



**Universidad
Marista de
Guadalajara**

Proyecto Tzauri

Informe Técnico Final – Estudio y diseño de una aeronave ligera acrobática

Integrantes

Andrea De La Torre Aceves
Dirk Hol Cadavieco
Joel Antonio de Guadalupe Rubio Herrera
Oscar Eduardo Hernández Orozco
Rodrigo Sánchez Monteón
Santiago Palafox Lozano

Ingeniería Aeroespacial, 8° Semestre

Profesor Encargado del Proyecto Integrador (PEPI)

Ángel Javier Flores Carrejo

Asesores

José Luis García Flores y Ciro Zárate Tomás

Área Ingenierías

Guadalajara, Jalisco, México a 26 de mayo de 2021

Índice General

Índice de ilustraciones.....	3
Índice de tablas	6
Resumen	7
Introducción.....	8
Antecedentes y contexto.....	9
Objetivos.....	10
General.....	10
Específicos.....	10
Preguntas de Investigación.....	11
Hipótesis	12
Concepto de la misión	13
Marco Teórico	14
Aeronaves de referencia	14
Metodología.....	26
Resumen ejecutivo.....	26
Lista de requisitos de rendimiento de la aeronave.....	38
Esquema de la aeronave	51
Estimación de eficiencia aerodinámica	91
Primera aproximación de peso	94
Definición de los principales parámetros y segunda aproximación de pesos.....	105
Definición del diseño conceptual de la aeronave	141
Discusión de resultados.....	167
Conclusiones	169
Referencias.....	170
Anexos.....	174
Apéndices	175
Apéndice A: Tabla comparativa de aeronaves	175

Índice de ilustraciones

Ilustración 1: Pilatus P-3 (by Julian Herzog.)	15
Ilustración 2: Extra 300L en vuelo (by Ausextra)	16
Ilustración 3: Edge 540 en vuelo (by Besthqwallpapers)	19
Ilustración 4: Beechcraft T-6C Texan II de la Fuerza Aérea Mexicana (by Francisco Lavin)	20
Ilustración 5: Demostración de vuelo del MXS (by Brian Snelson)	22
Ilustración 6: BlackShape Prime (by BlackShape Aircraft).....	24
Ilustración 7: SBach 342 en vuelo (by XtremeAir).....	25
Ilustración 8: Diagrama Gantt Enero-Abril	27
Ilustración 9: Diagrama Gantt Mayo-Junio	27
Ilustración 10: Evidencia de junta del 09-02-2021	28
Ilustración 11: Ajuste #1 en el cronograma.....	29
Ilustración 12: Reunión del 23 de febrero del 2021	30
Ilustración 13: Cambios al cronograma del 15 de febrero al 7 de marzo	30
Ilustración 14: Reunión del 16 de marzo de 2021	31
Ilustración 15: Cambios al cronograma del 15 de marzo al 21 de marzo.	32
Ilustración 16: Reunión del 23 de marzo de 2021	33
Ilustración 17: Cambios realizados al cronograma del 22 de marzo al 11 de abril.....	33
Ilustración 18: Reunión del 27 de abril del 2021.....	34
Ilustración 19: Cambios realizados a cronograma del 26 de abril al 02 de mayo	34
Ilustración 20: Reunión del 03 de mayo del 2021	35
Ilustración 21: Cambios realizados al cronograma del 03 al 09 de mayo	35
Ilustración 22: Reunión del 11 de mayo del 2021	36
Ilustración 23: Cambios realizados al cronograma del 10 a 16 de mayo	37
Ilustración 24: Velocidad de entrada en pérdida para 7 aeronaves	41
Ilustración 25: Régimen de ascenso para 7 aeronaves	42
Ilustración 26: Velocidad máxima operativa para 7 aeronaves	43
Ilustración 27: Alcance para 7 aeronaves	43
Ilustración 28: Techo operativo para 7 aeronaves	44
Ilustración 29: Velocidad de nunca exceder para 7 aeronaves	45
Ilustración 30: Velocidad de crucero para 7 aeronaves	45
Ilustración 31: Carga útil v.s año de primer vuelo	52
Ilustración 32: Tip Tanks de un Bonanza S35 (by American Bonanza Society)	53
Ilustración 33: Diagrama de flujo para el diseño de un ala (by Mohammad H. Sadraey) ...	55
Ilustración 34: Características de un ala	58
Ilustración 35: Perfil aerodinámico NACA 0015 (by Airfoil Tools)	59
Ilustración 36: Tipos de flaps (by Manuel Martínez).....	60
Ilustración 37: Dispositivos hipersustentadores y superficies de control (by Javier Flores) 60	
Ilustración 38: Forma de fuselaje de la aeronave Tzauri.....	61

Ilustración 39: Secciones del fuselaje (by Javier Flores)	61
Ilustración 40: Parámetros del empenaje.....	62
Ilustración 41: Disposición del tren de aterrizaje (by Miguel Ángel Muñoz Navarro).....	63
Ilustración 42: Tren de aterrizaje convencional	64
Ilustración 43: Altura del tren de aterrizaje con base en la configuración de tren de cola...	65
Ilustración 44: Distancia entre ejes.....	65
Ilustración 45: La huella de rueda	66
Ilustración 46: Potencia de la planta motriz para 7 aeronaves	68
Ilustración 47: Empuje (tracción) generado por 6 aeronaves	69
Ilustración 48: Consumo específico de combustible para 7 aeronaves	70
Ilustración 49: Peso específico del motor para 6 aeronaves	71
Ilustración 50: Eficiencia de combustible para 6 aeronaves.....	72
Ilustración 51: Vista lateral de un motor Lycoming Thunderbolt 540	73
Ilustración 52: Posición de los cilindros en un motor Lycoming Thunderbolt 540	74
Ilustración 53: Motor Lycoming Thunderbolt 540.....	75
Ilustración 54: Texan II, Pegasus y Skymaster.....	76
Ilustración 55: Diagrama de flujo para el diseño del sistema de propulsión (by Mohammad H. Sadraey)	80
Ilustración 56: Comparación de consumo específico de combustible para distintos tipos de aeronaves (by Mohammad H. Sadraey)	82
Ilustración 57: Comparación de límites operativos de los distintos tipos de motores (by Mohammad H. Sadraey).....	82
Ilustración 58: Comparación de consumo específico de combustible de los distintos tipos de motores (by Mohammad H. Sadraey)	83
Ilustración 59: Sketch de diseño axonométrico de la aeronave Tzauri	90
Ilustración 60: Gráfica para obtener L/D_{max}	92
Ilustración 61: Valor estimado de L/D_{max} para la aeronave Tzauri.....	92
Ilustración 62: Masas para los instrumentos de vuelo.....	96
Ilustración 63: Fórmula para la obtención de la masa de un arnés del tipo “Fuerza Aérea”	98
Ilustración 64: MTOW vs volumen del sistema de combustible.....	99
Ilustración 65: Mezcla vs porcentaje de mejor potencia	109
Ilustración 66: Velocidad de entrada en pérdida vs MTOW	113
Ilustración 67: Gráfica comparativa de SVT v.s Superficie alar (m^2).....	116
Ilustración 68: Gráfica comparativa de SHT v.s Superficie alar (m^2)	117
Ilustración 69: Obtención de los brazos del EV y EH del XA-42.....	119
Ilustración 70: LHT vs la Cuerda Media Aerodinámica.....	120
Ilustración 71: LVT vs envergadura [m].....	120
Ilustración 72 Área de vista frontal	121
Ilustración 73 Vista aérea de tren de aterrizaje (Unidades en metros)	123
Ilustración 74: Dimensiones del tanque de combustible - Tzauri (unidades en milímetros)	126
Ilustración 75: Posición de los tanques de combustible en el ala (unidades en metros)	127
Ilustración 76: Superficie alar del Tzauri	128

Ilustración 77: Perfil alar usado en la aeronave Tzauri (unidades en milímetros)	129
Ilustración 78: Cuerda en raíz y en punta (unidades en milímetros)	129
Ilustración 79: Espesor relativo del ala (unidades en milímetros)	130
Ilustración 80: Dimensiones para las ruedas del tren principal (by Beringer)	133
Ilustración 81: Render de rueda con neumático del tren principal (by Beringer)	134
Ilustración 82: Dimensiones para las ruedas del tren secundario (by Beringer)	134
Ilustración 83: Render de rueda con neumático se tren secundario (by Beringer).....	135
Ilustración 84: Medición de un neumático (by Beringer).....	135
Ilustración 85: Neumático para tren secundario (by Beringer)	136
Ilustración 86: Neumático para tren principal (by Beringer)	136
Ilustración 87: Vista de planta de la aeronave Tzauri (segunda aproximación).....	138
Ilustración 88: Vista lateral de la aeronave Tzauri (segunda aproximación)	138
Ilustración 89: Vista frontal de la aeronave Tzauri (segunda aproximación).....	139
Ilustración 90: Diseño de la aeronave Tzauri (segunda aproximación)	139
Ilustración 91: Plano de la aeronave Tzauri (segunda aproximación) – [ver Anexo A03]	140
Ilustración 92: Estructura del fuselaje – Tzauri.....	145
Ilustración 93: Pieles del fuselaje – Tzauri.....	146
Ilustración 94: Distribución de las costillas en la semiala izquierda.....	146
Ilustración 95: Distribución de las costillas y largueros de la semiala izquierda – Tzauri.	147
Ilustración 96: Corte de sección – vista lateral del Tzauri	147
Ilustración 97: Vista de planta del Tzauri.....	148
Ilustración 98: Distribución de peso y balance de la aeronave Tzauri	150
Ilustración 99: Posición del CG de la aeronave y distancia de la nariz al borde de ataque	151
Ilustración 100: Localizaciones longitudinales del CG recomendadas para varios tipos de aeronaves	152
Ilustración 101: Diagrama V-n de la aeronave “Tzauri”	156
Ilustración 102: Vista isométrica ala (Wireframe)	160
Ilustración 103: Distribución de levantamiento sobre el ala	160
Ilustración 104: Punto de apoyo del ala.....	160
Ilustración 105: Deformación total aumentada 40 veces.....	161
Ilustración 106: Tensión equivalente (Von Mises) – ala seccionada	162
Ilustración 107: Estrés equivalente (Von Mises) – ala seccionada	162
Ilustración 108: Planos de construcción de la aeronave Tzauri.....	163
Ilustración 109: Planos de tres vistas – diseño conceptual final de la aeronave Tzauri	164
Ilustración 110: Estructura Tzauri – vista lateral.....	165
Ilustración 111: Estructura Tzauri – vista isométrica.....	165
Ilustración 112: Vista lateral – aeronave Tzauri.....	166
Ilustración 113: Vista isométrica – aeronave Tzauri	166

Índice de tablas

Tabla 1: Lista de requisitos técnicos	38
Tabla 2: Comparación por pares de “requisitos técnicos”	38
Tabla 3: Orden de importancia de los requisitos técnicos	39
Tabla 4: Lista de requisitos funcionales	39
Tabla 5: Lista de requisitos de desempeño	40
Tabla 6: Orden de importancia de los requisitos de desempeño	46
Tabla 7: Requerimientos BCAR para clasificación de salidas de emergencia.....	48
Tabla 8: Valores típicos de alargamiento del ala.....	57
Tabla 9: Propiedades del tren de aterrizaje, masa y peso de 4 aeronaves [35].....	67
Tabla 10: Características generales de un motor Lycoming Thunderbolt 540.....	73
Tabla 11: Parámetros a tomar en consideración para calcular la relación peso / potencia... 75	75
Tabla 12: Funciones del sistema de propulsión.....	78
Tabla 13: Pesos específicos para algunos tipos de motores	83
Tabla 14: Velocidades límite en la punta para distintos tipos de hélice.....	88
Tabla 15: Diagrama de flujo de selección del tipo de motor (by Mohammad H. Sadraey). 89	89
Tabla 16: Masas para los controles de vuelo variados en [kg].....	97
Tabla 17: Masa de un asiento de piloto de aviación civil.....	98
Tabla 18: Porcentajes de masas relativas para varios tipos de aviones.....	104
Tabla 19: Primera aproximación de pesos.....	105
Tabla 20: $CL_{a\ max}$ para dispositivos sustentadores	111
Tabla 21: Porcentajes de masas relativas para varios tipos de aviones	116
Tabla 22: Resultados de los brazos de EH y EV de las aeronaves estadísticas.....	118
Tabla 23: Características de una rueda para LSA – Tren principal.....	133
Tabla 24: Características de una rueda para LSA – Tren secundario.....	134
Tabla 25: Características de los neumáticos para el tren primario y secundario.....	135
Tabla 26: Lista de masas del avión – Segunda aproximación inicial	137
Tabla 27: Lista de masas de la aeronave Tzauri – Segunda aproximación completada....	144
Tabla 28: Lista de peso y balance de la aeronave Tzauri	149
Tabla 29: Valores de la gráfica V-n.....	156
Tabla 30: Cargas aerodinámicas – aeronave Tzauri [ver Anexo 04]	159
Tabla 31: Características generales de la aeronave Tzauri.....	168
Tabla 32: Comparativa de siete aeronaves (ver Anexo 02).....	176

Resumen

El *Proyecto Tzauri* es un proyecto universitario 100% mexicano elaborado por seis estudiantes de octavo semestre de la carrera de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Marista de Guadalajara, el cual buscó desarrollar el diseño conceptual de una aeronave ligera acrobática, fomentando el desarrollo de nuevas técnicas de diseño en el sector aeroespacial nacional, así como el desarrollo de nuevas tecnologías.

El desarrollo de este proyecto buscó implementar múltiples conocimientos adquiridos en materias estudiadas a lo largo de los pasados siete semestres, al igual que integrar y aplicar los temas vistos en materias de octavo semestre; principalmente en *Cálculo de Aviones*, *Diseño estructural de aeronaves* y *Motores Alternativos y Turbinas de Gas*.

En este documento, se pretendió redactar los diferentes pasos a seguir para lograr conceptualizar el diseño de una aeronave, con el objetivo de dejar un antecedente para generaciones futuras y, eventualmente, pasar a la siguiente fase de desarrollo.

Introducción

El *Proyecto Tzauri* es un proyecto integrado por seis estudiantes de octavo semestre de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Marista de Guadalajara, cuya materia base es *Cálculo de Aviones*. Este proyecto está conformado asimismo por las materias de *Diseño Estructural de Aeronaves y Motores Alternativos y Turbinas de Gas*.

La elaboración de este proyecto radica en el diseño conceptual de una aeronave acrobática ligera, misma que podrá ser utilizada para entrenamiento tanto en el ámbito civil como militar. Para ello, en el transcurso del documento, el lector conocerá las diversas etapas que se deben seguir para completar el desarrollo de dicho diseño conceptual.

En un primer tiempo, se estudiarán siete diferentes aeronaves de referencia, para generar una estadística con la cual se tomarán los parámetros de diseño iniciales. A continuación, se redactarán listas de requisitos de rendimiento de la aeronave, entre las cuales se encuentran los requisitos, técnicos, funcionales, de desempeño, de fabricación, operativos, técnicos y económicos.

Asimismo, se declarará un esquema de la aeronave, entre las cuales se establecerá el acomodo de la tripulación, carga útil y combustible, así como del ala y tren de aterrizaje, entre otros. Se elegirá una planta motriz que se adecúe de la mejor manera a la aeronave y se definirán todos sus parámetros. Finalmente, para el primer parcial, se concluirá con un sketch de diseño axonométrico.

Concerniente al segundo parcial, se declarará la eficiencia aerodinámica haciendo una relación peso-potencia. De igual manera, se efectuará la primera aproximación de peso, tomando en cuenta la carga útil y tripulación, aviónica, sistemas de control, equipo diverso, sistema de combustible, sistema de propulsión y estructura. Una vez concluida la primera aproximación, se definirán los principales parámetros y se efectuará la segunda aproximación de pesos, ahora más completa.

Finalmente, para el tercer parcial, se definirá el diseño conceptual de la aeronave, en el cual se realizará la lista final de masas tomando en consideración todos los elementos posibles y se establecerá la distribución del peso y balance de la aeronave. Asimismo, se elaborarán los planos de construcción de la aeronave, se actualizarán los planos de tres vistas y se creará un diagrama V-n.

El diseño conceptual de la aeronave *Tzauri* les permitirá a los estudiantes el conocer más a detalle el proceso de diseño de una aeronave, así como aplicar todos los conocimientos adquiridos en un solo proyecto, permitiendo al mismo tiempo dejar un antecedente para futuras generaciones y, eventualmente, pasar a la siguiente fase de desarrollo.

Antecedentes y contexto

México es un país con una gran historia en el dominio de la aviación. Hace 111 años, Alberto Braniff volaba su aeronave “Voisin” en los llanos de Balbuena. En abril de 1910, Juan Guillermo Villasana efectuaría el primer vuelo de un planeador diseñado íntegramente por él y, a partir de 1911, los vuelos empezarían a ser más comunes; tal es el caso del vuelo del presidente Francisco I. Madero el 30 de noviembre de dicho año, convirtiéndose en el primer mandatario en volar.

En 1912 se concretaría la construcción de la primera hélice mexicana: la hélice “Anáhuac”, hecha de madera y ampliamente utilizada en dicha época. Para 1917, aparecerían los Talleres Nacionales de Construcciones Aeronáuticas de Balbuena, los cuales tenían como objetivo el desarrollar, planear, arreglar y fabricar aeronaves [1].

Hoy en día, la industria aeroespacial mexicana comienza a retomar los caminos que, por cuestiones políticas y económicas, durante muchos años se dejaron. El *Proyecto Tzauri* busca implementar la mayor cantidad de conocimientos posibles adquiridos en el transcurso de los pasados 8 semestres cursados con el objetivo de poder realizar estudios comparativos con otras aeronaves similares, calcular rendimientos, filtrar ideas de diseño y apegarse a determinados requerimientos impuestos por un “cliente”, entre otros.

Para poder realizar un correcto diseño, se deberán poner en práctica conocimientos adquiridos en *Mecánica de Vuelo, Aerodinámica I y Sistemas de Control de Vuelo*, vistas en 7° semestre.

El estudio y elaboración de este proyecto les permitirá a los estudiantes involucrados el conocer los diversos parámetros que se deben tomar en consideración a la hora de diseñar una aeronave, así como determinar la viabilidad de dicho diseño. Lo anterior conlleva a preguntarse: ¿es posible realizar un diseño viable de una aeronave para su posterior manufactura, pruebas y venta?

Objetivos

General

Realizar el diseño conceptual de una aeronave ligera acrobática, partiendo de la estadística de la competencia, calculado características de masa, dimensiones y rendimiento.

Específicos

- Implementar conocimientos adquiridos a lo largo de los pasados 7 semestres de ingeniería aeroespacial.
- Hacer una comparativa con diversas aeronaves similares como inspiración para el diseño.
- Integrar materias del 8° semestre de Ingeniería Aeroespacial como: *Motores alternativos y turbinas de gas, Diseño estructural de aviones y Aeronáutica y aeronaves diversas.*
- Seleccionar la configuración y esquema de la aeronave.
- Estimar peso de construcción y balance del peso de la aeronave

Preguntas de Investigación

- ¿De qué manera se puede diseñar una aeronave acrobática, respetando la normativa nacional e internacional, y qué se necesita para que dicha aeronave pueda fabricarse?
- ¿De qué manera los estudiantes, la universidad y el país se ven beneficiados mediante la elaboración de este proyecto?

Hipótesis

Los estudiantes involucrados implementarán los conocimientos adquiridos en los semestres anteriores y las habilidades obtenidas a lo largo de su carrera universitaria, con el fin de desarrollar de manera profesional un diseño preliminar de una aeronave acrobática.

Para el desarrollo de este proyecto, los estudiantes tendrán que refinar sus habilidades en la resolución de cálculos analíticos y numéricos, resolviendo todas las incógnitas que se presenten durante la elaboración del proyecto. Además, se adquirirán e implementarán nuevas habilidades de diseño tridimensional asistido por computadora (CAD), añadiendo a su lista de habilidades la capacidad de realizar simulaciones o análisis estructurales asistidos por computadora, con la finalidad de comprobar la fiabilidad y funcionamiento del diseño preliminar realizado. Con esto, se pretende alcanzar un diseño conceptual realista, que permita un desarrollo futuro.

Concepto de la misión

Como se mencionó anteriormente en este documento, el *Proyecto Tzauri* busca realizar el diseño conceptual de una aeronave ligera acrobática, por lo cual entra en la categoría de aeronaves civiles, en la subcategoría “Aeronaves ligeras / FAR23” con planta motriz recíproca o alternativa. Las tareas fundamentales a cumplir por parte de esta aeronave serían: darle la habilidad a un piloto novato en el dominio de la aviación experimental acrobática, la posibilidad de entrenar y desarrollar sus habilidades de vuelo.

El desarrollo de este proyecto contempla efectuar una comparativa con aeronaves semejantes a la proyectada, sirviendo como inspiración para el diseño. Del mismo modo, se plantean los requerimientos de dimensiones y pesos, así como una configuración y esquema de aeronave.

Tzauri no tiene como objetivo el realizar una aeronave comercial, sino únicamente de experimental, por lo cual está dirigida a escuelas de aviación especializadas y centros de adiestramiento tanto civiles como militares.

A bordo de esta aeronave viajará únicamente un piloto (en el diseño preliminar), siendo capaz de operar en cualquier tipo de pista cuya longitud sea menor a 1,000 [m], pudiendo ser utilizada cuando menos 12 horas diarias para el entrenamiento de nuevos pilotos acrobáticos.

Una vez que se tengan los requerimientos de diseño, se procederá a ejecutar un diseño conceptual, pasando posteriormente a un diseño preliminar y por último a un diseño más detallado.

Marco Teórico

Aeronaves de referencia

A la hora de diseñar una aeronave, resulta de vital importancia hacer un estudio comparativo con otras aeronaves similares existentes en el mercado. Esto con la finalidad de realizar estadísticas que permitirán enfocar los parámetros de diseño a objetivos más concretos.

En el caso del *Proyecto Tzauri*, se buscaron cinco aeronaves acrobáticas (y de entrenamiento) con las cuales se realizará la comparativa. Estas aeronaves fueron diseñadas entre 1953 (para el Pilatus P-3) y 2011 (para el XA-42).

La tabla comparativa de estas cinco aeronaves puede ser consultada en el *Apéndice A* de este documento.

Pilatus P-3

El indudable éxito del P-2 llevó al desarrollo de un nuevo entrenador polivalente, al que se designó Pilatus P-3. El Pilatus P-3 era un avión de entrenamiento militar construido por la armadora suiza Pilatus Aircraft [2] [3].

El Pilatus P-3 fue diseñado para entrenamiento primario y avanzado (incluyendo vuelo nocturno, acrobacias aéreas y vuelo por instrumentos). Era de construcción totalmente metálica con un tren de aterrizaje en configuración triciclo retráctil y asientos en tándem. Al igual que su predecesor P-2, el P-3 podía montar gran diversidad de equipos y armamentos para el entrenamiento de pilotos bajo cualquier condición. Había provisiones para bastidores debajo del ala para bombas de práctica ligera o cohetes y una ametralladora en una cápsula debajo del ala de babor [4] [5] [6].

El primer prototipo fue construido en 1953 y voló el 3 de septiembre del mismo año. La Fuerza Aérea Suiza recibió 72 ejemplares de este avión, mientras que la Armada de Brasil adquirió seis. La Fuerza Aérea Suiza utilizó el P-3 como avión de entrenamiento hasta 1983, aunque continuó utilizándose como avión de enlace durante otra década. Entre 1993 y 1995, se vendieron en el mercado privado 65 aviones de la antigua Fuerza Aérea Suiza [7] [8] [9] [10] [11].

Características principales:

- **Capacidad:** 1 pasajero
- **Envergadura:** 10.4 [m]
- **Superficie alar:** 16.55 [m²]
- **Peso en vacío:** 1,090 [kg]
- **Planta motriz:** Lycoming GO-435-C2-A2 de seis cilindros, refrigerado por aire, cuatro tiempos, motor de avión opuesto horizontalmente, 180 [kW] (240 [HP])

Performance:

- **Velocidad máxima:** 310 [km/h]
- **Velocidad crucero:** 255 [km/h]
- **Autonomía:** 650 [km/h]
- **Techo de servicio:** 5500 [m]
- **Carga alar:** 9.6 [kg/m²]



Ilustración 1: Pilatus P-3 (by Julian Herzog.)

Extra 300L

Descripción

El fuselaje del Extra 300L está compuesto de una construcción de tubos de acero soldados por TIG. Las alas, el empenaje y el tren de aterrizaje se fabrican de material compuesto. La aeronave es de dos plazas con el asiento trasero instrumentado para el piloto al mando [12].

Certificación:

- La aeronave está certificada en categoría normal y acrobática (T.C.D.S.SS.SA.A.362) [12].

Historia:

El Extra 300L (la L significa "ala baja") es una aeronave acrobática alemana la cual es una versión modificada del Extra 300 para los equipos acrobáticos chilenos. Las modificaciones realizadas en comparación a su versión anterior son: bombas trasvase de combustible desde los tanques de las alas al tanque acrobático central y un foco de luz en el costado inferior de la cola, éste con el fin de brindar apoyo a los pilotos en la visualización de las demás aeronaves acrobáticas en la realización de maniobras peligrosas (cruces). Lamentablemente, existen alrededor de 5 accidentes registrados de esta aeronave. La vida útil de estas aeronaves está llegando a su fin con la llegada del modelo Gamebird GB1 [13].



Ilustración 2: Extra 300L en vuelo (by Auserextra)

Dimensiones generales:

- Longitud: 6.96 [m]
- Altura: 2.62 [m]
- Envergadura: 8.00 [m]
- Distancia entre ejes de ruedas: 5.07 [m]

Ala:

- Superficie alar: 10.7 [m^2]
- Perfil alar:
 - Raíz: MA 15 S
 - Estrecho: MA 12 S
- Cuerda
 - Raíz MA 15 S
 - Estrecho MA 12 S
- MAC: 1,404 [m]
- Área de alerón: 2×0.855 [m^2]
- Deflexión de alerón: Arriba-abajo 30[°] (tolerancia ± 2 [°])

Empenaje horizontal:

- Envergadura: 3.20 [m]
- Área: 2.56 [m^2]
- Perfil alar: Wortmann FX71-L-150/30

Elevador

- Área: 0.77 [m^2]
- Deflexión de elevador: Arriba-abajo 25[°] (tolerancia ± 2 [°])

Empenaje vertical:

- Área: 1.39 [m^2]
- Perfil alar: Wortmann FX71-L-150/30

Timón de dirección

- Área: 0.51 [m^2]
- Deflexión de timón de dirección: Izquierda-derecha 30[°] (tolerancia ± 2 [°])

Edge 540 [15] [16] [17] [18]

El Edge 540 es un avión acrobático experimental monomotor. Está construido con un fuselaje de tubo de acero y un ala, empenaje y carenados compuestos. Impulsado por un motor Lycoming IO-540EXP modificado, la aeronave tiene un rendimiento acrobático excepcional y es ideal para su uso en acrobacias aéreas de competición y exhibiciones aéreas.

Certificación:

- El Edge 540 está certificado bajo 14 CFR 21.191 en la categoría experimental.

Dimensiones generales:

- Longitud: 6.27 [m]
- Altura: 2.36 [m]
- Anchura: 7.41 [m]

Ala:

- Envergadura: 7.41 [m]
- Área: 9.10 [m²]
- Desviación del alerón: +/- 25 [°]
- Cuerda: raíz = 1.57 [m] / punta: 0.736 [m]

Empenaje horizontal:

- Envergadura: 2.463 [m]
- Área: 2.04 [m²]
- Desviación del elevador: +/- 25 [°]

Empenaje vertical:

- Área: 1.378 [m²]
- Altura: 1.57 [m]
- Desviación del timón: +/- 30 [°]

Motor:

- Textron-Lycoming AEIO-540-EXP modificado. Potencia nominal: 310 [HP] a 2700 [RPM].
- Hélice: Hartzell HC-C3YR-4AX compuesto, tres palas, velocidad constante, contrapeso con gobernador Hartzell. Esta hélice está aprobada para vuelo acrobático completo.

Combustible:

- Tipo de combustible: AVGAS 100LL
- Capacidad total de combustible: 61,5 galones estadounidenses (17,5 fuselaje + 22 cada ala)



Ilustración 3: Edge 540 en vuelo (by Besthqwallpapers)

Beechcraft T-6C Texan II

El Beechcraft T-6C Texan II es un avión de entrenamiento presurizado de ala baja monomotor, monoplaza o de dos plazas en configuración tándem.

Estos aviones de entrenamiento son fabricados por Textron Aviation Defense y están aprobados para vuelos VFR e IFR diurnos o nocturnos [19].

Planta motriz:

La aeronave está propulsada por un motor turbohélice de turbina libre Pratt & Whitney PT6A-68.

El PT6A-68 es un motor turbohélice de turbina libre de plano nominal para producir 1100 [HP] (820 kW) en el eje instalado en la aeronave [19].

Hélice:

La turbina de potencia impulsa una hélice Hartzell de aluminio de 97 pulgadas, cuatro palas, velocidad constante, paso variable, no reversible y emplumada a través de la caja de cambios de reducción.

El sistema de hélice está diseñado para mantener una velocidad constante de 2000 [RPM] durante la mayoría de las condiciones de vuelo.

La unidad de gestión de potencia del motor y la unidad de interfaz de la hélice controlan automáticamente el ángulo de la pala de la hélice (paso) y la velocidad de la hélice. Debido a que el motor tiene una clasificación plana, el 100% de torque está disponible desde el nivel del mar hasta aproximadamente 12,000 a 16,000 [ft] MSL en un día estándar [19].

Cabina:

Cada cabina está equipada con un asiento eyectable. Un dosel único, que no se puede abrir y que no se puede desechar, cubre ambas cabinas.

El sistema de control ambiental está diseñado para proporcionar un entorno de cabina aceptable en una amplia gama de condiciones de altitud, temperatura y humedad [20].

Tren de aterrizaje:

El tren de aterrizaje es un tipo triciclo retráctil que se controla eléctricamente y se opera hidráulicamente. La dirección se realiza mediante el uso de timón y frenado diferencial e hidráulicamente dirección de rueda de morro operada. La aeronave está equipada con flaps divididos controlados eléctricamente y operados hidráulicamente y un freno de velocidad única ubicado entre los flaps. Los controles de vuelo principales se operan manualmente y cuentan con ajuste eléctrico. Todos los controles de vuelo y aviónica se pueden operar desde cualquier cabina [19] [20].



Ilustración 4: Beechcraft T-6C Texan II de la Fuerza Aérea Mexicana (by Francisco Lavin)

Datos técnicos [20]:

Longitud: 10.16 [m]

Envergadura: 10.19 [m]

Altura: 3,25 [m]

Área del ala: 16,49 [m²]

Relación de aspecto: 6.291

Capacidad de combustible: 677.5 [L]

Velocidad de crucero: 518.560 [km/h]

Nunca exceda la velocidad: 586 [km/h]

Techo de servicio: 31.000 [ft]

Límites g: De + 7.0 [g] a -3.5 [g]

1.5 MXS

El MXS es una aeronave acrobática fabricada por la compañía australiana MX Aircraft Co. La aeronave un avión monoplaza, de ala baja, fabricado principalmente de fibra de carbono y otros materiales compuestos. Este avión es muy parecido al modelo MX2, pero éste se enfoca más en tener un mejor rendimiento y agilidad. Este avión se ha ganado su fama gracias a su participación en la “*Redbull Air race*”. El precio de esta aeronave está por encima de los 400,000 USD [22] [23].

Fuselaje:

El fuselaje, al estar hecho de materiales compuestos, permite una resistencia considerable contra los +/- 14G que puede llegar a recibir la aeronave en sus maniobras acrobáticas [22].

Cabina:

Las dimensiones de la cabina son de 23 [in] en ancho, lo cual permite que el piloto tenga una altura de entre 5 [ft] 2 [in] y 6 [ft] 4 [in]. El peso máximo que puede tener el piloto es de 290 [lb] [22].

Sistemas:

No mucho se conoce de los sistemas de la aeronave, pero la compañía *MX Aircraft Co.* asegura que cuenta con los sistemas más actualizados y reconocidos en el mundo de la acrobacia aérea [22].

.

Planta motriz y hélice:

La planta motriz de la aeronave es un motor “*Lycoming AEIO-540EXP*”, la cual proporciona entre 190 y 280 [kW] (250 a 380 [HP]). Junto con una hélice de tres palas *Hartzell*, logra velocidades de hasta 330 [km/h] (180 [kts]) [22] [24].



Ilustración 5: Demostración de vuelo del MXS (by Brian Snelson)

BlackShape Prime [25] [26]

La aeronave BlackShape Prime es una aeronave revolucionaria de 2 asientos y con un fuselaje completamente hecho de fibra de carbono, en la que combina lo deportivo con lo versátil.

Esta aeronave provee una conciencia situacional completa, otorgando un vuelo sustentado por sistemas PFD y MFD en una pantalla compacta de 10 pulgadas; Además de un módulo de transponder y la modificación opcional de paneles de autopiloto y pantalla en el asiento trasero.

Dimensiones:

- **Superficie alar:** 9.51 [m²]
- **Envergadura:** 7.94 [m]
- **Altura:** 2.41 [m]
- **Longitud:** 7.178 [m]

Cargas y pesos:

- **Peso máximo de despegue:** 472.5 [kg] y hasta 600 [kg]
- **Peso máximo de equipaje:** 20 [kg]

Planta motriz:

- **Motor:** Rotax 912 ULS3 o Rotax 914 ULS3
- **Hélice:** MTV-33-1-A con paso variable

Performance:

- **Potencia máxima continua:** 100 [HP] o 115 [HP]
- **Velocidad de entrada en pérdida con flap LDG:** 65 [km/h]
- **Velocidad crucero:** 275 [km/h] o 280 [km/h]
- **Máximo régimen de ascenso:** 1,150 [fpm] o 1,450 [fpm]
- **Rango a 75% MCP:** 1,100 [km]
- **Autonomía:** 4.5 [h]



Ilustración 6: BlackShape Prime (by BlackShape Aircraft)

SBach 342 (XA-42)

El XA-42 (comercialmente conocido como el SBach 342) es un avión acrobático de la compañía alemana XtremeAir GmbH [27]. Es un monoplano, teniendo un costo de 460,000.00 USD [28], biplaza hecho de materiales compuestos con la configuración de ala baja y tren de aterrizaje fijo. La aeronave cuenta con un motor recíproco Lycoming AEIO-580-B1A (315 [HP], 245 [kW]), con una hélice de tres palas de velocidad constante.

La configuración de los asientos de la aeronave es tal, que el piloto se posiciona en el asiento trasero mientras que el pasajero toma asiento por delante. Los datos técnicos y operativos pueden ser consultados en la referencia [29].

Fuselaje:

La fibra de carbono es el componente principal de la estructura monocasco de la aeronave, la cual se construye mediante el método de laminado. La piel del avión está cubierta de pintura acrílica de alta calidad. Para mayor seguridad, el ala es un larguero principal de caja doble, la cual logra resistir las grandes fuerzas de corte que se presentan en el ala a partir de las maniobras acrobáticas [27].

Cabina:

La cabina tiene espacio para dos asientos con un sistema de arneses de 5 puntos, en los cuales hay palanca y pedales para cada uno de ellos (cabe mencionar que los controles de la guiñada son ajustables). Los controles de los alerones y elevador se realizan mediante entubado de carbón y el motor se controla mediante cables. Además, la cubierta cuenta con un sistema de emergencia Jettison [27].

Sistemas:

Entre los sistemas que tiene la aeronave se pueden destacar el sistema eléctrico de 12 [V], el alternador de 20 [A], tanque de humo con sistema de llenado, dos tanques de combustible localizados en el ala (uno es cada semiala) y un tanque de combustible para maniobras acrobáticas [27].

