:

Ecuación 42. Velocidad de perdida con bajo ángulo de ataque y factor de carga positivo.

$$V_{perdida} = \sqrt{\frac{2 * W_{to}}{\delta * S_w * C_{za} * n}}$$

Teniendo en cuenta los siguientes valores base:

Wto	56217.30	lb
Den	0.0023769	slug/ft^3
S	1100.00	ft^2

Tabla 15

$$V_{perdida} = \sqrt{\frac{2 * 58217.3}{0.0023769 * 1100 * Cza * n}}$$

Y lo único que entraría a variar sería Cza según el ángulo de ataque y el factor de carga 'n' de la ecuación 42.

$$V_{perdida AAA+} = \sqrt{\frac{2 * 58217.3}{0.0023769 * 1100 * 1.8964 * 3.8}} = 77.24 \frac{ft}{s} * 0.5925$$

$$= 45.77 \text{ knot}$$

2. Velocidad de pérdida con alto ángulo de ataque y factor de carga positivo:

Ecuación 43. Velocidad de pérdida con alto ángulo de ataque y factor de carga positivo.

$$V_{perdida BAA+} = \sqrt{\frac{2 * 58217.3}{0.0023769 * 1100 * (-0.1141) * 3.8}}$$

$$= 186.55 \frac{ft}{s} * 0.5925 = 314.86 \text{ knot}$$

Fuente:

3. Velocidad de pérdida con bajo ángulo de ataque y factor de carga negativo:

Ecuación 44. Velocidad de pérdida con bajo ángulo de ataque y factor de carga negativo.

$$V_{perdida AAA-} = \sqrt{\frac{2 * 58217.3}{0.0023769 * 1100 * 1.8964 * (-1)}} = 89.25 \frac{ft}{s} * 0.5925$$

$$= 150.57 \text{ knot}$$

Fuente:

4. Velocidad de pérdida con alto ángulo de ataque y factor de carga negativo:

Ecuación 45. Velocidad de pérdida con alto ángulo de ataque y factor de carga negativo.

$$V_{perdida BAA-} = \sqrt{\frac{2 * 58217.3}{0.0023769 * 1100 * (-0.1141) * (-1)}}$$

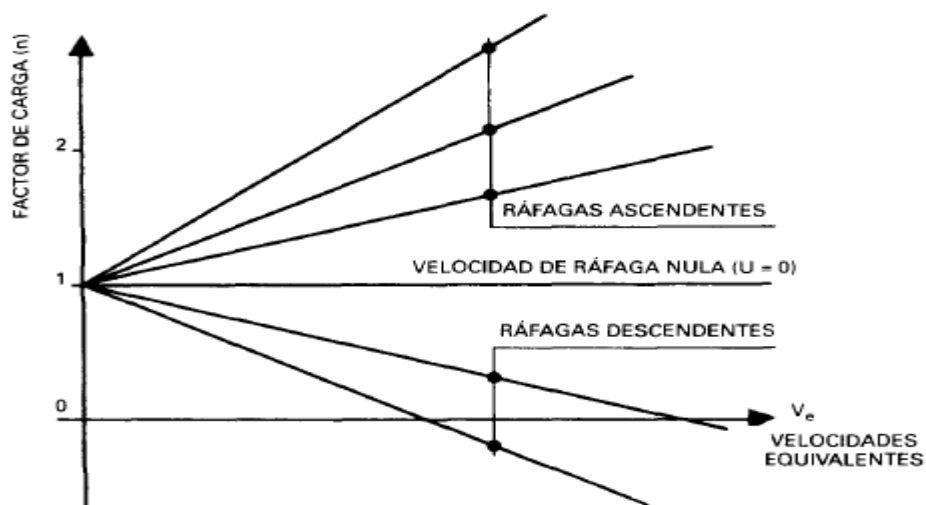
$$= 363.66 \frac{ft}{s} * 0.5925 = 613.78 \text{ knot}$$

Fuente:

7.4 DIAGRAMA BÁSICO DE RÁFAGA

La ráfaga proviene en definitiva de la existencia de dos masas de aire con velocidades relativas verticales distintas la una respecto a la otra. Normalmente no se pasa bruscamente de una masa en reposo (verticalmente) a otra en movimiento, sino que hay un periodo de transición respecto a las cargas que origina en el avión. Se considera una masa de aire que produzca una ráfaga equivalente, de forma que si el salto fuera brusco, produjera el mismo efecto.

Figura 53 Diagrama de ráfagas



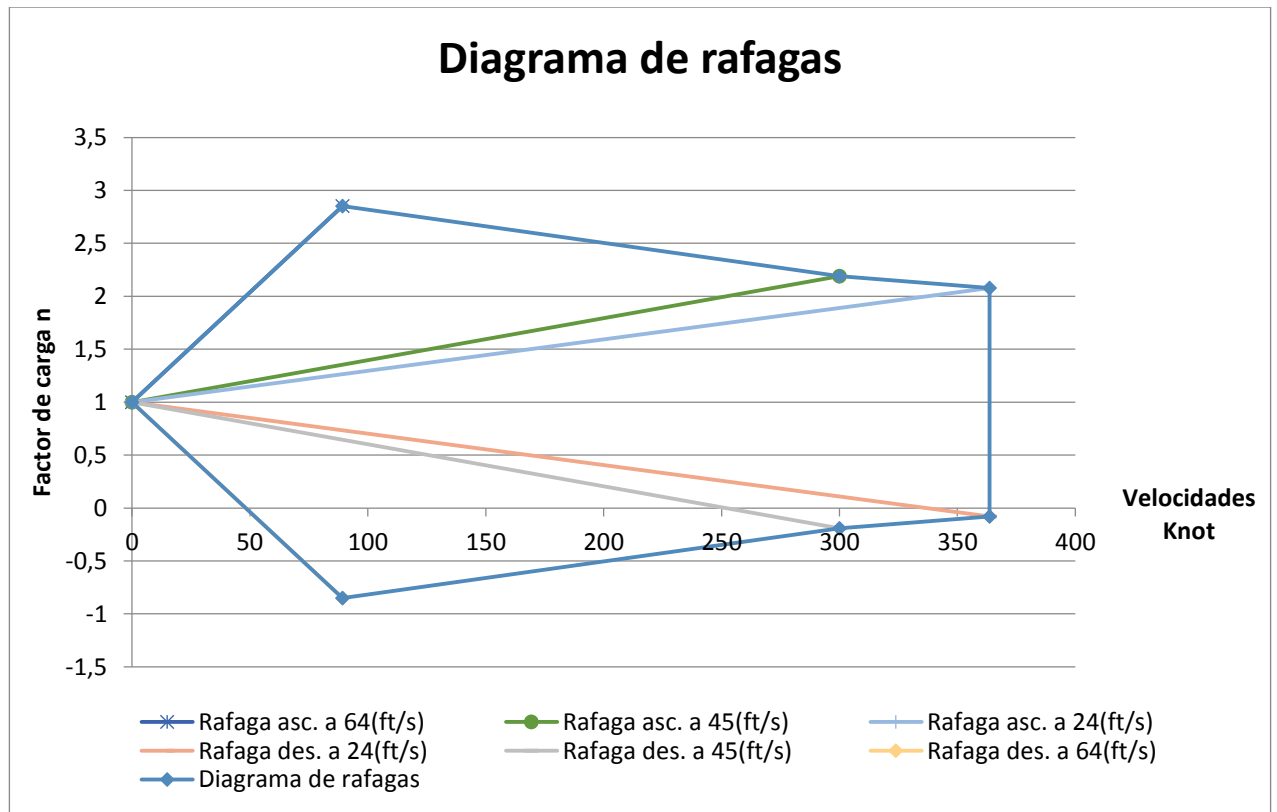
Fuente: Aníbal I. Carmona. Aerodinámica y actuaciones del avión. 2000, p. 371

Dado que $n = (L/W)$ y $L=W$ en vuelo recto y nivelado, por ende $n=1$.

	ft/s	Knot	n
+3	64.1333333	37.999	1.851852551
+2	48.3333333	28.6375	1.190912562
+1	24.1666667	14.31875	1.078746869
-1	-24.1666667	-14.31875	-1.078746869
-2	-48.3333333	-28.6375	-1.190912562
-3	-64.1333333	-37.999	-1.851852551

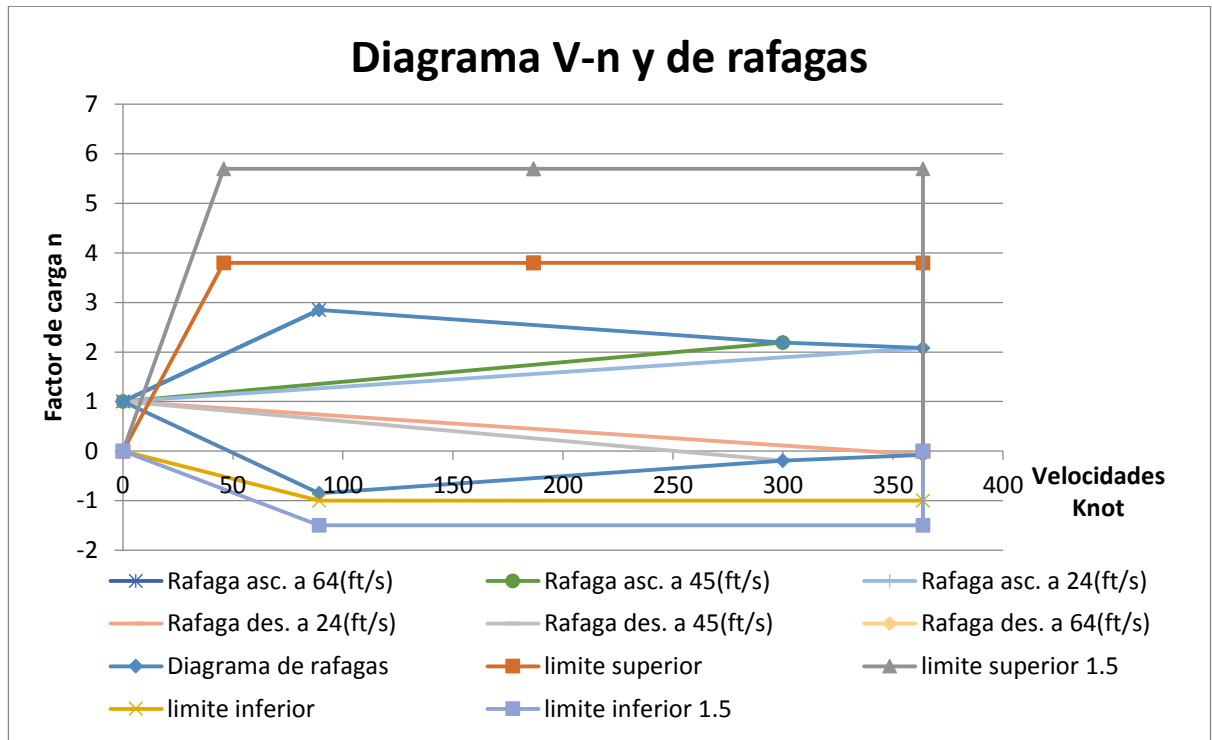
Tabla 15 Cargas producidas por las ráfagas.

Figura 54 Diagrama de ráfagas a diferentes velocidades ascendentes y descendentes para la aeronave diseñada.



Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Figura 55 Diagramas V-n y Ráfagas para la aeronave diseñada.



Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

7.5 VELOCIDAD MÁXIMO OPERATIVO (V_{MO}/M_{MO})

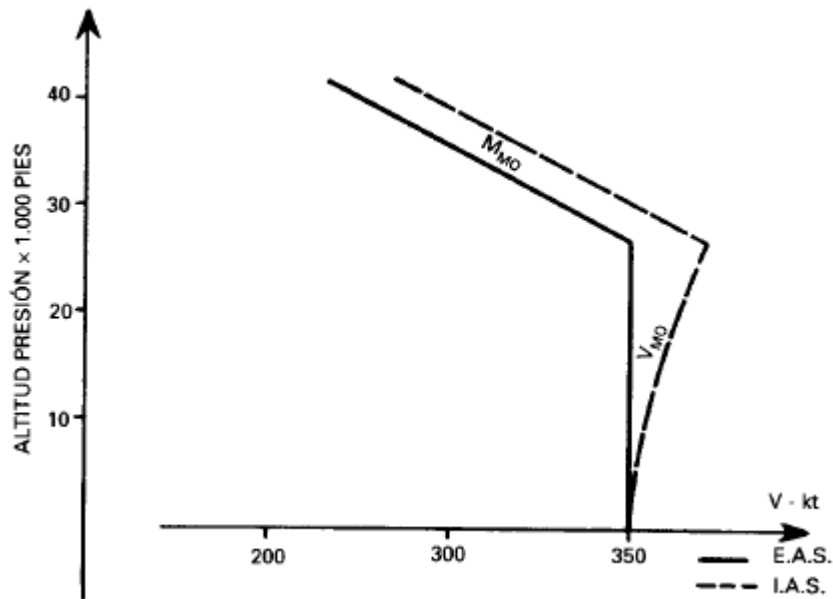
La V_{MO} , es aquella velocidad que no se debe exceder deliberadamente en ninguna fase de vuelo, excepto si expresamente se autoriza para vuelos de prueba o entrenamiento y no debe exceder al valor de V_C , y además ser lo suficientemente menor a V_D para que sea muy improbable que esta última velocidad pueda sobrepasarse inadvertidamente durante la operación del avión.

El M_{MO} , es el número Mach Máximo operativo; este valor ira creciendo conforme la aeronave va adquiriendo altitud, habrá una altitud a la cual el Mach corresponde al V_{MO} ; es tal que a partir de él, la aeronave empieza a sentir los efectos de compresibilidad. Por este motivo a partir de esta altitud lo que se exige es que no se sobrepase el Mach correspondiente al V_{MO} .

Donde:

$$V_{MO}=V_C$$

Figura 56 Valores de VMO y MMO respecto a la altitud



Fuente: Aníbal I. Carmona. Aerodinámica y actuaciones del avión. 2000, p. 379

7.5.1 Velocidad de operación del tren de aterrizaje (V_{LO}). Es la máxima velocidad a la que meterse o extraer el tren de aterrizaje, una puede extender el tren y otro para retraerlo. Valores típicos de V_{LO} son de 250 a 270 Kt.

El valor para el V_{LO} de la aeronave está en:

Ecuación 46. (V_{LO}).

$$V_{LO} = 260 \text{ Kt}$$

Fuente: Aníbal I. Carmona. Aerodinámica y actuaciones del avión. 2000, p. 369

7.5.2 Velocidad de tren de aterrizaje extendido (V_{LE}). Es la máxima velocidad a la cual se puede volar con el tren fuera y bloqueado, la normas especifican que el tren de aterrizaje, su mecanismo y la estructura del avión (puertas del tren) deben soportar los esfuerzos correspondientes hasta velocidades de $0,67 * V_C$.

Ecuación 47 (V_{LE}).

$$V_{LE} = 0,67 * V_C$$

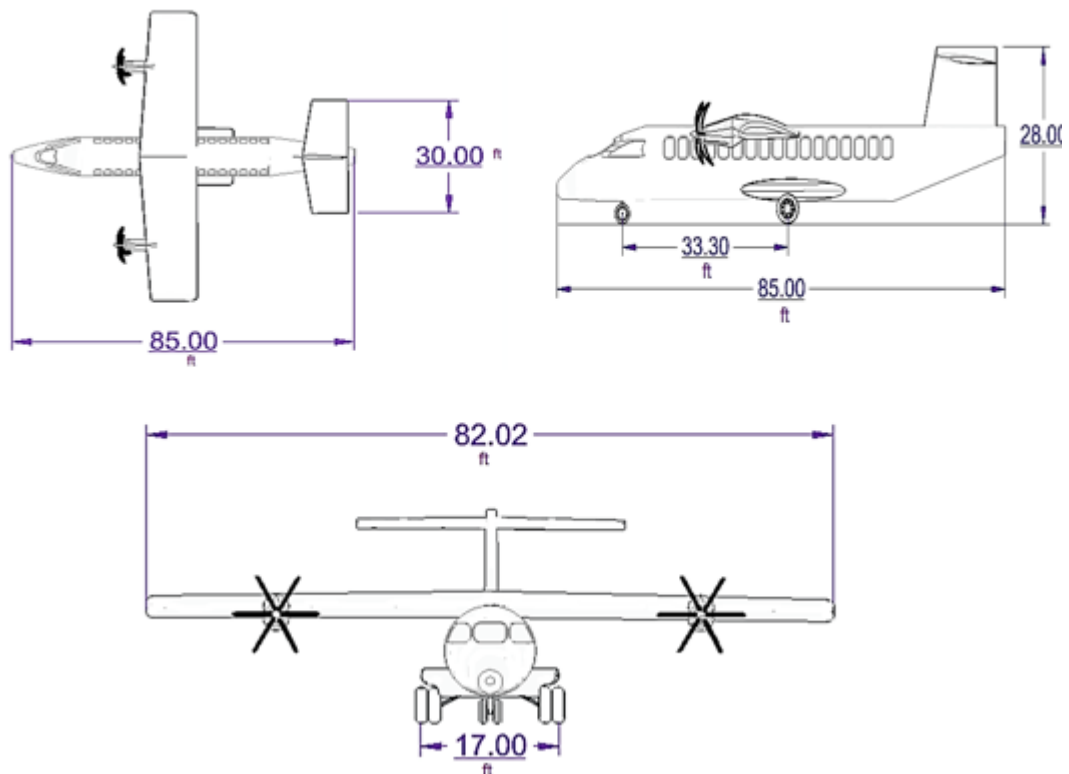
$$V_{LE} = 305,37 \text{ ft/s}$$

Fuente: Ibid., p. 369

11. PERFORMANCE DE LA AERONAVE.

La aeronave de categoría de transporte regional diseñada, tiene una velocidad de crucero de 506,3 ft/s a una altitud de 25000 ft, con un número mach calculado de $M= 0,52$, con un rango de operación de 1358,5 nm.

Figura 57 Vistas principales de la aeronave diseñada.



Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

8.1 POTENCIA Y EMPUJE REQUERIDO.

Ya que la distancia vertical para el vuelo de la aeronave en fase crucero corresponde a 22000 ft, techo de servicio 25000 ft y en vuelo a nivel medio del mar *MSL*); la potencia y empuje requerido serán calculados y representados gráficamente para estas tres condiciones de vuelo que experimentara la aeronave en su operación.

Los coeficientes 'a' y 'b' son datos que se obtienen según anderson. TR, Pr, TASA, en el capítulo 5, numerales 5.5, 5.6 y 5.10. [28].

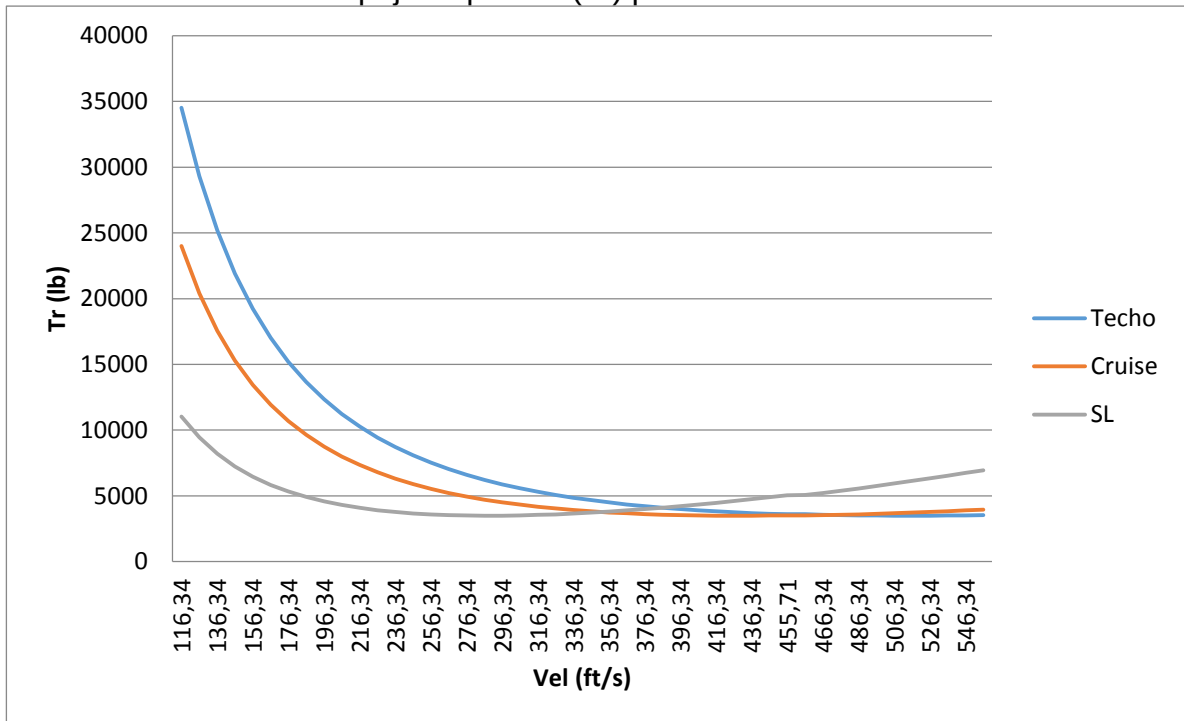
Tabla 19 Datos para cálculos de Pr, Tr y R/C.

	Alt (ft)	Den (lbm/ft ³)	G (ft/s ²)	Den(slug/ft ³)
SL	0	0.07647	32.174	0.002376764
Cruise	25000	0.03432	32.097	0.001069259
Techo	35000	0.023765	32.065	0.000741151
Total Sup	3761.59	ft ²		
Wto	56217.30	lb		

	Techo	Cruise	SL
Traccion	212264.5571	306234.2392	680701.8675
a	289479.6248	417632.4766	928319.4705
b	0.14751188	0.102247038	0.04599891

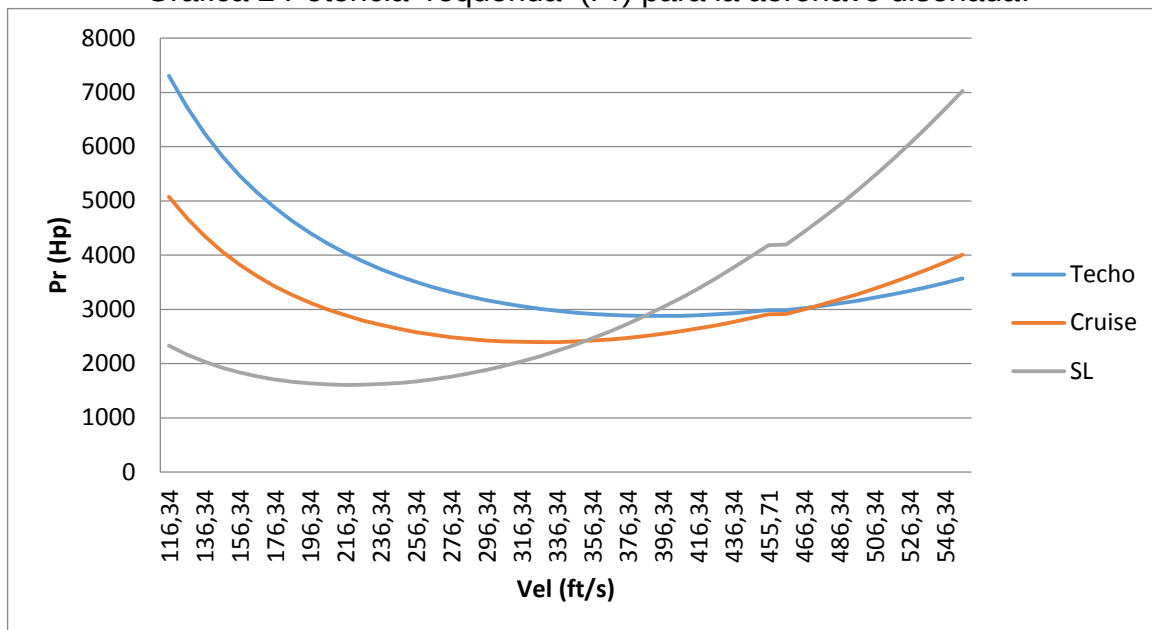
Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Grafica 1 Empuje requerido (Tr) para la aeronave diseñada.



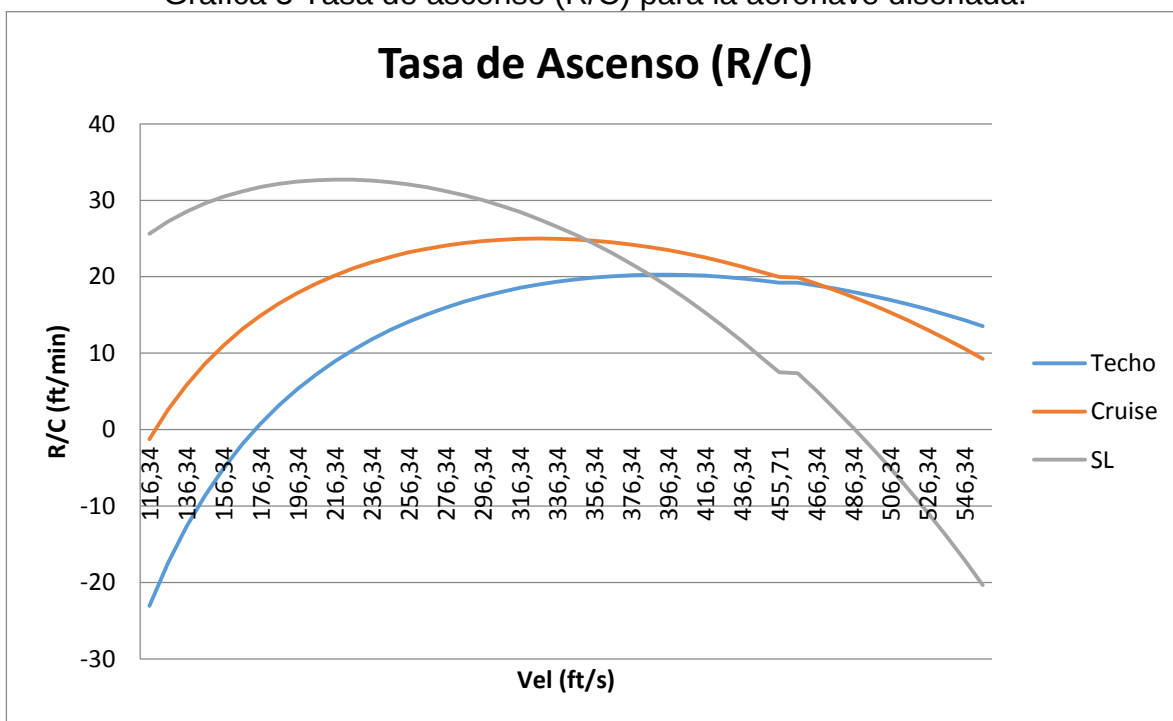
Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Grafica 2 Potencia requerida (Pr) para la aeronave diseñada.



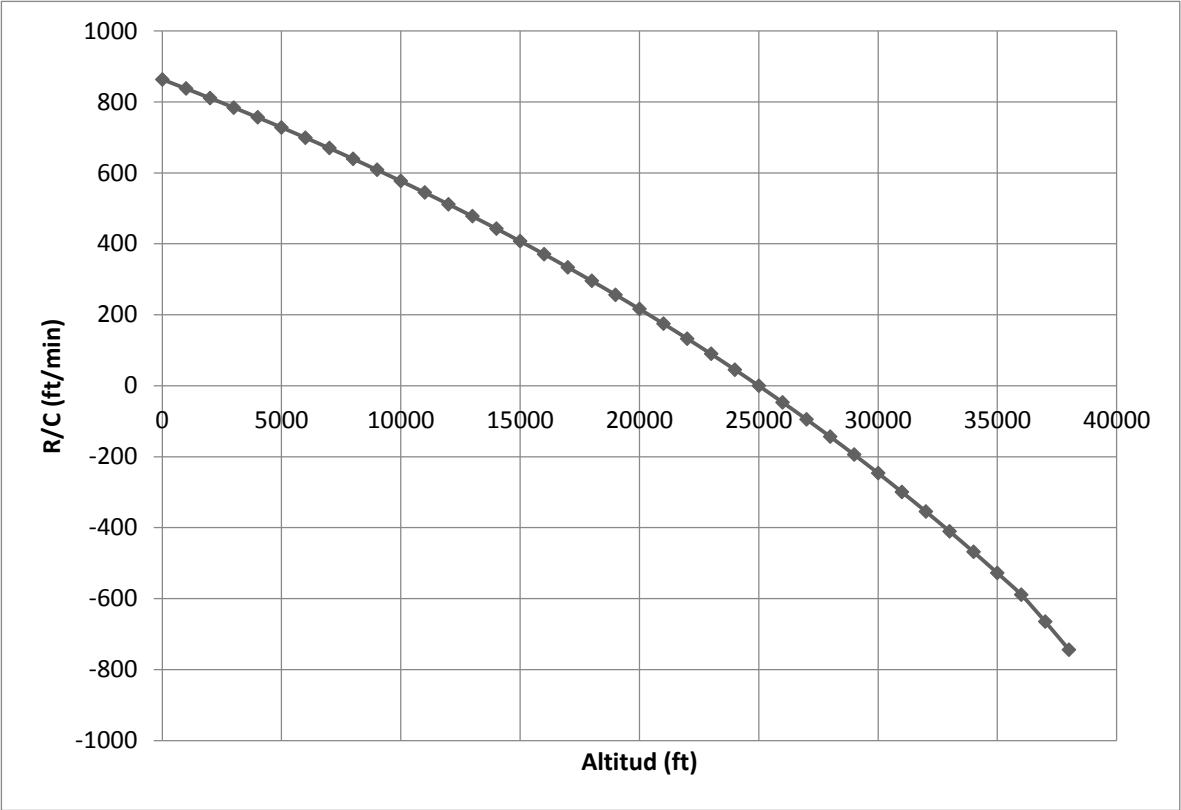
Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Grafica 3 Tasa de ascenso (R/C) para la aeronave diseñada.



Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Grafica 4 Tasa de Ascenso Wto a potencia continúa en crucero para la aeronave diseñada.



Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

12. CONCLUSIONES

- Se realizó una selección de perfil aerodinámico del avión, de acuerdo a la línea base y a los cálculos realizados en cuanto al coeficiente de sustentación de la aeronave. Con la selección del perfil se asegura que la aeronave pueda generar sustentación y pueda realizar sus fases de vuelo sin problema alguno.
- Se determinó la configuración en "T" como la más óptima para empenaje, ya que en esta configuración el estabilizador horizontal queda libre del chorro de aire de los motores, se determinó una configuración de ala alta ya que los motores escogidos son turbohélice y el diámetro de sus hélices es de un tamaño considerable y estas golpearían con el suelo en caso de establecer una configuración de ala baja o media. Y por último se determinó una configuración de tren de aterrizaje tipo triciclo ya que brinda estabilidad a la aeronave cuando la aeronave está en tierra.
- Se realizó un diseño 3D del modelo de la aeronave, mediante el cual se comprobaron los cálculos anteriormente realizados y por el cual nos podemos llevar una idea del aspecto del avión una vez llegue a ser fabricado.

13.RECOMENDACIONES

- ✓ Realizar un diseño de un perfil aerodinámico, el cual se pueda implementar en esta aeronave y permita un mejor rendimiento de la misma.
- ✓ Llevar a cabo un estudio de materiales, para toda la estructura de la aeronave.
- ✓ Diseñar los sistemas de la aeronave, para su futura fabricación.
- ✓ Realizar estudios aerodinámicos en túnel de viento, para hacer una evaluación más realista del performance de la aeronave.
- ✓ Hacer un estudio de mercado más profundo, para la puesta en marcha de una fabricación masiva de la aeronave.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Daniel P Raymer. (2012). Aircraft design: a conceptual approach. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [2] Jan Roskam. (2006). Airplane Design: Preliminary sizing of airplanes. Lawrence, Kan: DAR corporation.
- [3] Fundamentals of aerodynamics by John D. Anderson Jr. (2010) McGraw-Hill.
- [4] Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data by Ira Herbert Abbott, Albert Edward Von Doenhoff (1959) Courier Corporation
- [5] Aerodinámica (Tomo 1, 2, 3 y 4) by Romero-Robledo, Carlos Ordoñez (1961) Unión Tipográfica Editorial Hispano Americana, México, D.F.
- [6] Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System by Roskam, Jan, Roskam, J. (1999)
- [7] Air foil tools. (2017). goe 386. [online] Available at: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe386-il> [Accessed 24 Feb. 2017].
- [8] Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power Characteristics by Roskam, Jan (2000).
- [9] Roskam, J. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control . s.l. : DAR Corporation., 2007.
- [10] J.D. Anderson. Introduction to flight. McGraw Hill, 2000.
- [11] Roncero, Sergio Esteban. Estabilidad y Control Preliminar. sevilla : s.n., 2014.
- [12] Raymer, Daniel P. Aircraft Desing A Conceptual Approach Fourth Edition. Instituto Americano Aeronautics and Astronomic : s.n.
- [13] Isidoro Carmona, A. (2015). Aerodinámica y actuaciones del avión. 1st ed. Madrid: Paraninfo.
- [14] Roskam, J. (1997). Preliminary sizing of airplanes. 1st ed. Ottawa, Kan.: Roskam Aviation and Engineering Corp.
- [15] Roskam, J. (1985). Preliminary configuration desing and integration of the propulsion system. 1st ed. Ottawa, Kan.: Roskam Aviation and Engineering Corp.
- [16] Roskam, J. (1986). Layout desing of cockpit, fuselage, wing and empennage: cutaways and inboard profiles. 1st ed. Ottawa, Kan.: Roskam Aviation and Engineering Corp.
- [17] Roskam, J. (1989). Layout desing of landing gear and systems. 2nd ed. Ottawa, Kan.: Roskam Aviation and Engineering Corp.
- [18] Roskam, J. (1985). Component weight estimation. 1st ed. Ottawa, Kan.: Roskam Aviation and Engineering Corp.
- [19] Roskam, J. (1987). Preliminary cackulation of aerodynamic, thrust and power characteristics. 1st ed. Ottawa, Kan.: Roskam Aviation and Engineering Corp.
- [20] Roskam, J. (1991). Determination od stability, control and performance characteristicis: FAR and military requirements. 2nd ed. Ottawa, Kan.: Roskam Aviation and Engineering Corp.