Planta motriz y hélice:

Junto con el motor ya mencionado, el avión cuenta con un sistema de aceite invertido para maniobras. La hélice es una hélice MTV-9-B-C/C203-20d de 3 palas con un diámetro de 80 [in] [27].

Cabe mencionar que el motor, al tener un consumo de 37 [L/h] y tomando en cuenta la densidad del AvGas 100LL, el consumo de combustible del avión es de 27.529 [kg/h] [30][31].



Ilustración 7: SBach 342 en vuelo (by XtremeAir)

Metodología

Resumen ejecutivo

Para el correcto desarrollo del proyecto se crearon varios equipos, cada uno dedicado a una rama o especialización del diseño de la aeronave. Se creó un *Diagrama Gantt* con la finalidad de designar tareas a los equipos del proyecto y para realizar una descripción de los avances que se tengan. Los equipos creados fueron:

- Equipo de Aerodinámica (**Azul Claro**), conformado por Rodrigo y Oscar.
- Equipo de Estabilidad (**Salmón**), conformado por Andrea y Oscar.
- Equipo de Estructuras (**Amarillo**), conformado por Santiago y Rodrigo.
- Equipo de Fabricación (**Azul oscuro**), conformado por Joel y Dirk.
- Equipo de Peso (**Naranja**), conformado por Andrea y Oscar.
- Equipo de Propulsión (**Rojo**), conformado por Santiago y Joel.
- Equipo de Compilado y Revisión (**Morado**), conformado por Dirk y Santiago.
- Equipo General (**Verde**) conformado por todos los integrantes del Proyecto.

La mayoría de los equipos del proyecto contienen solo 2 integrantes, esto se hizo para crear un balance en el trabajo de todo el grupo. El equipo *General* contiene a los 6 integrantes del proyecto, puesto que se tuvo el acuerdo de que existían algunas tareas en las cuales debían participar todos los integrantes.

- El equipo de *Aerodinámica* tiene como objetivo realizar el diseño y los estudios aerodinámicos del diseño de la aeronave.
- El equipo de *Estabilidad* tiene como objetivo el asegurar que el diseño de la aeronave sea estable.
- El equipo de *Estructuras* tiene como objetivo el determinar qué estructuras serán las adecuadas para la aeronave.
- El equipo de *Fabricación* analizará el cómo se realizará a fabricación de la aeronave.
- El equipo de *Peso* tiene como objetivo determinar el peso que tendrá la aeronave.
- El equipo de *Propulsión* tiene como objetivo ver qué planta motriz será la adecuada para la aeronave.
- Finalmente, el equipo de *Compilado y Revisión* tiene como objetivo revisar que la documentación de todo el proyecto sea adecuada y tenga congruencia.

La primera distribución del *Diagrama Gantt* se realizó de manera general, es decir, no se indicaron tareas específicas (éstas se irán agregando y modificando semana con semana). El diagrama completo se puede consultar en el *Anexo 01*.

Investigación de aeronaves similares (09 de febrero – 14 de febrero)

El día 9 de febrero, el equipo tuvo una reunión mediante la plataforma “Teams” para realizar la distribución de trabajo. Ésta consistió en la investigación de aeronaves similares a la cual se plantea diseñar, para así determinar el mercado actual de las aeronaves y cuales aspectos son aquellos en los cuales el equipo debe de enfocarse.

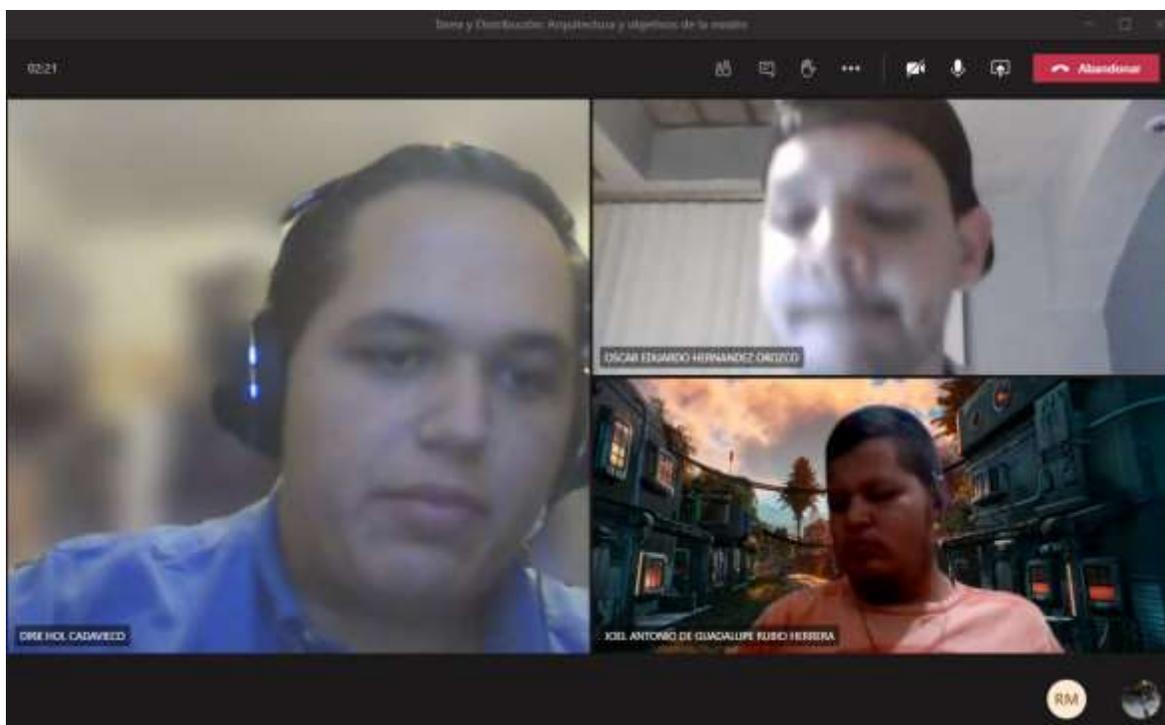


Ilustración 10: Evidencia de junta del 09-02-2021

Debido a un contratiempo, la sesión del martes 2 de febrero de 2021 no se pudo concretar. Esto afectó al cronograma que se tenía y se tuvieron que realizar adecuaciones. Además del retraso en el cronograma, se le fue asignada la tarea de investigación al *Equipo General*, generando un cambio de responsabilidad en la segunda tarea. Estos cambios se pueden observar en la *Ilustración 11*.



Ilustración 11: Ajuste #1 en el cronograma

Definición de requisitos (15 de febrero – 21 de febrero)

El día 16 de febrero se realizó una reunión en “*Teams*”, donde se comentó la retroalimentación recibida por parte del PEPI en cuestión de los datos estadísticos. El profesor indicó que existía una falta de datos estadísticos puesto que algunas de las aeronaves investigadas no pertenecían del todo a la clasificación de aeronaves “deportivas” o “acrobáticas”. Dada la retroalimentación, se decidió investigar 2 aeronaves más, el *Black Shape Prime* y el *MXS*. En la misma semana, el profesor indicó que se debía realizar la definición de requisitos del diseño de la aeronave. El equipo de *Estructuras* fue el encargado de investigar las aeronaves nuevas, mientras que los equipos de *Estabilidad* y *Fabricación* fueron los encargados de definir los requisitos del diseño.

Esquema de la aeronave (22 de febrero – 07 de marzo)

El día 23 de febrero se llevó a cabo una reunión por medio de “*Teams*”. En dicha reunión se realizó una división de tareas entre los integrantes. Dada la cantidad de tareas en estas dos semanas, se optó por que el equipo *General* realizara la redacción de los temas vistos en clase.

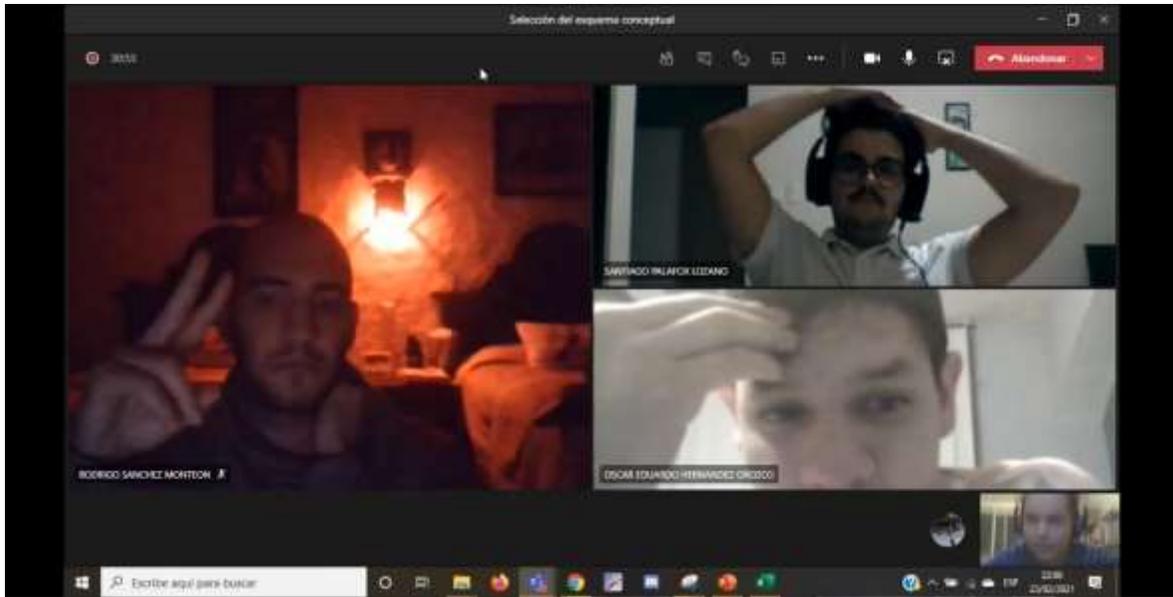


Ilustración 12: Reunión del 23 de febrero del 2021

Todo lo realizado en las dos semanas se hizo con el objetivo de realizar el primer esquema y la vista axonométrica de la aeronave. En la *Ilustración 13* se pueden observar los cambios realizados al cronograma dada la asignación de tareas en la definición de requisitos y el esquema de la aeronave.

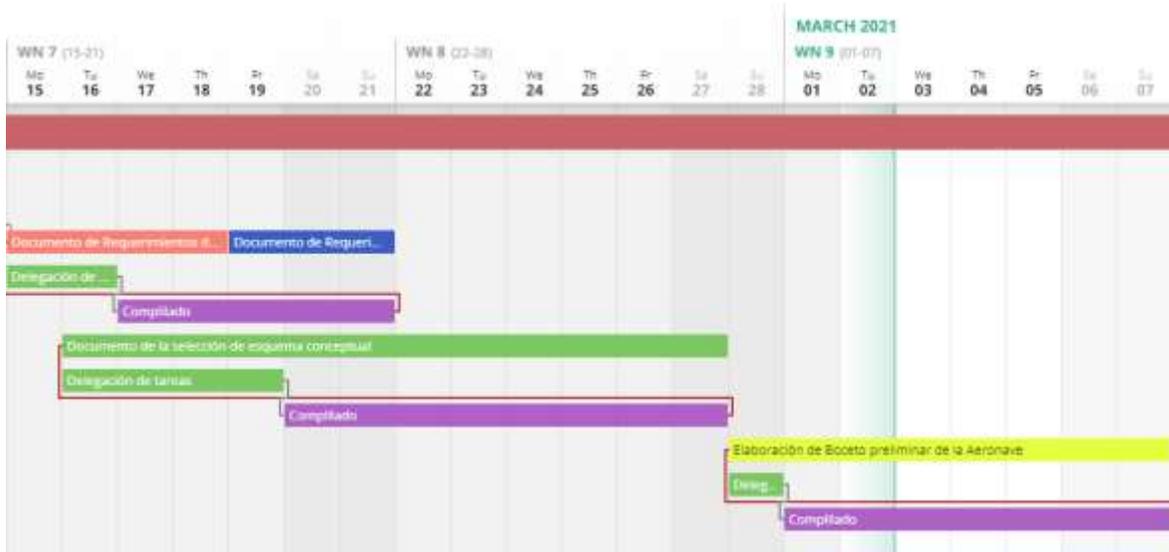
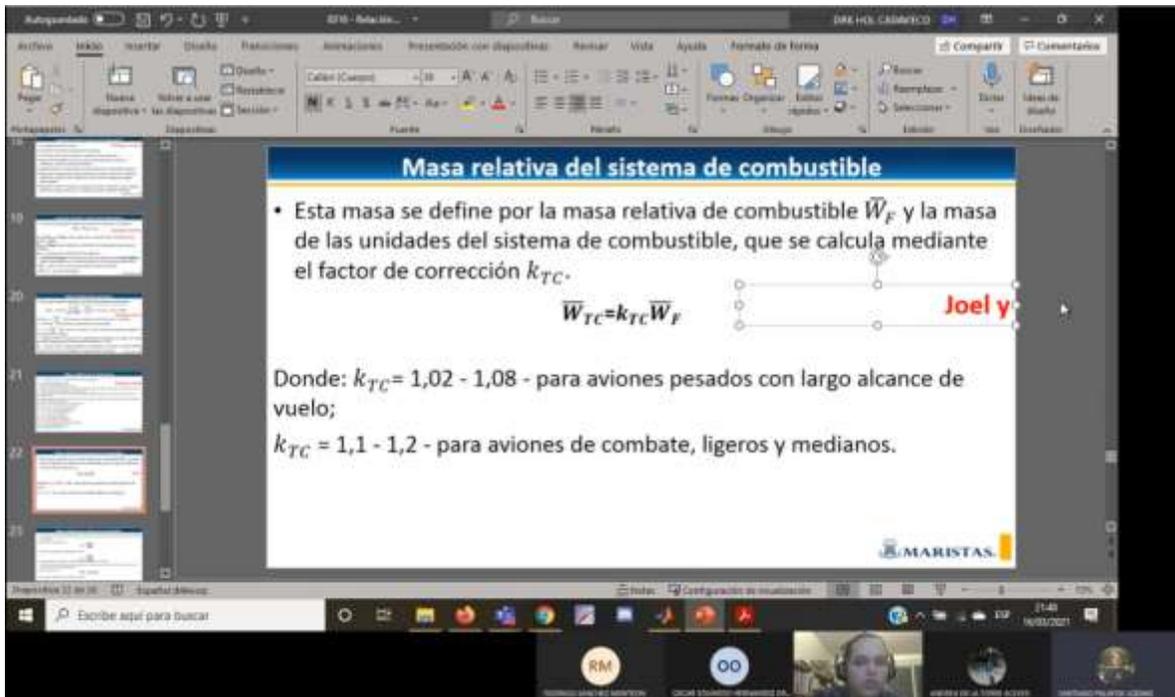


Ilustración 13: Cambios al cronograma del 15 de febrero al 7 de marzo

Estimación de L/D, relación peso-potencia y primera aproximación del peso del despegue de la aeronave (15 de marzo-21 de marzo)

El día 16 de marzo se realizó una reunión en la plataforma de “Teams” para comentar acerca de la repartición de tareas con respecto a los temas que se vieron en esa semana. El equipo de *Aerodinámica* fue la encargada de obtener la estimación de L/D, el equipo de *Propulsión* se encargó de obtener la relación de peso-potencia y el equipo *General* se encargó de obtener los varios datos necesitados para la primera obtención del peso de la aeronave. En la *Ilustración 155* se pueden observar los cambios realizados en cronograma dadas las asignaciones de tareas.



Masa relativa del sistema de combustible

- Esta masa se define por la masa relativa de combustible \bar{W}_F y la masa de las unidades del sistema de combustible, que se calcula mediante el factor de corrección k_{TC} .

$$\bar{W}_{TC} = k_{TC} \bar{W}_F$$

Donde: $k_{TC} = 1,02 - 1,08$ - para aviones pesados con largo alcance de vuelo;
 $k_{TC} = 1,1 - 1,2$ - para aviones de combate, ligeros y medianos.

Joel y

MARISTAS

Ilustración 14: Reunión del 16 de marzo de 2021

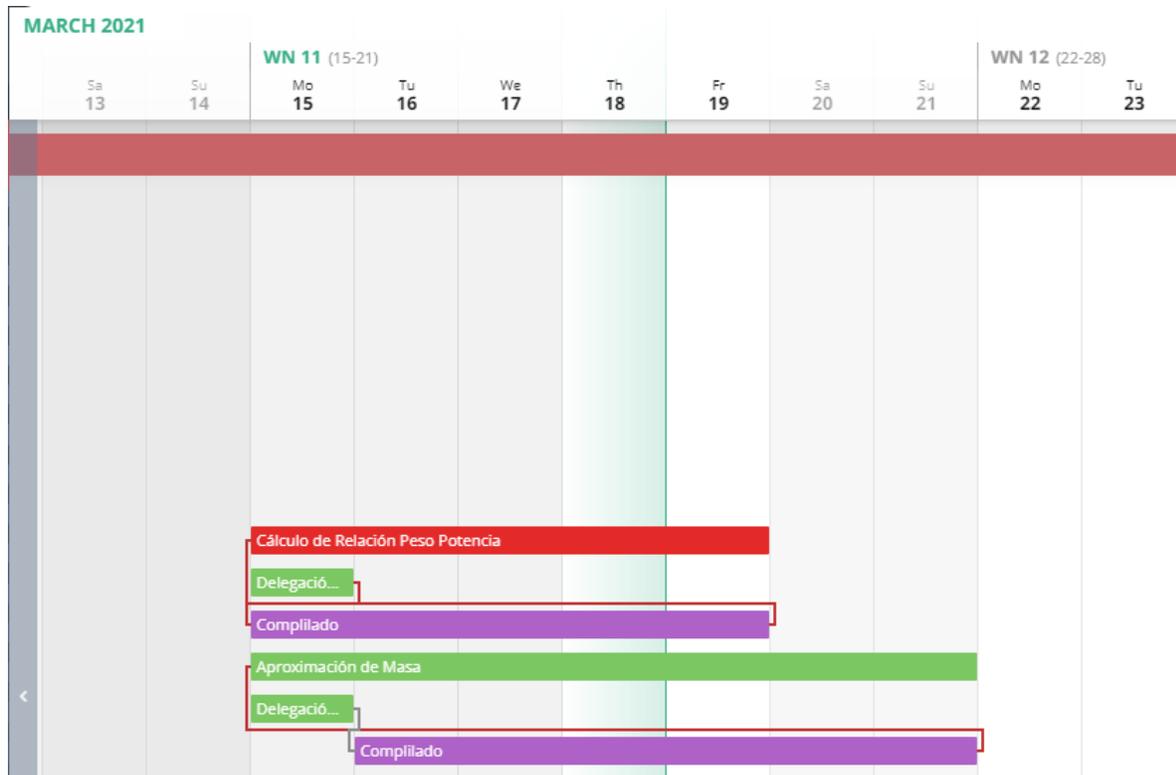


Ilustración 15: Cambios al cronograma del 15 de marzo al 21 de marzo.

Definición de los principales parámetros y segunda aproximación del peso (22 de marzo – 12 de abril)

El día 23 de marzo se realizó una reunión en la plataforma *Teams*, donde se discutieron y repartieron las tareas a realizar en cuanto a la definición de parámetros y la segunda aproximación del peso. Dado que la carga de trabajo era principalmente para el equipo de *Aerodinámica*, se decidió repartir las tareas equitativamente entre todos los integrantes del equipo. Para un mejor flujo de trabajo y entendimiento de las tareas a realizar, varias de las mismas fueron asignadas a grupos de 2. En la se puede observar los cambios realizados al cronograma.

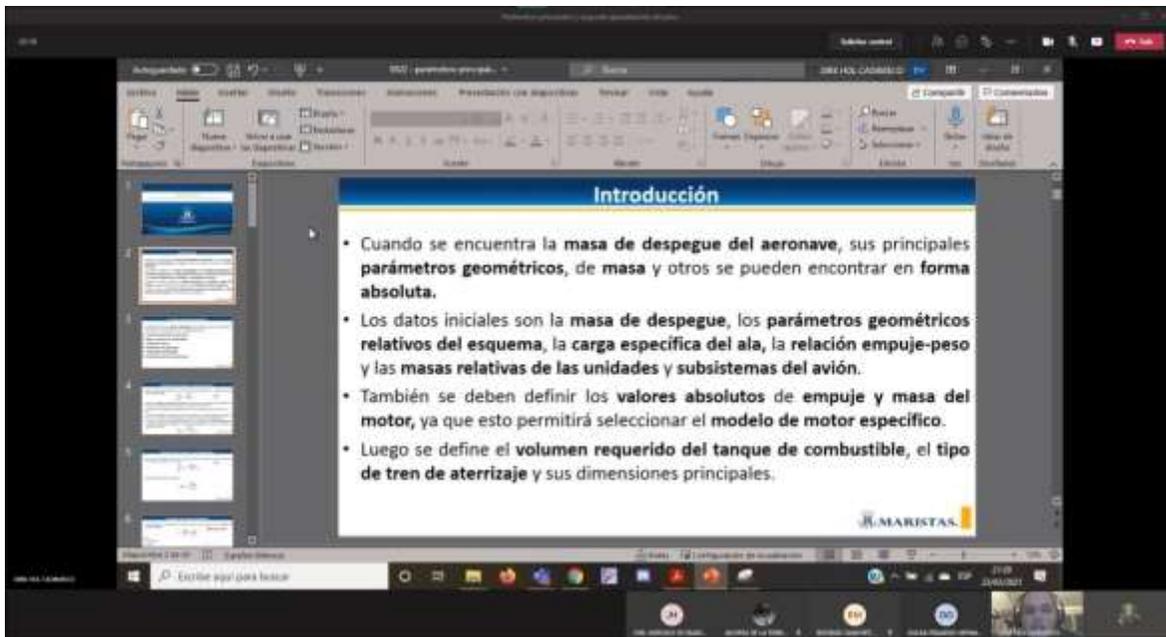


Ilustración 16: Reunión del 23 de marzo de 2021



Ilustración 17: Cambios realizados al cronograma del 22 de marzo al 11 de abril.

Dibujo del avión y obtención de pesos adicionales

El día 27 de abril, el equipo se reunió de manera virtual para la repartición de tareas respecto a los temas vistos en clase de esa semana. El equipo de *Aerodinámica* fue el encargado de generar los dibujos (en cuanto al arreglo de componentes) del avión y el diseño de la estructura interior del avión mientras que los demás miembros del equipo (*General*) se concentraron en completar la tabla de pesos de la aeronave para obtener una aproximación adicional de peso de la aeronave *Tzauri*.



Ilustración 18: Reunión del 27 de abril del 2021



Ilustración 19: Cambios realizados a cronograma del 26 de abril al 02 de mayo

Lista de Peso y balance y dibujo del centro de gravedad del avión

El día 03 de mayo se reunió de manera virtual el equipo para la repartición de tareas respectivo al tema visto en la semana del 3 al 9 de mayo. Como en la semana pasada, el equipo de *Aerodinámica* se hizo cargo de la creación de los dibujos representativos del avión para la fácil ubicación del centro de gravedad. Los demás integrantes del equipo *General* se dieron la tarea de obtener las coordenadas de los centros de gravedad de todos los componentes con respecto al sistema de ejes cuerpo del avión.



Ilustración 20: Reunión del 03 de mayo del 2021

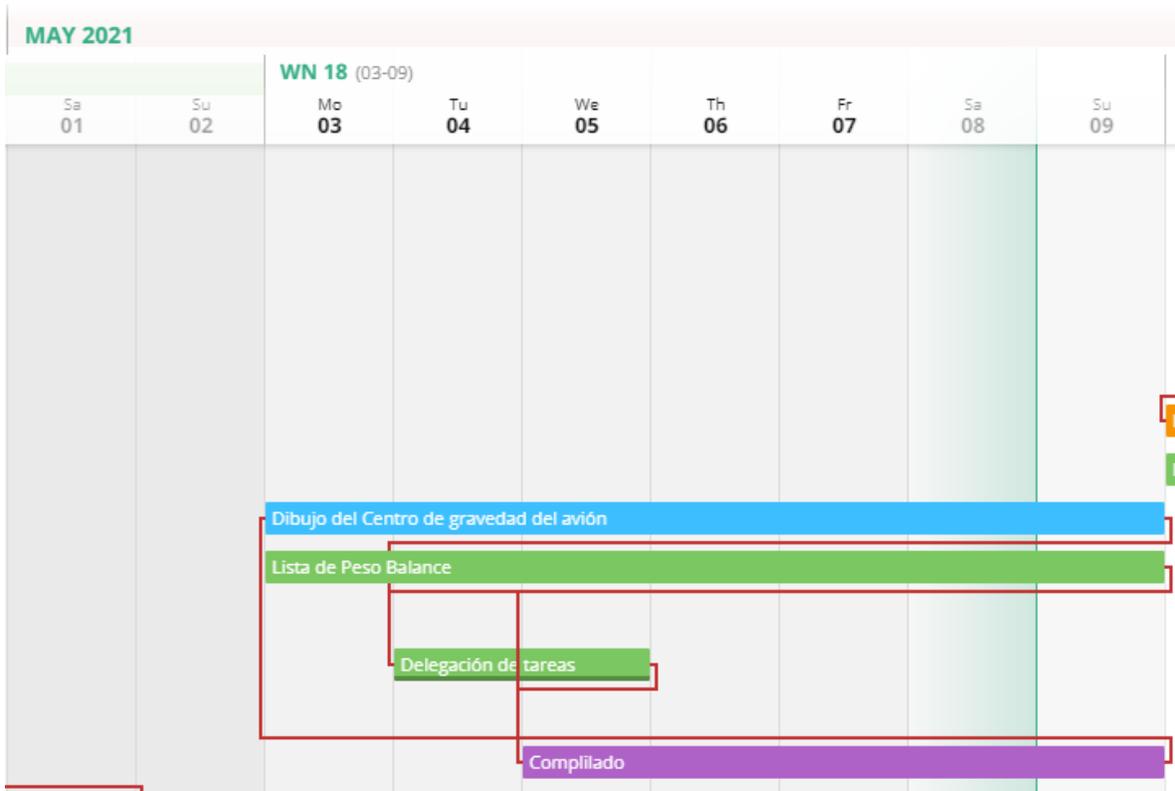


Ilustración 21: Cambios realizados al cronograma del 03 al 09 de mayo

Diseño de la Estructura y obtención del Diagrama V-n

El día 11 de mayo el equipo tuvo una reunión para repartir las tareas relativas a los temas vistos en esa semana. El equipo de *Aerodinámica* se encargó de actualizar y detallar los planos y diseño de la aeronave, mientras que el equipo *General* tuvo a su cargo tareas variadas; entre éstas se encuentran la obtención del diagrama V-n de la estructura del avión, la realización de la tabla de cargas aerodinámicas y el análisis estructural del ala en *ANSYS*.

Asimismo, se acordó que cada participante emitiría sus conclusiones personales, con el objetivo de juntarlas y generar las conclusiones generales finales del proyecto. De igual manera, se dio el retoque final al resumen e introducción, y se redactó la discusión de resultados.

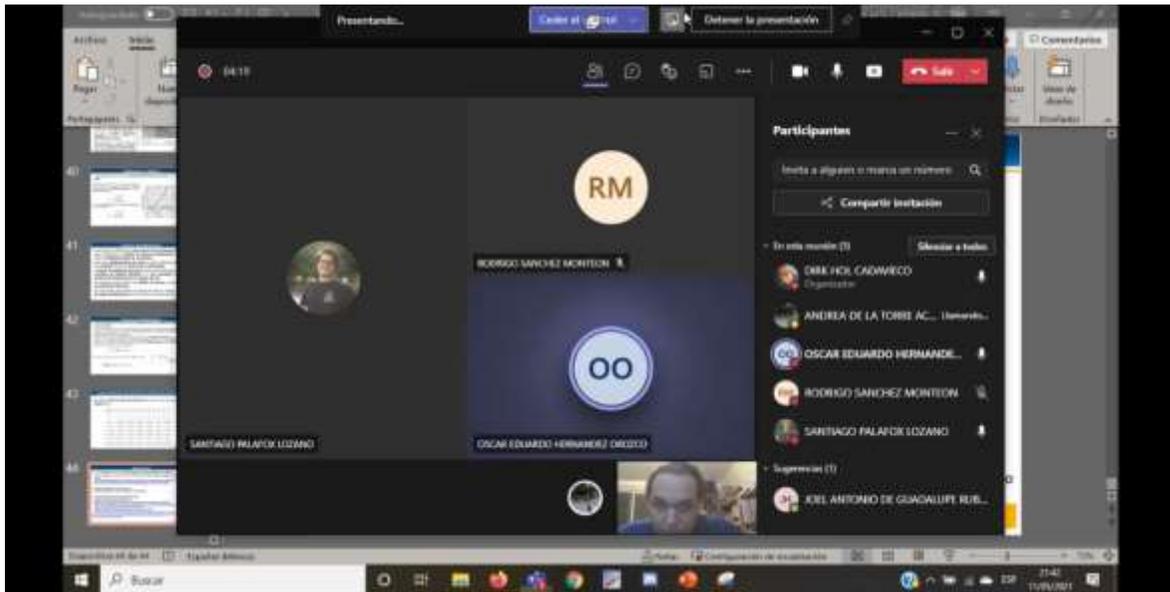


Ilustración 22: Reunión del 11 de mayo del 2021



Ilustración 23: Cambios realizados al cronograma del 10 a 16 de mayo

Lista de requisitos de rendimiento de la aeronave

A continuación, se presenta una serie de listados en donde se realizará una comparación mediante el “método de pares”, el cual consiste en determinar la importancia de diferentes requisitos con base en las prioridades de la aeronave hipotética de este proyecto; esto con el fin de identificar los puntos en los cuales se debe enfocar más el estudio y análisis para dicho prototipo.

Lista de requisitos técnicos

Tabla 1: Lista de requisitos técnicos

No	Requisito
1	Buena relación peso potencia
2	Buen desempeño en velocidades bajas
3	Alta maniobrabilidad
4	Alta velocidad crucero
5	Buen desempeño acrobático
6	Facilidad de mantenimiento y reparación
7	Alto rango de factor de carga

Tabla 2: Comparación por pares de “requisitos técnicos”

No	1	2	3	4	5	6	7	Puntuación	Rango
1	*	2	1	1	2	1	1	8	5
2	2	*	1	2	2	2	1	10	3
3	2	2	*	2	2	2	2	12	1
4	1	2	0	*	0	1	1	5	6
5	2	2	2	2	*	2	1	11	2
6	0	1	1	1	1	*	0	4	7
7	0	1	2	2	2	2	*	9	4

Tabla 3: Orden de importancia de los requisitos técnicos

1	Alta maniobrabilidad
2	Buen desempeño acrobático
3	Buen desempeño en velocidades bajas
4	Alto rango de factor de carga
5	Buena relación peso potencia
6	Alta velocidad crucero
7	Facilidad de mantenimiento y reparación

Lista de requisitos funcionales

Tabla 4: Lista de requisitos funcionales

No.	Lista de requisitos funcionales	
1	Tipo de aeronave	Ligera acrobática
2	Armamento	No aplica
3	Carga útil	25 [kg]
4	Clase de aeródromo	Civil
5	Tipos de pista.	Pavimentada
6	Condiciones de aterrizaje,	VFR e IFR
7	Definición de tareas que podrá realizar la aeronave.	Acrobacia y vuelo recreativo
8	Equipo necesario para el manejo de la carga útil	No aplica
9	Grado de automatización de las etapas de vuelo	Mínimo, solo ayuda en fase de despegue, aterrizaje y aproximación
10	Lanzamiento de personal o carga	Sin capacidad
11	Las variantes de funcionamiento de la aeronave y sus posibles modificaciones	Militar
12	Mantenimiento autónomo en aeródromos no preparados	Preventivos
13	Tiempo de preparación para la próxima salida	Mínimo
14	Tripulación de la aeronave	1

Para la realización de la tabla anterior, se tomaron en cuenta los parámetros de diseño establecidos por el equipo de diseño, así como la misión principal establecida por el *Equipo Tzauri*. Asimismo, se tomaron en cuenta las aeronaves de referencia utilizadas para la estadística.

Para las aeronaves que tienen una misión similar a la del *Tzauri*, la mayoría de éstas no llevan una carga útil. En el caso de la aeronave *Tzauri*, se establecieron 25 [kg] de carga útil para que el tripulante pueda llevar consigo un equipaje con lo más esencial, en caso de ser requerido.

Lista de requisitos de desempeño

Tabla 5: Lista de requisitos de desempeño

No.	Requisitos de desempeño	
1	Alcance	Mas de 1 200 [km]
2	Carga alar g permitida	+/- 12 [g]
3	Régimen de ascenso	20-23 [m/s]
4	Techo operativo	8 000 [m]
5	Velocidad crucero	350-370 [km/h]
6	Velocidad de entrada en perdida [Vs]	105 [km/h]
7	Velocidad máxima operativa [V _{NO}]	381-410 [km/h]
8	Velocidad de nunca exceder [V _{NE}]	450 [km/h]

Para la realización de la tabla de requisitos de desempeño se compararon en graficas las distintas aeronaves. Como se muestra a continuación:

Velocidad entrada en perdida

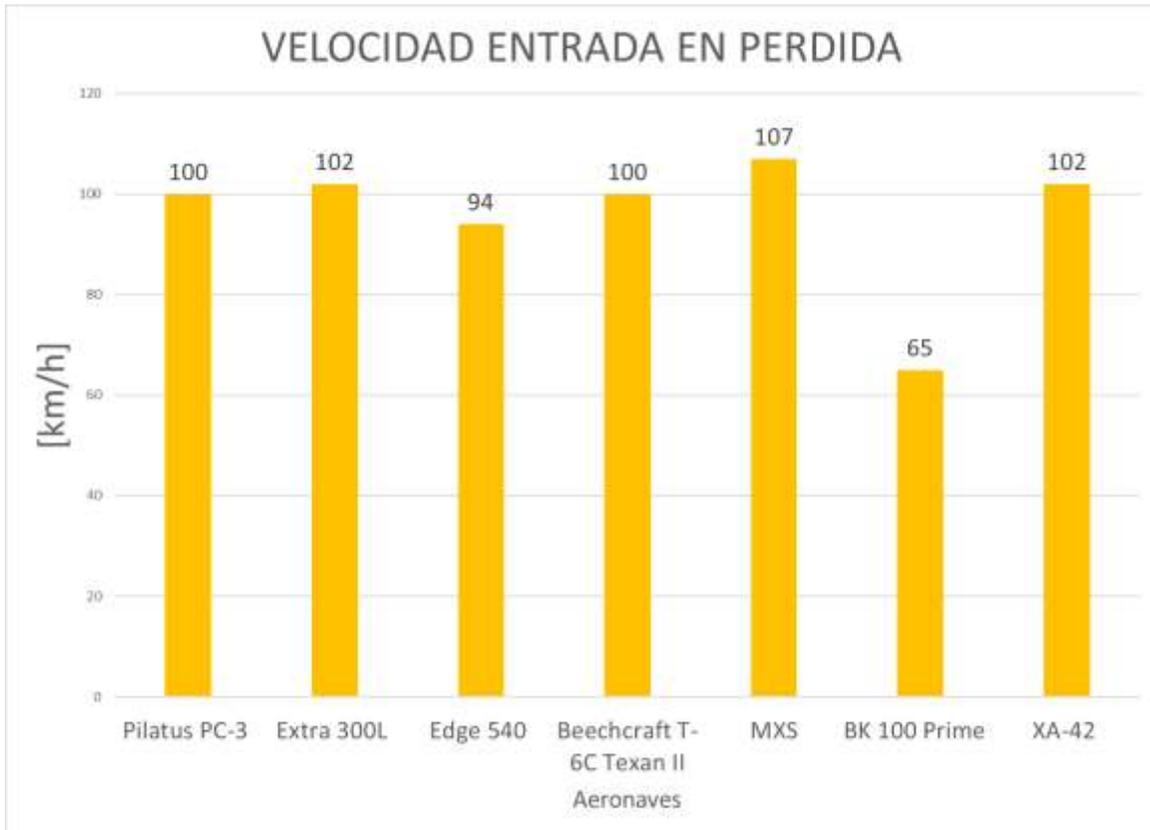


Ilustración 24: Velocidad de entrada en pérdida para 7 aeronaves

Como se muestra en la *Ilustración 24*, la aeronave BK100 Prime muestra la menor velocidad de entrada en pérdida, la cual es de 65 [km/h]. El promedio es de 95.71 [km/h], por lo cual, teniendo en cuenta lo anterior, la velocidad de entrada en pérdida del *Tzauri* será de 105 [km/h] aproximadamente.