- [21] Roskam, J. (2003). Airplane flight dynamics and automatic flight controls. Ottawa, Kan.: Roskam Aviation and Engineering Corp.
- [22] Anderson, J. (1978). Introduction to flight. 1st ed. New York: McGraw-Hill.
- [23] Peery, D. (1982). Aircraft structures. 2nd ed. Mineola, N.Y.: Dover Publications.
- [24] Raymer, D. (1992). Aircraft design: A conceptual Approach. 2nd ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [25] Anderson Jr., J. (2001). Fundamentals of aerodynamics. 3rd ed. Maryland, USA: McGraw-Hill.
- [26] Roncero, S. (2011). DISEÑO DETALLADO DISEÑO TREN DE ATERRIZAJE tema 15. Universidad de Sevilla, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos, 15, p.65.
- [27] Rymer, D. P. (1992). *Aircraft Desing; A Conceptual Approach*. Ohio: Copyright.
- [28] J.D. Anderson. Aircraft performance and desing. McGraw Hill, 1999.
- [29] Preliminary Sizing of Airplanes by Roskam, Jan, Roskam, J. (1989) Paperback
- [30] Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles Revised edition by Jan Roskam (2002)
- [31] Airplane Design Part V: Component Weight Estimation by Roskam, Jan (1999)
- [32] LA INDUSTRIA AEROESPACIAL. (2008). Aviones Regionales. 8 abril 2016, de www.aero.upm.es Sitio web: www.aero.upm.es/departamentos/economia/investiga/informe2008/menu.html
- [33] LA INDUSTRIA AEROESPACIAL. (2005). Aviones Regionales. 8 abril 2016, de www.aero.upm.es Sitio web: www.aero.upm.es/departamentos/economia/investiga/informe2005/informe_2005_pdf/4_2Industria_Aeroespacial_AvionesRegionales.pdf
- [34] LA INDUSTRIA AEROESPACIAL. (2010). Aviones Regionales. 8 abril 2016, de www.aero.upm.es Sitio web: www.aero.upm.es/departamentos/economia/investiga/informe2010/a_regionales/aviones_regionales.html
- [35] LA INDUSTRIA AEROESPACIAL. (2010). Aviones Regionales. 8 abril 2016, de www.aero.upm.es Sitio web: https://www.aero.upm.es/departamentos/economia/investiga/informe2008/aviones_regionales.html
- [36] Historia de la aviación en Colombia, 1911 – 1950. (2011). Orígenes de la banca y la industria en Colombia 1850-1950; Credencial Historia, de León Vargas, Karim. Sitio web: <http://www.banrepcultural.org/blaavirtual/revistas/credencial/diciembre2011/aviacion>
- [37] Atraircraft.com. (2017). ATR Aircraft. [online] Available at: <http://www.atraircraft.com/products/list.html> [Accessed 11 Jan. 2017].

- [38] Embraercommercialaviation.com. (2017). ERJ 145. [online] Available at: <http://www.embraercommercialaviation.com/Pages/ERJ-145.aspx> [Accessed 11 Jan. 2017].
- [39] Www2.bombardier.com. (2017). Bombardier CRJ200 - Specifications. [online] Available at: <http://www2.bombardier.com/CRJ/en/specifications.jsp?langId=en&crjId=200> [Accessed 11 Jan. 2017].
- [40] Flythemrj.com. (2017). The all-new MRJ.. [online] Available at: <http://www.flythemrj.com/design/> [Accessed 11 Jan. 2017].
- [41] Faa.gov. (2017). FAA Regulations. [online] Available at: http://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations [Accessed 10 Jan. 2017].
- [42] Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil, (2016). RAC 25 - ESTÁNDARES DE AERONAVEGABILIDAD: AVIONES DE CATEGORÍA TRANSPORTE. Bogotá: UAEAC.
- [43] FAA, (2017). Part 23 Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes. United States: FAA.
- [44] Gonzales Cruz , F. J. (s.f.). Diseño Aeronáutico. *Fundación Universitaria los libertadores*.
- [45] Pratt & Whitney Canada, (2004). EASA, TYPE CERTIFICATE - DATA SHEET PW100series. IM.E.041 03.
- [46] Hartzell Propeller Inc, (2016). Type Certificate Data Sheet, HC-B5M series propeller. IM.P.129.
- [47] Abbott, I. and Von Doenhoff, A. (1959). Theory of wing sections, including a summary of airfoil data. 1st ed. New York: Dover Publications.
- [48] Lednicer, D. (2017). Airfoils. [online] Aerofiles.com. Available at: <http://www.aerofiles.com/airfoils.html> [Accessed 24 Jan. 2017].
- [49] Rcaviamodel.ru. (2017). Aircraft Airfoils. [online] Available at: <http://rcaviamodel.ru/airairfoils.html> [Accessed 24 Jan. 2017].
- [50] X-plane.es. (2017). Diferencias entre ala alta y ala baja. [online] Available at: <http://www.x-plane.es/foro/index.php?topic=627.5;wap2> [Accessed 10 Feb. 2017].
- [51] Penagos, O. and Anzola, M. (2017). Motores a Reacción - Turbohélice. [online] Academia.edu. Available at: http://www.academia.edu/7376200/Motores_a_Reacci%C3%B3n_-_Turboh%C3%A9lice [Accessed 10 Feb. 2017].
- [52] Tiempo, C. (2017). El transporte aéreo les sigue quitando terreno a las flotas. [online] Portafolio.co. Available at: <http://www.portafolio.co/negocios/el-transporte-aereo-les-sigue-quitando-terreno-a-las-flotas-503295> [Accessed 11 Feb. 2017].
- [53] Forecast International, I. (2017). Regional Aircraft Market Stabilizing; Long-Term Growth Projected. [online] GlobeNewswire News Room. Available at: <https://globenewswire.com/news-release/2016/09/23/874245/10165297/en/Regional-Aircraft-Market-Stabilizing-Long-Term-Growth-Projected.html> [Accessed 12 Feb. 2017].

- [54] GE Aviation. (2017). CF24-8E turbo fan propulsion system. [online] Available at: <http://www.geaviation.com/engines/docs/commercial/datasheet-CF34-8E.pdf> [Accessed 15 Feb. 2017].
- [55] TPE331-12JR Turboprop Engine. (2017). Advanced Power and Performance for Turboprop Aircraft.
- [56] [online] Available at: https://aerocontent.honeywell.com/aero/common/documents/myaerospacecatalog-documents/BA_brochures-documents/TPE331-12JR_Turboprop_Engine.pdf [Accessed 13 Feb. 2017].
- [57] Cuesta, M. (1995). Motores de reacción. (8va Ed.). Madrid: Paraninfo S.A.
- [58] Anónimo. (s. f.). ProAdvice 2: The wing planform. En Flight Level Engineering. Recuperado de <http://www.flightlevelengineering.com/downloads/ProAdvice%20%20-%20THE%20WING%20PLANFORM.pdf>
- [59] Anónimo. (s. f.). Wing planform. En Dauntless Aviation. Recuperado de <http://www.dauntless-soft.com/PRODUCTS/Freebies/Library/books/FLT/Chapter17/WingPlanform.htm>
- [60] Jacobs, E. (1937). Tapered wings, tip stalling, and preliminary results from tests of the stall-control flap. En DTIC Online. Recuperado de <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a800824.pdf>
- [61] "Supersonic Wing Designs." selkirk.bc.ca. Retrieved: Enero 28, 2017.
- [62] "Supersonic Wing design: The Mach cone becomes increasingly swept back with increasing Mach numbers." Centennial of Flight Commission, 2003. Retrieved: January 28, 2017.
- [63] Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil, (2016). RAC 4 - NORMAS DE AERONAVEGABILIDAD Y OPERACIÓN DE AERONAVES. Bogotá: UAEAC.
- [64] FAA, (2017). Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. United States: FAA.

ANEXOS

ANEXO A: Empuje requerido de pesos a altura techo (25.000 ft)

Wto	20000	25000	30000	35000	40000	45000	50000	55000	56217.3
V (ft/s)	W1	W2	W3	W4	W5	W6	W7	W8	W9
116.34	5.09E+09	5.09E+09	5.09E+09	5.09E+09	5.09E+09	5.09E+09	5.09E+09	5.09E+09	5.09E+09
126.34	6.00E+09	6.00E+09	6.00E+09	6.00E+09	6.00E+09	6.00E+09	6.00E+09	6.00E+09	6.00E+09
136.34	6.99E+09	6.99E+09	6.99E+09	6.99E+09	6.99E+09	6.99E+09	6.99E+09	6.99E+09	6.99E+09
146.34	8.05E+09	8.05E+09	8.05E+09	8.05E+09	8.05E+09	8.05E+09	8.05E+09	8.05E+09	8.05E+09
156.34	9.19E+09	9.19E+09	9.19E+09	9.19E+09	9.19E+09	9.19E+09	9.19E+09	9.19E+09	9.19E+09
166.34	1.04E+10	1.04E+10	1.04E+10	1.04E+10	1.04E+10	1.04E+10	1.04E+10	1.04E+10	1.04E+10
176.34	1.17E+10	1.17E+10	1.17E+10	1.17E+10	1.17E+10	1.17E+10	1.17E+10	1.17E+10	1.17E+10
186.34	1.30E+10	1.30E+10	1.30E+10	1.30E+10	1.30E+10	1.30E+10	1.30E+10	1.30E+10	1.30E+10
196.34	1.45E+10	1.45E+10	1.45E+10	1.45E+10	1.45E+10	1.45E+10	1.45E+10	1.45E+10	1.45E+10
206.34	1.60E+10	1.60E+10	1.60E+10	1.60E+10	1.60E+10	1.60E+10	1.60E+10	1.60E+10	1.60E+10
216.34	1.76E+10	1.76E+10	1.76E+10	1.76E+10	1.76E+10	1.76E+10	1.76E+10	1.76E+10	1.76E+10
226.34	1.93E+10	1.93E+10	1.93E+10	1.93E+10	1.93E+10	1.93E+10	1.93E+10	1.93E+10	1.93E+10
236.34	2.10E+10	2.10E+10	2.10E+10	2.10E+10	2.10E+10	2.10E+10	2.10E+10	2.10E+10	2.10E+10
246.34	2.28E+10	2.28E+10	2.28E+10	2.28E+10	2.28E+10	2.28E+10	2.28E+10	2.28E+10	2.28E+10
256.34	2.47E+10	2.47E+10	2.47E+10	2.47E+10	2.47E+10	2.47E+10	2.47E+10	2.47E+10	2.47E+10
266.34	2.67E+10	2.67E+10	2.67E+10	2.67E+10	2.67E+10	2.67E+10	2.67E+10	2.67E+10	2.67E+10
276.34	2.87E+10	2.87E+10	2.87E+10	2.87E+10	2.87E+10	2.87E+10	2.87E+10	2.87E+10	2.87E+10
286.34	3.08E+10	3.08E+10	3.08E+10	3.08E+10	3.08E+10	3.08E+10	3.08E+10	3.08E+10	3.08E+10
296.34	3.30E+10	3.30E+10	3.30E+10	3.30E+10	3.30E+10	3.30E+10	3.30E+10	3.30E+10	3.30E+10
306.34	3.53E+10	3.53E+10	3.53E+10	3.53E+10	3.53E+10	3.53E+10	3.53E+10	3.53E+10	3.53E+10
316.34	3.76E+10	3.76E+10	3.76E+10	3.76E+10	3.76E+10	3.76E+10	3.76E+10	3.76E+10	3.76E+10
326.34	4.00E+10	4.00E+10	4.00E+10	4.00E+10	4.00E+10	4.00E+10	4.00E+10	4.00E+10	4.00E+10
336.34	4.25E+10	4.25E+10	4.25E+10	4.25E+10	4.25E+10	4.25E+10	4.25E+10	4.25E+10	4.25E+10
346.34	4.51E+10	4.51E+10	4.51E+10	4.51E+10	4.51E+10	4.51E+10	4.51E+10	4.51E+10	4.51E+10
356.34	4.77E+10	4.77E+10	4.77E+10	4.77E+10	4.77E+10	4.77E+10	4.77E+10	4.77E+10	4.77E+10
366.34	5.04E+10	5.04E+10	5.04E+10	5.04E+10	5.04E+10	5.04E+10	5.04E+10	5.04E+10	5.04E+10
376.34	5.32E+10	5.32E+10	5.32E+10	5.32E+10	5.32E+10	5.32E+10	5.32E+10	5.32E+10	5.32E+10
386.34	5.61E+10	5.61E+10	5.61E+10	5.61E+10	5.61E+10	5.61E+10	5.61E+10	5.61E+10	5.61E+10
396.34	5.90E+10	5.90E+10	5.90E+10	5.90E+10	5.90E+10	5.90E+10	5.90E+10	5.90E+10	5.90E+10
406.34	6.20E+10	6.20E+10	6.20E+10	6.20E+10	6.20E+10	6.20E+10	6.20E+10	6.20E+10	6.20E+10
416.34	6.51E+10	6.51E+10	6.51E+10	6.51E+10	6.51E+10	6.51E+10	6.51E+10	6.51E+10	6.51E+10
426.34	6.83E+10	6.83E+10	6.83E+10	6.83E+10	6.83E+10	6.83E+10	6.83E+10	6.83E+10	6.83E+10
436.34	7.15E+10	7.15E+10	7.15E+10	7.15E+10	7.15E+10	7.15E+10	7.15E+10	7.15E+10	7.15E+10
446.34	7.49E+10	7.49E+10	7.49E+10	7.49E+10	7.49E+10	7.49E+10	7.49E+10	7.49E+10	7.49E+10

Wto	20000	25000	30000	35000	40000	45000	50000	55000	56217.3
V (ft/s)	W1	W2	W3	W4	W5	W6	W7	W8	W9
506.34	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10
456.34	7.83E+10	7.83E+10	7.83E+10	7.83E+10	7.83E+10	7.83E+10	7.83E+10	7.83E+10	7.83E+10
466.34	8.17E+10	8.17E+10	8.17E+10	8.17E+10	8.17E+10	8.17E+10	8.17E+10	8.17E+10	8.17E+10
476.34	8.53E+10	8.53E+10	8.53E+10	8.53E+10	8.53E+10	8.53E+10	8.53E+10	8.53E+10	8.53E+10
486.34	8.89E+10	8.89E+10	8.89E+10	8.89E+10	8.89E+10	8.89E+10	8.89E+10	8.89E+10	8.89E+10
496.34	9.26E+10	9.26E+10	9.26E+10	9.26E+10	9.26E+10	9.26E+10	9.26E+10	9.26E+10	9.26E+10
506.34	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10	9.63E+10
516.34	1.00E+11	1.00E+11	1.00E+11	1.00E+11	1.00E+11	1.00E+11	1.00E+11	1.00E+11	1.00E+11
526.34	1.04E+11	1.04E+11	1.04E+11	1.04E+11	1.04E+11	1.04E+11	1.04E+11	1.04E+11	1.04E+11
536.34	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11
546.34	1.12E+11	1.12E+11	1.12E+11	1.12E+11	1.12E+11	1.12E+11	1.12E+11	1.12E+11	1.12E+11
556.34	1.16E+11	1.16E+11	1.16E+11	1.16E+11	1.16E+11	1.16E+11	1.16E+11	1.16E+11	1.16E+11

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Nota:

- Color verde: cálculos a velocidad crucero.
- Color amarillo: calculo a velocidad máxima.

ANEXO B: Empuje requerido de pesos a altura crucero (22.000 ft)

Wto	20000	25000	30000	35000	40000	45000	50000	55000	56217.3
V (ft/s)	W1	W2	W3	W4	W5	W6	W7	W8	W9
116.34	7.34E+09	7.34E+09	7.34E+09	7.34E+09	7.34E+09	7.34E+09	7.34E+09	7.34E+09	7.34E+09
126.34	8.65E+09	8.65E+09	8.65E+09	8.65E+09	8.65E+09	8.65E+09	8.65E+09	8.65E+09	8.65E+09
136.34	1.01E+10	1.01E+10	1.01E+10	1.01E+10	1.01E+10	1.01E+10	1.01E+10	1.01E+10	1.01E+10
146.34	1.16E+10	1.16E+10	1.16E+10	1.16E+10	1.16E+10	1.16E+10	1.16E+10	1.16E+10	1.16E+10
156.34	1.33E+10	1.33E+10	1.33E+10	1.33E+10	1.33E+10	1.33E+10	1.33E+10	1.33E+10	1.33E+10
166.34	1.50E+10	1.50E+10	1.50E+10	1.50E+10	1.50E+10	1.50E+10	1.50E+10	1.50E+10	1.50E+10
176.34	1.69E+10	1.69E+10	1.69E+10	1.69E+10	1.69E+10	1.69E+10	1.69E+10	1.69E+10	1.69E+10
186.34	1.88E+10	1.88E+10	1.88E+10	1.88E+10	1.88E+10	1.88E+10	1.88E+10	1.88E+10	1.88E+10
196.34	2.09E+10	2.09E+10	2.09E+10	2.09E+10	2.09E+10	2.09E+10	2.09E+10	2.09E+10	2.09E+10
206.34	2.31E+10	2.31E+10	2.31E+10	2.31E+10	2.31E+10	2.31E+10	2.31E+10	2.31E+10	2.31E+10
216.34	2.54E+10	2.54E+10	2.54E+10	2.54E+10	2.54E+10	2.54E+10	2.54E+10	2.54E+10	2.54E+10
226.34	2.78E+10	2.78E+10	2.78E+10	2.78E+10	2.78E+10	2.78E+10	2.78E+10	2.78E+10	2.78E+10
236.34	3.03E+10	3.03E+10	3.03E+10	3.03E+10	3.03E+10	3.03E+10	3.03E+10	3.03E+10	3.03E+10
246.34	3.29E+10	3.29E+10	3.29E+10	3.29E+10	3.29E+10	3.29E+10	3.29E+10	3.29E+10	3.29E+10
256.34	3.56E+10	3.56E+10	3.56E+10	3.56E+10	3.56E+10	3.56E+10	3.56E+10	3.56E+10	3.56E+10
266.34	3.85E+10	3.85E+10	3.85E+10	3.85E+10	3.85E+10	3.85E+10	3.85E+10	3.85E+10	3.85E+10
276.34	4.14E+10	4.14E+10	4.14E+10	4.14E+10	4.14E+10	4.14E+10	4.14E+10	4.14E+10	4.14E+10
286.34	4.45E+10	4.45E+10	4.45E+10	4.45E+10	4.45E+10	4.45E+10	4.45E+10	4.45E+10	4.45E+10
296.34	4.76E+10	4.76E+10	4.76E+10	4.76E+10	4.76E+10	4.76E+10	4.76E+10	4.76E+10	4.76E+10
306.34	5.09E+10	5.09E+10	5.09E+10	5.09E+10	5.09E+10	5.09E+10	5.09E+10	5.09E+10	5.09E+10
316.34	5.43E+10	5.43E+10	5.43E+10	5.43E+10	5.43E+10	5.43E+10	5.43E+10	5.43E+10	5.43E+10
326.34	5.77E+10	5.77E+10	5.77E+10	5.77E+10	5.77E+10	5.77E+10	5.77E+10	5.77E+10	5.77E+10
336.34	6.13E+10	6.13E+10	6.13E+10	6.13E+10	6.13E+10	6.13E+10	6.13E+10	6.13E+10	6.13E+10
346.34	6.50E+10	6.50E+10	6.50E+10	6.50E+10	6.50E+10	6.50E+10	6.50E+10	6.50E+10	6.50E+10
356.34	6.88E+10	6.88E+10	6.88E+10	6.88E+10	6.88E+10	6.88E+10	6.88E+10	6.88E+10	6.88E+10
366.34	7.28E+10	7.28E+10	7.28E+10	7.28E+10	7.28E+10	7.28E+10	7.28E+10	7.28E+10	7.28E+10
376.34	7.68E+10	7.68E+10	7.68E+10	7.68E+10	7.68E+10	7.68E+10	7.68E+10	7.68E+10	7.68E+10
386.34	8.09E+10	8.09E+10	8.09E+10	8.09E+10	8.09E+10	8.09E+10	8.09E+10	8.09E+10	8.09E+10
396.34	8.52E+10	8.52E+10	8.52E+10	8.52E+10	8.52E+10	8.52E+10	8.52E+10	8.52E+10	8.52E+10
406.34	8.95E+10	8.95E+10	8.95E+10	8.95E+10	8.95E+10	8.95E+10	8.95E+10	8.95E+10	8.95E+10
416.34	9.40E+10	9.40E+10	9.40E+10	9.40E+10	9.40E+10	9.40E+10	9.40E+10	9.40E+10	9.40E+10
426.34	9.85E+10	9.85E+10	9.85E+10	9.85E+10	9.85E+10	9.85E+10	9.85E+10	9.85E+10	9.85E+10
436.34	1.03E+11	1.03E+11	1.03E+11	1.03E+11	1.03E+11	1.03E+11	1.03E+11	1.03E+11	1.03E+11
446.34	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11	1.08E+11
506.34	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11
456.34	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11
466.34	1.18E+11	1.18E+11	1.18E+11	1.18E+11	1.18E+11	1.18E+11	1.18E+11	1.18E+11	1.18E+11

Wto	20000	25000	30000	35000	40000	45000	50000	55000	56217.3
V (ft/s)	W1	W2	W3	W4	W5	W6	W7	W8	W9
476.34	1.23E+11	1.23E+11	1.23E+11	1.23E+11	1.23E+11	1.23E+11	1.23E+11	1.23E+11	1.23E+11
486.34	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11
496.34	1.34E+11	1.34E+11	1.34E+11	1.34E+11	1.34E+11	1.34E+11	1.34E+11	1.34E+11	1.34E+11
506.34	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11	1.39E+11
516.34	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11
526.34	1.50E+11	1.50E+11	1.50E+11	1.50E+11	1.50E+11	1.50E+11	1.50E+11	1.50E+11	1.50E+11
536.34	1.56E+11	1.56E+11	1.56E+11	1.56E+11	1.56E+11	1.56E+11	1.56E+11	1.56E+11	1.56E+11
546.34	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11
556.34	1.68E+11	1.68E+11	1.68E+11	1.68E+11	1.68E+11	1.68E+11	1.68E+11	1.68E+11	1.68E+11

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Nota:

- Color verde: cálculos a velocidad crucero.
- Color amarillo: calculo a velocidad máxima.

ANEXO C empuje requerido de pesos a altura a nivel medio del mar.

Wto	20000	25000	30000	35000	40000	45000	50000	55000	56217.3
V (ft/s)	W1	W2	W3	W4	W5	W6	W7	W8	W9
116.34	1.63E+10	1.63E+10	1.63E+10	1.63E+10	1.63E+10	1.63E+10	1.63E+10	1.63E+10	1.63E+10
126.34	1.92E+10	1.92E+10	1.92E+10	1.92E+10	1.92E+10	1.92E+10	1.92E+10	1.92E+10	1.92E+10
136.34	2.24E+10	2.24E+10	2.24E+10	2.24E+10	2.24E+10	2.24E+10	2.24E+10	2.24E+10	2.24E+10
146.34	2.58E+10	2.58E+10	2.58E+10	2.58E+10	2.58E+10	2.58E+10	2.58E+10	2.58E+10	2.58E+10
156.34	2.95E+10	2.95E+10	2.95E+10	2.95E+10	2.95E+10	2.95E+10	2.95E+10	2.95E+10	2.95E+10
166.34	3.33E+10	3.33E+10	3.33E+10	3.33E+10	3.33E+10	3.33E+10	3.33E+10	3.33E+10	3.33E+10
176.34	3.75E+10	3.75E+10	3.75E+10	3.75E+10	3.75E+10	3.75E+10	3.75E+10	3.75E+10	3.75E+10
186.34	4.18E+10	4.18E+10	4.18E+10	4.18E+10	4.18E+10	4.18E+10	4.18E+10	4.18E+10	4.18E+10
196.34	4.65E+10	4.65E+10	4.65E+10	4.65E+10	4.65E+10	4.65E+10	4.65E+10	4.65E+10	4.65E+10
206.34	5.13E+10	5.13E+10	5.13E+10	5.13E+10	5.13E+10	5.13E+10	5.13E+10	5.13E+10	5.13E+10
216.34	5.64E+10	5.64E+10	5.64E+10	5.64E+10	5.64E+10	5.64E+10	5.64E+10	5.64E+10	5.64E+10
226.34	6.17E+10	6.17E+10	6.17E+10	6.17E+10	6.17E+10	6.17E+10	6.17E+10	6.17E+10	6.17E+10
236.34	6.73E+10	6.73E+10	6.73E+10	6.73E+10	6.73E+10	6.73E+10	6.73E+10	6.73E+10	6.73E+10
246.34	7.31E+10	7.31E+10	7.31E+10	7.31E+10	7.31E+10	7.31E+10	7.31E+10	7.31E+10	7.31E+10
256.34	7.92E+10	7.92E+10	7.92E+10	7.92E+10	7.92E+10	7.92E+10	7.92E+10	7.92E+10	7.92E+10
266.34	8.55E+10	8.55E+10	8.55E+10	8.55E+10	8.55E+10	8.55E+10	8.55E+10	8.55E+10	8.55E+10
276.34	9.20E+10	9.20E+10	9.20E+10	9.20E+10	9.20E+10	9.20E+10	9.20E+10	9.20E+10	9.20E+10
286.34	9.88E+10	9.88E+10	9.88E+10	9.88E+10	9.88E+10	9.88E+10	9.88E+10	9.88E+10	9.88E+10
296.34	1.06E+11	1.06E+11	1.06E+11	1.06E+11	1.06E+11	1.06E+11	1.06E+11	1.06E+11	1.06E+11
306.34	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11	1.13E+11
316.34	1.21E+11	1.21E+11	1.21E+11	1.21E+11	1.21E+11	1.21E+11	1.21E+11	1.21E+11	1.21E+11
326.34	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11	1.28E+11
336.34	1.36E+11	1.36E+11	1.36E+11	1.36E+11	1.36E+11	1.36E+11	1.36E+11	1.36E+11	1.36E+11
346.34	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11	1.45E+11
356.34	1.53E+11	1.53E+11	1.53E+11	1.53E+11	1.53E+11	1.53E+11	1.53E+11	1.53E+11	1.53E+11
366.34	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11	1.62E+11
376.34	1.71E+11	1.71E+11	1.71E+11	1.71E+11	1.71E+11	1.71E+11	1.71E+11	1.71E+11	1.71E+11
386.34	1.80E+11	1.80E+11	1.80E+11	1.80E+11	1.80E+11	1.80E+11	1.80E+11	1.80E+11	1.80E+11
396.34	1.89E+11	1.89E+11	1.89E+11	1.89E+11	1.89E+11	1.89E+11	1.89E+11	1.89E+11	1.89E+11
406.34	1.99E+11	1.99E+11	1.99E+11	1.99E+11	1.99E+11	1.99E+11	1.99E+11	1.99E+11	1.99E+11
416.34	2.09E+11	2.09E+11	2.09E+11	2.09E+11	2.09E+11	2.09E+11	2.09E+11	2.09E+11	2.09E+11
426.34	2.19E+11	2.19E+11	2.19E+11	2.19E+11	2.19E+11	2.19E+11	2.19E+11	2.19E+11	2.19E+11
436.34	2.29E+11	2.29E+11	2.29E+11	2.29E+11	2.29E+11	2.29E+11	2.29E+11	2.29E+11	2.29E+11
446.34	2.40E+11	2.40E+11	2.40E+11	2.40E+11	2.40E+11	2.40E+11	2.40E+11	2.40E+11	2.40E+11
506.34	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11
456.34	2.51E+11	2.51E+11	2.51E+11	2.51E+11	2.51E+11	2.51E+11	2.51E+11	2.51E+11	2.51E+11

Wto	20000	25000	30000	35000	40000	45000	50000	55000	56217.3
V (ft/s)	W1	W2	W3	W4	W5	W6	W7	W8	W9
466.34	2.62E+11	2.62E+11	2.62E+11	2.62E+11	2.62E+11	2.62E+11	2.62E+11	2.62E+11	2.62E+11
476.34	2.73E+11	2.73E+11	2.73E+11	2.73E+11	2.73E+11	2.73E+11	2.73E+11	2.73E+11	2.73E+11
486.34	2.85E+11	2.85E+11	2.85E+11	2.85E+11	2.85E+11	2.85E+11	2.85E+11	2.85E+11	2.85E+11
496.34	2.97E+11	2.97E+11	2.97E+11	2.97E+11	2.97E+11	2.97E+11	2.97E+11	2.97E+11	2.97E+11
506.34	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11	3.09E+11
516.34	3.21E+11	3.21E+11	3.21E+11	3.21E+11	3.21E+11	3.21E+11	3.21E+11	3.21E+11	3.21E+11
526.34	3.34E+11	3.34E+11	3.34E+11	3.34E+11	3.34E+11	3.34E+11	3.34E+11	3.34E+11	3.34E+11
536.34	3.47E+11	3.47E+11	3.47E+11	3.47E+11	3.47E+11	3.47E+11	3.47E+11	3.47E+11	3.47E+11
546.34	3.60E+11	3.60E+11	3.60E+11	3.60E+11	3.60E+11	3.60E+11	3.60E+11	3.60E+11	3.60E+11
556.34	3.73E+11	3.73E+11	3.73E+11	3.73E+11	3.73E+11	3.73E+11	3.73E+11	3.73E+11	3.73E+11

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Nota:

- Color verde: cálculos a velocidad crucero.
- Color amarillo: calculo a velocidad máxima.

ANEXO D: potencia, empuje y rata de ascenso a nivel medio del mar.

<i>V (ft/s)</i>	Cl	Cd	Cl/Cd	Tr (lb)	Pr (Hp)	Pr (lb*ft/s)	R/C (ft/s)
116.34	3.18E+00	6.23E-01	5.10E+00	1.10E+04	2.33E+03	1.28E+06	2.56E+01
126.34	2.69E+00	4.53E-01	5.95E+00	9.44E+03	2.17E+03	1.19E+06	2.72E+01
136.34	2.31E+00	3.38E-01	6.85E+00	8.21E+03	2.04E+03	1.12E+06	2.85E+01
146.34	2.01E+00	2.59E-01	7.77E+00	7.24E+03	1.93E+03	1.06E+06	2.96E+01
156.34	1.76E+00	2.02E-01	8.70E+00	6.46E+03	1.84E+03	1.01E+06	3.05E+01
166.34	1.55E+00	1.61E-01	9.64E+00	5.83E+03	1.76E+03	9.70E+05	3.12E+01
176.34	1.38E+00	1.31E-01	1.06E+01	5.33E+03	1.71E+03	9.39E+05	3.17E+01
186.34	1.24E+00	1.08E-01	1.14E+01	4.91E+03	1.66E+03	9.16E+05	3.21E+01
196.34	1.12E+00	9.09E-02	1.23E+01	4.58E+03	1.63E+03	8.99E+05	3.24E+01
206.34	1.01E+00	7.74E-02	1.31E+01	4.31E+03	1.62E+03	8.88E+05	3.26E+01
216.34	9.19E-01	6.68E-02	1.38E+01	4.09E+03	1.61E+03	8.84E+05	3.27E+01
226.34	8.39E-01	5.84E-02	1.44E+01	3.91E+03	1.61E+03	8.85E+05	3.27E+01
236.34	7.70E-01	5.17E-02	1.49E+01	3.77E+03	1.62E+03	8.92E+05	3.26E+01
246.34	7.09E-01	4.62E-02	1.53E+01	3.67E+03	1.64E+03	9.03E+05	3.24E+01
256.34	6.54E-01	4.18E-02	1.57E+01	3.59E+03	1.67E+03	9.20E+05	3.21E+01
266.34	6.06E-01	3.81E-02	1.59E+01	3.53E+03	1.71E+03	9.41E+05	3.17E+01
276.34	5.63E-01	3.51E-02	1.61E+01	3.50E+03	1.76E+03	9.68E+05	3.12E+01
286.34	5.25E-01	3.26E-02	1.61E+01	3.49E+03	1.82E+03	9.99E+05	3.07E+01
296.34	4.90E-01	3.04E-02	1.61E+01	3.49E+03	1.88E+03	1.04E+06	3.00E+01
306.34	4.58E-01	2.86E-02	1.60E+01	3.51E+03	1.96E+03	1.08E+06	2.93E+01
316.34	4.30E-01	2.71E-02	1.58E+01	3.55E+03	2.04E+03	1.12E+06	2.85E+01
326.34	4.04E-01	2.58E-02	1.56E+01	3.59E+03	2.13E+03	1.17E+06	2.76E+01
336.34	3.80E-01	2.47E-02	1.54E+01	3.65E+03	2.23E+03	1.23E+06	2.66E+01
346.34	3.59E-01	2.37E-02	1.51E+01	3.72E+03	2.34E+03	1.29E+06	2.55E+01
356.34	3.39E-01	2.29E-02	1.48E+01	3.80E+03	2.46E+03	1.36E+06	2.43E+01
366.34	3.20E-01	2.22E-02	1.44E+01	3.89E+03	2.59E+03	1.43E+06	2.31E+01
376.34	3.04E-01	2.16E-02	1.41E+01	3.99E+03	2.73E+03	1.50E+06	2.17E+01
386.34	2.88E-01	2.10E-02	1.37E+01	4.10E+03	2.88E+03	1.58E+06	2.03E+01
396.34	2.74E-01	2.05E-02	1.33E+01	4.21E+03	3.04E+03	1.67E+06	1.87E+01
406.34	2.60E-01	2.01E-02	1.30E+01	4.34E+03	3.20E+03	1.76E+06	1.71E+01
416.34	2.48E-01	1.97E-02	1.26E+01	4.47E+03	3.38E+03	1.86E+06	1.53E+01
426.34	2.37E-01	1.94E-02	1.22E+01	4.61E+03	3.57E+03	1.96E+06	1.35E+01
436.34	2.26E-01	1.91E-02	1.18E+01	4.75E+03	3.77E+03	2.07E+06	1.16E+01
446.34	2.16E-01	1.88E-02	1.15E+01	4.90E+03	3.98E+03	2.19E+06	9.52E+00
455.71	2.07E-01	1.86E-02	1.11E+01	5.05E+03	4.18E+03	2.30E+06	7.51E+00
456.34	2.07E-01	1.86E-02	1.11E+01	5.06E+03	4.20E+03	2.31E+06	7.37E+00
466.34	1.98E-01	1.84E-02	1.08E+01	5.22E+03	4.43E+03	2.44E+06	5.11E+00
476.34	1.90E-01	1.82E-02	1.04E+01	5.39E+03	4.67E+03	2.57E+06	2.74E+00

<i>V (ft/s)</i>	Cl	Cd	Cl/Cd	Tr (lb)	Pr (Hp)	Pr (lb*ft/s)	R/C (ft/s)
486.34	1.82E-01	1.80E-02	1.01E+01	5.57E+03	4.92E+03	2.71E+06	2.68E-01
496.34	1.75E-01	1.78E-02	9.78E+00	5.75E+03	5.19E+03	2.85E+06	-2.32E+00
506.34	1.68E-01	1.77E-02	9.47E+00	5.94E+03	5.46E+03	3.01E+06	-5.03E+00
516.34	1.61E-01	1.76E-02	9.17E+00	6.13E+03	5.75E+03	3.16E+06	-7.85E+00
526.34	1.55E-01	1.75E-02	8.89E+00	6.33E+03	6.05E+03	3.33E+06	-1.08E+01
536.34	1.49E-01	1.74E-02	8.61E+00	6.53E+03	6.37E+03	3.50E+06	-1.39E+01
546.34	1.44E-01	1.73E-02	8.34E+00	6.74E+03	6.69E+03	3.68E+06	-1.70E+01
556.34	1.39E-01	1.72E-02	8.09E+00	6.95E+03	7.03E+03	3.87E+06	-2.04E+01

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Nota:

- **Color verde: cálculos a velocidad crucero.**
- **Color amarillo: calculo a velocidad máxima.**

ANEXO E: potencia, empuje y rata de ascenso a nivel crucero (22.000 ft).