Régimen de ascenso

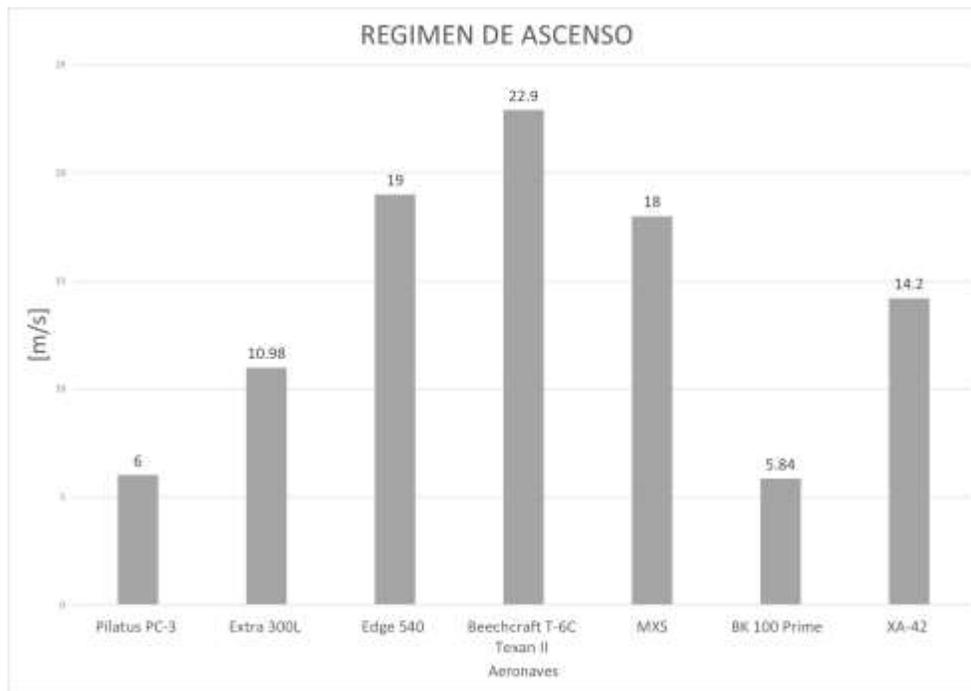


Ilustración 25: Régimen de ascenso para 7 aeronaves

La *Ilustración 25* muestra el régimen de ascenso de las distintas aeronaves utilizadas para la estadística. En ella se muestra que la aeronave Beechcraft T-6C Texan II mantiene el mayor régimen de ascenso, ya que su régimen de ascenso es de 22.9 [m/s]. Por tal motivo, se propone un régimen de entre 20 a 23 [m/s] para la aeronave *Tzauri*.

Velocidad máxima operativa

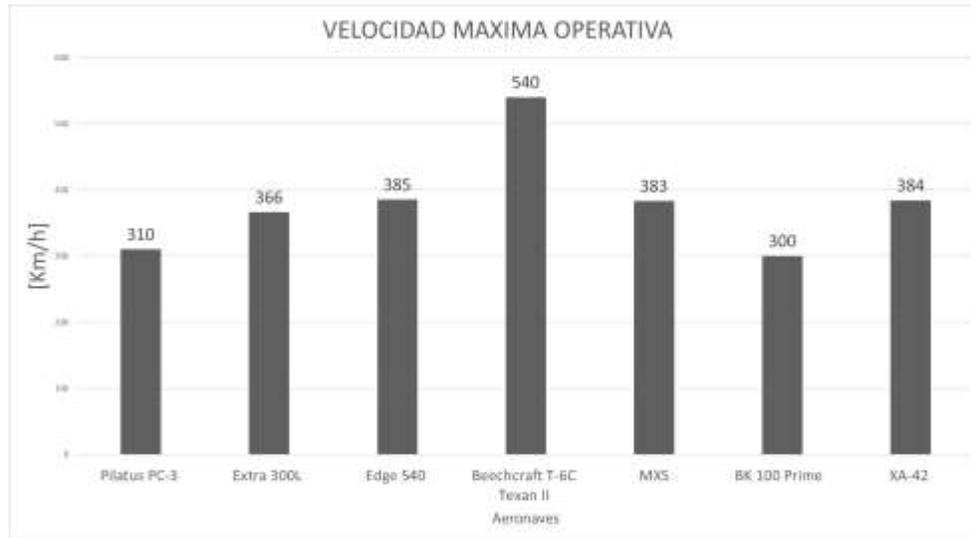


Ilustración 26: Velocidad máxima operativa para 7 aeronaves

La *Ilustración 26* muestra las velocidades máximas operativas de las distintas aeronaves, entre las cuales destaca la del Beechcraft T-6C Texan II, ya que ésta desarrolla una mayor velocidad debido al tipo de motor utilizado (turbohélice). Tomando en cuenta que la aeronave *Tzauri* también será dotada de una planta motriz del tipo turbohélice, el régimen de la velocidad máxima operativa se encontrará entre los 381 y los 410 [km/h].

Alcance

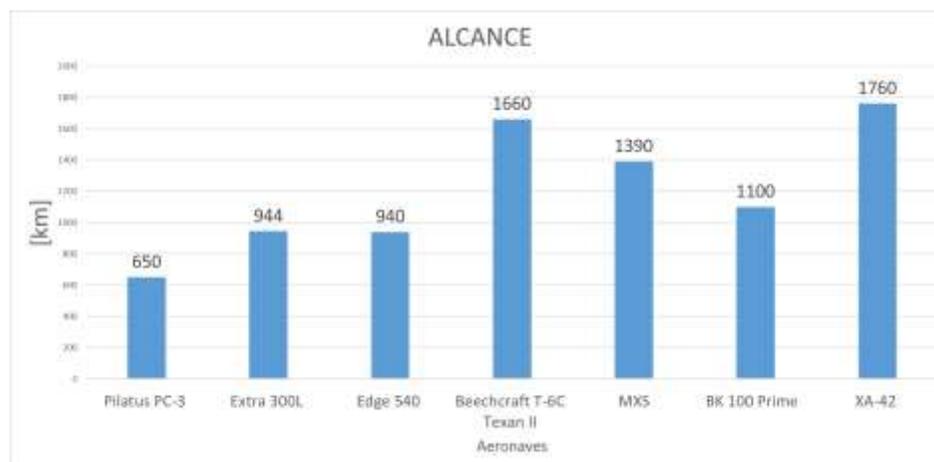


Ilustración 27: Alcance para 7 aeronaves

Como se observa en la imagen anterior, la aeronave XA-42 posee el mayor alcance operativo. Esto se debe al tipo de motor y a la capacidad de combustible de la aeronave. Tomando en cuenta lo anterior y otros datos tomados de la tabla, se puede determinar que el alcance de la aeronave *Tzauri* debe ser mayor a los 1200 [km].

Techo operativo

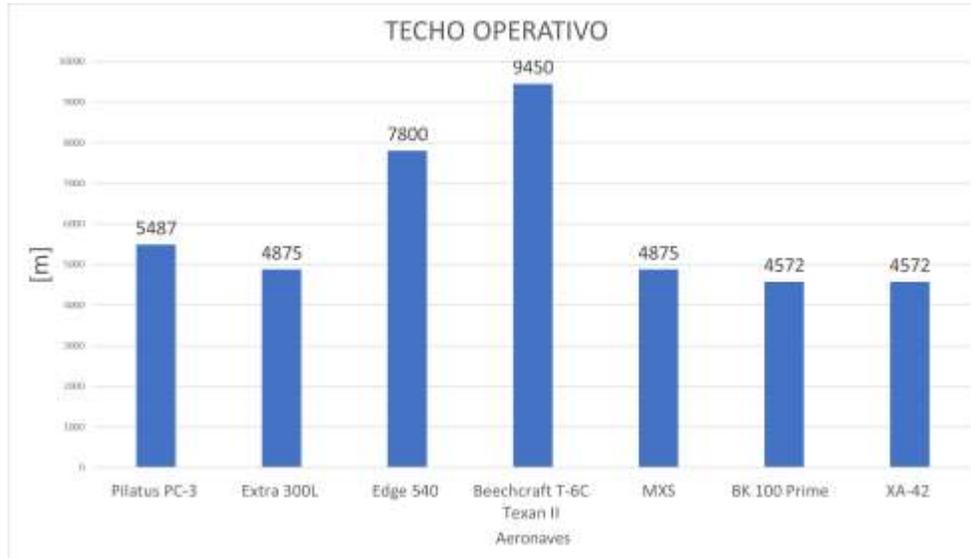


Ilustración 28: Techo operativo para 7 aeronaves

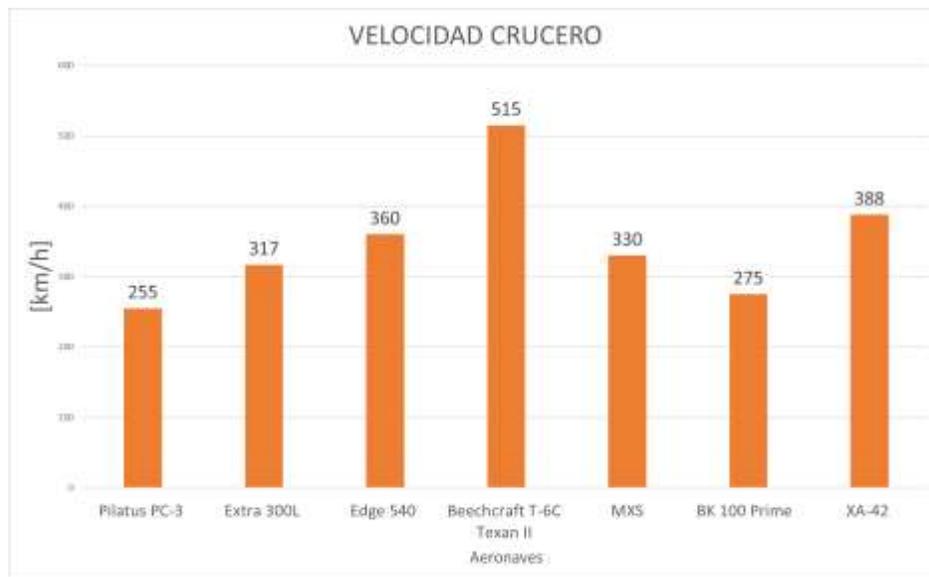
Al igual que en otros parámetros, el techo operativo influye tanto en el tipo de motor con el cual contará la aeronave, así como en el peso y diseño del fuselaje, entre otros parámetros. En la gráfica anterior se muestra que la aeronave dotada con un motor turbohélice tiene un techo operativo mayor en comparación con las de motores recíprocos, por lo cual el techo operativo de la aeronave *Tzauri* debe ser mayor de 8,000 [m].

Velocidad de nunca exceder

*Ilustración 29: Velocidad de nunca exceder para 7 aeronaves*

Para la elección de este parámetro, se tomó en cuenta el tipo de motor, por lo cual se concluyó que para el *Proyecto Tzauri* la velocidad de nunca exceder será de aproximadamente 450 [km/h].

Velocidad crucero

*Ilustración 30: Velocidad de crucero para 7 aeronaves*

Considerando nuevamente el tipo de planta motriz para el parámetro de velocidad de crucero, se determinó que ésta debe estar en el rango de los 350 a 370 [km].

Tabla 6: Orden de importancia de los requisitos de desempeño

1	Carga g permitida
2	Rango y carga útil
3	Características de despegue y aterrizaje
4	Vuelo crucero
5	Velocidad de ascenso
6	Techo operativo
7	Rango de giro

Lista de requisitos de fabricación

Escala de producción

Si se considera que la escala de producción de aeronaves en México es casi nula, solo se fabricarán algunas partes o el ensamble de éstas. La mayor parte de la aeronave debe ser construida en el extranjero, por lo que se considera una escala de producción de 10 aviones para el primer modelo por el bajo presupuesto que se cuenta en el país para el sector aeronáutico y aeroespacial dentro de los próximos 10 años.

Materiales de construcción

Para la construcción de la aeronave, se toma en cuenta la estadística de los aviones ejemplo, así como también los materiales aeronáuticos más utilizados en la industria, los cuales se mencionan a continuación:

- Aluminio 2014, 2024, 3003, 6061, 7050 y 7075
- Fibra de carbono
- Pintura acrílica
- Materiales compuestos
- Tubos de acero inoxidable AMS 5501 Sheet / strip 125 [ksi]
- Carenados compuestos
- Remaches, tornillos, pernos, tuercas
- Colas y adhesivos

Métodos de fabricación

En cuanto a los métodos de fabricación, se utilizarán los más comunes utilizados en la fabricación de aeronaves, los cuales son los siguientes:

- Soldadura: TIG (Tungsteno en gas inerte), eléctrica por arco descubierta
- Forjado
- Laminado
- Moldeo
- Colada
- Remachado, pegado para las uniones
- Fresado químico
- Extrusión de materiales
- Revestimientos pulverizados con plasma
- Estampado en frío
- Utilajes
- Tratamientos superficiales
- Sellado para la presurización
- Carenado

Grados de estandarización y unificación

Para mantener el grado de estandarización de la aeronave, se utilizará la metrología y regulaciones correspondientes a cada pieza de la aeronave (Federal Aviation Regulations - FAR), así como la aplicación, orden y mejora de normas establecidas a procesos productivos con el fin de tener un ordenamiento de cada área y una buena calidad en el producto.

Capacidad de manufactura

Se tomarán en cuenta las limitaciones técnicas y físicas de las empresas encargadas de la fabricación de piezas y ensamblaje para la aeronave, tomando en cuenta la capacidad tecnológica de los procesos, materiales, tamaño y peso de la aeronave y su escala de producción.

Lista de requisitos de operativos

Entradas y salidas de emergencia

Las salidas de emergencia pueden ser ventanas removibles, paneles, cúpulas, o puertas externas, con capacidad de apertura desde el interior y el exterior del avión, que provean una apertura clara y sin obstrucción suficientemente grande como para admitir una elipse de 19x26 [in] (482,6 x 660,4 [mm]). Adicionalmente, cada salida de emergencia debe:

1. Ser fácilmente accesible, no requiriéndose una gran agilidad para ser utilizada en una emergencia.
2. Tener un método de apertura que sea simple y obvio.
3. Poseer una disposición y marcas para una fácil ubicación y operación, aún en la oscuridad.
4. Permitir a cada ocupante salir rápidamente mediante paracaídas a cualquier velocidad entre V_{SO} y V_{D3} .
5. El funcionamiento de cada salida de emergencia debe ser probado mediante ensayos.

Las puertas de una aeronave pueden ser certificadas como salidas de emergencia, pero deben ser tan anchas como éstas. Una puerta, calificada como una salida tipo A4, debe tener como mínimo 42" (107 [cm]) de ancho.

El *Tzauri*, al ser un avión acrobático pequeño, contará con una salida de emergencia del tipo III o IV según los requerimientos BCAR Sec. K - Aeronaves livianas (light) para aviones de 1 a 9 pasajeros [32].

Tabla 7: Requerimientos BCAR para clasificación de salidas de emergencia

Clasificación salidas de emergencia y ubicación	B (mín) pulgadas (mm)	H (más) pulgadas (mm)	R (más) pulgadas (mm)	Altura máxima del escalón	
				dentro (h1)	fuera (h2)
I Nivel Piso	24 (610)	48 (1219)	1/3 B	-	-
II Nivel Piso Arriba Ala	20 (508)	44 (1117,6)	1/3 B	-	-
			1/3 B	10 (254)	17 (431,8)
III Arriba Ala	20 (508)	36 (914,4)	1/3 B	20 (508)	27 (685,8)
IV Arriba Ala	19 (482,6)	26 (660,4)	1/3 B	29 (736,6)	36 (914,4)

Dispositivos de escape de emergencia

Contará con un asiento eyectable para el piloto en caso de emergencia, ya que los accidentes son muy probables en aviones acrobáticos al realizar maniobras peligrosas.

Acomodo de la tripulación

La aeronave *Tzauri* es monoplaza.

Vida útil del avión

La vida útil de una aeronave es el total de un producto en uso desde el punto de venta hasta el punto de descarte. Para la vida útil esta aeronave se considera el promedio de 25 años basado en la estadística de los aviones ejemplo. Este tiempo es un aproximado ya que puede tener modificaciones en el diseño o mantenimiento, así como también un descarte por accidentes.

Visibilidad en cabina

La aeronave contará con una alta visibilidad en cabina ya que, al ser acrobática, deberá tener una amplia visión de cielo para evitar el choque con otras aeronaves al momento de realizar acrobacias.

Lista de requisitos técnicos y económicos

Costo preliminar de fabricación de la aeronave

Al hablar sobre términos de costo del *Tzauri*, éste depende de las características de los componentes que lo conforman; puede variar desde la selección de la planta motriz, así como los materiales seleccionados para la construcción de fuselaje que pueden ser de aluminio o materiales compuestos, por lo que se definirá más a detalle este punto conforme avance el proyecto.

Costo de una hora de vuelo

Con base en la información obtenida de una página web sobre actividad turística en Las Vegas, que consiste en tener un vuelo recreativo en un avión acrobático, y la cual cuenta con diferentes modalidades de “paquetes” para la actividad, se hace énfasis en el precio más económico de las opciones de paquetes disponibles el cual es “**Operación Recon**”, que tiene un costo de **364 [USD]** por **12 minutos** de vuelo en una aeronave *Extra 330LC* [33].

Con lo mencionado anteriormente, si se realiza una regla de tres, se obtiene un precio estimado de 1 hora en **1,829 [USD]**. Cabe mencionar que se trata de una empresa la cual busca plusvalía con esta actividad, por lo que el costo operativo normalmente de las aeronaves acrobáticas por hora debe de estar en un porcentaje más bajo de los **1,829 US**.

Esquema de la aeronave

En esta sección se estimará el diseño del acomodo de la tripulación, carga útil y combustible. Asimismo, se definirá la configuración del sistema de sustentación para las etapas de vuelo en crucero, despegue y aterrizaje, así como un esquema de equilibrio. Por otra parte, se definirán los parámetros del ala, empenaje, fuselaje, unidades de control y dispositivos hipersustentadores, al igual que un esquema y parámetros del tren de aterrizaje.

Igualmente, se definirá el tipo de motor y su ubicación en la aeronave, así como los datos de rendimiento aerodinámico, rendimiento del motor y carga alar específica. Finalmente, se presentará un sketch de diseño axonométrico.

Acomodo de la tripulación, carga útil y combustible

Para la primera aproximación al diseño de la aeronave, el hecho de realizar el acomodo de la tripulación, carga útil y combustible es sumamente importante, dado que esto determinará muchos aspectos de la aeronave en posteriores etapas de diseño y reiteración.

Acomodo de la tripulación

Al revisar los datos estadísticos en el *Apéndice A*, es posible percatarse que 4 de los 7 modelos de aviones elegidos para investigar son monoplaza. Teniendo en cuenta el concepto de la misión del avión, es claro ver que la configuración de una plaza es la que tiende a dominar en el mercado de los aviones acrobáticos. El hecho de realizar un modelo monoplaza reduce de cierta manera el acomodo de pesos dentro de la aeronave. De igual manera, mejora la visibilidad (siendo éste el requisito operativo más importante) para el piloto. Por lo tanto, el acomodo de la tripulación será monoplaza.

Acomodo de la carga útil

Los aviones acrobáticos suelen ser conocidos por su habilidad de realizar maniobras extremas, las cuales no muchos aviones pueden realizar. Esto se debe a que las cargas útiles suelen ser muy reducidas o en algunos casos, inexistentes. El hecho de reducir la carga útil hasta el punto de que éste no tenga una influencia en el peso de la aeronave ayuda a mejorar el rango de vuelo de la aeronave entre otros aspectos.

En algunos casos, los aviones acrobáticos cuentan con tanques para la dispersión de humo durante sus vuelos acrobáticos, pero estos suelen localizarse cerca de los tanques de combustible para la concentración de cargas del avión. Comparando los datos estadísticos, la mayoría de las aeronaves cuentan con 36 [kg] a lo mucho de carga útil (exceptuando al Pilatus PC-3). Por ende, se utilizará un promedio de las cargas útiles. Cabe mencionar que este peso se podrá reducir o aumentar conforme evolucione el diseño del avión. Para la determinación de la carga útil, se realizó una comparativa entre la carga útil de cada avión y el año en que éste realizó su primer vuelo, de manera que se logra una estimación a 5 años de lo que será la carga útil normal.

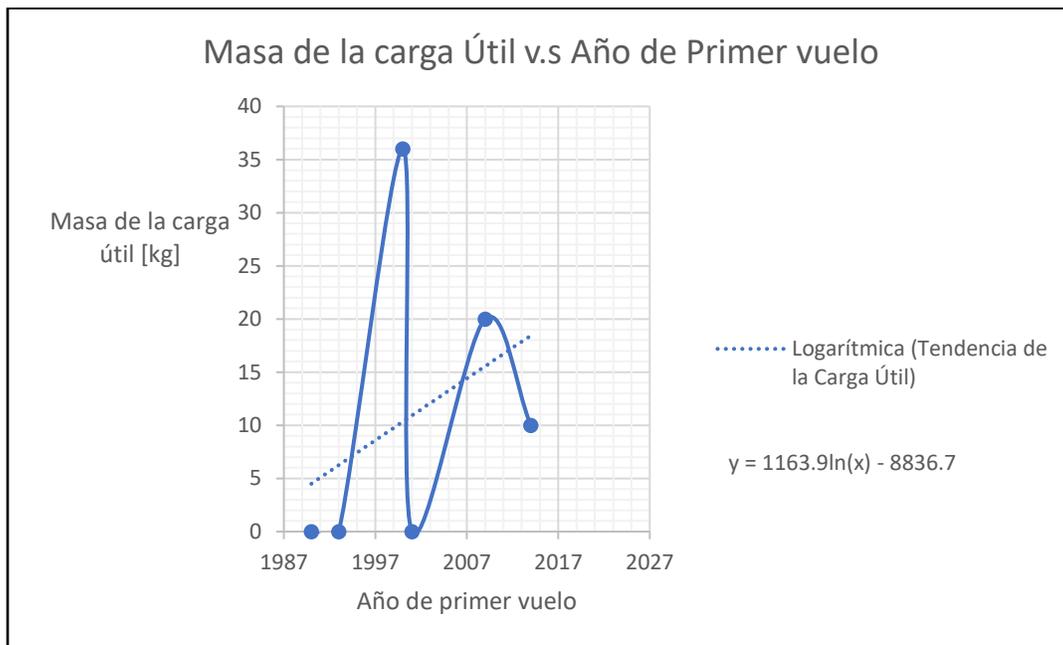


Ilustración 31: Carga útil v.s año de primer vuelo

Dado que el Pilatus cuenta con una carga útil, la cual puede ser considerada como un dato atípico, ésta no fue considerada en la gráfica. Con la fórmula generada a partir de la gráfica anterior, se obtiene una masa de carga útil de 25 [kg] usando como valor del eje x el año 2026.

Acomodo del combustible

Por simplicidad de diseño y siguiendo el diseño convencional de los aviones acrobáticos, el acomodo del combustible de la aeronave irá dentro del ala. Esto ayuda a balancear a la aeronave en sus maniobras y permite una cantidad considerablemente buena de combustible para el avión.

Como se mencionó con anterioridad, uno o más tanques de humo (regularmente uno) suelen localizarse cerca de los tanques de combustible (estos permaneciendo dentro del fuselaje), por lo cual, estos se localizarán lo más cerca posible al tanque de combustible. Se sugirió la posibilidad de incluir tanques en las puntas del ala, denominados “Tip Tanks”, dado que aumentan el rango operativo de la aeronave, incrementan la estabilidad y reducen la velocidad de entrada en pérdida, reduciendo asimismo el arrastre inducido y parásito, pudiendo ser contemplados para el diseño. En caso de que estos llegasen a interferir con algún aspecto de rendimiento, es recomendable removerlos del diseño conceptual puesto que no hay muchos modelos de aviones acrobáticos que cuenten con este acomodo de combustible.



Ilustración 32: Tip Tanks de un Bonanza S35 (by American Bonanza Society)

Sistema de sustentación

En la *Ilustración 33*, se muestra un diagrama de flujo sugerido para el diseño de un ala [34]. Dicho diagrama orienta en el correcto diseño y selección del sistema de sustentación, que en este caso será el ala del avión.

Como primer punto en el diagrama, se tiene la selección de número de alas en el avión. Dados los datos estadísticos y los aviones de referencia con lo que se cuentan, el diseño preliminar tendrá solo un ala. La decisión de contar solo con un ala es bastante simple ya que el hecho de contar con más de un ala significa lidiar con más arrastre en el avión. Además, el hecho de tener dos o más alas reduce severamente la visibilidad en cabina para el piloto. Es importante asimismo mencionar que actualmente no existe un avión acrobático moderno que tenga más de un ala.

En segundo lugar, se tiene la selección de la localización del ala, que en este caso será ala baja. Esta decisión se tomó debido a que, en los datos estadísticos, la mayoría de los aviones seleccionados utilizan ala baja además de los beneficios de clara visibilidad hacia el cielo, alta maniobrabilidad, simple colocación del tren de aterrizaje, cinemática más sencilla y otros beneficios estructurales ya que los largueros pueden pasar a través del fuselaje inferior debajo de la cubierta de los pasajeros.

Con respecto al tipo de ala, los datos estadísticos con los que se cuentan parecen indicar que la forma “trapezoidal” es la más concurrente, por lo cual, ésta será la forma geométrica que tendrá el ala. El hecho de elegir la forma trapezoidal no solo nace de la estadística, si no igual de la aerodinámica. Un avión acrobático suele volar a velocidades subsónicas, por lo cual se requerirá tener mucha superficie alar, proporcionando esta geometría justo eso. El hecho de contar con esta geometría igualmente hará que la aeronave sea más maniobrable. Finalmente, el diseño trapezoidal permitirá que los alerones sean más grandes y, por ende, el avión pueda realizar sus maniobras de alabeo con una velocidad angular mayor.

Los aviones de referencia cuentan con ángulos de barrido variados. El diseño tendrá de momento la moda de los ángulos de barrido, siendo éste de $4[^\circ]$. En cuanto al ángulo diedro, se sabe que afecta la estabilidad y sustentación. Al revisar las referencias, se aprecia que la moda del diedro es de $0[^\circ]$, por lo cual se adaptará tal valor.

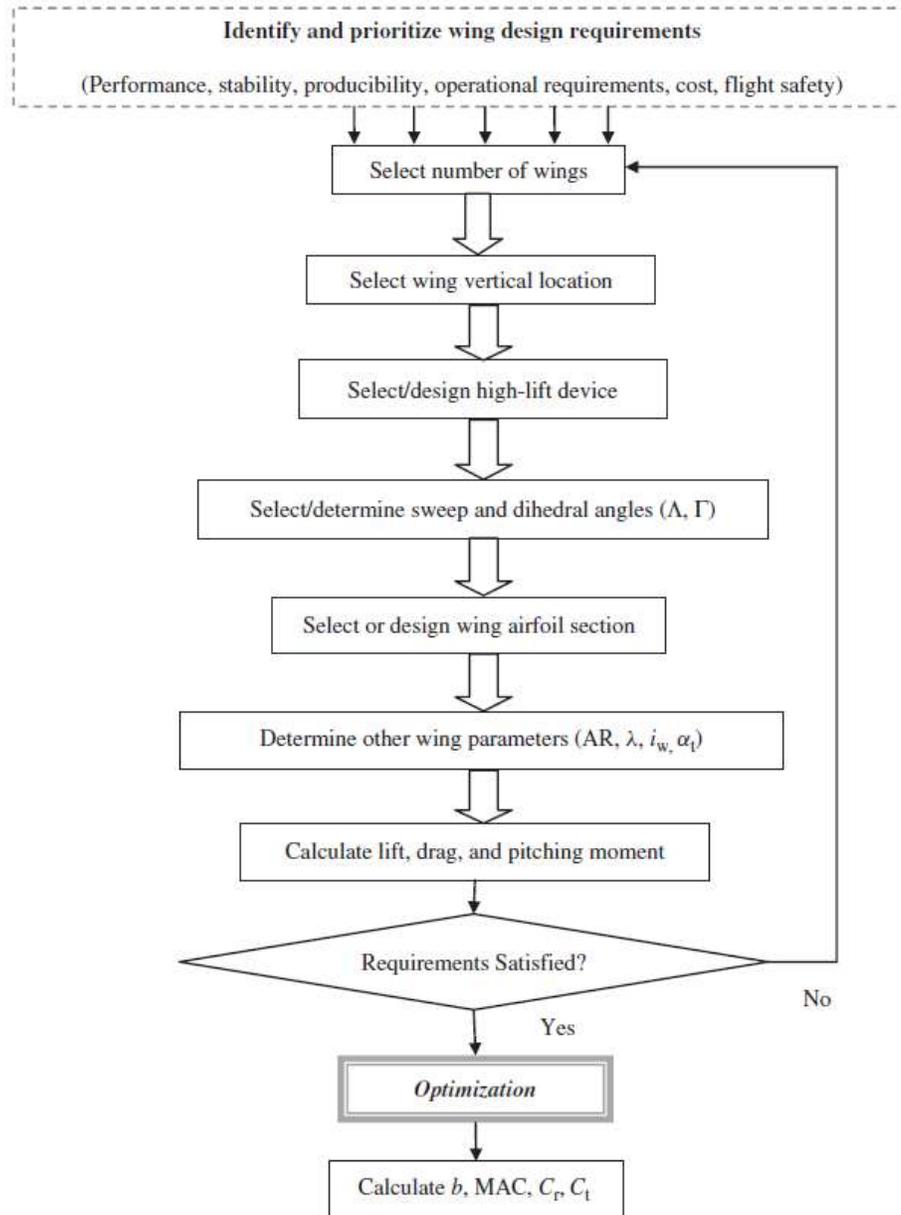


Ilustración 33: Diagrama de flujo para el diseño de un ala (by Mohammad H. Sadraey)

Esquema de equilibrio

El elemento estabilizador del avión es la cola, cuyo conjunto se llama empenaje.

Los aviones acrobáticos llevan consigo incorporadas superficies de control con más mandos que los aviones de ala alta y similares. Con ello se pueden realizar maniobras acrobáticas a baja velocidad y salidas de entrada en pérdida con facilidad.

Un timón de profundidad con una mayor superficie de acción ofrece un control mayor cuando se vuela a velocidades bajas.

Para el diseño de este avión se eligió un empenaje de cola convencional, ya que, aparte de que la mayoría de los aviones utilizados en los datos estadísticos tienen esta configuración, éste suele ser la solución óptima desde el punto de vista de estabilidad, control y peso estructural del conjunto.

Elección de parámetros

- Ala
- Fuselaje
- Empenaje
- Unidades de control
- Dispositivos de aumento de sustentación

De la lista anterior se desplegarán múltiples datos de cada punto (área, envergadura, relación de aspecto, cuerda de raíz, cuerda de punta, cuerda media aerodinámica, entre otros); el primero que se deberá de estimar / elegir, será la superficie alar o área (“S”).

Para elegir esta variable, se tendrá en cuenta la cantidad necesaria de levantamiento que se deberá generar para la aeronave y al mismo tiempo la reducción del arrastre y del momento de cabeceo; estas metas de diseño deberán ser cumplidas bajo cualquier condición de vuelo a la que sea sometida la aeronave.

Parámetros de Ala

- S : Superficie alar
- AR : Alargamiento
- λ : Conicidad
- C_t : Cuerda en la punta
- C_r : Cuerda en raíz
- MAC : Cuerda media aerodinámica
- b : Envergadura
- Perfil alar
- α_t : Ángulo de torcimiento
- Λ : Ángulo de flechado

- Γ : Ángulo diedro
- i_W : Ángulo de incidencia

Para la elección de la superficie alar, es recomendado hacer una comparación de múltiples aeronaves que tengan el mismo propósito o características, con el fin de obtener un valor de moda o promedio y establecer este valor como dato preliminar.

Respecto a la tabla comparativa encontrada en el *Apéndice A: Tabla comparativa de aeronaves*, se obtuvo el valor promedio de superficie alar.

$$S_{av} = (16.5 + 10.7 + 9.10 + 16.49 + 9.47 + 9.53 + 14.47)[m^2] = 12.322 [m^2]$$

Una vez obtenido la moda se propone un valor que cumpla con el alargamiento propuesto. Por lo tanto, el valor propuesto de superficie alar es: $S = 9.375 [m^2]$.

En la sección de

Sistema de sustentación de este documento, se definieron múltiples parámetros del ala, como lo son:

- Ángulo de flechado o barrido: $\Lambda = 4^\circ$
- Ángulo diedro: $\Gamma = 0^\circ$

El ángulo de incidencia o ángulo de ataque geométrico se establece respecto a la moda obtenida de las aeronaves comparadas: $i_W = 4^\circ$

El alargamiento del ala es la relación que existe entre el cuadrado de la envergadura sobre la superficie alar, la cual también puede ser propuesta por la siguiente tabla:

Tabla 8: Valores típicos de alargamiento del ala

No.	Aircraft type	Aspect ratio
1	Hang glider	4–8
2	Glider (sailplane)	20–40
3	Home-built	4–7
4	General aviation	5–9
5	Jet trainer	4–8
6	Low-subsonic transport	6–9
7	High-subsonic transport	8–12
8	Supersonic fighter	2–4
9	Tactical missile	0.3–1
10	Hypersonic aircraft	1–3

La aeronave *Tzauri* se puede interpretar como un jet de entrenamiento, debido a que manejan características muy parecidas (carga alar, carga útil, velocidad de giro y capacidad de maniobra, entre otras.)

Siendo el rango de valores para el alargamiento de 4 a 8 para jet de entrenamiento en la *Tabla 8*, se propone un valor intermedio de $AR = 6$

La conicidad es la relación que existe entre la cuerda en la raíz y la cuerda en la punta del ala. Debido a que no se empleará un ala rectangular, se deberá estimar y definir un valor para la conicidad.

Para la estimación de la conicidad, se realizan los mismos pasos empleados en la superficie alar: obtención de un promedio y propuesta de un valor que beneficie a la aeronave a cumplir con sus metas establecidas.

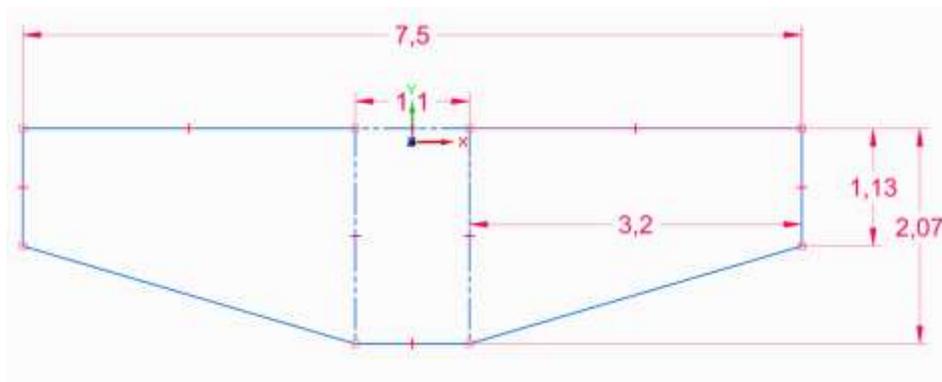


Ilustración 34: Características de un ala

El valor promedio de la conicidad es: $\lambda = 0.55$

Se empleará este valor de conicidad hasta que se proponga o encuentre un valor ideal para la aeronave a diseñar.