<i>V (ft/s)</i>	Cl	Cd	Cl/Cd	Tr (lb)	Pr (Hp)	Pr (lb*ft/s)	R/C (ft/s)
116.34	7.06E+00	3.02E+00	2.34E+00	2.40E+04	5.08E+03	2.79E+06	-1.24E+00
126.34	5.99E+00	2.17E+00	2.76E+00	2.04E+04	4.68E+03	2.58E+06	2.59E+00
136.34	5.14E+00	1.61E+00	3.20E+00	1.76E+04	4.35E+03	2.39E+06	5.84E+00
146.34	4.46E+00	1.21E+00	3.68E+00	1.53E+04	4.07E+03	2.24E+06	8.62E+00
156.34	3.91E+00	9.36E-01	4.18E+00	1.35E+04	3.82E+03	2.10E+06	1.10E+01
166.34	3.45E+00	7.34E-01	4.71E+00	1.19E+04	3.61E+03	1.99E+06	1.31E+01
176.34	3.07E+00	5.84E-01	5.26E+00	1.07E+04	3.43E+03	1.88E+06	1.49E+01
186.34	2.75E+00	4.72E-01	5.84E+00	9.63E+03	3.26E+03	1.80E+06	1.65E+01
196.34	2.48E+00	3.86E-01	6.43E+00	8.75E+03	3.12E+03	1.72E+06	1.79E+01
206.34	2.25E+00	3.19E-01	7.04E+00	7.99E+03	3.00E+03	1.65E+06	1.91E+01
216.34	2.04E+00	2.67E-01	7.65E+00	7.35E+03	2.89E+03	1.59E+06	2.02E+01
226.34	1.87E+00	2.25E-01	8.28E+00	6.79E+03	2.79E+03	1.54E+06	2.11E+01
236.34	1.71E+00	1.92E-01	8.91E+00	6.31E+03	2.71E+03	1.49E+06	2.19E+01
246.34	1.58E+00	1.65E-01	9.53E+00	5.90E+03	2.64E+03	1.45E+06	2.26E+01
256.34	1.45E+00	1.43E-01	1.02E+01	5.54E+03	2.58E+03	1.42E+06	2.32E+01
266.34	1.35E+00	1.25E-01	1.08E+01	5.22E+03	2.53E+03	1.39E+06	2.37E+01
276.34	1.25E+00	1.10E-01	1.14E+01	4.95E+03	2.49E+03	1.37E+06	2.41E+01
286.34	1.17E+00	9.78E-02	1.19E+01	4.71E+03	2.45E+03	1.35E+06	2.44E+01
296.34	1.09E+00	8.73E-02	1.25E+01	4.51E+03	2.43E+03	1.34E+06	2.47E+01
306.34	1.02E+00	7.84E-02	1.30E+01	4.33E+03	2.41E+03	1.33E+06	2.48E+01
316.34	9.55E-01	7.09E-02	1.35E+01	4.17E+03	2.40E+03	1.32E+06	2.50E+01
326.34	8.98E-01	6.45E-02	1.39E+01	4.04E+03	2.40E+03	1.32E+06	2.50E+01
336.34	8.45E-01	5.90E-02	1.43E+01	3.92E+03	2.40E+03	1.32E+06	2.50E+01
346.34	7.97E-01	5.42E-02	1.47E+01	3.82E+03	2.41E+03	1.32E+06	2.49E+01
356.34	7.53E-01	5.01E-02	1.50E+01	3.74E+03	2.42E+03	1.33E+06	2.47E+01
366.34	7.12E-01	4.65E-02	1.53E+01	3.67E+03	2.45E+03	1.35E+06	2.45E+01
376.34	6.75E-01	4.34E-02	1.55E+01	3.62E+03	2.47E+03	1.36E+06	2.42E+01
386.34	6.40E-01	4.07E-02	1.57E+01	3.57E+03	2.51E+03	1.38E+06	2.39E+01
396.34	6.09E-01	3.83E-02	1.59E+01	3.54E+03	2.55E+03	1.40E+06	2.35E+01
406.34	5.79E-01	3.62E-02	1.60E+01	3.51E+03	2.59E+03	1.43E+06	2.30E+01
416.34	5.51E-01	3.43E-02	1.61E+01	3.50E+03	2.65E+03	1.46E+06	2.25E+01
426.34	5.26E-01	3.26E-02	1.61E+01	3.49E+03	2.71E+03	1.49E+06	2.20E+01
436.34	5.02E-01	3.12E-02	1.61E+01	3.49E+03	2.77E+03	1.52E+06	2.13E+01
446.34	4.80E-01	2.99E-02	1.61E+01	3.50E+03	2.84E+03	1.56E+06	2.07E+01
455.71	4.60E-01	2.88E-02	1.60E+01	3.51E+03	2.91E+03	1.60E+06	2.00E+01
456.34	4.59E-01	2.87E-02	1.60E+01	3.51E+03	2.92E+03	1.60E+06	1.99E+01

466.34	4.40E-01	2.76E-02	1.59E+01	3.53E+03	3.00E+03	1.65E+06	1.91E+01
<i>V (ft/s)</i>	Cl	Cd	Cl/Cd	Tr (lb)	Pr (Hp)	Pr (lb*ft/s)	R/C (ft/s)
476.34	4.21E-01	2.67E-02	1.58E+01	3.56E+03	3.08E+03	1.70E+06	1.83E+01
486.34	4.04E-01	2.58E-02	1.56E+01	3.59E+03	3.18E+03	1.75E+06	1.73E+01
496.34	3.88E-01	2.51E-02	1.55E+01	3.63E+03	3.28E+03	1.80E+06	1.64E+01
506.34	3.73E-01	2.44E-02	1.53E+01	3.68E+03	3.38E+03	1.86E+06	1.53E+01
516.34	3.59E-01	2.37E-02	1.51E+01	3.72E+03	3.50E+03	1.92E+06	1.42E+01
526.34	3.45E-01	2.32E-02	1.49E+01	3.78E+03	3.61E+03	1.99E+06	1.31E+01
536.34	3.32E-01	2.27E-02	1.47E+01	3.83E+03	3.74E+03	2.06E+06	1.19E+01
546.34	3.20E-01	2.22E-02	1.44E+01	3.89E+03	3.87E+03	2.13E+06	1.06E+01
556.34	3.09E-01	2.18E-02	1.42E+01	3.96E+03	4.01E+03	2.20E+06	9.24E+00

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Nota:

- Color verde: cálculos a velocidad crucero.
- Color amarillo: calculo a velocidad máxima.

ANEXO F: potencia, empuje y rata de ascenso a nivel techo (25.000 ft).

V (ft/s)	Cl	Cd	Cl/Cd	Tr (lb)	Pr (Hp)	Pr (lb*ft/s)	R/C (ft/s)
116.34	1.02E+01	6.26E+00	1.63E+00	3.45E+04	7.30E+03	4.02E+06	-2.30E+01
126.34	8.64E+00	4.50E+00	1.92E+00	2.93E+04	6.73E+03	3.70E+06	-1.74E+01
136.34	7.42E+00	3.33E+00	2.23E+00	2.52E+04	6.25E+03	3.44E+06	-1.27E+01
146.34	6.44E+00	2.51E+00	2.57E+00	2.19E+04	5.83E+03	3.21E+06	-8.60E+00
156.34	5.64E+00	1.93E+00	2.92E+00	1.92E+04	5.47E+03	3.01E+06	-5.06E+00
166.34	4.98E+00	1.51E+00	3.30E+00	1.70E+04	5.15E+03	2.83E+06	-1.96E+00
176.34	4.44E+00	1.20E+00	3.70E+00	1.52E+04	4.87E+03	2.68E+06	7.64E-01
186.34	3.97E+00	9.65E-01	4.12E+00	1.37E+04	4.63E+03	2.54E+06	3.17E+00
196.34	3.58E+00	7.86E-01	4.55E+00	1.23E+04	4.41E+03	2.42E+06	5.31E+00
206.34	3.24E+00	6.47E-01	5.01E+00	1.12E+04	4.21E+03	2.32E+06	7.22E+00
216.34	2.95E+00	5.38E-01	5.48E+00	1.03E+04	4.04E+03	2.22E+06	8.92E+00
226.34	2.69E+00	4.52E-01	5.96E+00	9.43E+03	3.88E+03	2.14E+06	1.04E+01
236.34	2.47E+00	3.83E-01	6.45E+00	8.71E+03	3.74E+03	2.06E+06	1.18E+01
246.34	2.27E+00	3.27E-01	6.96E+00	8.08E+03	3.62E+03	1.99E+06	1.30E+01
256.34	2.10E+00	2.81E-01	7.47E+00	7.52E+03	3.51E+03	1.93E+06	1.41E+01
266.34	1.94E+00	2.43E-01	7.99E+00	7.04E+03	3.41E+03	1.87E+06	1.51E+01
276.34	1.81E+00	2.12E-01	8.51E+00	6.60E+03	3.32E+03	1.82E+06	1.60E+01
286.34	1.68E+00	1.86E-01	9.04E+00	6.22E+03	3.24E+03	1.78E+06	1.67E+01
296.34	1.57E+00	1.64E-01	9.56E+00	5.88E+03	3.17E+03	1.74E+06	1.74E+01
306.34	1.47E+00	1.46E-01	1.01E+01	5.58E+03	3.11E+03	1.71E+06	1.80E+01
316.34	1.38E+00	1.30E-01	1.06E+01	5.31E+03	3.06E+03	1.68E+06	1.85E+01
326.34	1.29E+00	1.17E-01	1.11E+01	5.07E+03	3.01E+03	1.66E+06	1.90E+01
336.34	1.22E+00	1.05E-01	1.16E+01	4.86E+03	2.97E+03	1.63E+06	1.94E+01
346.34	1.15E+00	9.55E-02	1.20E+01	4.67E+03	2.94E+03	1.62E+06	1.97E+01
356.34	1.09E+00	8.69E-02	1.25E+01	4.50E+03	2.92E+03	1.60E+06	1.99E+01
366.34	1.03E+00	7.95E-02	1.29E+01	4.35E+03	2.90E+03	1.59E+06	2.01E+01
376.34	9.74E-01	7.30E-02	1.33E+01	4.22E+03	2.89E+03	1.59E+06	2.02E+01
386.34	9.24E-01	6.74E-02	1.37E+01	4.10E+03	2.88E+03	1.58E+06	2.03E+01
396.34	8.78E-01	6.24E-02	1.41E+01	3.99E+03	2.88E+03	1.58E+06	2.03E+01
406.34	8.35E-01	5.80E-02	1.44E+01	3.90E+03	2.88E+03	1.59E+06	2.02E+01
416.34	7.96E-01	5.41E-02	1.47E+01	3.82E+03	2.89E+03	1.59E+06	2.01E+01
426.34	7.59E-01	5.06E-02	1.50E+01	3.75E+03	2.91E+03	1.60E+06	2.00E+01
436.34	7.24E-01	4.76E-02	1.52E+01	3.69E+03	2.93E+03	1.61E+06	1.98E+01
446.34	6.92E-01	4.48E-02	1.54E+01	3.64E+03	2.95E+03	1.63E+06	1.95E+01
455.71	6.64E-01	4.25E-02	1.56E+01	3.60E+03	2.98E+03	1.64E+06	1.92E+01
456.34	6.62E-01	4.24E-02	1.56E+01	3.60E+03	2.99E+03	1.64E+06	1.92E+01
466.34	6.34E-01	4.02E-02	1.58E+01	3.56E+03	3.02E+03	1.66E+06	1.89E+01

V (ft/s)	Cl	Cd	Cl/Cd	Tr (lb)	Pr (Hp)	Pr (lb*ft/s)	R/C (ft/s)
476.34	6.08E-01	3.82E-02	1.59E+01	3.54E+03	3.06E+03	1.68E+06	1.85E+01
486.34	5.83E-01	3.65E-02	1.60E+01	3.52E+03	3.11E+03	1.71E+06	1.80E+01
496.34	5.60E-01	3.49E-02	1.61E+01	3.50E+03	3.16E+03	1.74E+06	1.75E+01
506.34	5.38E-01	3.34E-02	1.61E+01	3.49E+03	3.22E+03	1.77E+06	1.70E+01
516.34	5.17E-01	3.21E-02	1.61E+01	3.49E+03	3.28E+03	1.80E+06	1.64E+01
526.34	4.98E-01	3.09E-02	1.61E+01	3.49E+03	3.34E+03	1.84E+06	1.57E+01
536.34	4.79E-01	2.98E-02	1.61E+01	3.50E+03	3.41E+03	1.88E+06	1.50E+01
546.34	4.62E-01	2.89E-02	1.60E+01	3.51E+03	3.49E+03	1.92E+06	1.43E+01
556.34	4.46E-01	2.80E-02	1.59E+01	3.53E+03	3.57E+03	1.96E+06	1.35E+01

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Nota:

- **Color verde: cálculos a velocidad crucero.**
- **Color amarillo: calculo a velocidad máxima.**

ANEXO G: rata de ascenso según la altura a potencia constante.

<i>Altitud (ft)</i>	<i>ρ (slug/ft³)</i>	<i>Pr altitud (HP)</i>	<i>Pr (lb*ft/s)</i>	<i>R/C (ft/s)</i>	<i>R/C (ft/min)</i>	<i>R/C (ft/min) Mod</i>
0	2.38E-03	2.98E+03	1.64E+06	1.92E+01	1.15E+03	8.63E+02
1000	2.31E-03	3.03E+03	1.67E+06	1.88E+01	1.13E+03	8.38E+02
2000	2.24E-03	3.07E+03	1.69E+06	1.84E+01	1.10E+03	8.11E+02
3000	2.18E-03	3.12E+03	1.72E+06	1.79E+01	1.07E+03	7.84E+02
4000	2.11E-03	3.17E+03	1.74E+06	1.75E+01	1.05E+03	7.56E+02
5000	2.05E-03	3.21E+03	1.77E+06	1.70E+01	1.02E+03	7.28E+02
6000	1.99E-03	3.26E+03	1.79E+06	1.65E+01	9.90E+02	6.99E+02
7000	1.93E-03	3.31E+03	1.82E+06	1.60E+01	9.61E+02	6.70E+02
8000	1.87E-03	3.36E+03	1.85E+06	1.55E+01	9.30E+02	6.39E+02
9000	1.81E-03	3.42E+03	1.88E+06	1.50E+01	8.99E+02	6.09E+02
10000	1.76E-03	3.47E+03	1.91E+06	1.45E+01	8.68E+02	5.77E+02
11000	1.70E-03	3.53E+03	1.94E+06	1.39E+01	8.36E+02	5.45E+02
12000	1.65E-03	3.58E+03	1.97E+06	1.34E+01	8.02E+02	5.11E+02
13000	1.60E-03	3.64E+03	2.00E+06	1.28E+01	7.69E+02	4.78E+02
14000	1.55E-03	3.70E+03	2.03E+06	1.22E+01	7.34E+02	4.43E+02
15000	1.50E-03	3.76E+03	2.07E+06	1.16E+01	6.98E+02	4.07E+02
16000	1.45E-03	3.82E+03	2.10E+06	1.10E+01	6.62E+02	3.71E+02
17000	1.40E-03	3.89E+03	2.14E+06	1.04E+01	6.25E+02	3.34E+02
18000	1.36E-03	3.95E+03	2.17E+06	9.77E+00	5.86E+02	2.95E+02
19000	1.31E-03	4.02E+03	2.21E+06	9.12E+00	5.47E+02	2.56E+02
20000	1.27E-03	4.09E+03	2.25E+06	8.45E+00	5.07E+02	2.16E+02
21000	1.22E-03	4.16E+03	2.29E+06	7.77E+00	4.66E+02	1.75E+02
22000	1.18E-03	4.23E+03	2.33E+06	7.06E+00	4.24E+02	1.33E+02
23000	1.14E-03	4.30E+03	2.37E+06	6.35E+00	3.81E+02	8.98E+01
24000	1.10E-03	4.38E+03	2.41E+06	5.61E+00	3.36E+02	4.54E+01
25000	1.07E-03	4.45E+03	2.45E+06	4.85E+00	2.91E+02	0.00E+00
26000	1.03E-03	4.53E+03	2.49E+06	4.07E+00	2.44E+02	-4.67E+01
27000	9.93E-04	4.62E+03	2.54E+06	3.27E+00	1.96E+02	-9.46E+01
28000	9.58E-04	4.70E+03	2.58E+06	2.45E+00	1.47E+02	-1.44E+02
29000	9.24E-04	4.79E+03	2.63E+06	1.61E+00	9.66E+01	-1.94E+02
30000	8.91E-04	4.87E+03	2.68E+06	7.46E-01	4.48E+01	-2.46E+02
31000	8.58E-04	4.96E+03	2.73E+06	-1.42E-01	-8.53E+00	-2.99E+02
32000	8.27E-04	5.06E+03	2.78E+06	-1.05E+00	-6.33E+01	-3.54E+02
33000	7.97E-04	5.15E+03	2.83E+06	-1.99E+00	-1.20E+02	-4.10E+02
34000	7.67E-04	5.25E+03	2.89E+06	-2.96E+00	-1.77E+02	-4.68E+02
35000	7.38E-04	5.35E+03	2.94E+06	-3.95E+00	-2.37E+02	-5.28E+02
36000	7.10E-04	5.46E+03	3.00E+06	-4.97E+00	-2.98E+02	-5.89E+02
37000	6.78E-04	5.59E+03	3.07E+06	-6.22E+00	-3.73E+02	-6.64E+02

<i>Altitud (ft)</i>	<i>ρ (slug/ft³)</i>	<i>Pr altitud (HP)</i>	<i>Pr (lb*ft/s)</i>	<i>R/C (ft/s)</i>	<i>R/C (ft/min)</i>	<i>R/C (ft/min) Mod</i>
38000	6.46E-04	5.72E+03	3.15E+06	-7.55E+00	-4.53E+02	-7.44E+02

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

Nota:

- **Color verde:** cálculos a velocidad crucero.
- **Color amarillo:** calculo a velocidad máxima.

ANEXO H: requerimientos para el despegue a nivel medio del mar.

<i>V_{stall}</i> (ft/s)	<i>W</i> (lb)	<i>V_{lo}</i> (ft/s)	70% <i>V_{lo}</i>	<i>L</i> (lb)	<i>D</i> (lb)	<i>S_{lo}</i> (ft)	<i>R</i> (ft)	<i>g_{ob}</i>	<i>S_a</i>
60	4.80E+05	6.60E+01	4.62E+01	2.85E+05	8.98E+04	-3.74E+02	7.79E+02	3.60E-01	2.75E+02
62	5.13E+05	6.82E+01	4.77E+01	3.04E+05	9.59E+04	-4.56E+02	8.32E+02	3.49E-01	2.84E+02
64	5.47E+05	7.04E+01	4.93E+01	3.24E+05	1.02E+05	-5.57E+02	8.86E+02	3.38E-01	2.93E+02
66	5.81E+05	7.26E+01	5.08E+01	3.45E+05	1.09E+05	-6.83E+02	9.42E+02	3.27E-01	3.03E+02
68	6.17E+05	7.48E+01	5.24E+01	3.66E+05	1.15E+05	-8.44E+02	1.00E+03	3.18E-01	3.12E+02
70	6.54E+05	7.70E+01	5.39E+01	3.88E+05	1.22E+05	-1.05E+03	1.06E+03	3.08E-01	3.22E+02
72	6.92E+05	7.92E+01	5.54E+01	4.10E+05	1.29E+05	-1.33E+03	1.12E+03	3.00E-01	3.31E+02
74	7.31E+05	8.14E+01	5.70E+01	4.33E+05	1.37E+05	-1.70E+03	1.18E+03	2.92E-01	3.41E+02
76	7.71E+05	8.36E+01	5.85E+01	4.57E+05	1.44E+05	-2.24E+03	1.25E+03	2.84E-01	3.50E+02
78	8.12E+05	8.58E+01	6.01E+01	4.81E+05	1.52E+05	-3.06E+03	1.32E+03	2.77E-01	3.59E+02
80	8.54E+05	8.80E+01	6.16E+01	5.06E+05	1.60E+05	-4.44E+03	1.38E+03	2.70E-01	3.69E+02
82	8.97E+05	9.02E+01	6.31E+01	5.32E+05	1.68E+05	-7.20E+03	1.45E+03	2.63E-01	3.78E+02
84	9.42E+05	9.24E+01	6.47E+01	5.58E+05	1.76E+05	-1.52E+04	1.53E+03	2.57E-01	3.87E+02
86	9.87E+05	9.46E+01	6.62E+01	5.85E+05	1.84E+05	-3.05E+05	1.60E+03	2.51E-01	3.97E+02
88	1.03E+06	9.68E+01	6.78E+01	6.13E+05	1.93E+05	2.01E+04	1.68E+03	2.45E-01	4.06E+02
90	1.08E+06	9.90E+01	6.93E+01	6.41E+05	2.02E+05	1.06E+04	1.75E+03	2.39E-01	4.16E+02
92	1.13E+06	1.01E+02	7.08E+01	6.70E+05	2.11E+05	7.53E+03	1.83E+03	2.34E-01	4.25E+02
94	1.18E+06	1.03E+02	7.24E+01	6.99E+05	2.20E+05	6.06E+03	1.91E+03	2.29E-01	4.34E+02
96	1.23E+06	1.06E+02	7.39E+01	7.29E+05	2.30E+05	5.20E+03	1.99E+03	2.24E-01	4.44E+02
98	1.28E+06	1.08E+02	7.55E+01	7.60E+05	2.39E+05	4.64E+03	2.08E+03	2.20E-01	4.53E+02
100	1.33E+06	1.10E+02	7.70E+01	7.91E+05	2.49E+05	4.26E+03	2.16E+03	2.15E-01	4.62E+02
102	1.39E+06	1.12E+02	7.85E+01	8.23E+05	2.59E+05	3.99E+03	2.25E+03	2.11E-01	4.72E+02
104	1.44E+06	1.14E+02	8.01E+01	8.56E+05	2.70E+05	3.79E+03	2.34E+03	2.07E-01	4.81E+02
106	1.50E+06	1.17E+02	8.16E+01	8.89E+05	2.80E+05	3.64E+03	2.43E+03	2.03E-01	4.90E+02
108	1.56E+06	1.19E+02	8.32E+01	9.23E+05	2.91E+05	3.53E+03	2.52E+03	1.99E-01	5.00E+02
110	1.61E+06	1.21E+02	8.47E+01	9.57E+05	3.02E+05	3.44E+03	2.62E+03	1.96E-01	5.09E+02
112	1.67E+06	1.23E+02	8.62E+01	9.93E+05	3.13E+05	3.38E+03	2.71E+03	1.92E-01	5.19E+02
114	1.73E+06	1.25E+02	8.78E+01	1.03E+06	3.24E+05	3.33E+03	2.81E+03	1.89E-01	5.28E+02
116	1.80E+06	1.28E+02	8.93E+01	1.06E+06	3.36E+05	3.30E+03	2.91E+03	1.86E-01	5.37E+02
118	1.86E+06	1.30E+02	9.09E+01	1.10E+06	3.47E+05	3.28E+03	3.01E+03	1.82E-01	5.47E+02
120	1.92E+06	1.32E+02	9.24E+01	1.14E+06	3.59E+05	3.27E+03	3.12E+03	1.79E-01	5.56E+02
122	1.99E+06	1.34E+02	9.39E+01	1.18E+06	3.71E+05	3.27E+03	3.22E+03	1.76E-01	5.65E+02
124	2.05E+06	1.36E+02	9.55E+01	1.22E+06	3.83E+05	3.27E+03	3.33E+03	1.74E-01	5.75E+02
126	2.12E+06	1.39E+02	9.70E+01	1.26E+06	3.96E+05	3.28E+03	3.43E+03	1.71E-01	5.84E+02
128	2.19E+06	1.41E+02	9.86E+01	1.30E+06	4.09E+05	3.30E+03	3.54E+03	1.68E-01	5.93E+02
130	2.26E+06	1.43E+02	1.00E+02	1.34E+06	4.21E+05	3.32E+03	3.66E+03	1.66E-01	6.03E+02

V_{stall} (ft/s)	W (lb)	V_{lo} (ft/s)	70% V_{lo}	L (lb)	D (lb)	S_{lo} (ft)	R (ft)	ϑ_{ob}	S_a
132	2.33E+06	1.45E+02	1.02E+02	1.38E+06	4.34E+05	3.34E+03	3.77E+03	1.63E-01	6.12E+02
134	2.40E+06	1.47E+02	1.03E+02	1.42E+06	4.48E+05	3.37E+03	3.88E+03	1.61E-01	6.21E+02
136	2.47E+06	1.50E+02	1.05E+02	1.46E+06	4.61E+05	3.40E+03	4.00E+03	1.58E-01	6.31E+02
138	2.54E+06	1.52E+02	1.06E+02	1.51E+06	4.75E+05	3.44E+03	4.12E+03	1.56E-01	6.40E+02
140	2.62E+06	1.54E+02	1.08E+02	1.55E+06	4.89E+05	3.47E+03	4.24E+03	1.54E-01	6.49E+02
142	2.69E+06	1.56E+02	1.09E+02	1.60E+06	5.03E+05	3.51E+03	4.36E+03	1.52E-01	6.59E+02
144	2.77E+06	1.58E+02	1.11E+02	1.64E+06	5.17E+05	3.56E+03	4.49E+03	1.49E-01	6.68E+02
146	2.84E+06	1.61E+02	1.12E+02	1.69E+06	5.32E+05	3.60E+03	4.61E+03	1.47E-01	6.77E+02
148	2.92E+06	1.63E+02	1.14E+02	1.73E+06	5.46E+05	3.65E+03	4.74E+03	1.45E-01	6.87E+02
150	3.00E+06	1.65E+02	1.16E+02	1.78E+06	5.61E+05	3.70E+03	4.87E+03	1.43E-01	6.96E+02
152	3.08E+06	1.67E+02	1.17E+02	1.83E+06	5.76E+05	3.75E+03	5.00E+03	1.42E-01	7.05E+02
154	3.16E+06	1.69E+02	1.19E+02	1.88E+06	5.91E+05	3.80E+03	5.13E+03	1.40E-01	7.15E+02
156	3.25E+06	1.72E+02	1.20E+02	1.93E+06	6.07E+05	3.86E+03	5.26E+03	1.38E-01	7.24E+02
158	3.33E+06	1.74E+02	1.22E+02	1.98E+06	6.23E+05	3.91E+03	5.40E+03	1.36E-01	7.33E+02
160	3.42E+06	1.76E+02	1.23E+02	2.03E+06	6.38E+05	3.97E+03	5.54E+03	1.34E-01	7.42E+02
162	3.50E+06	1.78E+02	1.25E+02	2.08E+06	6.54E+05	4.03E+03	5.68E+03	1.33E-01	7.52E+02
164	3.59E+06	1.80E+02	1.26E+02	2.13E+06	6.71E+05	4.09E+03	5.82E+03	1.31E-01	7.61E+02
166	3.68E+06	1.83E+02	1.28E+02	2.18E+06	6.87E+05	4.15E+03	5.96E+03	1.30E-01	7.70E+02
168	3.77E+06	1.85E+02	1.29E+02	2.23E+06	7.04E+05	4.22E+03	6.11E+03	1.28E-01	7.80E+02
170	3.86E+06	1.87E+02	1.31E+02	2.29E+06	7.21E+05	4.28E+03	6.25E+03	1.27E-01	7.89E+02
172	3.95E+06	1.89E+02	1.32E+02	2.34E+06	7.38E+05	4.35E+03	6.40E+03	1.25E-01	7.98E+02
174	4.04E+06	1.91E+02	1.34E+02	2.40E+06	7.55E+05	4.42E+03	6.55E+03	1.24E-01	8.08E+02
176	4.13E+06	1.94E+02	1.36E+02	2.45E+06	7.72E+05	4.49E+03	6.70E+03	1.22E-01	8.17E+02
178	4.23E+06	1.96E+02	1.37E+02	2.51E+06	7.90E+05	4.56E+03	6.85E+03	1.21E-01	8.26E+02
180	4.32E+06	1.98E+02	1.39E+02	2.56E+06	8.08E+05	4.63E+03	7.01E+03	1.20E-01	8.36E+02

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

ANEXO I: requerimientos para el despegue a nivel crucero (22.000ft)

<i>V_{stall}</i> (ft/s)	<i>W</i> (lb)	<i>L</i> (lb)	<i>D</i> (lb)	<i>S_{lo}</i> (ft)
60	5.90E+05	3.50E+05	8.98E+04	-5.74E+02
62	6.30E+05	3.73E+05	9.59E+04	-7.01E+02
64	6.71E+05	3.98E+05	1.02E+05	-8.58E+02
66	7.14E+05	4.23E+05	1.09E+05	-1.06E+03
68	7.58E+05	4.49E+05	1.15E+05	-1.31E+03
70	8.03E+05	4.76E+05	1.22E+05	-1.64E+03
72	8.49E+05	5.04E+05	1.29E+05	-2.09E+03
74	8.97E+05	5.32E+05	1.37E+05	-2.71E+03
76	9.46E+05	5.61E+05	1.44E+05	-3.61E+03
78	9.97E+05	5.91E+05	1.52E+05	-5.03E+03
80	1.05E+06	6.22E+05	1.60E+05	-7.56E+03
82	1.10E+06	6.53E+05	1.68E+05	-1.32E+04
84	1.16E+06	6.85E+05	1.76E+05	-3.58E+04
86	1.21E+06	7.18E+05	1.84E+05	7.88E+04
88	1.27E+06	7.52E+05	1.93E+05	2.12E+04
90	1.33E+06	7.87E+05	2.02E+05	1.31E+04
92	1.39E+06	8.22E+05	2.11E+05	9.89E+03
94	1.45E+06	8.58E+05	2.20E+05	8.20E+03
96	1.51E+06	8.95E+05	2.30E+05	7.16E+03
98	1.57E+06	9.33E+05	2.39E+05	6.48E+03
100	1.64E+06	9.71E+05	2.49E+05	6.00E+03
102	1.70E+06	1.01E+06	2.59E+05	5.65E+03
104	1.77E+06	1.05E+06	2.70E+05	5.40E+03
106	1.84E+06	1.09E+06	2.80E+05	5.21E+03
108	1.91E+06	1.13E+06	2.91E+05	5.06E+03
110	1.98E+06	1.18E+06	3.02E+05	4.96E+03
112	2.06E+06	1.22E+06	3.13E+05	4.88E+03
114	2.13E+06	1.26E+06	3.24E+05	4.82E+03
116	2.20E+06	1.31E+06	3.36E+05	4.78E+03
118	2.28E+06	1.35E+06	3.47E+05	4.76E+03
120	2.36E+06	1.40E+06	3.59E+05	4.75E+03
122	2.44E+06	1.45E+06	3.71E+05	4.75E+03
124	2.52E+06	1.49E+06	3.83E+05	4.76E+03
126	2.60E+06	1.54E+06	3.96E+05	4.78E+03
128	2.68E+06	1.59E+06	4.09E+05	4.81E+03
130	2.77E+06	1.64E+06	4.21E+05	4.84E+03
132	2.85E+06	1.69E+06	4.34E+05	4.88E+03

<i>V_{stall}</i> (ft/s)	<i>W</i> (lb)	<i>L</i> (lb)	<i>D</i> (lb)	<i>S_{lo}</i> (ft)
134	2.94E+06	1.74E+06	4.48E+05	4.93E+03
136	3.03E+06	1.80E+06	4.61E+05	4.97E+03
138	3.12E+06	1.85E+06	4.75E+05	5.03E+03
140	3.21E+06	1.90E+06	4.89E+05	5.09E+03
142	3.30E+06	1.96E+06	5.03E+05	5.15E+03
144	3.40E+06	2.01E+06	5.17E+05	5.21E+03
146	3.49E+06	2.07E+06	5.32E+05	5.28E+03
148	3.59E+06	2.13E+06	5.46E+05	5.35E+03
150	3.69E+06	2.19E+06	5.61E+05	5.42E+03
152	3.79E+06	2.24E+06	5.76E+05	5.50E+03
154	3.89E+06	2.30E+06	5.91E+05	5.58E+03
156	3.99E+06	2.36E+06	6.07E+05	5.66E+03
158	4.09E+06	2.42E+06	6.23E+05	5.75E+03
160	4.19E+06	2.49E+06	6.38E+05	5.83E+03
162	4.30E+06	2.55E+06	6.54E+05	5.92E+03
164	4.41E+06	2.61E+06	6.71E+05	6.01E+03
166	4.51E+06	2.68E+06	6.87E+05	6.11E+03
168	4.62E+06	2.74E+06	7.04E+05	6.20E+03
170	4.73E+06	2.81E+06	7.21E+05	6.30E+03
172	4.85E+06	2.87E+06	7.38E+05	6.40E+03
174	4.96E+06	2.94E+06	7.55E+05	6.50E+03
176	5.07E+06	3.01E+06	7.72E+05	6.60E+03
178	5.19E+06	3.08E+06	7.90E+05	6.71E+03
180	5.31E+06	3.15E+06	8.08E+05	6.81E+03

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

ANEXO J: requerimientos para el despegue a nivel techo (25.000 ft)

<i>V_{stall}</i> (ft/s)	<i>W</i> (lb)	<i>L</i> (lb)	<i>D</i> (lb)	<i>S_{lo}</i> (ft)
60	1.18E+13	3.11E+05	8.98E+04	4.96E+10
62	1.35E+13	3.32E+05	9.59E+04	5.65E+10
64	1.53E+13	3.54E+05	1.02E+05	6.42E+10
66	1.73E+13	3.76E+05	1.09E+05	7.26E+10
68	1.95E+13	4.00E+05	1.15E+05	8.18E+10
70	2.19E+13	4.23E+05	1.22E+05	9.18E+10
72	2.45E+13	4.48E+05	1.29E+05	1.03E+11
74	2.74E+13	4.73E+05	1.37E+05	1.15E+11
76	3.04E+13	4.99E+05	1.44E+05	1.28E+11
78	3.38E+13	5.26E+05	1.52E+05	1.42E+11
80	3.74E+13	5.53E+05	1.60E+05	1.57E+11
82	4.13E+13	5.81E+05	1.68E+05	1.73E+11
84	4.54E+13	6.10E+05	1.76E+05	1.90E+11
86	4.99E+13	6.39E+05	1.84E+05	2.09E+11
88	5.47E+13	6.69E+05	1.93E+05	2.29E+11
90	5.99E+13	7.00E+05	2.02E+05	2.51E+11
92	6.54E+13	7.31E+05	2.11E+05	2.74E+11
94	7.12E+13	7.64E+05	2.20E+05	2.99E+11
96	7.75E+13	7.96E+05	2.30E+05	3.25E+11
98	8.42E+13	8.30E+05	2.39E+05	3.53E+11
100	9.12E+13	8.64E+05	2.49E+05	3.83E+11
102	9.88E+13	8.99E+05	2.59E+05	4.14E+11
104	1.07E+14	9.35E+05	2.70E+05	4.48E+11
106	1.15E+14	9.71E+05	2.80E+05	4.83E+11
108	1.24E+14	1.01E+06	2.91E+05	5.20E+11
110	1.34E+14	1.05E+06	3.02E+05	5.60E+11
112	1.44E+14	1.08E+06	3.13E+05	6.02E+11
114	1.54E+14	1.12E+06	3.24E+05	6.46E+11
116	1.65E+14	1.16E+06	3.36E+05	6.93E+11
118	1.77E+14	1.20E+06	3.47E+05	7.42E+11
120	1.89E+14	1.24E+06	3.59E+05	7.93E+11
122	2.02E+14	1.29E+06	3.71E+05	8.47E+11
124	2.16E+14	1.33E+06	3.83E+05	9.04E+11
126	2.30E+14	1.37E+06	3.96E+05	9.64E+11
128	2.45E+14	1.42E+06	4.09E+05	1.03E+12
130	2.61E+14	1.46E+06	4.21E+05	1.09E+12
132	2.77E+14	1.51E+06	4.34E+05	1.16E+12

<i>V_{stall}</i> (ft/s)	<i>W</i> (lb)	<i>L</i> (lb)	<i>D</i> (lb)	<i>S_{lo}</i> (ft)
134	2.94E+14	1.55E+06	4.48E+05	1.23E+12
136	3.12E+14	1.60E+06	4.61E+05	1.31E+12
138	3.31E+14	1.65E+06	4.75E+05	1.39E+12
140	3.51E+14	1.69E+06	4.89E+05	1.47E+12
142	3.71E+14	1.74E+06	5.03E+05	1.56E+12
144	3.92E+14	1.79E+06	5.17E+05	1.64E+12
146	4.15E+14	1.84E+06	5.32E+05	1.74E+12
148	4.38E+14	1.89E+06	5.46E+05	1.84E+12
150	4.62E+14	1.94E+06	5.61E+05	1.94E+12
152	4.87E+14	2.00E+06	5.76E+05	2.04E+12
154	5.13E+14	2.05E+06	5.91E+05	2.15E+12
156	5.40E+14	2.10E+06	6.07E+05	2.27E+12
158	5.69E+14	2.16E+06	6.23E+05	2.38E+12
160	5.98E+14	2.21E+06	6.38E+05	2.51E+12
162	6.28E+14	2.27E+06	6.54E+05	2.63E+12
164	6.60E+14	2.32E+06	6.71E+05	2.77E+12
166	6.93E+14	2.38E+06	6.87E+05	2.90E+12
168	7.27E+14	2.44E+06	7.04E+05	3.05E+12
170	7.62E+14	2.50E+06	7.21E+05	3.19E+12
172	7.99E+14	2.56E+06	7.38E+05	3.35E+12
174	8.36E+14	2.62E+06	7.55E+05	3.51E+12
176	8.76E+14	2.68E+06	7.72E+05	3.67E+12
178	9.16E+14	2.74E+06	7.90E+05	3.84E+12
180	9.58E+14	2.80E+06	8.08E+05	4.02E+12

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

ANEXOS K: requerimientos para el aterrizaje a nivel medio del mar.