La envergadura de la aeronave (b) es la distancia desde la punta de la semi ala izquierda hasta la punta de la semi ala derecha; esta distancia se estimará generando una moda de los valores de envergadura de las aeronaves comparadas.

$$b = 7.5 [m]$$

La elección del perfil aerodinámico es el segundo parámetro más importante para determinar después de la superficie alar; el perfil aerodinámico es responsable de generar la diferencia de presiones en las secciones superior e inferior del ala otorgando a la aeronave el levantamiento adecuado.

La mayoría de las aeronaves acrobáticas emplean perfiles alares simétricos, haciendo que el vuelo invertido sea tan fácil como realizar un cabeceo hacía arriba.

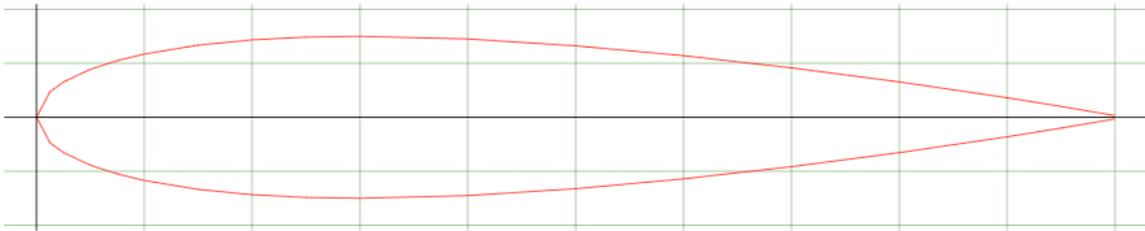


Ilustración 35: Perfil aerodinámico NACA 0015 (by Airfoil Tools)

La *Ilustración 35* muestra la silueta de un perfil aerodinámico simétrico NACA 0015, el cual es propuesto para utilizar en la aeronave a diseñar.

El espesor relativo del perfil aerodinámico en la cuerda de raíz y punta se mantiene constante. El espesor máximo del perfil es: 15% de la cuerda posicionado a 22% de la cuerda desde el borde de ataque.

La elección de este perfil tiene como propósito proveer una estructura resistente con un bajo coeficiente aerodinámico y, al mismo tiempo, proporcionar espacio suficiente para los tanques de combustible.

Las superficies hipersustentadoras de una aeronave son superficies de control que se encargan de aumentar el coeficiente de levantamiento que tiene un ala.

En el caso de las aeronaves para acrobacias, se emplean flaps sencillos.

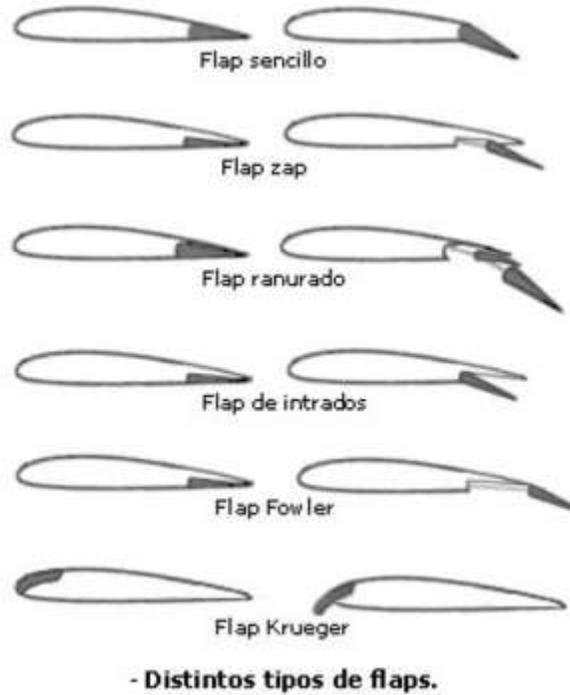


Ilustración 36: Tipos de flaps (by Manuel Martínez)

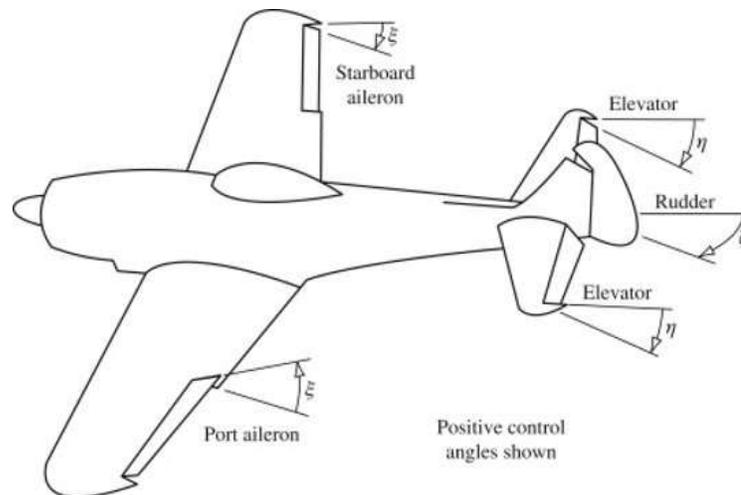


Ilustración 37: Dispositivos hipersustentadores y superficies de control (by Javier Flores)

Las áreas y cuerdas relativas (%), ángulos de deflexión de flaps, ángulos de deflexión del interceptor (frenos aerodinámicos si hubiera) y ángulos de deflexión de los spoilers, se determinarán en las etapas avanzadas del diseño de la aeronave.

Parámetros del fuselaje

Los parámetros del fuselaje se refieren a la elección de la “forma” de éste: redonda, ovalada o rectangular, entre otras.

La forma elegida para la aeronave es: ovalada, debido a que cuenta con una carga útil muy reducida. La geometría de la sección trasera del fuselaje se puede modificar para otorgar un mejor coeficiente aerodinámico.

En la *Ilustración 38* se muestran dos ejemplos simplificados de la forma del fuselaje

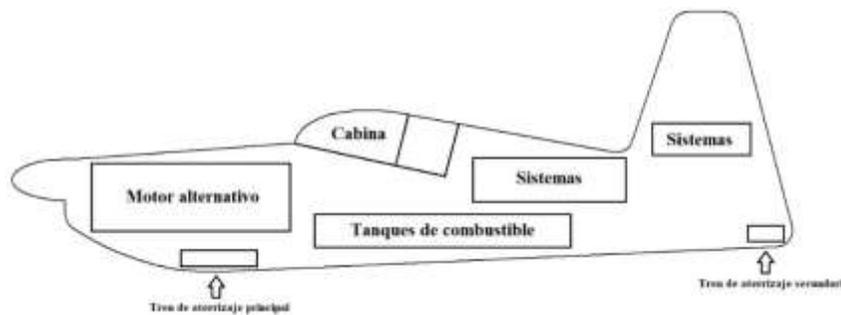


Ilustración 38: Forma de fuselaje de la aeronave Tzauri

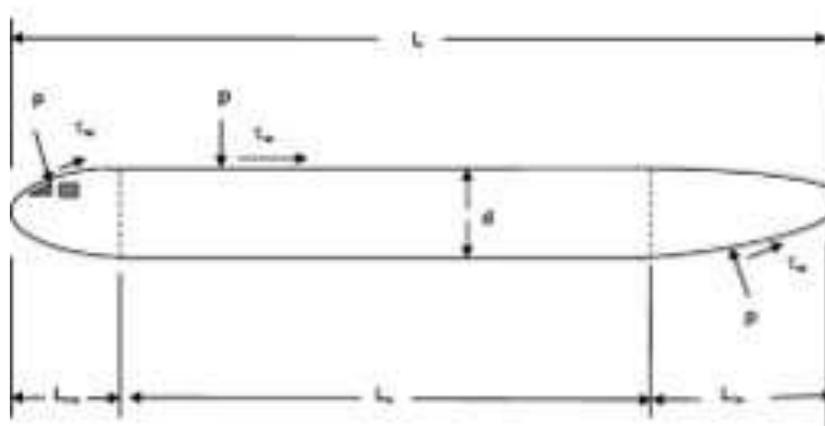


Ilustración 39: Secciones del fuselaje (by Javier Flores)

Con los datos estadísticos obtenidos en la tabla comparativa, se puede llegar a la elección de valores preliminares para el alargamiento $\left(\frac{d}{L} = \lambda_{\phi}\right)$ del fuselaje en sus secciones tanto delantera como trasera (λ_{NC} y λ_{TC} respectivamente).

Parámetros del empenaje

Las relaciones de aspecto/alargamiento, conicidad, ángulos de barrido tanto del empenaje vertical como horizontal, espesores y áreas relativas, se deberán estimar o elegir respecto a las capacidades y metas que deberá cumplir la aeronave.

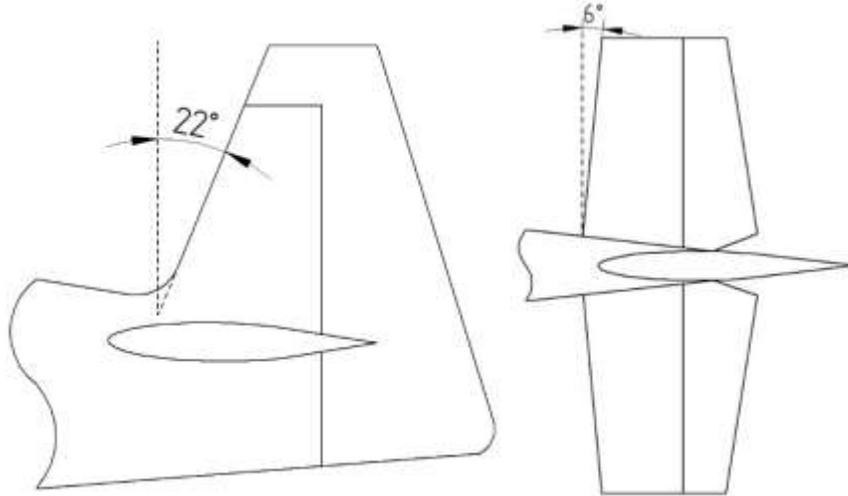


Ilustración 40: Parámetros del empenaje

Los valores propuestos para la conicidad y alargamiento del empenaje horizontal son:

- AR : 5.05
- λ : 1.4

Estos valores fueron tomados y propuestos con referencia en las aeronaves comparadas.

Para el empenaje vertical se tienen:

- AR : 2.57
- λ : 3.3

Esquema y parámetros del tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje de una aeronave puede ser de ruedas, esquís para nieves o flotadores para el agua. En el caso del *Tzauri*, se utilizará un tren de aterrizaje compuesto por ruedas.

El tren de aterrizaje se divide en 2 secciones:

1. **Tren principal;** es el *primero* en contacto con el suelo al aterrizar y el *último* en el proceso de despegue.
2. **Tren secundario.**

Para el diseño del tren de aterrizaje, se optará por el diseño del inciso a) que se muestra en la *Ilustración 41*, con un tren principal delantero y secundario trasero, puesto que, con base en la tabla comparativa mostrada en el *Apéndice A*, la mayoría de las aeronaves (*Extra 300L*, *Edge 540*, *MXS* y *XA-42*) tienen en común este diseño de tren de aterrizaje.

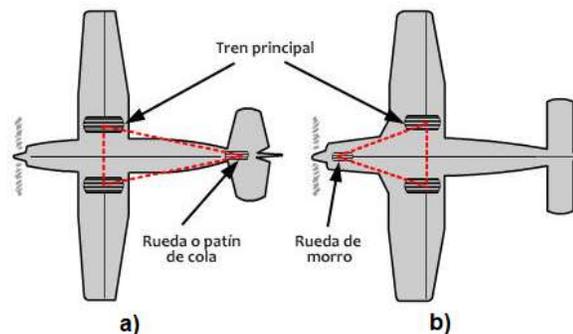


Ilustración 41: Disposición del tren de aterrizaje (by Miguel Ángel Muñoz Navarro)

Comúnmente, el peso total del tren de aterrizaje oscila entre el 3% y 5% del peso máximo de despegue de la aeronave.

Existen 10 diversas configuraciones de tren de aterrizaje:

1. Principal único
2. Bicicleta
3. Tren de cola
4. Triciclo o morro
5. Cuadriciclo
6. Múltiples (Comúnmente aviones de carga)
7. Desmontables

8. Patín de cola
9. Flotadores (Comúnmente Hidroaviones)
10. Piernas humanas (Comúnmente planeadores y alas delta)

Para la configuración del tren de aterrizaje, se seleccionó uno de tipo **tren de cola**, con el fin de poder maniobrar la aeronave en tierra de manera eficiente y estable (a velocidades bajas). Este tren consiste en 2 ruedas delanteras que se encuentran por delante del centro de gravedad de la aeronave y una rueda pequeña por debajo de empenaje.

En esta configuración, el tren de aterrizaje principal es el que soporta la mayor carga de la aeronave, la cual se encuentra entre 80-90%, por lo que el tren de cola transporta alrededor del 10-20% de carga.

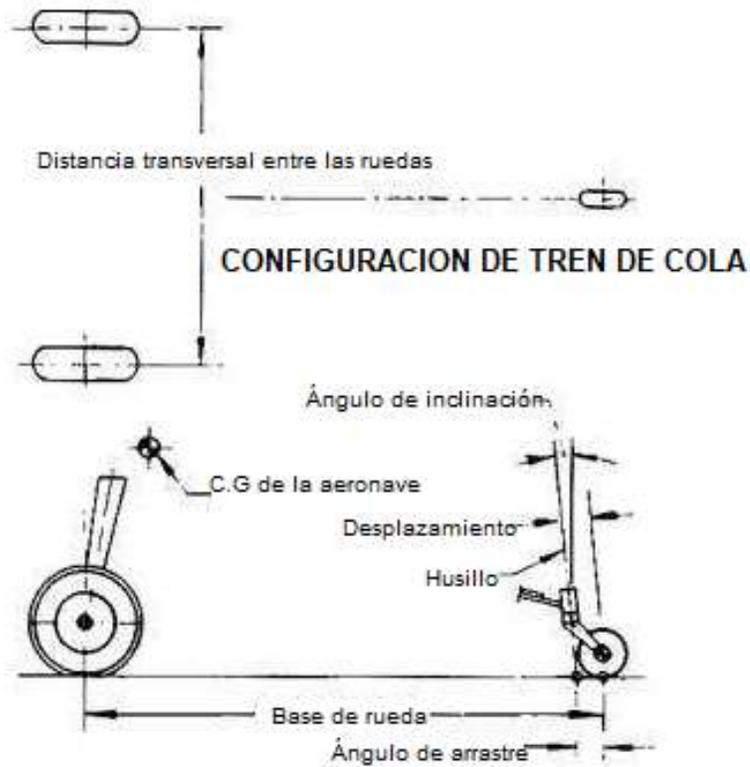


Ilustración 42: Tren de aterrizaje convencional

La aeronave, al tener esta configuración, no se encuentra nivelada puesto que el tren principal es mucho más alto y grande que el de cola, por lo que generalmente se encuentra la aeronave con la nariz arriba estando en tierra.

Una de las desventajas más marcadas en esta configuración es la baja visibilidad del piloto sobre la pista a la hora del despegue por la inclinación de la aeronave.

Una vez ya seleccionada la configuración del tren de aterrizaje, es importante saber si éste será fijo, retráctil o separable. En este caso, la opción más viable es la de el tren de aterrizaje **fijo**, puesto que se reducen el peso y costos de la aeronave.

Las dimensiones primarias de un tren de aterrizaje son:

- **La altura del tren de aterrizaje (H):** Distancia entre el punto más bajo del tren de aterrizaje (parte inferior del neumático del tren principal) y la estructura de la aeronave; está en función del amortiguador y la desviación del tren de aterrizaje. Esta dimensión se mide cuando la aeronave se encuentra en tierra y en posición horizontal.

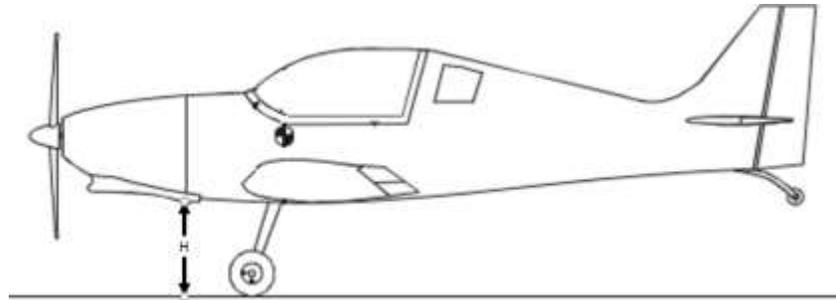


Ilustración 43: Altura del tren de aterrizaje con base en la configuración de tren de cola

- **La distancia entre centro de gravedad y el suelo (d):** Es necesaria para los cálculos generales.
- **La distancia entre ejes (B):** Es la distancia entre neumáticos en vista lateral.

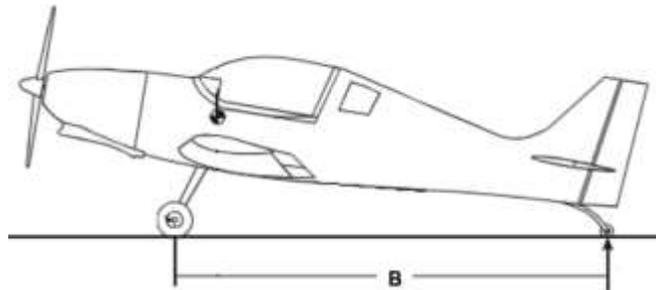


Ilustración 44: Distancia entre ejes

- **La huella de la rueda (T):** Es la distancia entre el tren de aterrizaje principal en vista frontal

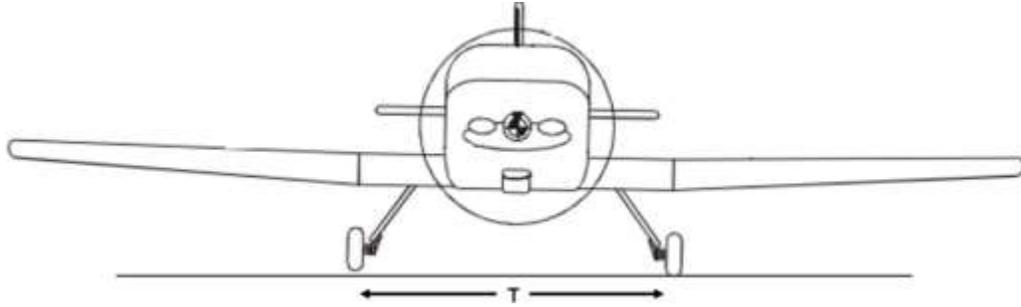


Ilustración 45: La huella de rueda

Para la definición de estos parámetros, se establece una comparativa de dimensiones basada en las aeronaves *Extra 300L*, *Edge 540*, *MXS* y *XA-42*, puesto que son las que tienen mayor relación con la elección del tren de aterrizaje del *Tzauri*. Para los cálculos se utilizarán las siguientes fórmulas:

Para distancia entre ejes:

$$\bar{B} = \frac{B}{\lambda_{\phi}}$$

Donde:

- \bar{B} = Distancia entre ejes (adimensional)
- B = Distancia entre ejes (metros)
- λ_{ϕ} = Longitud de fuselaje (metros)

Para distancia de la huella de la rueda:

$$\bar{T} = \frac{T}{b}$$

Donde:

- \bar{T} = Huella de la rueda (adimensional)
- T = Huella de la rueda (metros)
- b = Envergadura alar (metros)

Tabla 9: Propiedades del tren de aterrizaje, masa y peso de 4 aeronaves [35]

características geométricas						
Aeronave	B [m]	T [m]	b [m]	λ_ϕ [m]	\bar{B} [-]	\bar{T} [-]
Extra 300L	5.07	1.8	8	6.96	0.728	0.225
Edge 540	4.65	1.99	7.41	6.27	0.742	0.269
MXS	4.47	1.64	7.31	6.1	0.733	0.224
XA-42	4.425	2	7.5	6.67	0.663	0.267
				Promedio	0.717	0.246

Con base en las estadísticas obtenidas de los parámetros adimensionales para las características del tren de aterrizaje del *Tzauri*, se obtuvieron las siguientes relaciones:

$$\bar{B} = 0.717$$

$$\bar{T} = 0.246$$

Cabe mencionar que hace falta calcular un parámetro para el tren de aterrizaje, pero, por falta de información de las aeronaves investigadas, por el momento queda pendiente. Este parámetro se refiere al “*Offset*”, mismo que se obtiene de la siguiente manera:

$$\bar{e} = \frac{e}{B}$$

Donde:

- \bar{e} = *Distancia entre C. G y eje central del tren principal (adimensional)*
- e = *Distancia entre C. G y eje central del tren principal (metros)*
- B = *Distancia entre ejes (metros)*

Elección de la planta motriz

El motor es el componente principal del sistema de propulsión de la aeronave para generar potencia y / o empuje.

Con base en las aeronaves que ya fueron estudiadas, se realizaron las siguientes graficas para poder apreciar de mejor manera la información de algunos puntos importantes del motor:

- Potencia
- Empuje
- Consumo específico del combustible
- Peso específico del motor
- Eficiencia del combustible

Potencia

La potencia se obtiene dividiendo la cantidad de trabajo realizado, medida en libras-pie o Watt, por el tiempo en segundos o minutos utilizados para realizar el trabajo. La potencia puede expresarse en libras-pie de trabajo por minuto o en caballos de fuerza. Un caballo de fuerza equivale a 33.000 [lb-ft] de trabajo realizado en un minuto, o 550 [lb-ft] de trabajo realizado en un segundo. Asimismo, se puede expresar la potencia en kilowatts:

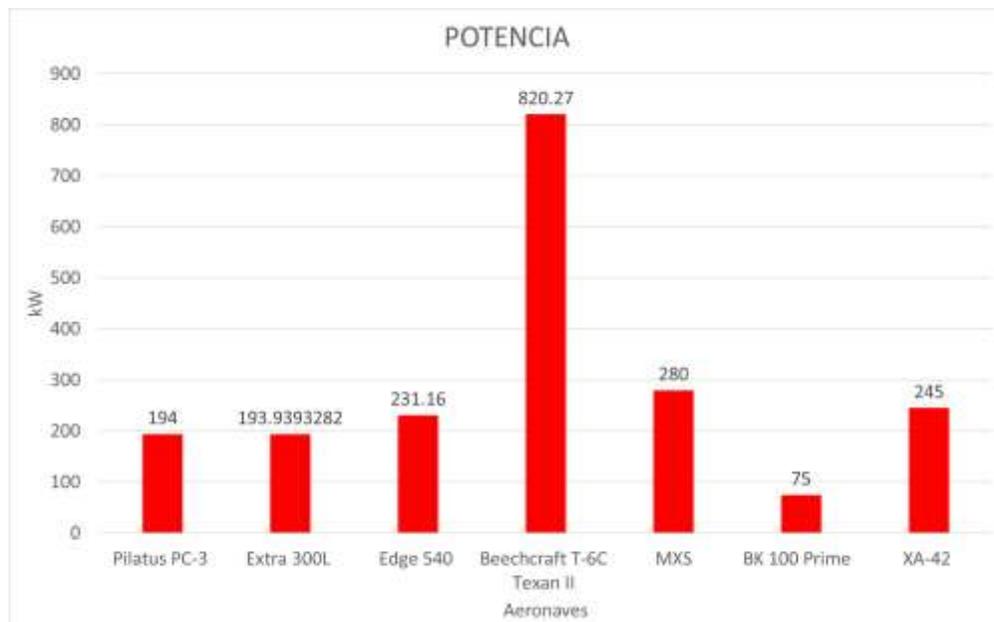


Ilustración 46: Potencia de la planta motriz para 7 aeronaves

Como se puede observar, el motor turbohélice PT6A-68 de la empresa Pratt & Whitney, el cual se encuentra montado en la aeronave Beechcraft T-6C Texan II, muestra capacidades superiores en el desarrollo de potencia frente los motores recíprocos de las demás aeronaves.

Empuje o tracción

Es la fuerza de avance producida por el motor/hélice o rotor, la cual se opone o supera la fuerza de resistencia. Como regla general, actúa en paralelo al eje longitudinal.

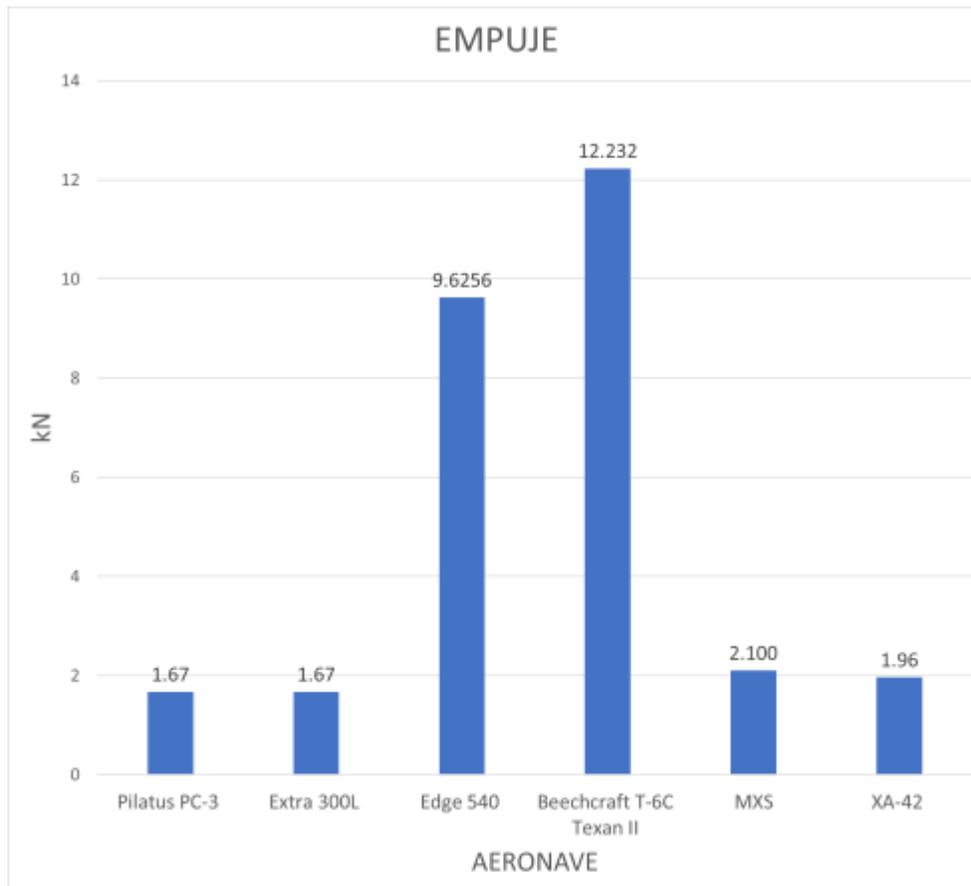


Ilustración 47: Empuje (tracción) generado por 6 aeronaves

En la *Ilustración 47* se compara la tracción producida por los distintos motores de las aeronaves utilizadas para las estadísticas de diseño.

Como se observa, el motor turbohélice PT6A-68 genera una tracción superior al de las demás aeronaves mostradas en la gráfica anterior.

Para complacer los parámetros en cuestión de empuje, los motores turbohélice muestran un mejor desempeño que los demás, siendo el motor AEIO 540 EXP de la aeronave Edge 540 el motor con el segundo mejor rendimiento de los motores de las aeronaves mostradas.

Consumo específico

Hace referencia al consumo de combustible de una aeronave por hora de uso.

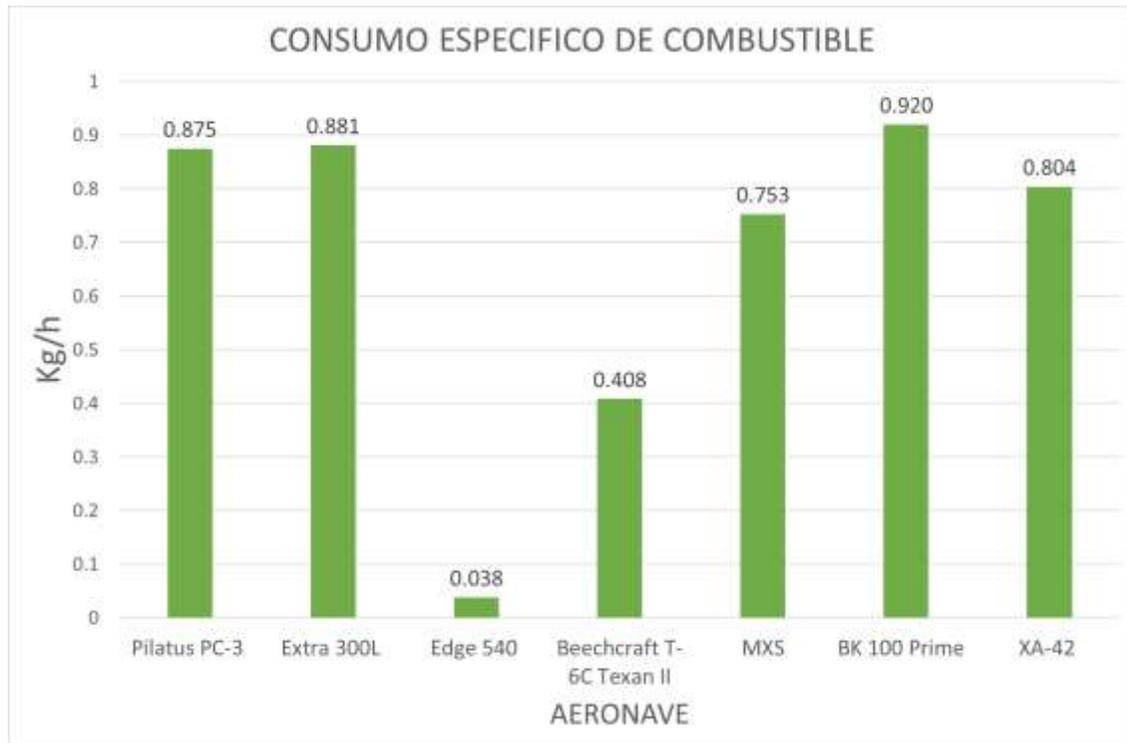


Ilustración 48: Consumo específico de combustible para 7 aeronaves

Según la *Ilustración 48*, el motor de la aeronave Edge 540 tiene una mayor eficiencia en el tema de consumo específico, ya que consume solamente 0.038 [kg/h], mientras que los demás motores rondan arriba de los 0.400 [kg/h], por lo cual en cuestión de consumo específico de combustible el motor del Edge 540 lleva la ventaja.

Peso específico

Es la relación entre el peso de un motor de avión y la potencia de frenado que éste desarrolla.



Ilustración 49: Peso específico del motor para 6 aeronaves

En la *Ilustración 48* se muestra el consumo específico de cada motor, el cual está dado por la división de empuje entre potencia, teniendo una mayor eficiencia en relación del peso específico el motor del Edge 540.

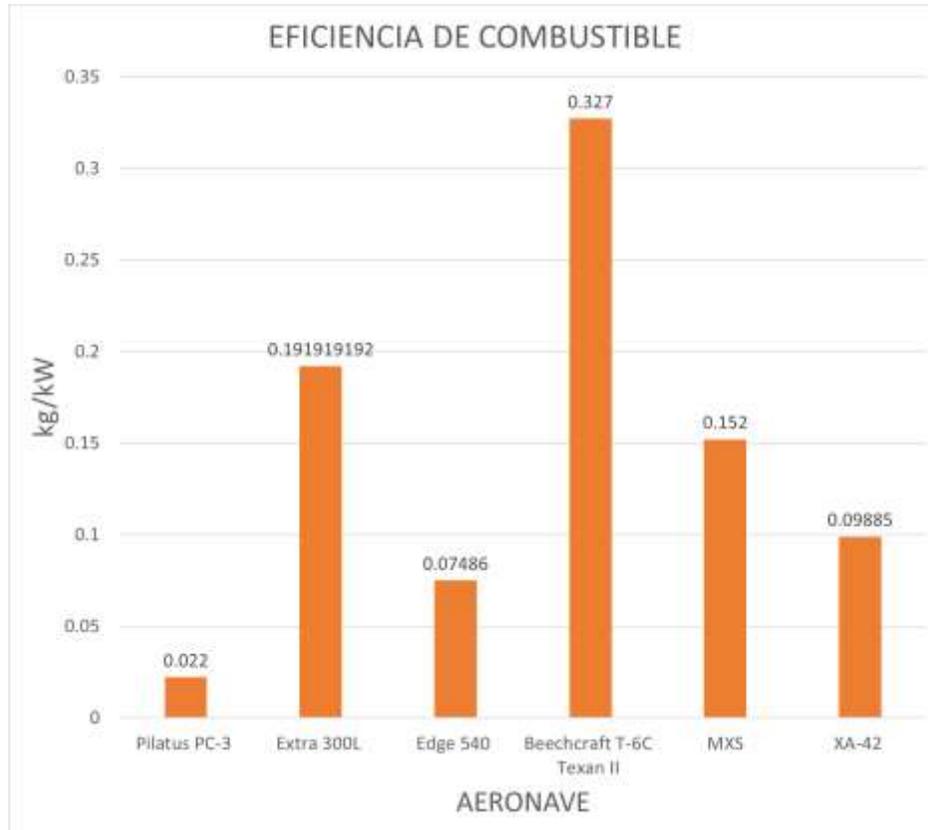


Ilustración 50: Eficiencia de combustible para 6 aeronaves

La *Ilustración 50* muestra la eficiencia de los combustibles de las distintas aeronaves, representando la cantidad de combustible que va a consumir la aeronave por hora de vuelo. Como se observa, el Texan II es la aeronave que más combustible consume por hora de vuelo, debiéndose esto al tipo de motor y a las capacidades del mismo.

Con base en la anterior comparación, se pudo determinar que la aeronave *Tzauri* será monomotor, siendo el motor del tipo recíproco.

Se tomaron en consideración varias series de motores recíprocos de marcas distintas, de los cuales el elegido para el *Tzauri* es el “Thunderbolt” de la empresa Lycoming [36].

El motor Lycoming Thunderbolt permite personalizar el motor para adecuarse a la necesidad de la aeronave *Tzauri*.

En el caso del *Tzauri*, utiliza como motor base el motor 540, el cual es un motor de seis cilindros enfriados por aire horizontalmente opuestos. Del cual, las características generales son las siguientes:

Tabla 10: Características generales de un motor Lycoming Thunderbolt 540

	Sistema Internacional	Sistema Inglés
Diámetro del cilindro	130.2 [mm]	5.125 [in]
Carrera	111.1 [mm]	4.375 [in]
Desplazamiento	8.9 [L]	541.5 [in ³]
Peso en seco	199 [kg]	438 [lb]
Potencia de salida	223 [kW]	300 [CV]
Potencia específica	25.15 [kW/L]	0.55 [CV/in ³]
Relación potencia / peso	1.12 [kW/kg]	0.68 [hp/ lb]

Componentes	Tipo
Tren de válvulas	2 válvulas en cabeza por cilindro
Sistemas de combustible	Sistema de inyección
Tipo de combustible	Gasolina de 100 Octanos.
Sistema de refrigeración	Refrigerado por aire.