<i>V_{stall}</i> (ft/s)	<i>W</i> (lb)	<i>V_{lo}</i> (ft/s)	70% <i>V_{lo}</i>	<i>L</i> (lb)	<i>D</i> (lb)	<i>S_{lo}</i> (ft)	<i>R</i> (ft)	<i>g_{ob}</i>	<i>S_a</i>
60	4.80E+05	6.60E+01	4.62E+01	2.85E+05	5.44E+04	-2.79E+02	7.79E+02	3.60E-01	2.75E+02
62	5.13E+05	6.82E+01	4.77E+01	3.04E+05	5.81E+04	-3.28E+02	8.32E+02	3.49E-01	2.84E+02
64	5.47E+05	7.04E+01	4.93E+01	3.24E+05	6.19E+04	-3.85E+02	8.86E+02	3.38E-01	2.93E+02
66	5.81E+05	7.26E+01	5.08E+01	3.45E+05	6.59E+04	-4.51E+02	9.42E+02	3.27E-01	3.03E+02
68	6.17E+05	7.48E+01	5.24E+01	3.66E+05	6.99E+04	-5.27E+02	1.00E+03	3.18E-01	3.12E+02
70	6.54E+05	7.70E+01	5.39E+01	3.88E+05	7.41E+04	-6.17E+02	1.06E+03	3.08E-01	3.22E+02
72	6.92E+05	7.92E+01	5.54E+01	4.10E+05	7.84E+04	-7.20E+02	1.12E+03	3.00E-01	3.31E+02
74	7.31E+05	8.14E+01	5.70E+01	4.33E+05	8.28E+04	-8.42E+02	1.18E+03	2.92E-01	3.41E+02
76	7.71E+05	8.36E+01	5.85E+01	4.57E+05	8.73E+04	-9.85E+02	1.25E+03	2.84E-01	3.50E+02
78	8.12E+05	8.58E+01	6.01E+01	4.81E+05	9.20E+04	-1.15E+03	1.32E+03	2.77E-01	3.59E+02
80	8.54E+05	8.80E+01	6.16E+01	5.06E+05	9.68E+04	-1.35E+03	1.38E+03	2.70E-01	3.69E+02
82	8.97E+05	9.02E+01	6.31E+01	5.32E+05	1.02E+05	-1.59E+03	1.45E+03	2.63E-01	3.78E+02
84	9.42E+05	9.24E+01	6.47E+01	5.58E+05	1.07E+05	-1.88E+03	1.53E+03	2.57E-01	3.87E+02
86	9.87E+05	9.46E+01	6.62E+01	5.85E+05	1.12E+05	-2.23E+03	1.60E+03	2.51E-01	3.97E+02
88	1.03E+06	9.68E+01	6.78E+01	6.13E+05	1.17E+05	-2.67E+03	1.68E+03	2.45E-01	4.06E+02
90	1.08E+06	9.90E+01	6.93E+01	6.41E+05	1.22E+05	-3.21E+03	1.75E+03	2.39E-01	4.16E+02
92	1.13E+06	1.01E+02	7.08E+01	6.70E+05	1.28E+05	-3.91E+03	1.83E+03	2.34E-01	4.25E+02
94	1.18E+06	1.03E+02	7.24E+01	6.99E+05	1.34E+05	-4.83E+03	1.91E+03	2.29E-01	4.34E+02
96	1.23E+06	1.06E+02	7.39E+01	7.29E+05	1.39E+05	-6.09E+03	1.99E+03	2.24E-01	4.44E+02
98	1.28E+06	1.08E+02	7.55E+01	7.60E+05	1.45E+05	-7.88E+03	2.08E+03	2.20E-01	4.53E+02
100	1.33E+06	1.10E+02	7.70E+01	7.91E+05	1.51E+05	-1.06E+04	2.16E+03	2.15E-01	4.62E+02
102	1.39E+06	1.12E+02	7.85E+01	8.23E+05	1.57E+05	-1.53E+04	2.25E+03	2.11E-01	4.72E+02
104	1.44E+06	1.14E+02	8.01E+01	8.56E+05	1.64E+05	-2.50E+04	2.34E+03	2.07E-01	4.81E+02
106	1.50E+06	1.17E+02	8.16E+01	8.89E+05	1.70E+05	-5.60E+04	2.43E+03	2.03E-01	4.90E+02
108	1.56E+06	1.19E+02	8.32E+01	9.23E+05	1.76E+05	6.08E+05	2.52E+03	1.99E-01	5.00E+02
110	1.61E+06	1.21E+02	8.47E+01	9.57E+05	1.83E+05	5.33E+04	2.62E+03	1.96E-01	5.09E+02
112	1.67E+06	1.23E+02	8.62E+01	9.93E+05	1.90E+05	2.96E+04	2.71E+03	1.92E-01	5.19E+02
114	1.73E+06	1.25E+02	8.78E+01	1.03E+06	1.96E+05	2.13E+04	2.81E+03	1.89E-01	5.28E+02
116	1.80E+06	1.28E+02	8.93E+01	1.06E+06	2.03E+05	1.71E+04	2.91E+03	1.86E-01	5.37E+02
118	1.86E+06	1.30E+02	9.09E+01	1.10E+06	2.11E+05	1.46E+04	3.01E+03	1.82E-01	5.47E+02
120	1.92E+06	1.32E+02	9.24E+01	1.14E+06	2.18E+05	1.29E+04	3.12E+03	1.79E-01	5.56E+02
122	1.99E+06	1.34E+02	9.39E+01	1.18E+06	2.25E+05	1.17E+04	3.22E+03	1.76E-01	5.65E+02
124	2.05E+06	1.36E+02	9.55E+01	1.22E+06	2.32E+05	1.09E+04	3.33E+03	1.74E-01	5.75E+02
126	2.12E+06	1.39E+02	9.70E+01	1.26E+06	2.40E+05	1.02E+04	3.43E+03	1.71E-01	5.84E+02
128	2.19E+06	1.41E+02	9.86E+01	1.30E+06	2.48E+05	9.74E+03	3.54E+03	1.68E-01	5.93E+02
130	2.26E+06	1.43E+02	1.00E+02	1.34E+06	2.56E+05	9.35E+03	3.66E+03	1.66E-01	6.03E+02

V_{stall} (ft/s)	W (lb)	V_{lo} (ft/s)	70% V_{lo}	L (lb)	D (lb)	S_{lo} (ft)	R (ft)	ϑ_{ob}	S_a
132	2.33E+06	1.45E+02	1.02E+02	1.38E+06	2.63E+05	9.04E+03	3.77E+03	1.63E-01	6.12E+02
134	2.40E+06	1.47E+02	1.03E+02	1.42E+06	2.71E+05	8.80E+03	3.88E+03	1.61E-01	6.21E+02
136	2.47E+06	1.50E+02	1.05E+02	1.46E+06	2.80E+05	8.60E+03	4.00E+03	1.58E-01	6.31E+02
138	2.54E+06	1.52E+02	1.06E+02	1.51E+06	2.88E+05	8.44E+03	4.12E+03	1.56E-01	6.40E+02
140	2.62E+06	1.54E+02	1.08E+02	1.55E+06	2.96E+05	8.32E+03	4.24E+03	1.54E-01	6.49E+02
142	2.69E+06	1.56E+02	1.09E+02	1.60E+06	3.05E+05	8.22E+03	4.36E+03	1.52E-01	6.59E+02
144	2.77E+06	1.58E+02	1.11E+02	1.64E+06	3.14E+05	8.15E+03	4.49E+03	1.49E-01	6.68E+02
146	2.84E+06	1.61E+02	1.12E+02	1.69E+06	3.22E+05	8.10E+03	4.61E+03	1.47E-01	6.77E+02
148	2.92E+06	1.63E+02	1.14E+02	1.73E+06	3.31E+05	8.06E+03	4.74E+03	1.45E-01	6.87E+02
150	3.00E+06	1.65E+02	1.16E+02	1.78E+06	3.40E+05	8.04E+03	4.87E+03	1.43E-01	6.96E+02
152	3.08E+06	1.67E+02	1.17E+02	1.83E+06	3.49E+05	8.03E+03	5.00E+03	1.42E-01	7.05E+02
154	3.16E+06	1.69E+02	1.19E+02	1.88E+06	3.59E+05	8.03E+03	5.13E+03	1.40E-01	7.15E+02
156	3.25E+06	1.72E+02	1.20E+02	1.93E+06	3.68E+05	8.05E+03	5.26E+03	1.38E-01	7.24E+02
158	3.33E+06	1.74E+02	1.22E+02	1.98E+06	3.77E+05	8.07E+03	5.40E+03	1.36E-01	7.33E+02
160	3.42E+06	1.76E+02	1.23E+02	2.03E+06	3.87E+05	8.10E+03	5.54E+03	1.34E-01	7.42E+02
162	3.50E+06	1.78E+02	1.25E+02	2.08E+06	3.97E+05	8.14E+03	5.68E+03	1.33E-01	7.52E+02
164	3.59E+06	1.80E+02	1.26E+02	2.13E+06	4.07E+05	8.18E+03	5.82E+03	1.31E-01	7.61E+02
166	3.68E+06	1.83E+02	1.28E+02	2.18E+06	4.17E+05	8.23E+03	5.96E+03	1.30E-01	7.70E+02
168	3.77E+06	1.85E+02	1.29E+02	2.23E+06	4.27E+05	8.29E+03	6.11E+03	1.28E-01	7.80E+02
170	3.86E+06	1.87E+02	1.31E+02	2.29E+06	4.37E+05	8.35E+03	6.25E+03	1.27E-01	7.89E+02
172	3.95E+06	1.89E+02	1.32E+02	2.34E+06	4.47E+05	8.42E+03	6.40E+03	1.25E-01	7.98E+02
174	4.04E+06	1.91E+02	1.34E+02	2.40E+06	4.58E+05	8.49E+03	6.55E+03	1.24E-01	8.08E+02
176	4.13E+06	1.94E+02	1.36E+02	2.45E+06	4.68E+05	8.56E+03	6.70E+03	1.22E-01	8.17E+02
178	4.23E+06	1.96E+02	1.37E+02	2.51E+06	4.79E+05	8.64E+03	6.85E+03	1.21E-01	8.26E+02
180	4.32E+06	1.98E+02	1.39E+02	2.56E+06	4.90E+05	8.73E+03	7.01E+03	1.20E-01	8.36E+02

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

ANEXO L: requerimientos para el aterrizaje a nivel crucero (22.000 ft)

<i>V_{stall}</i> (ft/s)	<i>W</i> (lb)	<i>L</i> (lb)	<i>D</i> (lb)	<i>S_{lo}</i> (ft)
60	5.90E+05	3.50E+05	8.98E+04	-5.74E+02
62	6.30E+05	3.73E+05	9.59E+04	-7.01E+02
64	6.71E+05	3.98E+05	1.02E+05	-8.58E+02
66	7.14E+05	4.23E+05	1.09E+05	-1.06E+03
68	7.58E+05	4.49E+05	1.15E+05	-1.31E+03
70	8.03E+05	4.76E+05	1.22E+05	-1.64E+03
72	8.49E+05	5.04E+05	1.29E+05	-2.09E+03
74	8.97E+05	5.32E+05	1.37E+05	-2.71E+03
76	9.46E+05	5.61E+05	1.44E+05	-3.61E+03
78	9.97E+05	5.91E+05	1.52E+05	-5.03E+03
80	1.05E+06	6.22E+05	1.60E+05	-7.56E+03
82	1.10E+06	6.53E+05	1.68E+05	-1.32E+04
84	1.16E+06	6.85E+05	1.76E+05	-3.58E+04
86	1.21E+06	7.18E+05	1.84E+05	7.88E+04
88	1.27E+06	7.52E+05	1.93E+05	2.12E+04
90	1.33E+06	7.87E+05	2.02E+05	1.31E+04
92	1.39E+06	8.22E+05	2.11E+05	9.89E+03
94	1.45E+06	8.58E+05	2.20E+05	8.20E+03
96	1.51E+06	8.95E+05	2.30E+05	7.16E+03
98	1.57E+06	9.33E+05	2.39E+05	6.48E+03
100	1.64E+06	9.71E+05	2.49E+05	6.00E+03
102	1.70E+06	1.01E+06	2.59E+05	5.65E+03
104	1.77E+06	1.05E+06	2.70E+05	5.40E+03
106	1.84E+06	1.09E+06	2.80E+05	5.21E+03
108	1.91E+06	1.13E+06	2.91E+05	5.06E+03
110	1.98E+06	1.18E+06	3.02E+05	4.96E+03
112	2.06E+06	1.22E+06	3.13E+05	4.88E+03
114	2.13E+06	1.26E+06	3.24E+05	4.82E+03
116	2.20E+06	1.31E+06	3.36E+05	4.78E+03
118	2.28E+06	1.35E+06	3.47E+05	4.76E+03
120	2.36E+06	1.40E+06	3.59E+05	4.75E+03
122	2.44E+06	1.45E+06	3.71E+05	4.75E+03
124	2.52E+06	1.49E+06	3.83E+05	4.76E+03
126	2.60E+06	1.54E+06	3.96E+05	4.78E+03
128	2.68E+06	1.59E+06	4.09E+05	4.81E+03
130	2.77E+06	1.64E+06	4.21E+05	4.84E+03
132	2.85E+06	1.69E+06	4.34E+05	4.88E+03

<i>V_{stall}</i> (ft/s)	<i>W</i> (lb)	<i>L</i> (lb)	<i>D</i> (lb)	<i>S_{lo}</i> (ft)
134	2.94E+06	1.74E+06	4.48E+05	4.93E+03
136	3.03E+06	1.80E+06	4.61E+05	4.97E+03
138	3.12E+06	1.85E+06	4.75E+05	5.03E+03
140	3.21E+06	1.90E+06	4.89E+05	5.09E+03
142	3.30E+06	1.96E+06	5.03E+05	5.15E+03
144	3.40E+06	2.01E+06	5.17E+05	5.21E+03
146	3.49E+06	2.07E+06	5.32E+05	5.28E+03
148	3.59E+06	2.13E+06	5.46E+05	5.35E+03
150	3.69E+06	2.19E+06	5.61E+05	5.42E+03
152	3.79E+06	2.24E+06	5.76E+05	5.50E+03
154	3.89E+06	2.30E+06	5.91E+05	5.58E+03
156	3.99E+06	2.36E+06	6.07E+05	5.66E+03
158	4.09E+06	2.42E+06	6.23E+05	5.75E+03
160	4.19E+06	2.49E+06	6.38E+05	5.83E+03
162	4.30E+06	2.55E+06	6.54E+05	5.92E+03
164	4.41E+06	2.61E+06	6.71E+05	6.01E+03
166	4.51E+06	2.68E+06	6.87E+05	6.11E+03
168	4.62E+06	2.74E+06	7.04E+05	6.20E+03
170	4.73E+06	2.81E+06	7.21E+05	6.30E+03
172	4.85E+06	2.87E+06	7.38E+05	6.40E+03
174	4.96E+06	2.94E+06	7.55E+05	6.50E+03
176	5.07E+06	3.01E+06	7.72E+05	6.60E+03
178	5.19E+06	3.08E+06	7.90E+05	6.71E+03
180	5.31E+06	3.15E+06	8.08E+05	6.81E+03

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

ANEXO M: requerimientos para el aterrizaje a nivel techo (25.000 ft)

<i>Vstall (ft/s)</i>	<i>W (lb)</i>	<i>L (lb)</i>	<i>D (lb)</i>	<i>Slo (ft)</i>
60	1.18E+13	3.11E+05	8.98E+04	4.96E+10
62	1.35E+13	3.32E+05	9.59E+04	5.65E+10
64	1.53E+13	3.54E+05	1.02E+05	6.42E+10
66	1.73E+13	3.76E+05	1.09E+05	7.26E+10
68	1.95E+13	4.00E+05	1.15E+05	8.18E+10
70	2.19E+13	4.23E+05	1.22E+05	9.18E+10
72	2.45E+13	4.48E+05	1.29E+05	1.03E+11
74	2.74E+13	4.73E+05	1.37E+05	1.15E+11
76	3.04E+13	4.99E+05	1.44E+05	1.28E+11
78	3.38E+13	5.26E+05	1.52E+05	1.42E+11
80	3.74E+13	5.53E+05	1.60E+05	1.57E+11
82	4.13E+13	5.81E+05	1.68E+05	1.73E+11
84	4.54E+13	6.10E+05	1.76E+05	1.90E+11
86	4.99E+13	6.39E+05	1.84E+05	2.09E+11
88	5.47E+13	6.69E+05	1.93E+05	2.29E+11
90	5.99E+13	7.00E+05	2.02E+05	2.51E+11
92	6.54E+13	7.31E+05	2.11E+05	2.74E+11
94	7.12E+13	7.64E+05	2.20E+05	2.99E+11
96	7.75E+13	7.96E+05	2.30E+05	3.25E+11
98	8.42E+13	8.30E+05	2.39E+05	3.53E+11
100	9.12E+13	8.64E+05	2.49E+05	3.83E+11
102	9.88E+13	8.99E+05	2.59E+05	4.14E+11
104	1.07E+14	9.35E+05	2.70E+05	4.48E+11
106	1.15E+14	9.71E+05	2.80E+05	4.83E+11
108	1.24E+14	1.01E+06	2.91E+05	5.20E+11
110	1.34E+14	1.05E+06	3.02E+05	5.60E+11
112	1.44E+14	1.08E+06	3.13E+05	6.02E+11
114	1.54E+14	1.12E+06	3.24E+05	6.46E+11
116	1.65E+14	1.16E+06	3.36E+05	6.93E+11
118	1.77E+14	1.20E+06	3.47E+05	7.42E+11
120	1.89E+14	1.24E+06	3.59E+05	7.93E+11
122	2.02E+14	1.29E+06	3.71E+05	8.47E+11
124	2.16E+14	1.33E+06	3.83E+05	9.04E+11
126	2.30E+14	1.37E+06	3.96E+05	9.64E+11
128	2.45E+14	1.42E+06	4.09E+05	1.03E+12
130	2.61E+14	1.46E+06	4.21E+05	1.09E+12
132	2.77E+14	1.51E+06	4.34E+05	1.16E+12

<i>V_{stall} (ft/s)</i>	<i>W (lb)</i>	<i>L (lb)</i>	<i>D (lb)</i>	<i>S_{lo} (ft)</i>
134	2.94E+14	1.55E+06	4.48E+05	1.23E+12
136	3.12E+14	1.60E+06	4.61E+05	1.31E+12
138	3.31E+14	1.65E+06	4.75E+05	1.39E+12
140	3.51E+14	1.69E+06	4.89E+05	1.47E+12
142	3.71E+14	1.74E+06	5.03E+05	1.56E+12
144	3.92E+14	1.79E+06	5.17E+05	1.64E+12
146	4.15E+14	1.84E+06	5.32E+05	1.74E+12
148	4.38E+14	1.89E+06	5.46E+05	1.84E+12
150	4.62E+14	1.94E+06	5.61E+05	1.94E+12
152	4.87E+14	2.00E+06	5.76E+05	2.04E+12
154	5.13E+14	2.05E+06	5.91E+05	2.15E+12
156	5.40E+14	2.10E+06	6.07E+05	2.27E+12
158	5.69E+14	2.16E+06	6.23E+05	2.38E+12
160	5.98E+14	2.21E+06	6.38E+05	2.51E+12
162	6.28E+14	2.27E+06	6.54E+05	2.63E+12
164	6.60E+14	2.32E+06	6.71E+05	2.77E+12
166	6.93E+14	2.38E+06	6.87E+05	2.90E+12
168	7.27E+14	2.44E+06	7.04E+05	3.05E+12
170	7.62E+14	2.50E+06	7.21E+05	3.19E+12
172	7.99E+14	2.56E+06	7.38E+05	3.35E+12
174	8.36E+14	2.62E+06	7.55E+05	3.51E+12
176	8.76E+14	2.68E+06	7.72E+05	3.67E+12
178	9.16E+14	2.74E+06	7.90E+05	3.84E+12
180	9.58E+14	2.80E+06	8.08E+05	4.02E+12

Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.

ANEXO N: análisis para los centros de gravedad de los componentes principales.

pesos		
Wto max	56217.30	lb
We	25297.785	lb
WFuel	13000	lb
WFC	38297.785	lb
WFO	38297.785	lb
Wpax	17640	lb
WTO	55937.785	lb
WBW	43217.30	lb
WLDG	42937.79	lb
Aluminio	172.92	lb/ft^3

Alas.

Alas	Ct cg	11.144797	ft
	Cr	14.144797	ft
	C1	13.944797	ft
	C2	13.744797	ft
	C3	13.544797	ft
	C4	13.344797	ft
	C5	13.144797	ft
	C6	12.944797	ft
	C7	12.744797	ft
	C8	12.544797	ft
	C9	12.344797	ft
	C10	12.144797	ft
	C11	11.944797	ft
	C12	11.744797	ft
	C13	11.544797	ft
	C14	11.344797	ft
	Ct	11.144797	ft

Espesores del ala		
Tr	0.043620849	ft
Ti1	0.043004073	ft
Ti2	0.042387298	ft
Ti3	0.041770522	ft
Ti4	0.041153746	ft
Ti5	0.04053697	ft
Ti6	0.039920194	ft

Ti7	0.039303418	ft
Ti8	0.038686642	ft
Ti9	0.038069866	ft
Ti10	0.03745309	ft
Ti11	0.036836315	ft
Ti12	0.036219539	ft
Ti13	0.035602763	ft
Ti14	0.034985987	ft
Tit	0.034369211	ft

El peso de cada uno de estos sectores sera:		
y	2.734	ft
Wr	583.3975081	lb
Wi1	575.1485738	lb
Wi2	566.8996395	lb
Wi3	558.6507051	lb
Wi4	550.4017708	lb
Wi5	542.1528365	lb
Wi6	533.9039021	lb
Wi7	525.6549678	lb
Wi8	517.4060335	lb
Wi9	509.1570991	lb
Wi10	500.9081648	lb
Wi11	492.6592305	lb
Wi12	484.4102961	lb
Wi13	476.1613618	lb
Wi14	467.9124275	lb
Wit	459.6634931	lb
Wtotal	8344.48801	lb

Centro de gravedad del ala		
yi	0.911333333	ft
YCGwr	531.6695957	lbm
YCGwi1	524.1520669	lbm
YCGwi2	516.6345381	lbm
YCGwi3	509.1170093	lbm
YCGwi4	501.5994805	lbm
YCGwi5	494.0819516	lbm
YCGwi6	486.5644228	lbm
YCGwi7	479.046894	lbm

YCGwi8	471.5293652	lbm
YCGwi9	464.0118363	lbm
YCGwi10	456.4943075	lbm
YCGwi11	448.9767787	lbm
YCGwi12	441.4592499	lbm
YCGwi13	433.941721	lbm
YCGwi14	426.4241922	lbm
(Wi*yi)	7185.70341	lbm
YCGwi(yi)	2.367039713	ft
xi	7.0723985	ft
XCGwr	4126.019662	lbm
XCGw1	4067.679911	lbm
XCGw2	4009.34016	lbm
XCGw3	3951.000409	lbm
XCGw4	3892.660658	lbm
XCGw5	3834.320908	lbm
XCGw6	3775.981157	lbm
XCGw7	3717.641406	lbm
XCGw8	3659.301655	lbm
XCGw9	3600.961904	lbm
XCGw10	3542.622154	lbm
XCGw11	3484.282403	lbm
XCGw12	3425.942652	lbm
XCGw13	3367.602901	lbm
XCGw14	3309.26315	lbm
(Wi*xi)	55764.62109	lbm
XCGwi(xi)	18.36940174	ft
Factor de correccion		
X' Cg	16.24768219	ft

Estabilizador vertical

Vertical	Cr	13.49447519	ft
----------	----	-------------	----

C1	13.20547519	ft
C2	12.91647519	ft
C3	12.62747519	ft
C4	12.33847519	ft
C5	12.04947519	ft
C6	11.76047519	ft
C7	11.47147519	ft
C8	11.18247519	ft
C9	10.89347519	ft
Ct	10.60447519	ft

Espesores del estabilizador vertical		
We	25297.785	lb
Tr	0.076475604	ft
Ti1	0.07483779	ft
Ti2	0.073199975	ft
Ti3	0.07156216	ft
Ti4	0.069924346	ft
Ti5	0.068286531	ft
Ti6	0.066648716	ft
Ti7	0.065010902	ft
Ti8	0.063373087	ft
Ti9	0.061735272	ft
TiT	0.007211635	ft

Pesos del estabilizador vertical		
y	1.214502767	ft
Wr	433.4636144	lb
Wi1	424.1804831	lb
Wi2	414.8973519	lb
Wi3	405.6142206	lb
Wi4	396.3310893	lb
Wi5	387.047958	lb
Wi6	377.7648268	lb
Wi7	368.4816955	lb
Wi8	359.1985642	lb
Wi9	349.915433	lb
WiT	40.87553667	lb
Wtotal	3957.770773	lb

CG del estabilizador vertical		
yi	0.404834256	ft
YCGwr	175.4809197	lbm
YCGw1	171.7227901	lbm
YCGw2	167.9646606	lbm
YCGw3	164.2065311	lbm
YCGw4	160.4484015	lbm
YCGw5	156.690272	lbm
YCGw6	152.9321425	lbm
YCGw7	149.1740129	lbm
YCGw8	145.4158834	lbm
YCGw9	141.6577538	lbm
(Wi*yi)	1585.693368	lbm
YCGwi(yi)	2.089370496	ft
i	6.072513834	ft
XCGwr	2632.213795	lbm
XCGw1	2575.841852	lbm
XCGw2	2519.469909	lbm
XCGw3	2463.097966	lbm
XCGw4	2406.726023	lbm
XCGw5	2350.35408	lbm
XCGw6	2293.982137	lbm
XCGw7	2237.610194	lbm
XCGw8	2181.238251	lbm
XCGw9	2124.866308	lbm
(Wi*xi)	23785.40051	lbm
XCGwi(xi)	7.232436331	ft

Estabilizador horizontal

Horizontal	Cr	10.79558015	ft
	C1	10.56358015	ft

C2	10.33158015	ft
C3	10.09958015	ft
C4	9.86758015	ft
C5	9.63558015	ft
C6	9.40358015	ft
C7	9.17158015	ft
C8	8.93958015	ft
C9	8.70758015	ft
Ct	8.47558015	ft

Espesor des estabilizador horizontal		
Wht	25297.785	lb
Tr	0.063556814	ft
Ti1	0.06219096	ft
Ti2	0.060825107	ft
Ti3	0.059459254	ft
Ti4	0.0580934	ft
Ti5	0.056727547	ft
Ti6	0.055361693	ft
Ti7	0.05399584	ft
Ti8	0.052629986	ft
Ti9	0.051264133	ft
TiT	0.049898279	ft

Pesos de cada sección del estabilizador horizontal		
y	2.866366224	
Wr	680.1661348	lb
Wi1	665.5491767	lb
Wi2	650.9322185	lb
Wi3	636.3152604	lb
Wi4	621.6983022	lb
Wi5	607.0813441	lb
Wi6	592.4643859	lb
Wi7	577.8474278	lb
Wi8	563.2304696	lb
Wi9	548.6135115	lb
WiT	533.9965533	lb
Wtotal	6677.894785	lb

CG del estabilizador horizontal

yi	0.955455408	ft
YCGwr	649.868412	lbm
YCGw1	635.9025602	lbm
YCGw2	621.9367085	lbm
YCGw3	607.9708568	lbm
YCGw4	594.0050051	lbm
YCGw5	580.0391534	lbm
YCGw6	566.0733017	lbm
YCGw7	552.1074499	lbm
YCGw8	538.1415982	lbm
YCGw9	524.1757465	lbm
(Wi*yi)	5870.220792	lbm
YCGwi(yi)	7.734828421	ft
xi	5.397790075	ft
XCGwr	3671.394012	lbm
XCGw1	3592.49474	lbm
XCGw2	3513.595469	lbm
XCGw3	3434.696197	lbm
XCGw4	3355.796925	lbm
XCGw5	3276.897654	lbm
XCGw6	3197.998382	lbm
XCGw7	3119.099111	lbm
XCGw8	3040.199839	lbm
XCGw9	2961.300567	lbm
(Wi*xi)	33163.4729	lbm
XCGwi(xi)	10.08403058	ft

Fuselaje.

fuselaje

	Diametro	Perimetro		F1	F2
P0	0	0	ft	1	1
P1	5.47	17.18451182	ft	1	1
P2	7.57	23.78185639	ft	0.57	0.24

P3	9.59	30.12787355	ft	1.1	0.5
P4	10.83	34.02344844	ft	1.3	0.68
P5	10.83	34.02344844	ft	1.67	0.8
P6	10.83	34.02344844	ft	1.4	1.27
P7	10.83	34.02344844	ft	2.5	1.5
P8	10.83	34.02344844	ft	2.25	1.28
P9	10.83	34.02344844	ft	1.78	1.32
P10	10.83	34.02344844	ft	1.42	1.16
P11	10.83	34.02344844	ft	1.25	1.02
P12	10.83	34.02344844	ft	1.07	0.88
P13	10.83	34.02344844	ft	0.89	0.74
P14	10.83	34.02344844	ft	0.83	0.69
P15	10.83	34.02344844	ft	0.71	0.6
P16	9.5	29.84513021	ft	0.53	0.44
P17	8.15	25.60398013	ft	0.4	0.37
P18	6.82	21.4256619	ft	0.35	0.3
P19	5.48	17.21592774	ft	0.17	0.16
P20	4.14	13.00619359	ft	1	1
				1.104285714	0.807142857
				0.955714286	

Nota: Los puntos resaltados son los lugares que comprende la conexión del las alas con el fuselaje.

Espesor del fuselaje		
Wfus	8854.22475	lb
y	4.893340309	
F1,F2,y,P0	0	
F1,F2,y,P1	109.7592958	

F1,F2,y,P2	191.1608065	
F1,F2,y,P3	296.6482612	
F1,F2,y,P4	401.8761463	
F1,F2,y,P5	474.0962786	
F1,F2,y,P6	551.6656804	
F1,F2,y,P7	634.5843516	
F1,F2,y,P8	575.2237765	
F1,F2,y,P9	469.5086932	
F1,F2,y,P10	369.4542125	
F1,F2,y,P11	345.5659701	
F1,F2,y,P12	322.4758726	
F1,F2,y,P13	300.1839201	
F1,F2,y,P14	278.6901126	
F1,F2,y,P15	257.99445	
F1,F2,y,P16	208.8569583	
F1,F2,y,P17	164.8042578	
F1,F2,y,P18	126.3849478	
F1,F2,y,P19	92.69612252	
F1,F2,y,P20	63.64373134	
(Pi,y,F1,F2)	6235.273846	
T	0.008212016	ft

Peso del fuselaje		
Wi0	0	lb
Wi1	155.860592	lb
Wi2	271.4525113	lb
Wi3	421.2469959	lb
Wi4	570.6728861	lb
Wi5	673.2270479	lb
Wi6	783.3772889	lb
Wi7	901.1236091	lb
Wi8	816.8302988	lb
Wi9	666.7125766	lb
Wi10	524.6330335	lb
Wi11	490.7112086	lb
Wi12	457.922767	lb
Wi13	426.2677087	lb
Wi14	395.7460335	lb
Wi15	366.3577417	lb

Wi16	296.5814325	lb
Wi17	234.0256378	lb
Wi18	179.4693803	lb
Wi19	131.6305142	lb
Wi20	90.37548554	lb
Wi total	8854.22475	lb

CG del fuselaje			
			Xi
YCGwi	0	lbm	4.25
YCGw1	662.4075161	lbm	4.25
YCGw2	1153.673173	lbm	4.25
YCGw3	1790.299733	lbm	4.25
YCGw4	2425.359766	lbm	4.25
YCGw5	2861.214954	lbm	4.25
YCGw6	3329.353478	lbm	4.25
YCGw7	3829.775339	lbm	4.25
YCGw8	3471.52877	lbm	4.25
YCGw9	2833.528451	lbm	4.25
YCGw10	2229.690392	lbm	4.25
YCGw11	2085.522637	lbm	4.25
YCGw12	1946.17176	lbm	4.25
YCGw13	1811.637762	lbm	4.25
YCGw14	1681.920643	lbm	4.25
YCGw15	1557.020402	lbm	4.25
YCGw16	1260.471088	lbm	4.25
YCGw17	994.6089607	lbm	4.25
YCGw18	762.7448664	lbm	4.25
YCGw19	559.4296852	lbm	4.25
(Wi.xi)	37246.35937	lbm	
YCGwi(xi)	29.44634036	ft	0.346427534

ANEXO O: modelo final de la aeronave categoría de transporte regional TRK-85



Fuente: Autores del proyecto. Diseño conceptual y preliminar de una aeronave de categoría transporte regional.