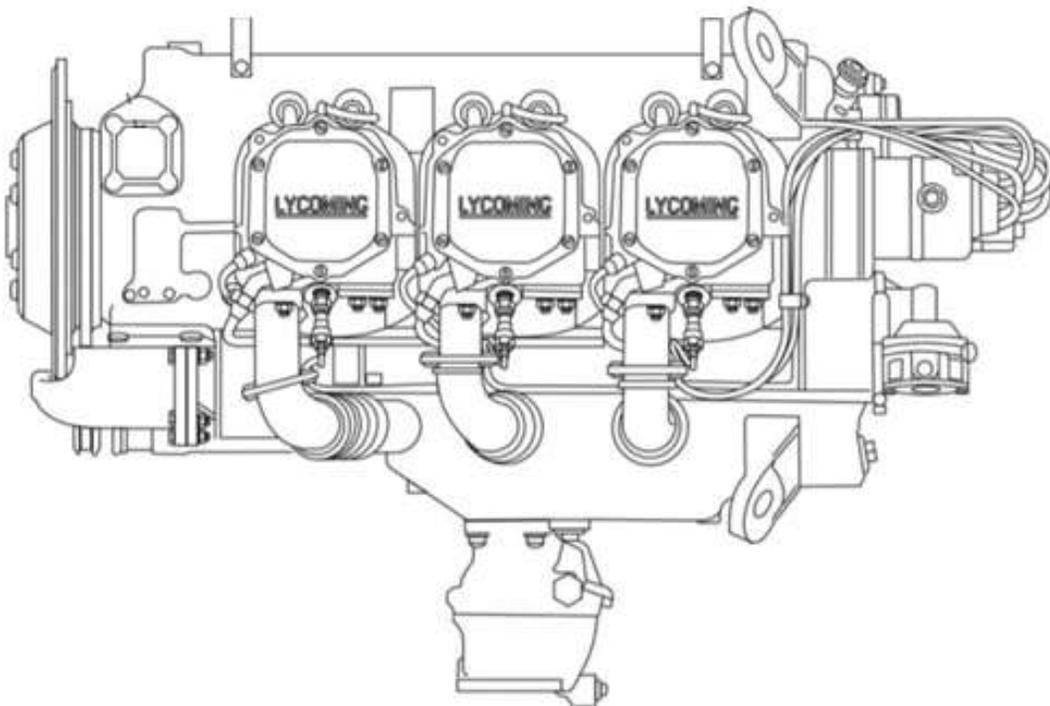


Ilustración 51: Vista lateral de un motor Lycoming Thunderbolt 540

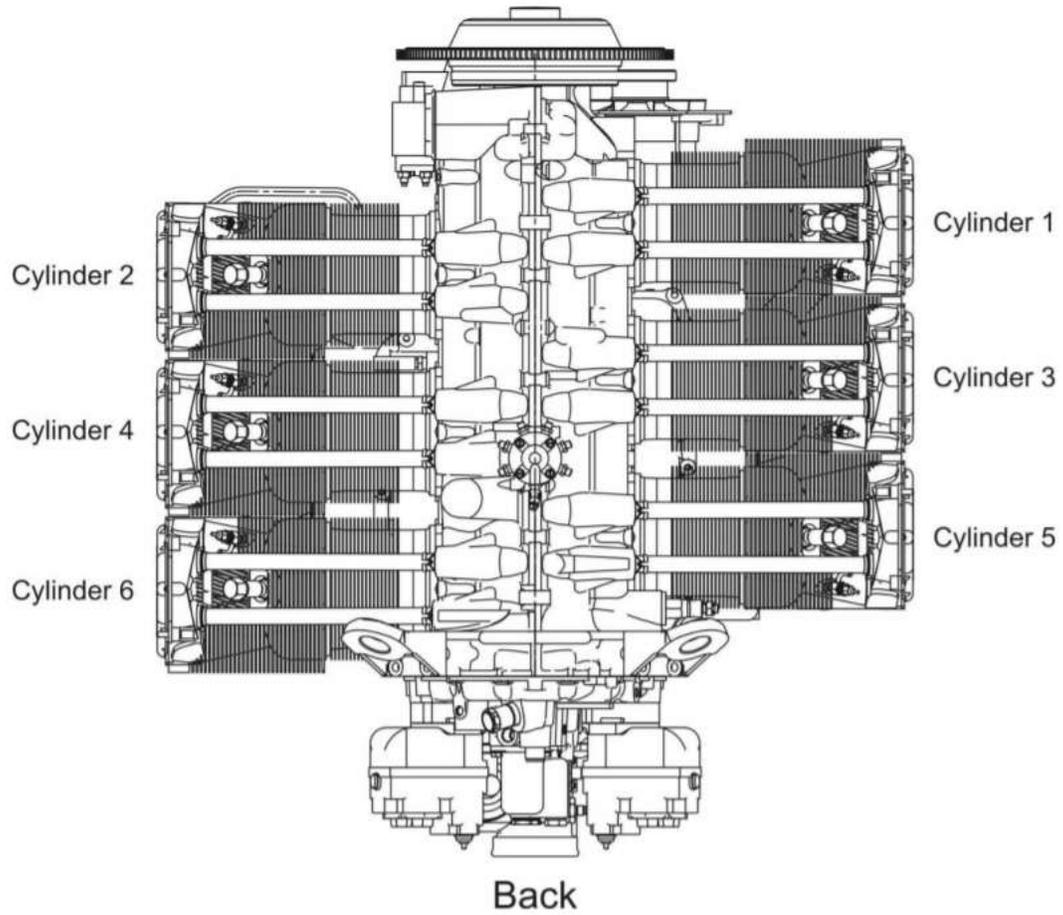


Ilustración 52: Posición de los cilindros en un motor Lycoming Thunderbolt 540

Este motor se encuentra en:

- Diversas aeronaves experimentales.
- Aeronaves de Air Race, como la aeronave del piloto en la Red Bull Race Michel Goulian.



Ilustración 53: Motor Lycoming Thunderbolt 540

Tabla 11: Parámetros a tomar en consideración para calcular la relación peso / potencia

Parámetros	Valor
Velocidad de vuelo crucero.	360 [km/h]
Recorrido de despegue requerido.	< de 2 [km]
Posibilidad de despegue en caso de avería del motor.	Nula
Velocidad máxima V_{\max} :	410 [km/h]
Número máximo de Mach M_{\max} :	0.332
Velocidad nunca exceder V_{NE} :	450 [km/h]
Número máximo de Mach M_{\max} :	0.364
Velocidad de ascenso V_{y_0} :	23 [m/s]
Altitud máxima:	8 000 [m]
Carga g máxima:	+/- 12 [g]

Las aeronaves se pueden clasificar por la posición de los motores de la siguiente manera:

- **Motor tractor (Tractor engine):** el motor va instalado en la nariz del avión, donde se ha comprobado que tiene la mayor eficiencia, o sobre las alas con la hélice al frente. La mayoría de los aviones monomotores utilizan esta configuración.
- **Motor propulsor (Pusher engine):** el motor se encuentra instalado en la parte posterior de las alas o del fuselaje, produciendo empuje hacia adelante. Una aeronave de este tipo es el Pegasus de Oaxaca Aerospace.
- **Motores en tándem (Tandem engines):** Los motores van instalados por pares en la línea longitudinal, uno en posición de tractor engine y el otro en posición de propulsor. Un ejemplo es el Cessna Skymaster.



Ilustración 54: Texan II, Pegasus y Skymaster

Basándose en la configuración, desempeño y funciones, se llegó a la conclusión que la posición del motor será del tipo tractor (single-engine) Prop-Drive.

Con base en los datos anteriores y a las características requeridas para el propósito que tendrá la aeronave, se determinó que el motor será instalado en posición motor tractor.

Rendimiento de la planta motriz y carga alar específica

Para diseñar el sistema de propulsión, es necesario seleccionar el motor correcto y determinar los parámetros adecuados éste. Los requisitos de diseño de propulsión podrían satisfacerse si el diseñador puede conectarlos al análisis funcional.

La función principal de un motor aeronáutico es generar fuerza propulsora. Esta fuerza es necesaria para superar la resistencia de la aeronave y proporcionar los medios (velocidad aerodinámica) para el ala para producir fuerza de sustentación. En un motor a reacción, el empuje es creado directamente por el motor, mientras que, en un avión propulsado por hélice, la tracción se produce mediante el empleo de una hélice.

La función secundaria del sistema de propulsión es proporcionar potencia / energía a otros subsistemas tales como el sistema hidráulico, sistema eléctrico, sistema de presión, aire acondicionado y aviónica. Estos subsistemas dependen de la potencia del motor para funcionar. En la mayoría de los aviones de aviación general (GA), así como aviones de transporte ligero, la energía para el consumo interno se extrae del sistema de propulsión. Sin embargo, en grandes aviones de transporte a reacción, se requiere un dispositivo separado, como una unidad de potencia auxiliar (APU).

La selección de fuentes para cada sistema es una fusión de varios factores: misión, calidad de manejo, costo, consideraciones de seguridad y requisitos operativos:

Tabla 12: Funciones del sistema de propulsión

No.	Categoría de función	Función
1	Función primaria	Generar fuerza propulsora
2	Función secundaria	Generar potencia / energía para varios subsistemas hidráulicos y eléctricos.
3	Función contribuyente	<p>Ya sea estabilizador o desestabilizador, reduce la comodidad de los pasajeros, tripulación, y asistentes de vuelo debido al ruido del motor.</p> <p>Reduce la comodidad de los pasajeros, tripulación, y asistentes de vuelo debido al intercambio de calor a la cabina / cabina del piloto</p> <p>Contribuciones a la seguridad en el caso de un motor inoperante.</p> <p>Costo operativo por consumo de combustible.</p> <p>Impacto estructural debido a vibraciones del motor.</p>

Un motor tiene varios impactos en la estructura de una aeronave a través de fuerzas, momentos y elementos, tales como el peso del motor, empuje, intercambio de calor y vibraciones. La integridad estructural debe analizarse como parte de la metodología de diseño del motor para garantizar que la estructura no sea degradada por el diseño del motor.

En general, los siguientes elementos se consideran en los requisitos y limitaciones del diseño del sistema de propulsión:

- Desempeño de la aeronave
- Costo del motor
- Costo operacional
- Restricciones de peso del motor
- Limitaciones de tamaño
- La seguridad de vuelo
- Eficiencia del motor

- Estabilidad de la aeronave
- Intercambio de calor
- Requisitos estructurales
- Limitaciones de instalación
- Integración
- Limitaciones de ruido
- Comodidad del pasajero
- Atractivo para los pasajeros
- Limitaciones de sigilo
- Limitaciones del área frontal del motor
- Mantenibilidad
- Capacidad de fabricación
- Desechabilidad.

Poco después de que se hayan identificado y priorizado los requisitos y las limitaciones de diseño, el diseñador del sistema de propulsión comenzará a seleccionar el tipo de motor. Hay una serie de tipos de motores disponibles en el mercado para operaciones de vuelo. Estos incluyen: propulsión humana, eléctrico (batería), energía solar, pistón-prop, turborreactor, turbofán, turbohélice, turboeje, estatorreactor y motores cohete. En esta sección, se introducen las características de cada tipo, así como el proceso de selección del tipo de motor.

En el caso del *Proyecto Tzauri*, el tipo de motor seleccionado es un turbohélice.

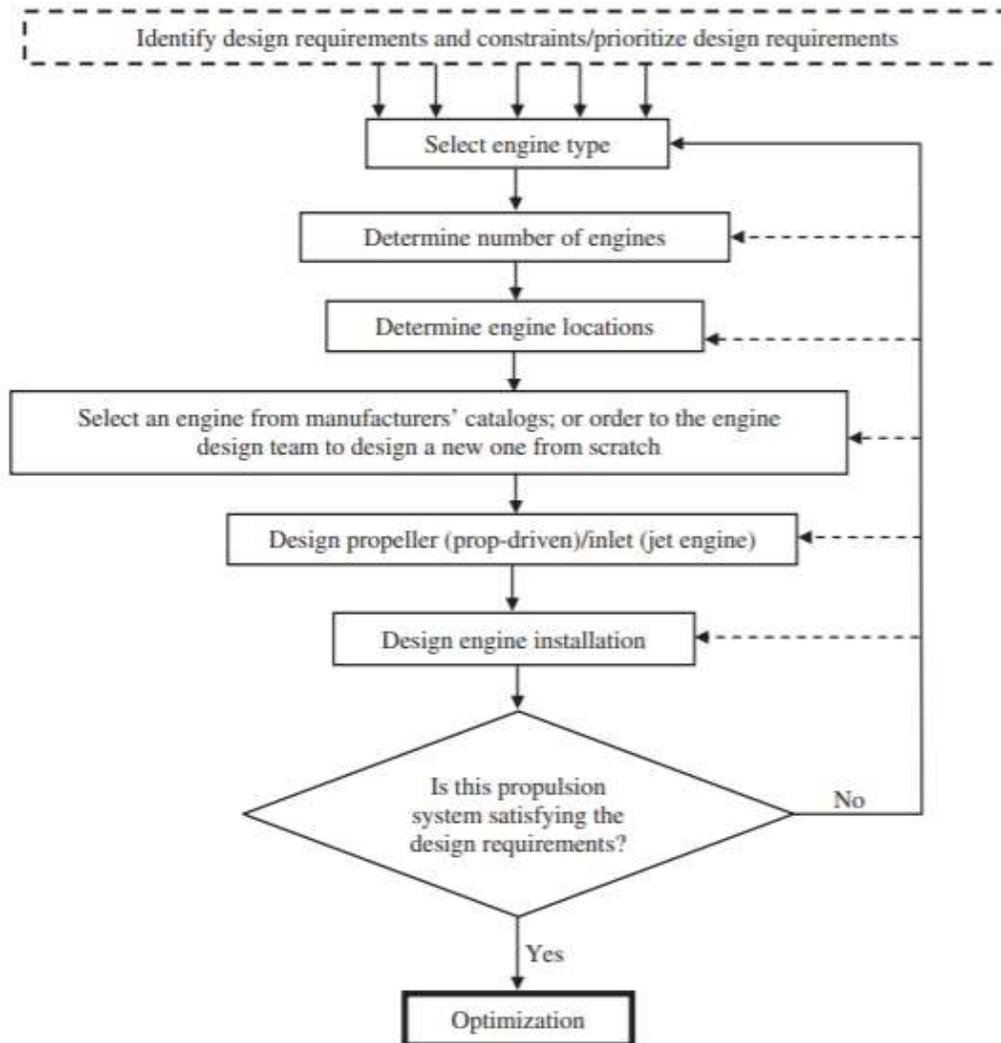


Figure 8.1 Propulsion system design flowchart

Ilustración 55: Diagrama de flujo para el diseño del sistema de propulsión (by Mohammad H. Sadraey)

Sistema turbohélice

Un motor turbohélice es un motor de turbina de gas en el que la turbina absorbe energía en exceso de la necesaria para accionar el compresor. El exceso de potencia se utiliza para impulsar una hélice y, aunque la mayor parte de la energía de los gases calientes es absorbida por la turbina, los turbopropulsores aún tienen jet apreciable. Por lo tanto, la turbina extrae la mayor parte de la energía del gas para impulsar el eje de la hélice. Un motor turbohélice es esencialmente una hélice impulsada por una turbina de gas.

Por diseño, la mayor parte del trabajo disponible en el flujo es extraído por la turbina, dejando poco disponible para el empuje de la boquilla de salida. La boquilla propulsora proporciona por tanto una proporción relativamente pequeña del empuje generado por un turbohélice. Para la mayoría de los motores turbohélice, solo alrededor del 10% del empuje total está asociado con el escape del jet, y el 90% restante es generado por la hélice. El gran diámetro de una hélice requiere una caja de cambios de reducción.

Número de Mach de vuelo y techo absoluto

El primer y más importante criterio para seleccionar el tipo de motor se relaciona con el rendimiento de la aeronave. Los dos parámetros de rendimiento de la aeronave que son más influyentes en el motor son: la selección del techo absoluto y la velocidad máxima. Estos parámetros forman la aeronave envolvente de vuelo dentro de la cual operará una aeronave. En general, un motor propulsado por hélice opera hasta aproximadamente Mach 0,6. Para velocidades más altas, solo un motor a reacción se puede considerar como un medio de propulsión adecuado.

Eficiencia propulsora

Los motores turbohélice tienen la máxima eficiencia propulsora.

Consumo específico de combustible

Las variaciones del consumo específico de combustible frente al número de Mach se muestran para cuatro motores diferentes. Los motores propulsados por hélice tienen el menor consumo específico de combustible hasta aproximadamente Mach 0,4.

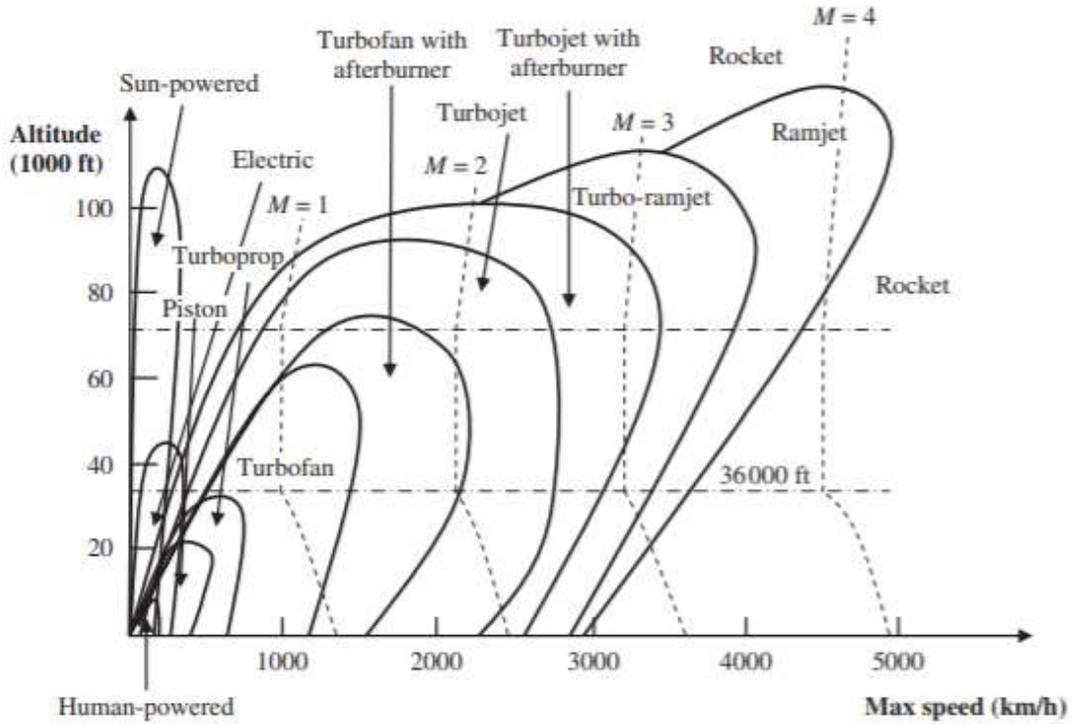


Ilustración 56: Comparación de consumo específico de combustible para distintos tipos de aeronaves (by Mohammad H. Sadraey)

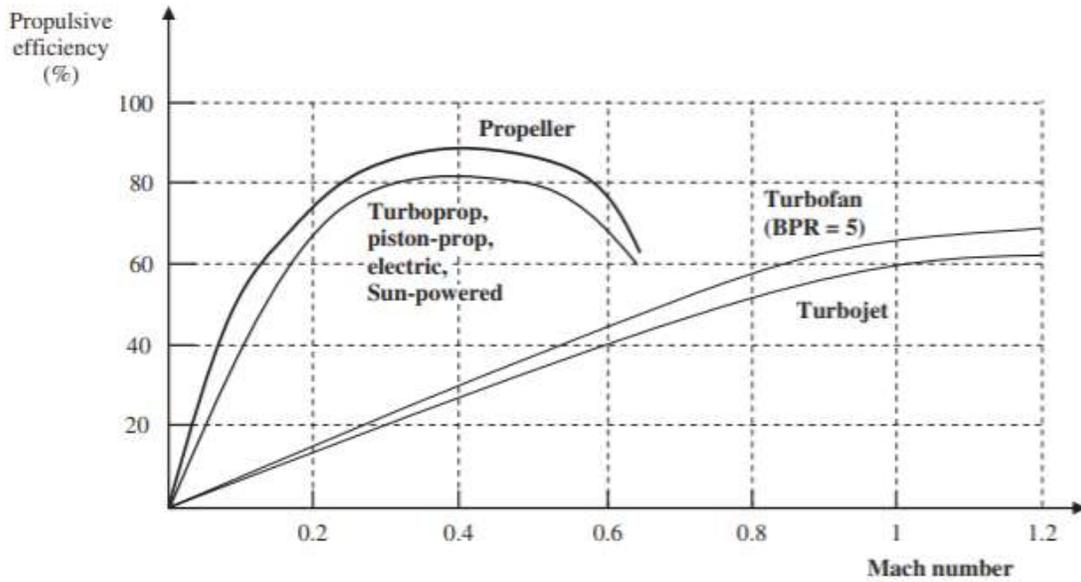


Ilustración 57: Comparación de límites operativos de los distintos tipos de motores (by Mohammad H. Sadraey)

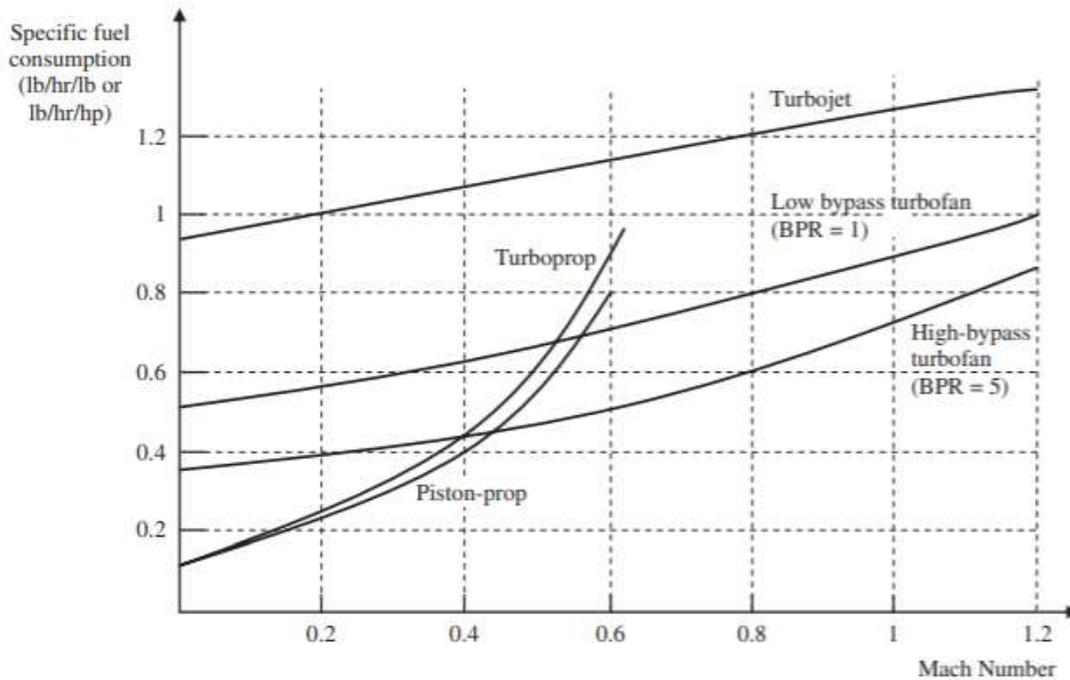


Ilustración 58: Comparación de consumo específico de combustible de los distintos tipos de motores (by Mohammad H. Sadraey)

Peso del motor

Los pesos específicos de algunos tipos de motores son los siguientes:

No.	Tipo de Motor	Peso específico
1	Alternativo o pistón	1.5 [lb/hp]
2	Turbohélice	0.4 [lb/hp]
3	Turbofán	0.2 [lb/hp]
4	Turborreactor	0.3 [lb/hp]

Tabla 13: Pesos específicos para algunos tipos de motores

La *Tabla 13* indica que los motores alternativos son los que tienen la peor relación de peso contra potencia, en comparación con los demás tipos de motores, seguido del turbohélice. A éste le sigue el turborreactor y, por último, el que posee la mejor relación de peso contra potencia es el turbofán.

Número de motores

La elección del número de motores tiene un efecto de gran alcance en el sistema de propulsión. Los elementos que influirán en la decisión sobre el número de motores son: tasa de falla del motor, seguridad, configuración de la aeronave, diseño del fuselaje, potencia o empuje máximo disponible, peso, tamaño y dimensiones del motor, instalación del motor, ubicación del motor, control de la aeronavegabilidad, costo de operación directo y cambios adicionales necesarios debido a la opción multimotor.

Posición del motor

Cuando la ubicación del motor, particularmente en el caso de una configuración de un solo motor, es comparado con respecto al centro de gravedad de la aeronave, dos categorías de sistemas de propulsión se identifican:

- **Empujador:** el motor está ubicado detrás del centro de gravedad de la aeronave
- **Tractor:** el motor está ubicado por delante del centro de gravedad de la aeronave.

Instalación del motor

Una vez que se determinan el tipo de motor y las ubicaciones del motor, las instalaciones del motor deben ser investigado. Los desafíos de instalación incluyen principalmente el suministro de refrigeración del motor, aislamiento de cabina y cabina contra el calor del motor, conducto de admisión, diseño de la boquilla de escape, precauciones de seguridad contra incendios y accesorios mecánicos. Los motores, como los aviones, están sujetos a una variedad de estándares de aeronavegabilidad que el diseñador del sistema de propulsión debe seguir. Cuando un motor está enterrado en el fuselaje, estos elementos son más críticos que para un motor encapsulado. Un motor aeronáutico responsable de la producción de empuje genera calor, contiene fuego y es a menudo tan pesado que necesita un manejo especial.

El calor generado por la combustión en la cámara debe transferirse al medio ambiente de manera eficiente. La transferencia de calor del motor requiere placas de enfriamiento y capota para un sistema enfriado por aire, así como tuberías y bombas para un sistema refrigerado por aceite.

La carcasa del motor tiende a tener un límite de temperatura que no debe ser superado bajo cualquier circunstancia. Esta temperatura es un objetivo para el diseño de la góndola en una configuración de motor en vaina. Por lo tanto, se deben tomar medidas especiales para mantener el motor frío; especialmente a baja altitud y en estaciones cálidas. Además, el blindaje térmico es otra preocupación en la instalación del motor.

Se debe evitar que el calor se transfiera a la cabina de pasajeros y la cabina de la tripulación. La severidad del desafío se comprende cuando los metales son muy conductores de calor. El aislamiento de la cámara de combustión del motor del resto de la aeronave es de gran importancia.

La integridad estructural se verá amenazada si se transfiere una gran cantidad de calor; por lo tanto, un espacio adecuado entre las áreas calientes del motor y el fuselaje, o materiales especiales de aislamiento debe emplearse.

Motor impulsado por hélice

En el caso de un motor instalado a lo largo de la línea central del fuselaje, el soporte del motor requiere una atención especial. Una pieza de la estructura de la aeronave para montar el motor suele ser llamado cortafuegos. Como su nombre lo indica, el cortafuegos proporciona soporte para el motor y mantiene una distancia segura entre cualquier incendio de motor y los ocupantes en la cabina y tanques de combustible. En varios aviones de un solo motor de pistón con el motor en la nariz del fuselaje, el tren de nariz está unido al cortafuegos para ahorrar peso.

Las secciones del tubo de escape de los motores de turbina deben estar aisladas del resto del avión mediante cortafuegos, obenques o medios equivalentes. Cada cortafuegos y cubierta debe ser a prueba de fuego, construidos de modo que ninguna cantidad peligrosa de aire, fluido o llama puedan pasar del compartimento.

La ubicación vertical de un motor propulsado por hélice de un solo tractor está dictada por la siguiente: vista del piloto del horizonte, así como la distancia al suelo de la hélice.

Se debe consultar la sección 23.925 de la parte 23 de FAR sobre el espacio libre de la hélice para más información.

La sección 23 de la FAR 23.771 requiere que para cada compartimento con controles (excluyendo cables y controles varillas) debe ubicarse con respecto a las hélices de modo que ninguna parte del piloto o controles se encuentre en la región entre el plano de rotación de cualquier hélice interior y el generador de superficie borrado por una línea que pasa a través del centro del cubo de la hélice haciendo un ángulo de 5° adelante o atrás del plano de rotación de la hélice.

Dimensionamiento de la hélice

Para determinar variables como ubicación del motor y altura del tren de aterrizaje para una aeronave propulsada por hélice, el diámetro de la hélice debe ser conocido. Por lo tanto, un diseñador de aeronaves impulsadas por hélice debe tener una estimación aproximada del diámetro de la hélice. Si el motor se selecciona para ser impulsado por 2 o más hélices, la hélice debe dimensionarse para cada motor. Para proporcionar un análisis inicial rápido y estudios comerciales, en esta sección se presenta una estimación aproximada del diámetro de la hélice.

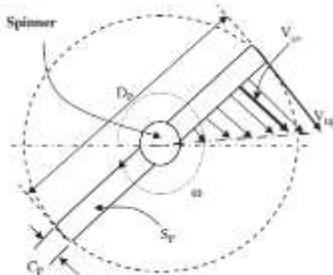
El sistema de propulsión de una aeronave propulsada por hélice en un vuelo de crucero en régimen permanente con una velocidad aérea de V_c y una eficiencia de apoyo de n_p , generará un empuje en función de la potencia del motor de la siguiente manera:

$$T = \frac{P \cdot n_p}{V_c}$$

donde P es la potencia del motor.

El ala finita dimensional producirá una fuerza de sustentación en la dirección del vuelo de la siguiente manera:

$$L_P = \frac{1}{2} \rho V_{av}^2 S_P C_{Lp}$$



donde ρ es la densidad del aire a alturas de crucero, S_P es el área de la forma en planta de la hélice, C_{Lp} es el coeficiente de sustentación de la hélice, V_{av}^2 es la velocidad aérea promedio en la hélice, equivalente a aproximadamente el 70% de la velocidad en punta de la hélice. La velocidad en el centro de la hélice es cero y aumenta a medida que se avanza hacia la punta.

La sustentación generada por la hélice (L_P) es también el empuje del motor (T). Por tanto, se puede escribir:

$$L_P = \frac{1}{2} \rho V_{av}^2 S_P C_{Lp} = \frac{P n_p}{V_c}$$

El área requerida de la forma en planta de la hélice para generar tal sustentación (es decir, la potencia del motor P es suministrada) es:

$$S_P = \frac{2 P n_p}{\rho V_{av}^2 C_{Lp} V_c}$$

Por el contrario, la geometría de una hélice típica puede modelarse como un rectángulo; entonces el área de la forma en planta es:

$$S_p = D_p C_p$$

con C_p es la cuerda de la hélice promedio.

La relación de aspecto de la hélice (AR_p) es la relación entre el tramo (es decir, el diámetro) y la cuerda de la hélice:

$$AR_p = D_p / C_p$$

D_p puede ser calculado como:

$$D_p = \sqrt{\frac{2Pn_p AR_p}{\rho V_{av}^2 C_{Lp} V_c}}$$

La velocidad de la punta de la hélice durante un vuelo de crucero ($V_{TIPcruise}$) se determina simplemente empleando la ecuación de Pitágoras, cuyos rendimientos son:

$$V_{TIPcruise} = \sqrt{V_{TIPstatic}^2 + V_c^2}$$

donde la velocidad de punta de la hélice estática es:

$$V_{TIPstatic} = \frac{D_p}{2} \omega$$

La velocidad de rotación de la hélice generalmente se da en términos de revoluciones por minuto, por lo que la velocidad angular de la hélice (en rad / s) es:

$$\omega = \frac{2\pi \cdot n}{60} \left(\frac{rad}{s} \right)$$

La velocidad aerodinámica promedio para la generación de sustentación en la hélice es típicamente alrededor del 70% de la velocidad de la punta de apoyo, así que:

$$V_{av} = 0.7 V_{TIPcruise}$$

La **Error! No se encuentra el origen de la referencia.** muestra la velocidad sugerida límite para los distintos tipos de hélices:

Tabla 14: Velocidades límite en la punta para distintos tipos de hélice

No.	Velocidad límite de la punta [m/s]	Tipo de hélice
1	310	Puntales de metal de alto rendimiento
2	270	Hélice regular de metal
3	250	Puntales compuestos
4	210	Puntales de madera
5	150	Soporte de plástico para modelo de avión RC

Rendimiento del motor

Los motores de las aeronaves son máquinas muy complejas y, al mismo tiempo, no son eficientes. Desperdician la mayor parte de la energía liberada por el combustible durante el proceso de combustión. La eficiencia global de la mayoría de los motores aeronáuticos se sitúa en torno al 20-30%. El rendimiento del motor se basa en muchos factores, incluida la altitud y la velocidad de la aeronave. La mejor fuente de análisis para el rendimiento del motor son los catálogos publicados por los fabricantes de motores.

Para los motores impulsados por hélice, la eficiencia de propulsión (n_p) es una medida de la eficacia de la potencia del motor y se utiliza para empujar a la aeronave. La eficiencia propulsora es el producto de la relación potencia-empuje por la velocidad de la aeronave, dividido entre la potencia disponible fuera del motor:

$$n_p = \frac{TV}{P_{in}}$$

Esta ecuación es válida para todos los tipos de motores propulsados por hélice.

No hay expresión única para el modelado de potencia en términos de altitud; por lo tanto, se debe recurrir a relaciones empíricas como la siguiente:

$$P_{max} = P_{maxSL} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^m$$

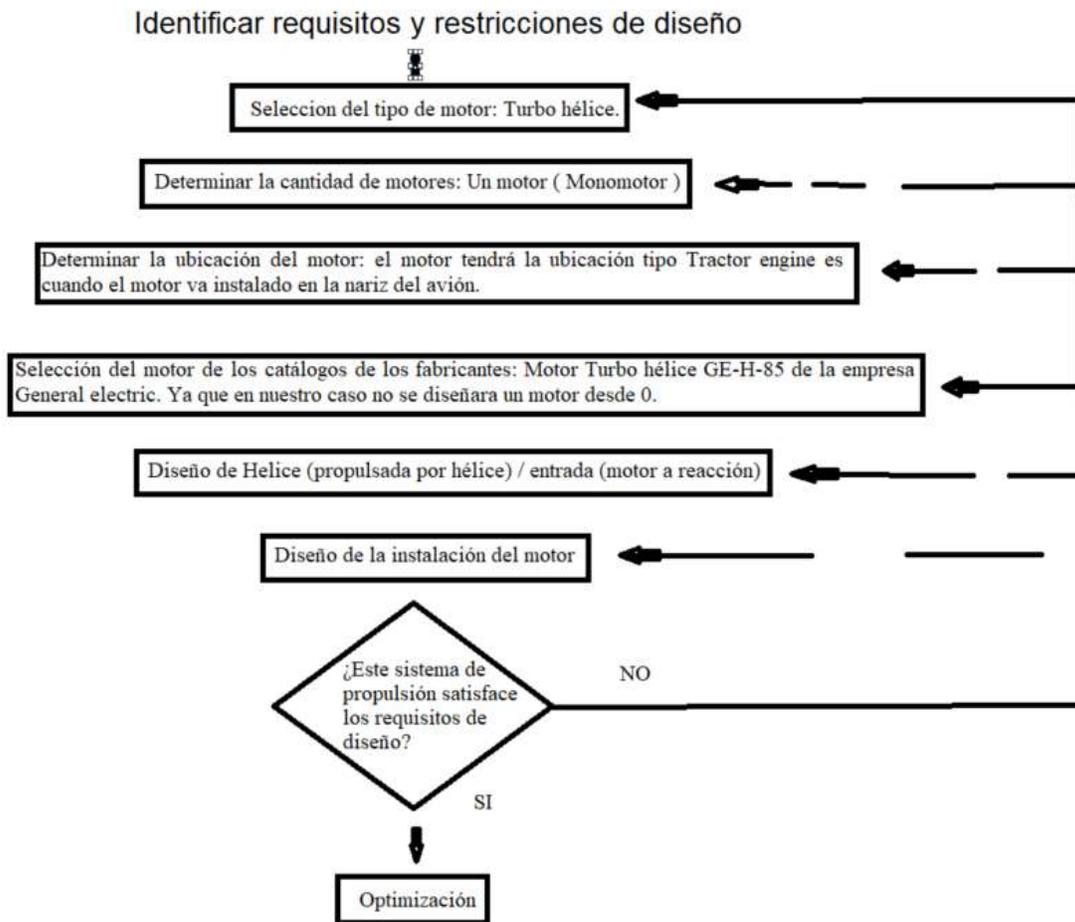
donde P_{max} y ρ representan la potencia máxima de salida del eje y la densidad del aire, respectivamente, a una altitud dada y P_{maxSL} y ρ_0 son los valores

correspondientes al nivel del mar. El valor de m cambia a medida que avanza la tecnología. Se sugiere asumir 1.2 para un motor turbohélice.

Selección del motor

En el caso del *Proyecto Tzauri*, es más práctica la selección de un motor de la lista del fabricante, el cual posea las características necesarias para cumplir las necesidades de la aeronave. Tomando en consideración todos los puntos anteriores, se determinó que el motor correcto para el *Proyecto Tzauri* es el: GE-H-85 de General Electric.

Tabla 15: Diagrama de flujo de selección del tipo de motor (by Mohammad H. Sadraey)



Finalmente, se pueden determinar que los requisitos y restricciones del diseño del *Tzauri* si satisfacen el diseño propuesto.

Sketch de diseño axonométrico

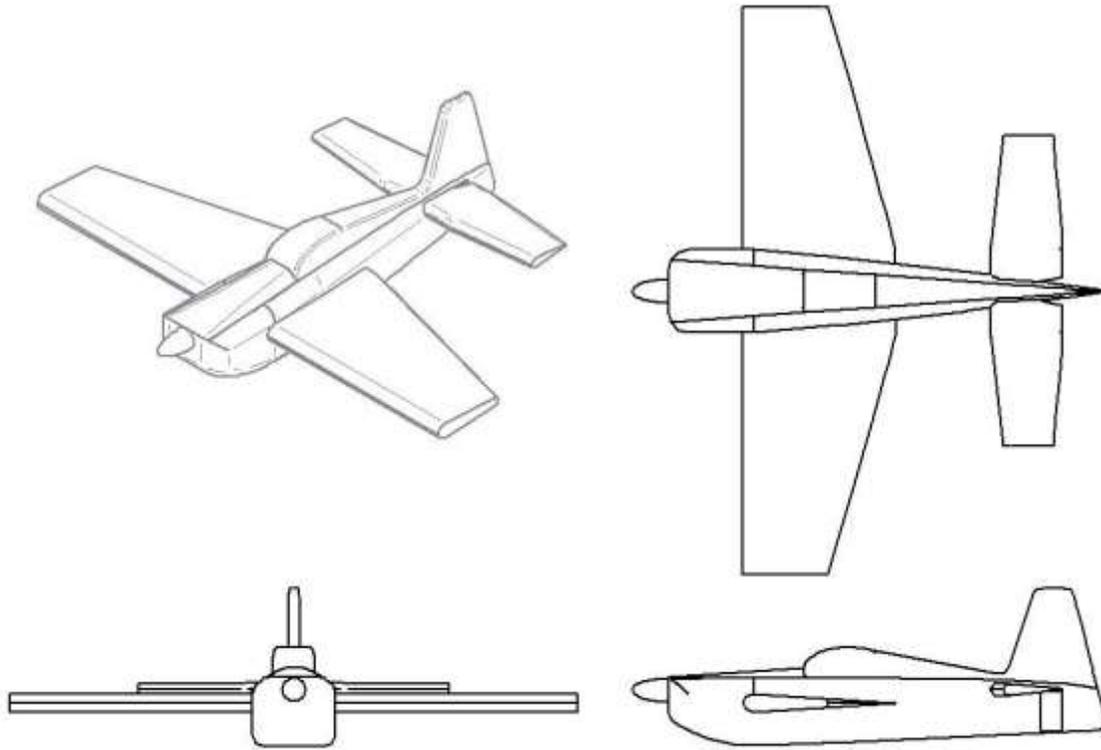


Ilustración 59: Sketch de diseño axonométrico de la aeronave Tzauri

Estimación de eficiencia aerodinámica

La eficiencia aerodinámica es la relación que existe entre la sustentación y la resistencia aerodinámica. Ésta puede ser también obtenida con la relación entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia aerodinámica.

Para poder realizar la estimación de la eficiencia aerodinámica, es necesario conocer las siguientes variables:

- Envergadura:

$$7.5 [m]$$

- Cuerda:

$$\begin{aligned} Raiz &= 2.07 [m] \\ Punta &= 1.13 [m] \end{aligned}$$

- Área de referencia del ala:

$$S_{ref} = 12 [m^2]$$

- Relación de aspecto:

$$AR = \frac{b^2}{S_{ref}} = 1.35$$

- Razón de área de cobertura:

$$\frac{S_{wet}}{S_{ref}} = \frac{10.48}{12} = 0.873$$

- Relación de aspecto de cobertura:

$$AR_{wet} = \frac{AR}{\frac{S_{wet}}{S_{ref}}} = \frac{1.35}{0.873} = 1.5463$$

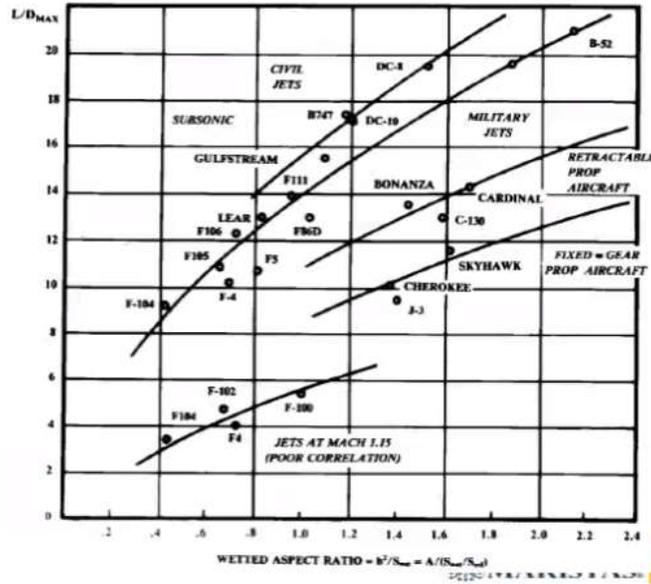


Ilustración 60: Gráfica para obtener L/D_{max}

Del gráfico anterior se puede obtener un estimado de la eficiencia aerodinámica cuando se conoce la relación de aspecto de cobertura.

Para obtener la eficiencia aerodinámica, se necesita el valor de la relación de aspecto de cobertura y el tipo de aeronave que se está diseñando (su tipo de motor y estilo de tren de aterrizaje), en este caso es: motor alternativo y tren fijo.

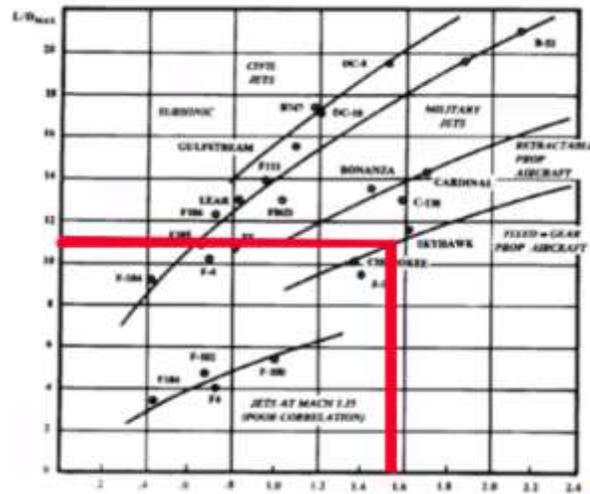


Ilustración 61: Valor estimado de L/D_{max} para la aeronave Tzauri

El valor de la eficiencia aerodinámica se obtiene de la gráfica L/D_{max} sobre relación de aspecto de cobertura.

$$\frac{L}{D_{max}} = 10.9$$

Dependiendo si la aeronave usará una planta motriz de tipo turbohélice o de recíproca, los valores de L/D_{max} se deberán multiplicar por el factor 0.866 en los segmentos de crucero y Loiter para obtener el valor correcto de L/D .

Para el caso de un motor a pistón, se multiplica el factor 0.866 en el segmento Loiter.

$$Loiter\ prop \rightarrow \frac{L}{D} = \frac{0.866L}{D_{max}} = 9.4394$$

Posteriormente, se puede realizar el despeje de la variable D y obtener su valor.

$$D = \frac{L}{9.4394}$$

Si se estima el valor de L como el valor del peso máximo de despegue, se puede obtener un valor para el arrastre D :

$$L = MTOW = 698 [kg]$$

Por lo tanto:

$$D = \frac{698}{9.4394} = 73.94 [kg]$$

Relación peso-potencia

La relación peso-potencia de arranque es la relación entre el empuje estático neto del motor P_0 y el peso de despegue del avión:

$$\bar{P}_0 = \frac{10}{g} \cdot \frac{N_{e0}}{W_0} = \frac{10}{9.81} \cdot \frac{218.448}{939.95} = 0.2371$$

$$\bar{P}_0 = 0.2371$$

La relación peso-potencia define los parámetros principales de rendimiento de la aeronave que dependen directamente del motor o planta motriz.

Los parámetros son:

- Velocidad de vuelo a un techo determinado
 - Altitud máxima
 - Velocidad de ascenso
 - Características de despegue
 - Maniobrabilidad
- Entre otras.

Primera aproximación de peso

Un punto bastante importante para el diseño conceptual de la aeronave *Tzauri* es el peso de despegue W_0 , puesto que en éste se basará el estudio general de la aeronave en el cual se involucra un peso y balance establecido y muy bien distribuido para tener un control sobre las características aerodinámicas, de rendimiento y estructurales como lo puede ser desde el grosor de lámina de las pieles, hasta el más mínimo tornillo o remache colocado para su ensamble final. Sin embargo; con base en el diseño de esta aeronave acrobática, el peso de despegue depende a grandes rasgos del combustible que utilizará para realizar un vuelo, puesto que no cuenta con “carga útil”; esto ya que la misión general de la aeronave es realizar acrobacias.

No obstante, es necesario conocer este parámetro (para identificar si la planta motriz seleccionada será la indicada para el *Tzauri*) así como determinar las dimensiones de las superficies hipersustentadoras.

Se tienen que considerar todos los posibles efectos secundarios o colaterales que pueden provocar el aumento o disminución del peso en la aeronave, puesto que un aumento en el peso de cualquier aeronave reduce el rendimiento y eficiencia del vuelo. Sin embargo, existen componentes que son indispensables y que no se pueden descartar, como el sistema de aviónica, por ejemplo.

Las deficiencias de una aeronave sobrecargada son:

- Mayor velocidad de despegue
- Carrera de despegue más larga
- Velocidad y ángulo de ascenso reducidos
- Altitud máxima más baja
- Alcance más corto
- Velocidad de crucero reducida
- Maniobrabilidad reducida
- Mayor velocidad de pérdida
- Mayor velocidad de aproximación y aterrizaje

- Distancia de aterrizaje más larga
- Peso excesivo en la rueda delantera o trasera [37]

Para la primera aproximación de peso del *Tzauri*, se utilizó el método visto en el libro *Conceptual Aircraft Design* [38]. Este método hace uso de masas relativas y masas conocidas. A continuación, se muestra la fórmula:

$$W_{0ST} = \frac{W_{CU} + W_{TR}}{1 - \bar{W}_{STR} - \bar{W}_M - \bar{W}_{TC} - \bar{W}_{av-cn} - \bar{W}_{equ}}$$

Donde:

W_{0ST} es la masa máxima de despegue es su primera aproximación,

W_{CU} es la masa de la carga útil,

W_{TR} es la masa tripulación,

\bar{W}_{STR} es la masa relativa de la estructura,

\bar{W}_M es la masa relativa del sistema de propulsión,

\bar{W}_{TC} es la masa relativa del sistema de combustible,

\bar{W}_{av-cn} es la masa de la aviónica y el sistema de control y

\bar{W}_{equ} es la masa del equipo diverso.

En algunos casos, se obtuvo una masa real en vez de una masa relativa, lo cual implica que en vez de estar ésta en el denominador de la división, estará en el numerador.

Masa de la carga útil W_{CU} y masa de la tripulación W_{TR}

Previamente se había estimado que el avión tendría una carga útil de 25 [kg] dada una tendencia de la carga a 5 años. Sin embargo, la “Redbull Air Race” dictó en 2010 que, para poder competir en sus variadas carreras, el piloto debería tener una masa de 80.7 [kg] como máximo [39]. Dado este dictamen, se agregó que, en los casos de pilotos con menos peso del requerido, se les agregaría una masa para llegar a lo estipulado. De igual manera, muchos autores consideran que, para aviones acrobáticos, la masa de la carga es la masa del piloto como tal.

Dado lo anterior, el equipo tomó la decisión de eliminar por completo la masa de la carga útil y concentrar ambas masas en la masa del piloto, es decir, la masa de la tripulación.

$$W_{CU} = 0 \text{ [kg]} \text{ y } W_{TR} = 80.7 \text{ [kg]}$$

Masa de la aviónica y sistemas de control W_{av-cn}

Para una facilidad de cálculo se dividió la masa de la aviónica y sistemas de control en varias masas. Estas fueron:

$$W_{av-cn} = W_{av} + W_{cs} + W_{cn} + W_{cbn}$$

Donde:

W_{av} masa de la aviónica,

W_{cs} masa del sistema de control,

W_{cn} masa de los controles y

W_{cbn} masa de componentes en la cabina.

La determinación de la masa de la aviónica se dio por medio de la *Tabla 15.3* del libro *Aircraft Design, a Conceptual Approach* por Daniel P. Raymer [40].

Instruments	
Altimeter, airspeed, accelerometer, rate of climb, clock, compass, turn & bank, Mach, tachometer, manifold pressure, etc.	1-2 lb each
Gyro horizon, directional gyro	4-6 lb each
Heads-up display	40 lb

Ilustración 62: Masas para los instrumentos de vuelo

Con los datos anteriores, se puede estimar la masa que tendrán los instrumentos de vuelo:

$$W_{av} = (1[lb] * 11) + (2[lb] * 2) = 15[lb]$$

$$W_{av} = 15[lb] \cdot \left(\frac{1[kg]}{2.20462[lb]} \right)$$

$$W_{av} = \mathbf{6.80 [kg]}$$

La masa del sistema de control se determinó por medio de la siguiente fórmula:

$$W_{\text{flight controls}} = 0.053 L^{1.536} B_w^{0.371} (N_z W_{dg} \times 10^{-4})^{0.80}$$

Donde:

L es el largo del fuselaje,

B_w es la envergadura,

N_z es el factor de carga máximo y

W_{dg} es el peso de diseño máximo.

Dado que no se dio el dato del largo del fuselaje en el primer esquema del avión, se usó la relación del largo de fuselaje entre la envergadura, siendo ésta de 0.834. Teniendo una envergadura de 7.5, se obtiene un largo de 6.5 [m] (20.5 [ft]). El factor de carga máximo es un factor de carga que se obtiene al multiplicar el factor de carga límite de la estructura (que en el caso de aviones acrobáticos es 13.5) por un coeficiente de 5.5. Esto da un valor de 74.25 para N_z . Finalmente, W_{dg} es de hecho W_{OST} , pero este dato no se tiene de momento, por lo cual se usará el peso que genera la masa mínima requerida por la “RedBull Air Race”, es decir, 1539.35 [lb].

$$W_{cs} = 0.053(20.5)^{1.536} * (24.6)^{0.371} * (74.25 * 1539.35 * 10^{-4})^{0.8}$$

$$W_{cs} = 126.57 [lb]$$

$$W_{cs} = 126.57 [lb] \cdot \left(\frac{1 [kg]}{2.20462 [lb]} \right)$$

$$W_{cs} = 57.41 [kg]$$

Para la masa de los controles, se hizo uso de los datos proporcionados por Mohammad H.Sadraey en *Aircraft Design, a Systemes Engenieering Approach* [41].

Tabla 16: Masas para los controles de vuelo variados en [kg]

20	Stick, yoke, wheel	Side-stick	0.1–0.2
21		Stick	0.5–1
22		Yoke, wheel	1–2

El control convencional para las aeronaves acrobáticas es la del “stick”, por lo tanto $W_c = 0.5$ [kg]. Los elementos considerados para la masa de W_{cbn} fueron el arnés del asiento y el asiento del avión. La masa del arnés y del asiento se obtuvieron mediante:

Arresting gear**Air Force-type**

$$.002 W_{dg}$$

Ilustración 63: Fórmula para la obtención de la masa de un arnés del tipo “Fuerza Aérea”

Tabla 17: Masa de un asiento de piloto de aviación civil

No.	Component	Type, description, details	Mass (kg)
1	Seat	Flight deck – civil	24–28

Por lo tanto:

$$W_{arnés} = (0.002 * 1539.35[lb]) = 3.1 [lb] = 13.78[N] \rightarrow 1.4 [kg]$$

$$W_{asiento} = 24 [kg]$$

$$W_{cbn} = 24[kg] + 1.4 [kg] = \mathbf{25.4[kg]}$$

Dados los valores anteriores se obtuvo:

$$W_{av-cn} = 6.35[kg] + 57.29[kg] + 0.5[kg] + 25.4[kg] =$$

$$W_{av-cn} = \mathbf{90.1 [kg]}$$

Masa del equipo diverso W_{equ}

El equipamiento diverso considerado en el avión consiste en el sistema de salvaguardado (paracaídas) y el sistema de humo. Previamente se consideró implementar un asiento eyector del tipo “Jettison”, pero al ver que este tiene una masa promedio de 103 [kg], se decidió eliminar éste del concepto. Como alternativa, se sugirió la implementación de un paracaídas para el avión. Al ser un componente “ortodoxo”, en cuanto a aeronaves acrobáticas, ningún autor tiene una fórmula para calcular la masa de este componente. El paracaídas del tipo GRS 6 800-990 SDS 175 [m²] de la compañía “Galaxy GRS” fue el elegido para el avión [42]. Este paracaídas está diseñado para aeronaves con MTOW de entre los 800 y 990 [kg].

$$W_{paracaídas} = 2.62[kg] + 0.9[kg] + 21.7[kg] = 25.22[kg]$$

La obtención del sistema de humo se hizo por medio de la estadística, puesto que algunas de las aeronaves investigadas cuentan con este sistema. La gráfica obtenida de la estadística fue la siguiente:

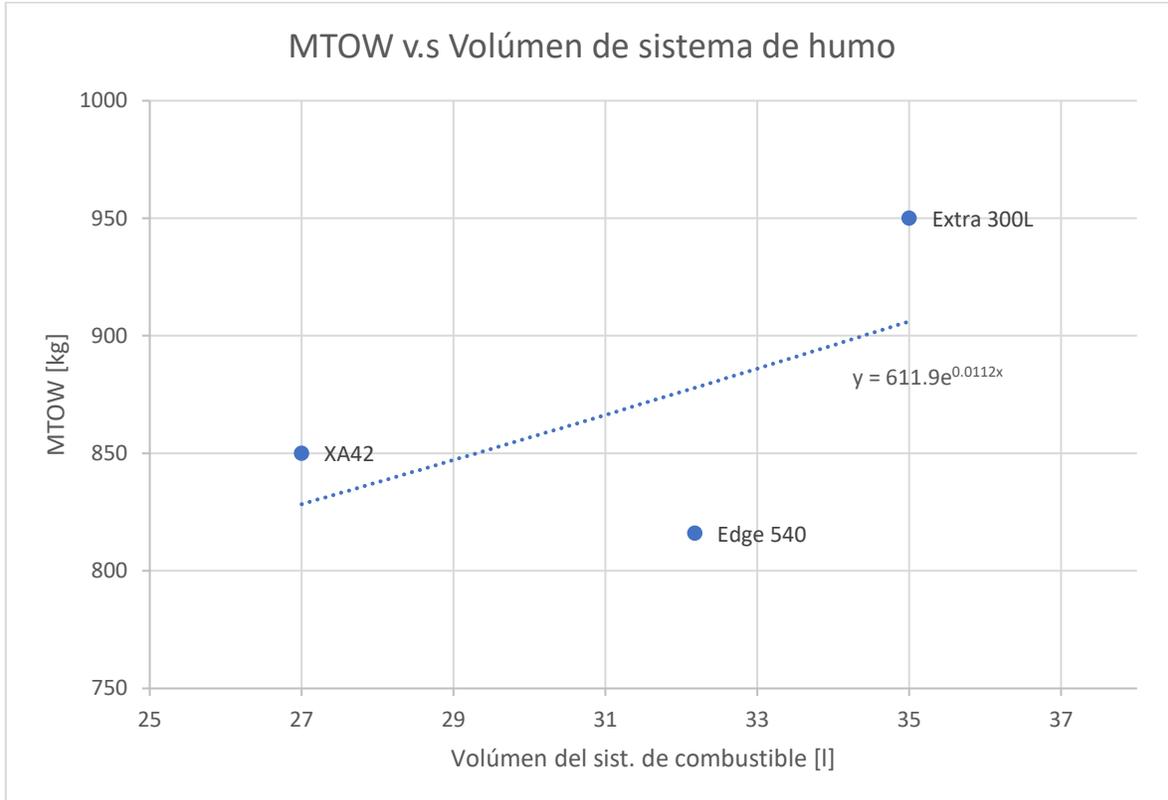


Ilustración 64: MTOW vs volumen del sistema de combustible

Descartando los aviones que no cuentan con un sistema de humo o que no se haya encontrado en la investigación estadística, se obtuvo que:

$$MTOW = 611.9e^{0.0112(\text{Volumen})}$$

$$698 [Kg] = 611.9e^{0.0112(x)} \rightarrow x = 11.75 [l]$$

Al comparar el dato con los de la estadística, es claro ver que no es consistente. Sin embargo, ayuda para la primera estimación del peso. Haciendo uso de la densidad del aceite de humo para la aviación (0.8543624 [kg/l]) [43], se tiene que:

$$\rho_{comb} = \frac{m_{comb}}{V_{comb}} = 0.854 \left[\frac{kg}{l} \right] = \frac{m_{comb} [kg]}{11.75 [l]} \therefore m = 10.04 [kg]$$

Dando una masa de equipamiento final de:

$$W_{equ} = 25.22[kg] + 10.04[kg]$$

$$W_{equ} = 35.26 [kg]$$

Masa relativa del sistema de combustible \bar{W}_{TC}

Para el cálculo de \bar{W}_{TC} se puede realizar el cálculo mediante el factor de corrección k_{TC} . La fórmula a utilizar es la siguiente:

$$\bar{W}_{TC} = k_{TC}\bar{W}_F$$

Donde:

$k_{TC} = 1.2$ en el caso de la aeronave *Tzauri*

\bar{W}_F tiene un valor del 10%.

El valor de \bar{W}_F fue obtenido del libro *de Aircraft Desing a Systems Engineering Approach* de Mohammad H. Sadraey.

Por lo cual:

$$\bar{W}_{TC} = 1.2 * 10 \% \rightarrow \bar{W}_{TC} = 12\%$$

Masa relativa del sistema de propulsión \bar{W}_M

Para el cálculo de la masa relativa del sistema de propulsión se debe primero calcular la masa específica del motor γ_M . Para esto se toma en cuenta el tipo de motor a utilizar, siendo éste es un motor recíproco en el caso del prototipo *Tzauri*, por lo que puede utilizarse la siguiente fórmula:

$$\gamma_M = \frac{W_M * g}{10 * N_0}$$

Donde:

W_M es el peso del sistema de propulsión.

g es la gravedad.

N_0 es la relación de potencia a peso

En el caso de la aeronave *Tzauri*, los valores son:

$$W_M = 199 \text{ [kg]}$$

$$g = 9.81 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right]$$

$$N_0 = \frac{\text{potencia}}{\text{peso}} = \frac{223 \text{ [kW]}}{199 \text{ [kg]}} = 1.12$$

Por lo cual:

$$\gamma_M = \frac{W_M g}{10 N_0} \rightarrow \frac{199 \text{ [kg]} * 9.81 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right]}{10 * \frac{223 \text{ [kW]}}{199 \text{ [kg]}}} = 174.208 \approx 174.21 \left[\frac{\text{N}}{\text{kW} \cdot \text{kg}} \right]$$

Para calcular la masa relativa del sistema de propulsión, se puede hacer uso de la siguiente fórmula:

$$\bar{W}_M = K_m \gamma_M \bar{N}_0$$

Donde:

$$K_m = 1.6$$

$$\gamma_M = 0.76 - 0.82 \text{ [kg/kW]}$$

$$\bar{N}_0 = 1.12 \left[\frac{\text{kW}}{\text{Kg}} \right]$$

Sustituyendo y resolviendo para obtener el valor mínimo y máximo:

Tomando en cuenta el $\gamma_{M_{min}}$ el cual es de 0.76, se tiene que:

$$\bar{W}_{M_{min}} = K_m \gamma_M \bar{N}_0 = 1.6 * 0.76 * 1.12 = 1.36$$

Tomando el valor de $\gamma_{M_{max}}$, el cual es 0.82, se tiene que:

$$\bar{W}_{M_{max}} = K_m \gamma_M \bar{N}_0 = 1.6 * 0.82 * 1.12 = 1.46$$

Dado a que no se logró obtener la masa relativa, se optó por el uso de la siguiente fórmula:

$$W_{\text{installed engine (total)}} = 2.575 W_{\text{en}}^{0.922} N_{\text{en}}$$

Donde:

W_{en} = masa del motor en kg (199) y

N_{en} = número de motores.

$$W_M = 2.575(199)^{0.922} * (1)$$

$$W_M = 339.09 \text{ [kg]}$$

Masa relativa de la estructura \overline{W}_{STR}

Esta masa se define mediante una ecuación de aproximación:

$$\overline{W}_{STR} = (\alpha \varphi \eta_\alpha) \sqrt{\left(\frac{W_0}{1000 P_0} + \frac{5.5}{P_0} \right) (1 + \beta_1 \lambda_\phi m + \beta_2) + 0.065}$$

Donde $\alpha = \frac{0.027}{\cos X}$ para aviones subsónicos de ala recta o en flecha.

$$\mu = 1 + \varepsilon \left(\frac{\sigma_T}{\sigma'_T} - 1 \right)$$

Tiene en cuenta la masa adicional debido al calentamiento cinético, donde:

ε – es la relación entre la masa de los elementos portadores de carga y la masa total del fuselaje (para la primera aproximación es recomendado usar $\varepsilon \sim 0.5$).

$\frac{\sigma_T}{\sigma'_T}$ – es la relación entre el límite elástico a temperatura normal y el límite elástico a temperatura más alta (esto debido al calentamiento cinético).

$$\varphi = 1 - \frac{3(\eta + 1)}{\eta + 2} (\overline{Z}_1 \varepsilon_1 \overline{W}_F + \overline{Z}_2 \varepsilon_2 \overline{W}_m)$$

φ – es el coeficiente de descarga del ala

η – es la relación de ahusamiento del ala

ε_1 – parte del combustible ubicado en el ala

ε_2 – parte del sistema de propulsión ubicado en el ala

Z_1 – posición relativa del CG (medida desde el plano de simetría, relacionada con la mitad del tramo)

Z_2 – posición relativa del CG del sistema de propulsión

n_A – carga g estimada

β_1 – 0.08 a 0.115 para aviones de transporte

m – 1.2 a 1.3 para aviones subsónicos

β_2 – 0.15 para aviones subsónicos

λ, λ_ϕ – relaciones de aspecto del ala y el fuselaje

p_0 – carga alar específica $\frac{daN}{m^2}$

W_{ost} – masa inicial del avión en [kg]

Sustituyendo los valores conocidos, la ecuación queda de la siguiente forma:

$$\overline{W_{STR}} = \left(\frac{0.027}{\cos X} * \varphi * 12 \right) \sqrt{\left(\frac{698}{1000P_0} + \frac{5.5}{P_0} \right) (1 + 0.9 * \lambda_\phi * 1.25 + 0.15) + 0.065}$$

De momento se definirá la masa relativa de la estructura como del 30%, tal y como se indica en la *Tabla 18*.

Tabla 18: Porcentajes de masas relativas para varios tipos de aviones.

Table 10.4 Structural weight breakdown for several aircraft

No.	Aircraft	Wing (%)	Fuselage (%)	Tail (horizontal and vertical) (%)	Landing gear (%)	Structure (%)
1	Hang glider	20	5	0	0	25
2	Glider/sailplane	30	23	3	2	58
3	Human-powered	9	10	2	3	23
4	Model RC	14	11	2	4	32
5	Ultralight	15	9	3	5	32
6	Single-engine GA	13	11	2	4	30
7	Twin-engine GA	14	11	2	4	31
8	Agriculture	10	9	2	4	25
9	Subsonic transport	10	8	2	4	24
10	Supersonic fighter	8	7	2	3	20

Sumatoria final de la primera aproximación

Ya obtenidos los valores anteriores, se tiene que:

$$W_{OST} = \frac{0[kg] + 80.7[kg] + 90.1[kg] + 35.26[kg] + 339.09[kg]}{1 - 0.3 - 0.12}$$

Dado que el valor de la masa de la estructura no se obtuvo, se optó por despejar ésta usando el valor mínimo que pide la RedBull (698 [kg]).

$$W_{OST} = \frac{619.51[kg]}{0.58}$$

$$\boxed{W_{OST} = 939.95 [kg]}$$

Revisando con los datos estadísticos, se puede apreciar que, en su primera aproximación, *Tzauri* si entra en la categoría de aviones ligeros, pero está un poco sobrada en cuanto a su masa. Se espera que, en las siguientes aproximaciones, se reduzca este valor.

Tabla 19: Primera aproximación de pesos

Primera aproximación de peso				
Literal	Parametro	Valor	Unidades	Valor relativo
W_{CU}	Masa de la carga útil	0	[kg]	0.00%
W_{TR}	Masa tripulación	80.7	[kg]	8.59%
\bar{W}_{STR}	Masa relativa de la estructura	-	[kg]	30.00%
W_M	Masa del sistema de propulsión	339.09	[kg]	36.08%
\bar{W}_{TC}	Masa relativa del sistema de combustible	-	[kg]	12.00%
W_{av-cn}	Masa de la aviónica y el sistema de control	90.11	[kg]	9.59%
W_{equ}	Masa del equipo diverso	35.26	[kg]	3.75%
			Total	100.00%

W_{OST}	Masa máxima de despegue es su primera aproximación	939.95	[kg]	100%
-----------	--	--------	------	------

Definición de los principales parámetros y segunda aproximación de pesos

En esta sección se definirán los valores absolutos de los parámetros del avión, los cuales se ejecutarán de la siguiente manera: selección y parámetros del motor, masa y volumen de combustible, parámetros del ala, parámetros del empenaje, dimensiones del fuselaje y, por último, parámetros del tren de aterrizaje.

Selección del motor y sus parámetros

Potencia neta del motor:

$$\sum N_{e0} = \frac{W_{e0}^1 g}{10} \bar{N}_{e0}$$

Donde:

$$W_{e0}^1 = 199 [kg]$$

$$g = 9.81 \left[\frac{m}{s^2} \right]$$

$$\bar{N}_{e0} = 1.12$$

Por lo cual al sustituir y resolver se obtiene:

$$\Sigma N_{e0} = \frac{m_{e0}^1 * g}{10} \bar{N}_{e0} \rightarrow \Sigma N_{e0} = \frac{199 [kg] * 9.81 \left[\frac{m}{s^2} \right]}{10} * 1.12$$

$$\boxed{\Sigma N_{e0} = 218.645 [kW]}$$

Por lo cual la potencia del motor es la misma que la potencia neta, ya que la aeronave *Tzauri* es monomotor.

Ecuación de rango de Brequet:

$$R = \frac{V \left(\frac{L}{D} \right)}{sfc} \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right)$$

Donde:

L: Sustentación

D: Arrastre

V: Velocidad

sfc: Consumo específico de combustible

W_i: Peso inicial

W_f: Peso final

$$L = 940 [kg]$$

$$D = 73.94 [kg]$$

$$V_{Crucero} = 360 \left[\frac{km}{h} \right]$$

$$V_{M\acute{a}xima} = 410 \left[\frac{km}{h} \right]$$

$$V_{Nunca\ exeder} = 450 \left[\frac{km}{h} \right]$$

$$sfc = 0.269$$

$$W_i = 940 [kg]$$

$$W_f = 846 [kg]$$

Sustituyendo y resolviendo:

Para velocidad crucero:

$$R = \frac{V \left(\frac{L}{D} \right)}{sfc} \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right) \rightarrow R = \frac{360 \left[\frac{km}{h} \right] * \left(\frac{940 [kg]}{73.94 [kg]} \right)}{0.269} \ln \left(\frac{940 [kg]}{846 [kg]} \right)$$

$$\boxed{R = 1792.571 [km]}$$

Velocidad Maxima:

$$R = \frac{V \left(\frac{L}{D} \right)}{sfc} \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right) \rightarrow R = \frac{410 \left[\frac{km}{h} \right] * \left(\frac{940 [kg]}{73.94 [kg]} \right)}{0.269} \ln \left(\frac{940 [kg]}{846 [kg]} \right)$$

$$\boxed{R = 2041.540 [km]}$$

Velocidad Nunca exceder:

$$R = \frac{V \left(\frac{L}{D} \right)}{sfc} \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right) \rightarrow R = \frac{450 \left[\frac{km}{h} \right] * \left(\frac{940 [kg]}{73.94 [kg]} \right)}{0.269} \ln \left(\frac{940 [kg]}{846 [kg]} \right)$$

$$\boxed{R = 2240.714 [km]}$$

Segmentos de la misión:

En el caso de la misión de la aeronave *Tzauri*, se describen 5 segmentos con un tiempo aproximado de:

1. Encendido del motor y rodaje: 10 [min]
2. Despegue y ascenso: 10 [min]
3. Maniobras: 20 [min]
4. Circuito de tránsito al aeródromo: 10 [min]
5. Aterrizaje: 10 [min]

Pesos:

W_0 : Peso máximo al despegue.

W_1 : Peso al final del segmento 1.

W_2 : Peso al final del segmento 2.

W_3 : Peso al final del segmento 3.

W_4 : Peso al final del segmento 4.

W_5 : Peso al final del segmento 5.

Donde:

$$W_0 = 940.00 \text{ [kg]}$$

$$W_1 = 926.100 \text{ [kg]}$$

$$W_2 = 905.255 \text{ [kg]}$$

$$W_3 = 874.935 \text{ [kg]}$$

$$W_4 = 859.775 \text{ [kg]}$$

$$W_5 = 845.875 \text{ [kg]}$$

Estos pesos fueron obtenidos mediante las gráficas presentes en la *Ilustración 65*.

Para estimar el peso en los distintos segmentos, se puede utilizar la siguiente fórmula

$$\frac{W_i}{W_i - 1}$$

Por lo cual, la fracción de pesos estimados son:

Para W_1 :

$$\frac{W_1}{W_0} \rightarrow \frac{926.100 [kg]}{940 [kg]} = 0.985$$

Para W_2 :

$$\frac{W_2}{W_1} \rightarrow \frac{905.255 [kg]}{926.100 [kg]} = 0.977$$

Para W_3 :

$$\frac{W_3}{W_2} \rightarrow \frac{874.935 [kg]}{905.255 [kg]} = 0.966$$

Para W_4 :

$$\frac{W_4}{W_3} \rightarrow \frac{859.775 [kg]}{874.935 [kg]} = 0.982$$

Para W_5 :

$$\frac{W_5}{W_4} \rightarrow \frac{845.875 [kg]}{859.775 [kg]} = 0.984$$

Peso del combustible:

$$W_{TO} - W_{Landing} = W_F$$

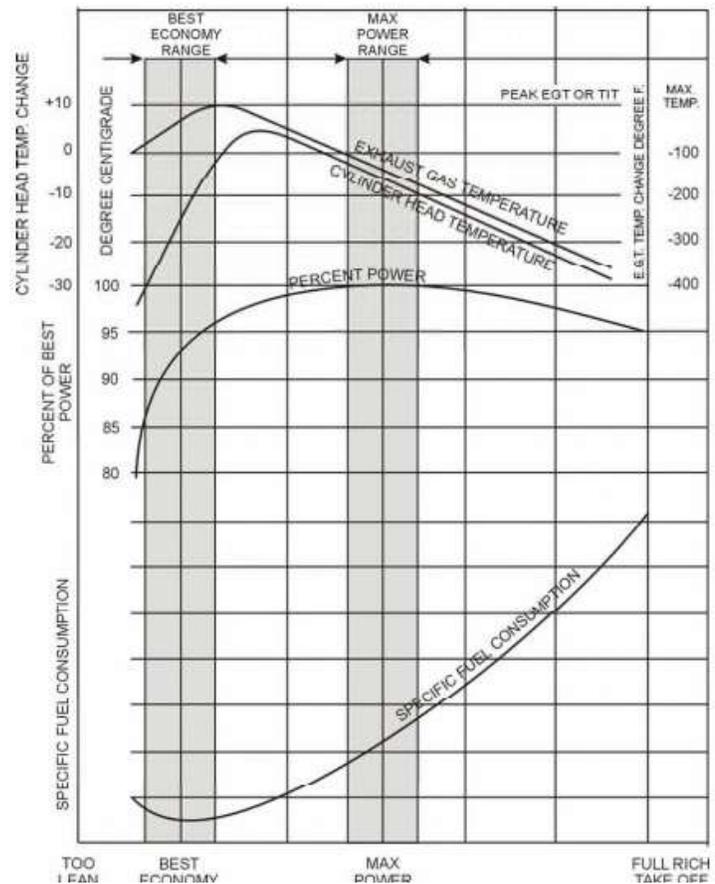


Ilustración 65: Mezcla vs porcentaje de mejor potencia

Sustituyendo y resolviendo:

$$W_F = W_{TO} - W_{Landing} = 940 [kg] - 846 [kg]$$

$$W_F = 94 [kg]$$

Por lo cual la relación peso inicial y el peso final es:

$$\frac{W_{Landing}}{W_{TO}} = \frac{W_{TO} - W_F}{W_{TO}}$$

Entonces:

$$\bar{W}_F = \frac{W_{TO} - W_F}{W_{TO}} \rightarrow \frac{940 [kg] - 94 [kg]}{940 [kg]}$$

$$\boxed{\bar{W}_F = 0.9}$$

La fracción del peso se obtiene de la siguiente manera:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_6}{W_1}$$

Donde:

$$\frac{W_5}{W_1} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} = 0.8982857429$$

Por lo cual:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1 - 0.8982857429 = 0.1017142571 \approx 0.10$$

Masa del sistema de combustible:

La masa del sistema de combustible se calcula mediante la siguiente ecuación:

$$\bar{W}_{FC} = k_{\bar{F}C} \bar{W}_F$$

Donde:

$$k_{\bar{F}C} = 1.2$$

$$W_F = 94 [kg]$$

Por lo cual:

$$W_{FC} = k_{\bar{F}C} W_F \rightarrow 1.2 * 94 [kg]$$

$$\boxed{W_{FC} = 112.8 [kg]}$$

Volumen del combustible:

Para el cálculo del volumen del combustible, se puede hacer uso de la siguiente formula:

$$v_F = \frac{W_F}{800}$$

Según el libro de *Conceptual Aircraft Design* de Kamarov. Por lo cual:

$$v_F = \frac{W_F}{800} \rightarrow \frac{94 [kg]}{800}$$

$$v_F = 0.1175 [m^3]$$

El volumen de los tanques de combustible es:

$$v_{TF} = v_{TF} + \Delta v_F$$

En el caso de la aeronave *Tzauri*, no es necesario el margen del combustible adicional ya que aplica solamente para aeronaves pesadas, por lo cual el valor de v_{TF} es igual a v_F .

Carga alar específica

El valor de la carga alar específica $P_0 [daN/m^2]$ se define según el tipo de aeronave que se está diseñando.

Para los dispositivos de aumento de sustentación seleccionados, el valor aproximado de $C_{L\alpha max}$ para la configuración de aterrizaje se elige de acuerdo con la estadística de cada tipo de mecanismo.

Tabla 20: $C_{L\alpha max}$ para dispositivos sustentadores

Type of flap	Guideline for $C_{L\alpha max}$ in landing configuration
No flap	1.5
Plain flap	1.8
Single slotted flap	2.2
Double slotted flap	2.7
Double slotted flap with slat	3.0
Triple slotted flap	3.1
Triple slotted flap with slat	3.4
Fowler flap	2.5
Fowler flap with slat	2.8

El valor necesario de la carga de ala específica P_0 se define para las configuraciones de vuelo principales que dependen de este parámetro

Definición de carga alar específica para aviones maniobrables

La carga alar se determina teniendo en cuenta el vuelo, los coeficientes de sustentación permitidos y la sobrecarga operativa:

$$P_0 = \frac{1}{1 - 0.6\bar{W}_F} \frac{C_{Ldop}}{n_{Ldop}} q_{man}$$

Dónde: C_{Ldop} determinado por la ruptura de la línea de corriente por causa de onda de choque, o por sacudidas o golpes. En cálculos preliminares, el valor de C_{Ldop} puede tomarse por el valor de C_L correspondiente al comienzo de la desviación de las curvas $C_L = f(\alpha)$ o $m_z = f(C_L)$ de la zona de flujo lineal.

El valor de n_{Ldop} está determinado por la fuerza de la aeronave ($\Pi_{Ldop} = 0.5n_L^R MAX$) o por las capacidades fisiológicas del piloto (+9g).

El valor de n_{Ldop} y q_{man} , sobrecarga maniobrable y presión de alta velocidad, a la velocidad de “trabajo” y a la altitud de vuelo, generalmente se establecen en **PR** para la aeronave maniobrable.

El valor final de la carga de ala específica es el máximo de los tres valores calculados.

Para resolver la ecuación, se tienen los valores:

- C_{Ldop} : $CL = 1.2$
- $n_{Ldop} = 9 [g]$

Para el cálculo de la presión dinámica de maniobra (q_{man}), se tuvo que obtener el valor de la velocidad de maniobra. Dado que cuando una aeronave de misión similar al *Tzauri* realiza maniobras acrobáticas, este tiende a perder sustentación, indicando que la velocidad de maniobra debe ser cercana a la velocidad de entrada en pérdida (V_S). Para obtener este valor se realizó una comparativa estadística de las MTOW y las V_S de las aeronaves investigadas.

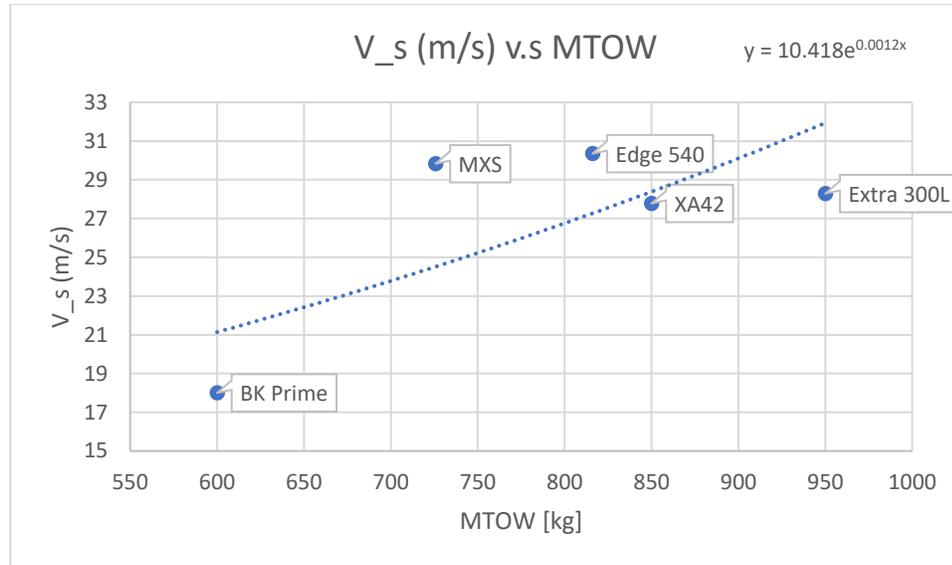


Ilustración 66: Velocidad de entrada en pérdida vs MTOW

Haciendo uso de la ecuación exponencial de la gráfica en la *Ilustración 66*, se obtiene:

$$V_{s(Tzauri)} = 32.1822 \left[\frac{m}{s} \right]$$

- $q_{man}: P = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \left(1.085 \left[\frac{kg}{m^3} \right] \right) \left(32.1822 \left[\frac{m}{s} \right] \right)^2 = 561.787 \left[\frac{kg}{m \cdot s^2} \right]$
- $\bar{W}_F = 0.1$

$$P_0 = \frac{1}{1 - (0.6)(0.1)} \frac{1.2}{9} * 561.787 \left[\frac{kg}{m \cdot s^2} \right]$$

$$P_0 = 79.686 [Pa]$$

Parámetros geométricos del ala

En esta sección se describirá la segunda aproximación de los parámetros geométricos del ala:

Área del ala:

$$S = \frac{W_0^1 g}{10 P_0} = \frac{939.95 [kg] * 9.81 \left[\frac{m}{s^2} \right]}{10 * 79.68 [Pa]} \rightarrow S = 11.571 [m^2]$$

Donde:

- W_0^1 : masa de la aeronave
- g : aceleración de la gravedad
- P_0 : carga alar

Envergadura del ala:

$$b = \sqrt{S * \lambda} = \sqrt{11.517 \left[\frac{m}{s^2} \right] * 6} \rightarrow b = 8.3324 [m]$$

Donde:

- λ : relación de aspecto

Cuerda central:

$$C_0 = \frac{2\eta}{1 + \eta} * \frac{S}{b} = \frac{2 * 0.55}{1 + 0.55} * \frac{11.571 [m^2]}{8.3324 [m]} \rightarrow C_0 = 0.9855 [m]$$

Donde:

- η : conicidad

Cuerda de punta:

$$C_T = \frac{2}{1 + \eta} * \frac{S}{b} = \frac{2}{1 + 0.55} * \frac{11.571 [m^2]}{8.3324 [m]} \rightarrow C_T = 1.7918 [m]$$

Cuerda aerodinámica media:

$$C_{MAC} = \frac{2}{3} C_0 * \left(1 + \frac{1}{\eta(\eta + 1)} \right) = \frac{2}{3} * 0.9855 [m] * \left(1 + \frac{1}{0.55(0.55 + 1)} \right)$$

$$C_{MAC} = 1.4276 [m]$$

Dimensiones de los alerones:

- Largo: 15% de la longitud de cada semi ala
- Cuerda: 20% de la cuerda aerodinámica media

Dimensiones de los flaps:

- Largo: 50% de la longitud de cada semi ala
- Cuerda: 25% de la cuerda aerodinámica media

Parámetros aerodinámicos iniciales

La relación de arrastre inducido $D_0 (C_{Dai} = D_0 C_L^2 a)$ para régimen subsónico equivale a:

$$D_0 = \frac{k}{\pi \lambda_N}$$

Donde:

- $k = 1.02$ para alas con conicidad $\lambda > 3$;
- $\lambda_N = \frac{5.05}{1+0.025\lambda} = \frac{5.05}{1+0.025(5.05)} = 4.48391$

$$D_0 = \frac{1.02}{\pi * 4.48391} \rightarrow \boxed{D_0 = 0.0724}$$

Parámetros del empenaje

Dados los valores de las áreas de empenaje horizontal y vertical de las aeronaves investigadas, se pudo obtener el área relativa del estabilizador vertical (\bar{S}_{VT}) y el área relativa del estabilizador horizontal (\bar{S}_{HT}). Las áreas relativas se calcularon de la siguiente manera:

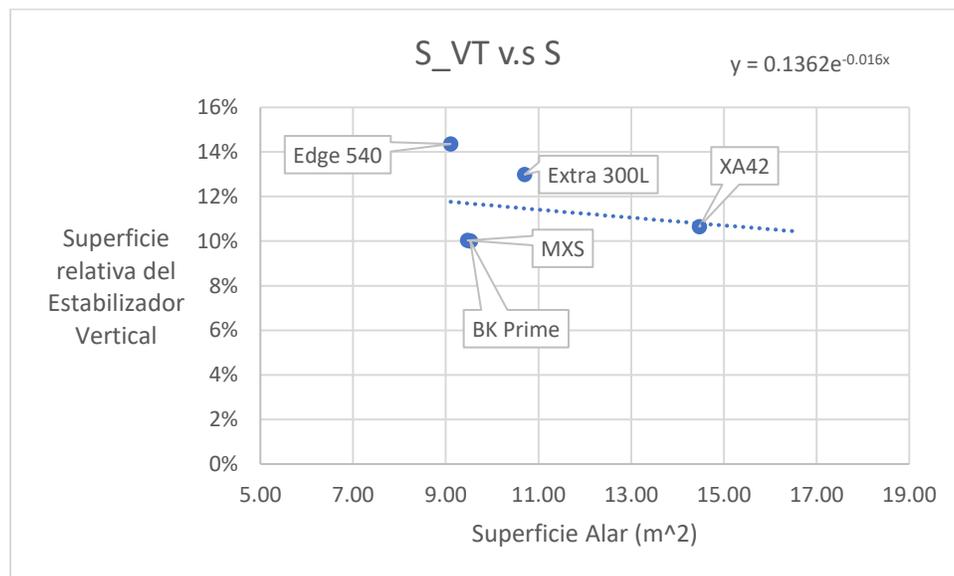
$$\bar{S}_{VT} = \frac{S_{VT}}{S} \text{ y } \bar{S}_{HT} = \frac{S_{HT}}{S}$$

Los resultados se pueden observar en la *Tabla 21*. Dados los valores relativos de los aviones muestra, se prosiguió realizando una gráfica de dispersión en la que se obtendría una línea exponencial de tendencia para obtener el valor de las áreas del EV y EH del *Tzauri*. Esto se puede observar en la *Ilustración 67* e *Ilustración 68*.

Tabla 21: Porcentajes de masas relativas para varios tipos de aviones

	Volumen del sistema de humo	MTOW (Acrobático)	Superficie Alar [m ²]	Superficie EV [m ²]	Superficie EH [m ²]	\bar{S}_{HT}	\bar{S}_{VT}
Edge 540	32.176	816	9.10	1.31	2.04	22%	14%
XA42	27	850	14.47	1.54	2.97	21%	11%
Extra 300L	35	950	10.7	1.39	2.56	24%	13%
Pilatus	0	1500	16.5	1.75	4.00	24%	11%
Texan	0	3765	16.49	1.72	3.26	20%	10%
MXS	0	725.7	9.47	0.95	2.04	22%	10%
BK Prime	0	600	9.53	0.953	2.86	30%	10%

Se tomó la decisión de no tomar en cuenta los datos del Texan y del Pilatus, puesto que estos generaban discrepancias en datos posteriores.

Ilustración 67: Gráfica comparativa de \bar{S}_{VT} v.s Superficie alar (m²)

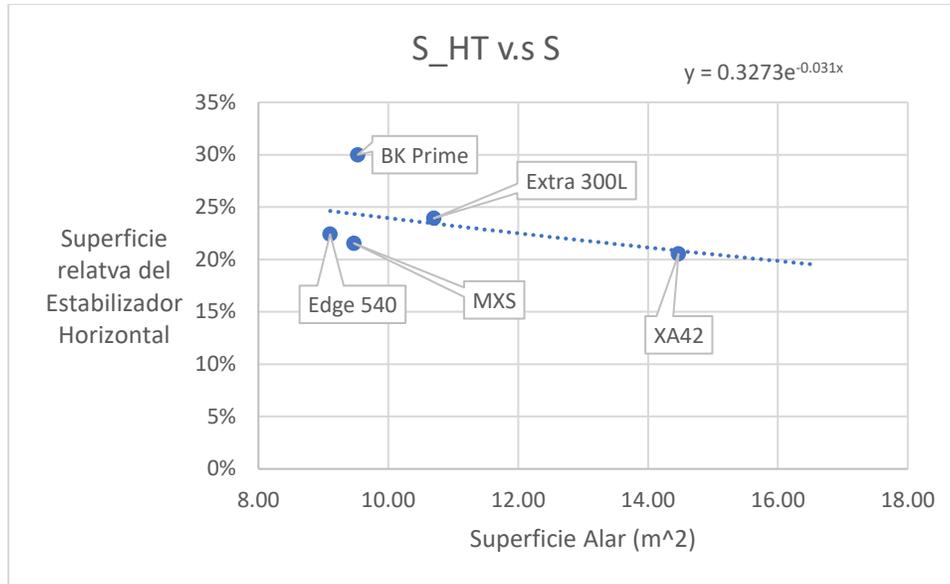


Ilustración 68: Gráfica comparativa de \bar{S}_{HT} v.s Superficie alar (m²)

Haciendo uso de las fórmulas de tendencia exponencial de cada gráfica, se obtienen los valores:

$$\bar{S}_{VT} = 0.113 \text{ y } \bar{S}_{HT} = 0.229$$

Si se comparan los valores obtenidos con los valores de la *Ilustración 68*, se determina que estos están dentro del rango de valores.

Con las áreas relativas obtenidas, se procede a calcular las áreas que tendrá la aeronave mediante las siguientes fórmulas:

$$S_{VT} = (\bar{S}_{VT})S \text{ y } S_{HT} = (\bar{S}_{HT})S$$

Donde S , es la superficie de 11.633 [m²] ya obtenida.

$$S_{VT} = 0.113 * 11.633 \text{ [m}^2\text{]} \rightarrow S_{VT} = 1.31 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$S_{HT} = 0.234 * 11.633 \text{ [m}^2\text{]} \rightarrow S_{HT} = 2.646 \text{ [m}^2\text{]}$$

Brazos relativos

Para el cálculo de los brazos, tanto del EV como el EH, se realizó un procedimiento similar. Dado que en la investigación estadística no se obtuvieron los valores de los brazos de ningún componente, estos se tuvieron que obtener mediante el uso de un software de dibujo (*SolidEdge 2020*) e ilustraciones de las 3 vistas de cada aeronave.

El cálculo de los brazos se centró en la obtención del centroide, tanto del EV como del EH, y posteriormente se obtuvo la distancia de estos al centro de gravedad de la aeronave respectiva (localizado aproximadamente a $\frac{1}{4}$ del perfil aerodinámico del ala). En la *Ilustración 69* se pudo observar la obtención de los brazos del XA-42. Dado que las imágenes de las vistas de los aviones no eran a escala, se realizó una regla de tres individual para cada avión. Al final, se obtuvieron los resultados de la *Tabla 22* mediante las siguientes fórmulas:

$$\bar{L}_{VT} = \frac{L_{VT}}{B} \quad \text{y} \quad \bar{L}_{HT} = \frac{L_{HT}}{c_{MAC}}$$

Tabla 22: Resultados de los brazos de EH y EV de las aeronaves estadísticas

	Brazo EV [m]	Brazo EH [m]	c_{MAC}	b	\bar{L}_{HT}	\bar{L}_{VT}
Edge 540	3.961	3.739	1.283	9.10	2.915	0.435
XA42	6.627	6.212	2.017	14.47	3.080	0.458
Extra 300L	3.893	3.76	1.392	10.70	2.702	0.364
Pilatus	7.418	8.644	1.642	16.50	5.264	0.450
Texan	7.112	7.689	1.659	16.49	4.636	0.431
MXS	4.443	4.327	1.323	9.47	3.271	0.469
BK Prime	4.461	4.623	1.202	9.53	3.845	0.468

De igual manera se tomó la decisión de no tomar en cuenta los datos del Texan y del Pilatus, puesto que estos generaban discrepancias en los datos posteriores.

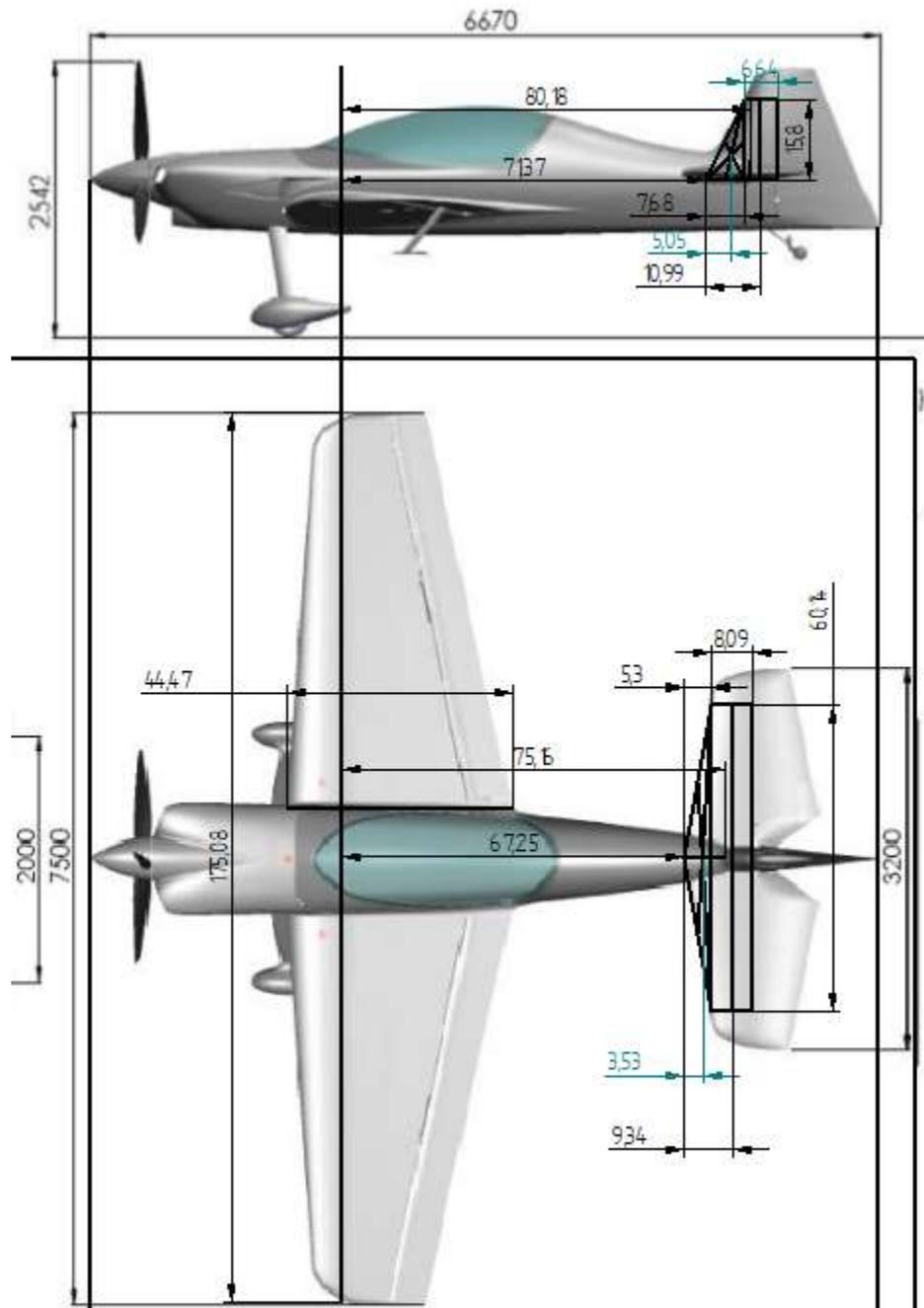


Ilustración 69: Obtención de los brazos del EV y EH del XA-42

Con los valores relativos de las aeronaves de la estadística, se realizaron gráficas similares a las del cálculo de las áreas del EV y EH.

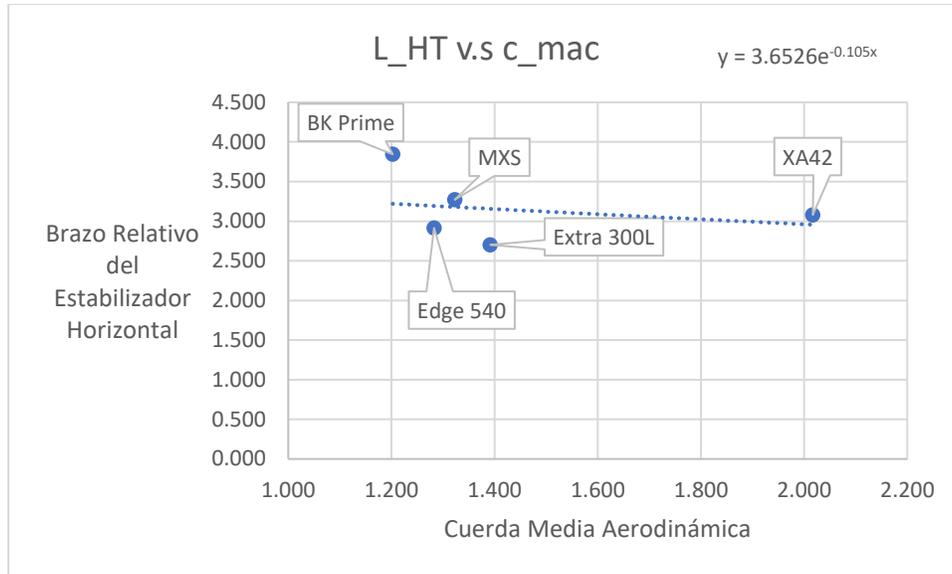


Ilustración 70: \bar{L}_{HT} vs la Cuerda Media Aerodinámica

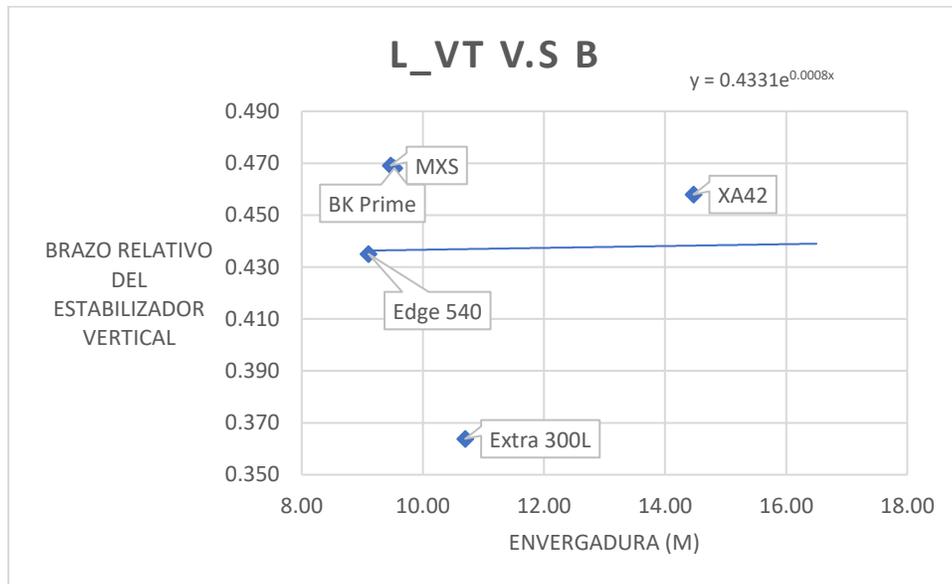


Ilustración 71: \bar{L}_{VT} vs envergadura [m]

Haciendo uso de las fórmulas de tendencia exponencial de cada gráfica, se obtienen los valores:

$$\bar{L}_{VT} = 0.436 \text{ y } \bar{L}_{HT} = 3.12$$

De nuevo, si se comparan estos datos con los de la *Tabla 22*, se aprecia que los resultados se encuentran dentro del rango de valores.

Con los valores anteriores, se obtienen los brazos de la aeronave *Tzauri* mediante las siguientes fórmulas:

$$L_{VT} = \bar{L}_{VT} * B \quad y \quad L_{HT} = \bar{L}_{HT} * c_{MAC}$$

$$L_{VT} = 0.436 * 8.33 [m] \rightarrow L_{VT} = 3.632 [m]$$

$$L_{HT} = 3.121 * 1.428 [m] \rightarrow L_{HT} = 4.45 [m]$$

Dimensiones del fuselaje

El parámetro que se necesita para poder determinar ciertas dimensiones del fuselaje principalmente es la sección fronta S_{med} , la cual es el área del fuselaje en una vista lateral; para la aeronave *Tzauri* se muestra en la siguiente imagen:

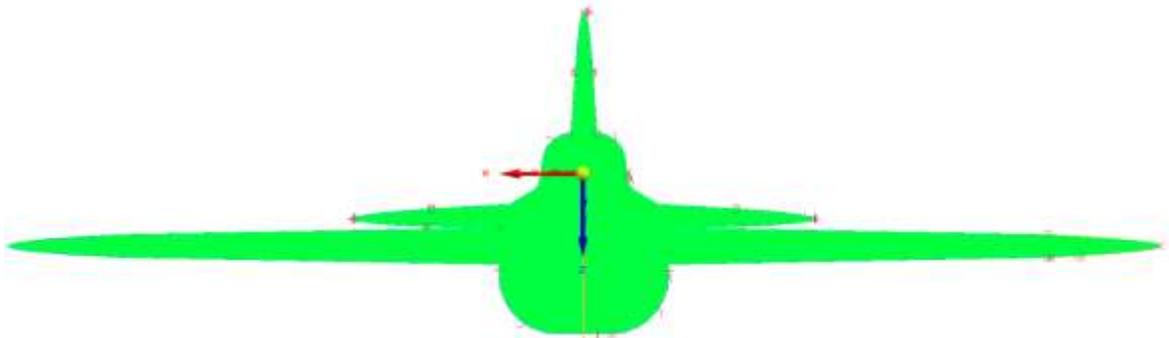


Ilustración 72 Área de vista frontal

$$S_{med} = 0.63617225124 [m^2]$$

Ahora se debe de calcular el diámetro equivalente del fuselaje con la siguiente fórmula:

$$D_{eq} = 2 \cdot \sqrt{\frac{S_{med}}{\pi}}$$

$$D_{eq} = 2 \cdot \sqrt{\frac{0.63617225124}{\pi}}$$

$$D_{eq} = 0.9 [m]$$

Por último, se define la relación de alargamiento del fuselaje con la siguiente fórmula:

$$\lambda_{fus} = \frac{l_{fus}}{D_{eq}}$$

Donde:

- $l_{fus} = 6.95 \text{ m}$ (largo del fuselaje)

$$\lambda_{fus} = \frac{6.95 \text{ m}}{0.9 \text{ [m}^2\text{]}}$$

$$\lambda_{fus} = 7.72 \text{ [m]}$$

Parámetros del tren de aterrizaje

Es momento de definir las dimensiones particulares del tren de aterrizaje con unidades, donde se requerirán valores obtenidos anteriormente en el apartado “Esquema y parámetros del tren de aterrizaje”.

Para la **distancia entre ejes**, se utiliza la siguiente fórmula:

$$B = \bar{B} \cdot l_{fus}$$

Donde:

- $\bar{B} = 0.717 \rightarrow$ Distancia relativa entre ejes
- $l_{fus} = 6.95 \text{ [m]} \rightarrow$ Longitud de fuselaje

$$B = 0.717 \cdot 6.95 \text{ [m]}$$

$$B = 4.98 \text{ [m]}$$

Para la **distancia de la huella del tren principal**, se utiliza la siguiente fórmula:

$$T = \bar{T} \cdot b$$

Donde:

- $\bar{T} = 0.246 \rightarrow$ Huella de la rueda
- $b = 8.3324 \text{ [m]} \rightarrow$ Envergadura alar

$$T = 0.246 \cdot 8.3324 \text{ [m]}$$

$$T = 2.05 \text{ [m]}$$



Ilustración 73 Vista aérea de tren de aterrizaje (Unidades en metros)

Definición de masas de la estructura

Hoy en día no se han actualizado las ecuaciones en las que se estarán trabajando en este proceso de estimación de pesos, puesto que actualmente existen nuevos materiales de construcción que no existían antiguamente como lo pueden ser los materiales compuestos. Una vez teniendo el resultado final, se aplicará una disminución del 15-20%.

Este valor final de la estructura lo determinan 4 sub-partes compuestas por el avión las cuales son:

$$\bar{W}_{str} = \frac{W_{str}}{W_0} = \bar{W}_{ala} + \bar{W}_{fus} + \bar{W}_{emp} + \bar{W}_{ta}$$

Donde:

- \bar{W}_{ala} : Masa relativa del ala
- \bar{W}_{fus} : Masa relativa del fuselaje
- \bar{W}_{emp} : Masa relativa del empenaje
- \bar{W}_{ta} : Masa relativa del tren de aterrizaje
- W_0 : Masa máxima de despegue

Masa relativa del ala

Para el cálculo de la **masa relativa** del ala (\bar{W}_{ala}), se tiene que hacer uso de una ecuación específicamente para una **aeronave maniobra** con una masa de despegue $W_0 < 7,000 [kg]$. La masa de despegue del *Tzauri*, con base en la primera estimación de peso es de **939.95 [kg]**, por lo cual entra dentro de esta categoría, la fórmula a utilizar es la siguiente:

$$\bar{W}_{ala} = 1.15 \times 10^{-4} k_{mech} k_{const} k_{mat} \varphi n_p \frac{\lambda \sqrt{S}}{\sqrt{\theta \bar{c}_0 \cos^{1.5} x}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left(1 - \frac{\mu + 1}{\eta + 3} \right)$$

Donde:

- $\left. \begin{matrix} k_{mech} \\ k_{const} \\ k_{mat} \end{matrix} \right\}$: Coeficientes teniendo en cuenta el material
- φ : Coeficiente teniendo en cuenta las cargas en el ala
- n_p : Sobrecarga
- λ : Relación de aspecto del ala
- S : Superficie alar
- θ : Coeficiente teniendo en cuenta el número de largueros
- \bar{c}_0 : Espesor relativo del ala
- x : Barrido del ala a $\frac{1}{4}$ de la cuerda
- η : Estrechamiento de las alas en el plano
- μ : Espesor relativo del ala al final

Coeficientes teniendo en cuenta el material

- $k_{mech} = 1.00$ → Flaps de un solo eje
- $k_{const} = 0.95$ → Construcción encolada
- $k_{mat} = 0.8$ → Fibra de carbono

Coeficiente teniendo en cuenta las cargas en el ala

Para el coeficiente φ se utiliza la siguiente formula:

$$\varphi = 0.93 - 0.14 k_m - 6.3 \times 10^{-3} k_{ta} - \bar{W}_{Fala} (\bar{Z}_{Fala})^2$$

Donde:

- k_m : Coeficiente teniendo en cuenta si los motores están montados en el ala

- k_{ta} : Coeficiente teniendo en cuenta si el tren de aterrizaje está montado en el ala
- \bar{W}_{Fala} : Masa relativa del combustible en las 2 mitades de las alas
- \bar{Z}_{Fala} : Coordenada relativa de la carga puntual del combustible en el ala

Para la aeronave *Tzauri*, se tienen los siguientes valores:

- ✓ $k_m = 0 \rightarrow$ El motor no está montado en el ala
- ✓ $k_{ta} = 0 \rightarrow$ El tren principal se encuentra en el fuselaje
- ✓ $\bar{W}_{Fala} = 100\% \rightarrow$ Todo el combustible se encuentra en el ala

Para obtener el último parámetro de \bar{Z}_{Fala} , teniendo el dato de \bar{W}_{TC} (masa relativa del combustible) de la primera estimación de peso, el cual es del 12% de W_{OST} , (masa máxima de despegue) se puede obtener el valor implementando una regla de 3:

$$W_{TC} = \frac{\bar{W}_{TC} \cdot W_{OST}}{1}$$

$$W_{TC} = \frac{0.12 \cdot 939.95[kg]}{1}$$

$$W_{TC} \approx 112.8[kg]$$

Una vez obtenido el valor del peso total de combustible, se puede diseñar el tanque de combustible. Cada ala debe tener un tanque de combustible con capacidad de **56.4 [kg]**. Para sacar el cálculo, se debe utilizar la densidad del combustible a utilizar, el cual será AvGas 100LL con una densidad de **700 $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$** a 15[°C]. [44]

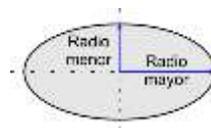
Para obtener el **volumen** necesario para el combustible, es cuestión de despejar de la ecuación de densidad el volumen:

$$\rho = \frac{m}{V} \therefore V = \frac{m}{\rho}$$

$$V_{Tanque\ comb} = \frac{56.4 [kg]}{700 \left[\frac{kg}{m^3}\right]}$$

$$V_{Tanque\ comb} = 0.08057142857[m^3]$$

La estructura del tanque de combustible será en forma de elipse con un radio menor (R_-) de **0.1 [m]** y un radio mayor (R_+) de **0.365 [m]**.



$$A_{ellipse} = \pi \cdot R_+ \cdot R_-$$

$$A_{ellipse} = \pi \cdot 0.365 [m] \cdot 0.1 [m]$$

$$A_{ellipse} = 0.1146681319 [m^2]$$

Ahora solo queda definir el largo del tanque (l_{tanque}), para esto es cuestión de utilizar el $V_{Tanque\ comb}$ y el $A_{ellipse}$:

$$V_{Tanque\ comb} = A_{ellipse} \cdot l_{tanque} \quad \therefore \quad l_{tanque} = \frac{V_{Tanque\ comb}}{A_{ellipse}}$$

$$l_{tanque} = \frac{0.08057142857 [m^3]}{0.1146681319 [m^2]}$$

$$l_{tanque} = 0.7026488287 [m]$$

Modelando el volumen del combustible queda de la siguiente manera:

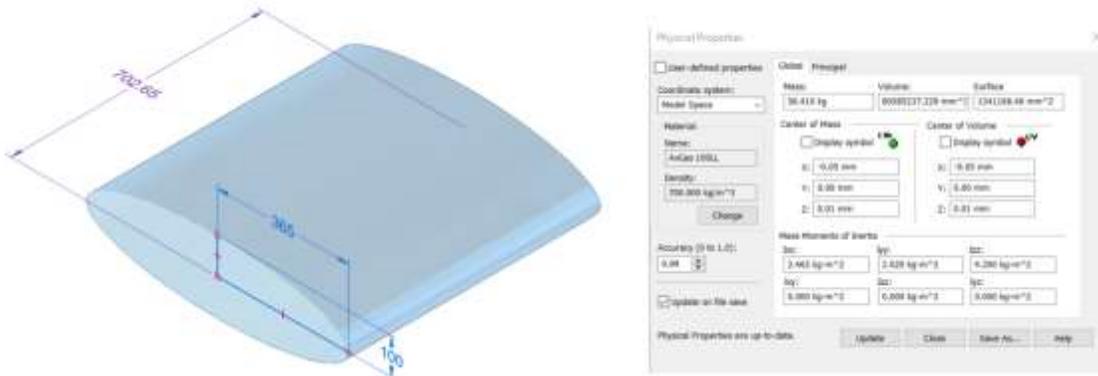


Ilustración 74: Dimensiones del tanque de combustible - Tzauri (unidades en milímetros)

Colocando los tanques en el ala, estos quedan de la siguiente manera:

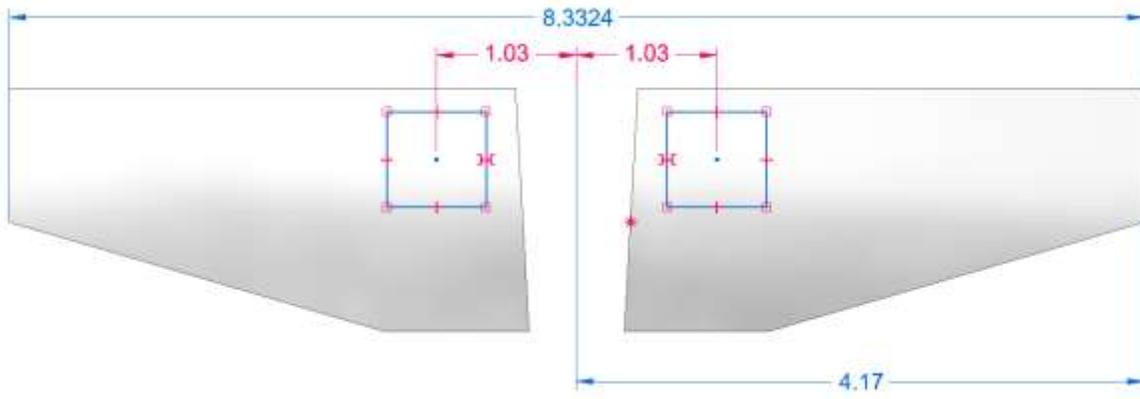


Ilustración 75: Posición de los tanques de combustible en el ala (unidades en metros)

Lo último que se necesita es utilizar la siguiente fórmula para sacar \bar{Z}_{Fala} :

$$\bar{Z}_{Fala} = \frac{2\bar{z}_{Fala}}{b}$$

$$\bar{Z}_{Fala} = \frac{2 \cdot 1.03[m]}{8.3324[m]}$$

$$\boxed{\bar{Z}_{Fala} = 24.72\%}$$

Sustituyendo todos los valores:

$$\varphi = 0.93 - 0.14k_m - 6.3 \times 10^{-3}k_{ta} - \bar{W}_{Fala}(\bar{Z}_{Fala})^2$$

$$\varphi = 0.93 - 0.14(0) - 6.3 \times 10^{-3}(0) - 1(0.2472)^2$$

$$\varphi = 0.93 - 0.06112153046$$

$$\boxed{\varphi = 0.87}$$

Sobrecarga

$$\boxed{n_p = 12} \rightarrow \text{Para aviones de acrobacias}$$

Superficie alar

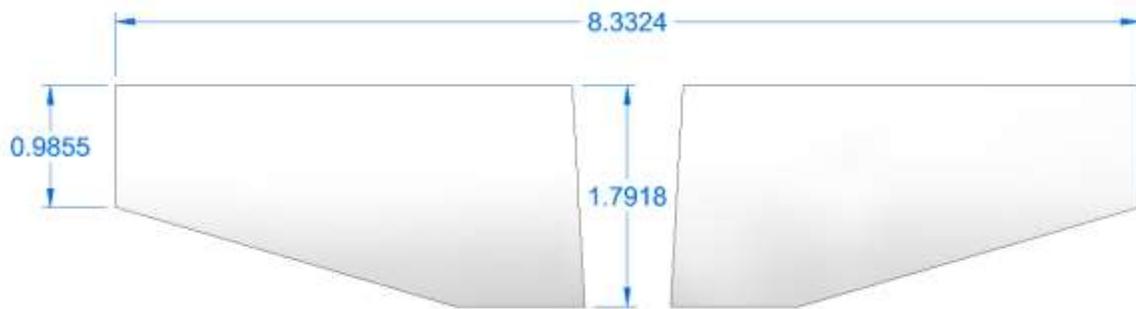


Ilustración 76: Superficie alar del Tzauri

$$S = 11.571[m^2]$$

Relación de aspecto del ala

$$\lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{8.3324[m]^2}{11.571[m^2]}$$

$$\lambda = 6$$

Coeficiente teniendo en cuenta el número de largueros

$$\theta = 0.9 \rightarrow \text{Para ala de 2 largueros}$$

Espesor relativo del ala

Como el perfil alar es un NACA 0015, significa que su espesor relativo es del 15% con base en la cuerda del perfil, el cual se encuentra en el 30% de la cuerda (2.02 [m])

NACA 0015



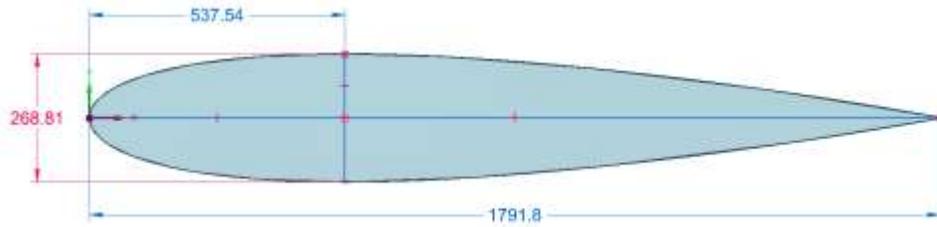


Ilustración 77: Perfil alar usado en la aeronave Tzauri (unidades en milímetros)

$$\bar{c}_0 = 15\%$$

Barrido del ala a $\frac{1}{4}$ de la cuerda

$$x = 0^\circ$$

Estrechamiento de las alas en el plano

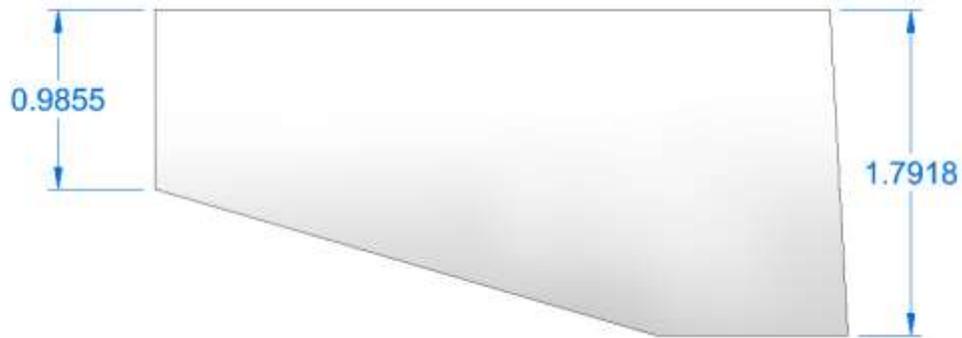


Ilustración 78: Cuerda en raíz y en punta (unidades en milímetros)

$$\eta = \frac{C_t}{C_r}$$

Donde:

- C_t = Cuerda en la punta
- C_r = Cuerda en la raíz

$$\eta = \frac{0.9855 [m]}{1.7918 [m]}$$

$$\eta = 0.55$$

Espesor relativo del ala al final

Como solo se utilizó un perfil aerodinámico para el ala, el espesor relativo al final es igual al 15% por el perfil NACA 0015, pero con diferentes dimensiones, como se muestra a continuación:

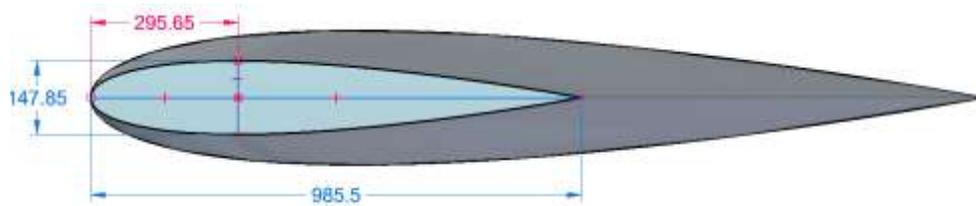


Ilustración 79: Espesor relativo del ala (unidades en milímetros)

$$\mu = 15\%$$

Una vez obtenidos todos los datos, se sustituyen estos en la ecuación:

$$\bar{W}_{ala} = 1.15 \times 10^{-4} k_{mech} k_{const} k_{mat} \varphi n_p \frac{\lambda \sqrt{S}}{\sqrt{\theta \bar{c}_0} \cos^{1.5} x} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left(1 - \frac{\mu + 1}{\eta + 3} \right)$$

$$\bar{W}_{ala} = 1.15 \times 10^{-4} (1)(0.95)(0.8)(0.87)(12) \frac{6 \cdot \sqrt{11.571}}{\sqrt{0.9 \cdot 0.15} \cos^{1.5}(0)} \cdot \frac{0.55 + 4}{0.55 + 1} \left(1 - \frac{0.15 + 1}{0.55 + 3} \right)$$

$$\bar{W}_{ala} = 0.10 [-]$$

Para poder obtener el valor en kg del ala se utilizará la siguiente formula:

$$W_{ala} = MTOW \cdot \left\{ k_w \cdot b^{.75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b}} \right) \cdot n_{ult}^{.55} \left(\frac{\frac{b}{\mu}}{\frac{MTOW}{S}} \right)^{.30} \right\}$$

Donde:

- $k_w = 4.90 \times 10^{-3} [-]$ → Coeficiente
- $b_{ref} = 1.905 [m]$
- $n_{ult} = 13.5 [-]$ → Facactor de carga maxima en aviones acrobaticos

Se tiene entonces:

$$W_{ala} = 939.95 \cdot \left\{ 4.90 \times 10^{-3} \cdot 8.3324^{.75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{1.905}{8.3324}} \right) \cdot 13.5^{.55} \left(\frac{8.3324}{\frac{0.15}{939.95}} \right)^{.30} \right\}$$

$$W_{ala} = 124.67 [kg]$$

Masa relativa del fuselaje

Para calcular esta masa, es necesario utilizar la siguiente formula, la cual es específicamente para una **cabina no hermética**:

$$W_{fus} = q_{fus} \cdot F_{fus} \cdot \Pi K_{mat}$$

Donde:

- q_{fus} : Densidad de la superficie del fuselaje
- F_{fus} : –
- ΠK_{mat} : Factor de corrección de materiales compuestos

Densidad de la superficie del fuselaje

$$q_{fus} = 4.4 \left[\frac{daN}{m^2} \right] \rightarrow Valor\ estandar$$

F_{fus}

Este parámetro se calcula con la siguiente formula:

$$F_{fus} = 2.6 \cdot \lambda_{fus} \cdot D_{eq}$$

Donde:

- $\lambda_{fus} = 2.18305481 [m] \rightarrow Relacion\ de\ alargamiento\ del\ fuselaje$
- $D_{eq} = 0.9 [m] \rightarrow Tamaño\ del\ diametro\ equivalente\ del\ fuselaje$

$$F_{fus} = 2.6 \cdot 2.18305481 [m] \cdot 0.9 [m]$$

$$F_{fus} = 18.07 [m^2]$$

Factor de corrección de materiales compuestos

$$\boxed{\Pi K_{mat} = 0.8} \rightarrow \text{Completamente de nuevos materiales compuestos}$$

Ya una vez teniendo todos los datos, solo es cuestión de sustituir en la ecuación:

$$W_{fus} = q_{fus} \cdot F_{fus} \cdot \Pi K_{mat}$$

$$W_{fus} = 4.4 \left[\frac{daN}{m^2} \right] \cdot 18.07 [m^2] \cdot 0.8$$

$$W_{fus} = 63.6 [daN]$$

Convirtiendo los $[daN]$ a $[kg]$ queda de la siguiente manera:

$$W_{fus} = \frac{(63.6 [DaN]) \cdot \left(\frac{10 [N]}{1 [DaN]} \right)}{9.81 \left[\frac{m}{s^2} \right]}$$

$$\boxed{W_{fus} = 64.83 [kg]}$$

Masa del empenaje

Dados los valores de S_{VT} y S_{HT} , para el cálculo de la masa del empenaje se usan las siguientes fórmulas:

$$W_{emp} = W_{VT} + W_{HT}$$

$$W_{VT} = S_{VT} * q_{o\Pi} * \Pi K_{mat}$$

$$W_{HT} = S_{HT} * q_{o\Pi} * \Pi K_{mat}$$

Donde:

$$q_{o\Pi} = 4.4 \left[\frac{daN}{m^2} \right]$$

$$\Pi K_{mat} = 0.8$$

Por lo tanto, se obtiene:

$$W_{VT} = (1.31 [m^2]) * \left(4.4 \left[\frac{daN}{m^2} \right] \right) * (0.8) = 4.610 [DaN]$$

$$W_{HT} = (2.646 [m^2]) * \left(4.4 \left[\frac{daN}{m^2} \right] \right) * (0.8) = 9.313 [DaN]$$

$$W_{emp} = 4.61 [daN] + 9.313 [daN]$$

$$W_{emp} = 13.923 [daN] = 139.226 [N]$$

$$m_{emp} = \frac{W_{emp}}{g} = \frac{139.226 [N]}{9.81 \left[\frac{m}{s^2} \right]}$$

$$W_{emp} = 14.192 [kg]$$

Masa relativa del tren de aterrizaje

Para calcular esta masa, es necesario acudir a un catálogo de llantas, neumáticos y ruedas para hacer la selección correcta para la aeronave *Tzauri*. A continuación, se presentan las características de la rueda con freno para **el tren principal**. [45]

Tabla 23: Características de una rueda para LSA – Tren principal

Rueda con freno de diámetro 5" para aeronave deportiva ligera (LSA)				
Rueda	Dimensión [in]	Ø [in]	Rodamientos (eje)	Carga estática [lb] ([kg])
RF-019	5.00-5	5	Ø30 – Ø25	1518 (688)
Carga Límite [lb] ([kg])	Peso de la rueda [lb] ([kg])	Pinza de freno (Disco) P / N	Frenado Energía Max RTO [ft-lb]	Peso del freno [lb] ([kg])
6820 (3093)	3.42 (1.550)	EA-006 (DSC-006)	140000	1.50 (0.682)



Ilustración 80: Dimensiones para las ruedas del tren principal (by Beringer)



Ilustración 81: Render de rueda con neumático del tren principal (by Beringer)

Para la selección de los componentes de **tren secundario**, sus características son las siguientes:

Tabla 24: Características de una rueda para LSA – Tren secundario

Rueda de diámetro 4 [in] para aeronave deportiva ligera (LSA)				
Rueda	Dimensión	\emptyset	Rodamientos (Eje)	Carga estática [lb] ([kg])
RA-003	3.50-4 [in]	5"	$\emptyset 20 - \emptyset 15$	539 (245)
Carga Límite [lb] ([kg])	Peso de la rueda [lb] ([kg])	P/N Eje (montaje horquilla)	Dimensiones del eje "X"	Dimensiones del eje "Z"
1888 (856)	1.36 (0.620)	AXP-003	111	6.4

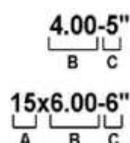
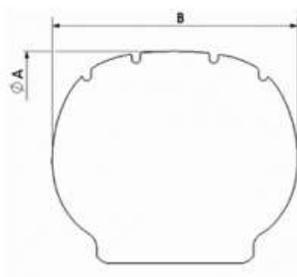


Ilustración 82: Dimensiones para las ruedas del tren secundario (by Beringer)



Ilustración 83: Render de rueda con neumático se tren secundario (by Beringer)

La elección de las llantas fue la siguiente:



A: diámetro exterior del neumático (en pulgadas)
B: ancho del neumático (en pulgadas)
C: diámetro interior del neumático (en pulgadas)

Ilustración 84: Medición de un neumático (by Beringer)

Tabla 25: Características de los neumáticos para el tren primario y secundario

Tren	Neumático	Descripción	ØA [in]	Ancho B [in]	Carga estática [lb]	Peso		Rueda
						[lb]	[kg]	
Primario	070-310-0	Neumático 5.00-5 8PLY Michelin Air TL	14.2	4.70	1800	5.73	2.6	5.00-5"
Secundario	PAG07	Neumático 2.80/2.50-4" 4PLY Kenda TL	9.00	2.80	411	1.32	0.6	3.50-4"



Ilustración 85: Neumático para tren secundario (by Beringer)



Ilustración 86: Neumático para tren principal (by Beringer)

Con la información que se tiene, se puede calcular un estimado de la masa del tren de aterrizaje:

$$W_{ta} = 2 \cdot w_{rtp} + 2 \cdot w_{ftp} + w_{rc} + 2 \cdot w_{np} + w_{ns}$$

Donde:

- $w_{rtp} = 1.550 \text{ Kg}$ → Masa de la rueda del tren principal
- $w_{ftp} = 0.682 \text{ Kg}$ → Masa del freno del tren principal
- $w_{rts} = 0.620 \text{ Kg}$ → Masa de la rueda de cola
- $w_{np} = 2.6 \text{ Kg}$ → Neumático para tren principal
- $w_{ns} = 0.6 \text{ Kg}$ → Neumático para tren secundario

$$W_{ta} = 2(1.550) + 2(0.682) + 0.620 + 2(2.6) + 0.6$$

$$W_{ta} = 10.884 \text{ [kg]}$$

Una vez teniendo todos los valores de las secciones para obtener el peso de la estructura, se sustituyen estos en la siguiente ecuación:

$$\bar{W}_{str} = \bar{W}_{ala} + W_{fus} + W_{emp} + W_{ta}$$

$$\bar{W}_{str} = 124.67 \text{ [kg]} + 64.3 \text{ [Kg]} + 14.192 \text{ [Kg]} + 10.884 \text{ [Kg]}$$

$$\bar{W}_{str} = 214.046 \text{ [kg]}$$

Lista de masas del avión – Segunda aproximación

Tabla 26: Lista de masas del avión – Segunda aproximación inicial

Lista de masas de la aeronave			
No	Elemento	[kg]	[1]
1	ESTRUCTURA		
	Ala	124.67	0.10
	Fuselaje	64.83	-
	Empenaje	14.192	-
	Tren de aterrizaje	10.88	-
2	PLANTA MOTRIZ		
	Motores	199	-
	Unidades del sistema de combustible	94	0.9
3	EQUIPAMIENTO Y SISTEMA DE CONTROL		
	Equipamiento de la aeronave	90.1	-
	Equipo de navegación aérea	6.8	-
	Sistema de control	57.41	-
	Equipo especial	35.26	-
	Equipo de pasajeros	24	0
4	AERONAVE EN VACÍO		
5	MUNICIONES Y CARGA DE SERVICIO		
	Tripulación	80.7	-
	Equipo de supervivencia	25.22	-
6	AERONAVE EN VACÍO EQUIPADA (4+5)		
7	COMBUSTIBLE		
	Combustible utilizable	94	0.10
8	MASA DE DESPEGUE	921.06	

Realizando la sumatoria de las masas de la aeronave obtenidas se tiene una nueva masa de despegue de **921.06 [kg]**.

Sketch de diseño axonométrico – segunda aproximación



Ilustración 87: Vista de planta de la aeronave Tzauri (segunda aproximación)

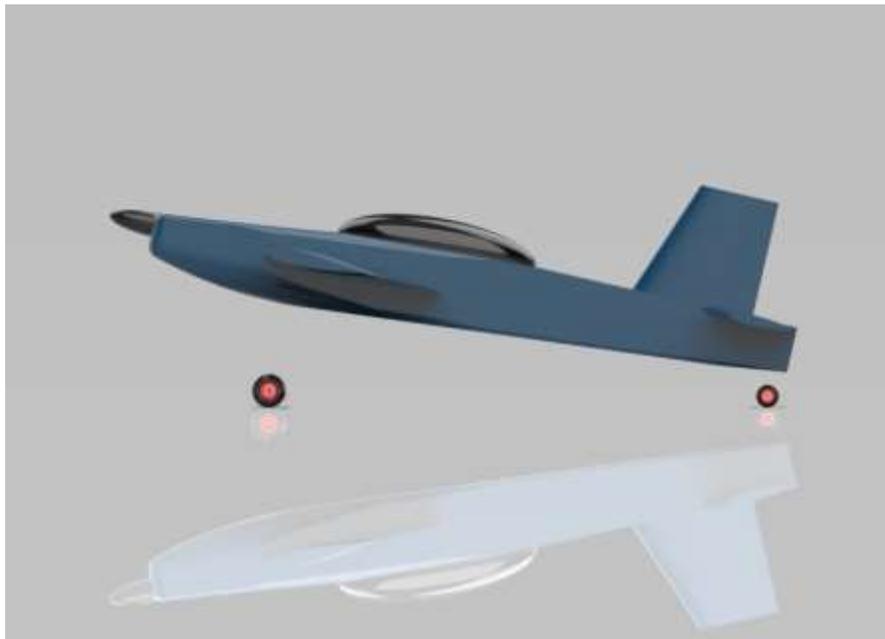


Ilustración 88: Vista lateral de la aeronave Tzauri (segunda aproximación)



Ilustración 89: Vista frontal de la aeronave Tzauri (segunda aproximación)

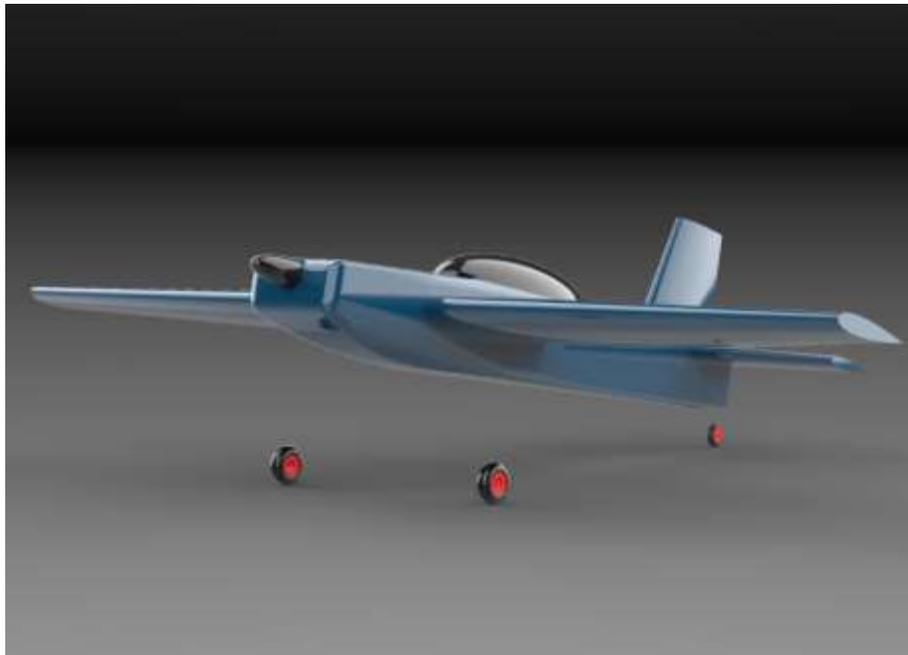


Ilustración 90: Diseño de la aeronave Tzauri (segunda aproximación)

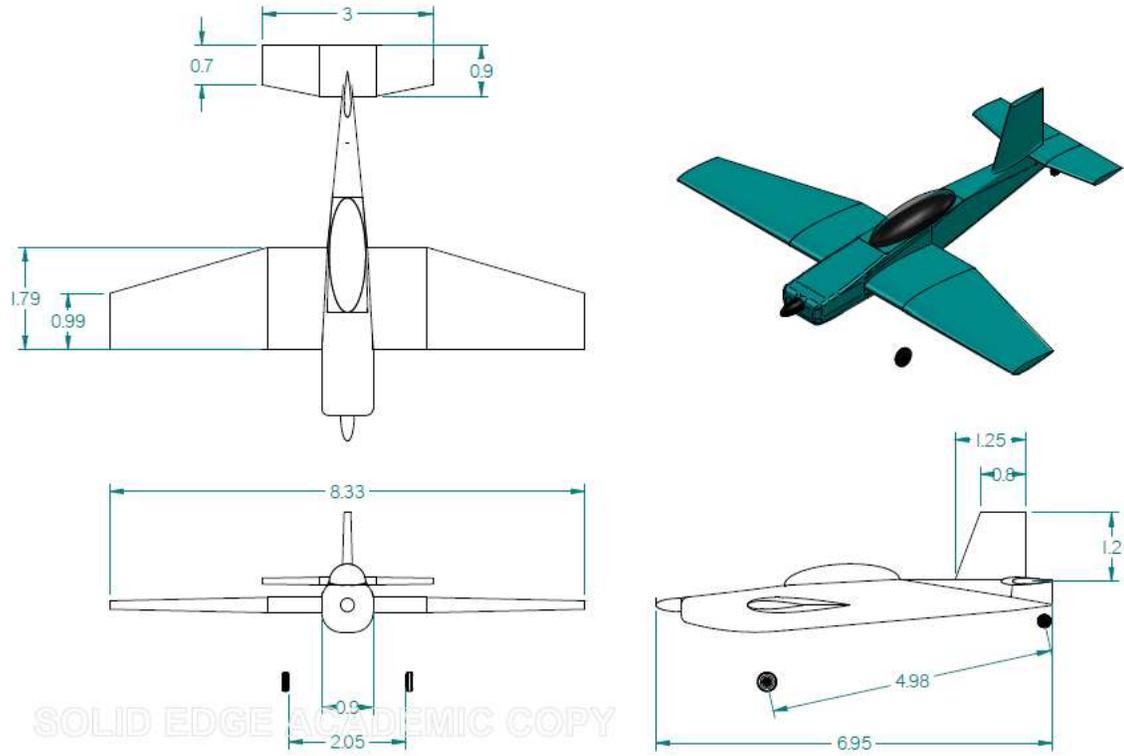


Ilustración 91: Plano de la aeronave Tzauri (segunda aproximación) – [ver Anexo A03]

Definición del diseño conceptual de la aeronave

En este apartado se describirán los pesos por definir faltantes a la hora de ejecutar la segunda aproximación, al igual que el diseño del acomodo espacio-peso que define la ubicación dentro del avión de todas las cargas. Asimismo, se describirá el diseño estructural y de esfuerzos preliminar, así como los esquemas de esfuerzos.

Masa del equipo de radio

Para el equipo de radio se eligieron 2 componentes sistemas SATCOM y equipo de comunicación de línea de visión. De entre los más comunes, se eligieron los más funcionales y livianos los cuales se presentan a continuación:

- El sistema SATCOM LNA/Diplener con una masa de 3 [lb] y 7 [W] de potencia.
- El equipo de comunicación de línea de visión GMS MT Series con una masa de 0.48 [lb] y 15 [W] de potencia.

Para obtener la masa total del equipo de radio, se realiza la conversión de libras a kilogramos.

$$W_{rad} = 3[lb] + 0.48[lb] = (3.48[lb]) \left(0.45 \left[\frac{kg}{lb}\right]\right)$$

$$W_{rad} = 1.58[kg]$$

Masa del equipo eléctrico

Para calcular la masa del equipo eléctrico se utiliza la fórmula:

$$W_{elec} = F_{elec} * \left[P_{PLmax} + W_{avion} * \left(\frac{P}{W_{avion}} \right) \right]^{E1} * (L_{tot} + b)^{E2}$$

Donde:

F_{elec} es el factor de multiplicación del sistema eléctrico el cual es 0.003

P_{PLmax} es el consumo máximo de energía de la carga útil en [W]

W_{avion} es el peso de la aviónica en [lb]

$\frac{P}{W_{avion}}$ es la relación potencia-peso de la aviónica en [W/lb]

L_{tot} es la longitud total en [ft]

b es la envergadura en [ft]

La relación potencia-peso de aviónica es de 10 a 20 [W/lb], con un valor típico de 15 [W/lb]. Para el P_{PLmax} se suma la potencia del equipo de radio 7+15 [W] con la potencia neta del motor 218.645 [W].

Entonces se tiene:

$$W_{elec} = 0.003 * \left[240.645 [W] + 15 [lb] * \left(15 \left[\frac{W}{lb} \right] \right) \right]^{0.8} \\ * (22.80 [ft] + 27.32 [ft])^{0.7}$$

$$W_{elec} = (6.33 [lb]) \left(0.45 \left[\frac{kg}{lb} \right] \right)$$

$$\boxed{W_{elec} = 2.87 [kg]}$$

Masa de las góndolas

Las góndolas son estructuras que albergan el sistema de propulsión. Las góndolas se pueden integrar en un fuselaje o estructuras de vainas que sobresalen de un ala o fuselaje, entre muchas configuraciones potenciales.

El grupo de peso de la góndola generalmente contiene el encogimiento u otra estructura aerodinámica externa y estructura de soporte de propulsión. Se incluyen estructuras para soportar motores alternativos. Las góndolas también pueden incluir elementos del sistema de inducción y escape de aire.

Para realizar la aproximación del peso de la góndola para motores recíprocos y turboprop, se puede utilizar la siguiente formula:

$$W_{nac} = F_{nac} \cdot P_{Max}^{E1}$$

Donde:

F_{nac} es el factor de multiplicación de góndola.

P_{Max} es la máxima potencia de todos los motores combinados en potencia.

$E1$ es un exponente

En el caso del proyecto *Tzauri*, los valores para el cálculo de W_{nac} son:

$$F_{nac} = 0.30$$

$$P_{Max} = 223 \text{ [kW]}$$

$$E1 = 0.9$$

El valor obtenido para $E1$ es obtenido del libro *Conceptual Aircraft Desing: A Conceptual Approach* de D.P. Raymer.

$$W_{nac} = F_{nac} \cdot P_{Max}^{E1} \rightarrow W_{nac} = 0.30 \cdot (223^{0.9})$$

$$W = 38.96 \text{ [kg]}$$

Masa de la hélice

Para obtener el valor de la masa de la hélice, se tomó en consideración el uso de la hélice estándar para las aeronaves de competición, la cual es la hélice Hartzell HC-C3YR-4AX. Por tal motivo, los datos son obtenidos desde el manual de usuario de la hélice. El cual dice que el peso de la hélice de 3 palas es de 34.6 [kg].

$$W_{hélice} = 34.6 \text{ [kg]}$$

Masa de tomas de aire

El peso requerido de las tomas de aire es obtenido del manual de piezas del motor de la aeronave *Tzauri*, así como el manual de overhaul. Este valor es de 3[kg] en el caso de la aeronave *Tzauri*.

$$W_{intake} = 3 \text{ [kg]}$$

Masa del sistema de escape

El valor de la masa del sistema de escape es obtenido de los manuales del motor, ya sea el operativo o el de overhaul. Estos indican que la masa del sistema de escape es de aproximadamente 2.65 [kg]

$$W_{escape} = 2.65 \text{ [kg]}$$

Masa de los sistemas del motor

El valor de la masa de los sistemas del motor es obtenido en el manual de operaciones del motor, el cual dice que la masa de operación del motor con los sistemas para acrobacia es de 215 [kg]. Asimismo, muestra el peso de algunos componentes.

$$W_{engine\ systems} = 215 [kg]$$

Finalmente, la nueva tabla de masas queda de la siguiente manera:

Tabla 27: Lista de masas de la aeronave Tzauri – Segunda aproximación completada

Lista de masas de la aeronave			
No	Elemento	m_i [kg]	\bar{m}_i [%]
1	ESTRUCTURA		
	Ala	124.67	12.83%
	Fuselaje	64.3	6.62%
	Empenaje	14.192	1.46%
	Tren de aterrizaje	10.88	1.12%
	Pintura	-	-
2	PLANTA MOTRIZ		
	Motores	199	20.47%
	Hélices	34.6	3.56%
	Montaje del motor	38.95	4.01%
	Entradas de aire	3	0.31%
	Sistema de escape	2.65	0.27%
	Sistemas del motor	10.35	1.06%
	Unidades del sistema de combustible	94	9.67%
3	EQUIPAMIENTO Y SISTEMA DE CONTROL		
	Equipamiento de la aeronave	90.1	9.27%
	Equipo eléctrico	2.87	0.30%
	Equipo de radio	1.58	0.16%
	Equipo radar	0	0.00%
	Equipo de navegación aérea	6.8	0.70%
	Sistema de control	57.41	5.91%
	Equipo especial	35.26	3.63%
	Equipo de pasajeros	24	2.47%
	Equipo de manejo de carga	0	0.00%
	Armamento	0	0.00%

4	AERONAVE EN VACÍO		
	Tripulación	80.7	8.30%
	Equipo de supervivencia	25.22	2.59%
6	AERONAVE EN VACÍO EQUIPADA (4+5)		
7	COMBUSTIBLE		
	Combustible utilizable	112.8	11.60%
	MASA DE DESPEGUE [kg]	972.032	100.00%

Definición del diseño conceptual

En este apartado se muestra de manera más detallada la distribución de pesos en la aeronave; principalmente la ubicación del piloto. Asimismo, se muestra un modelado inicial correspondiente a la estructura del *Tzauri*, así como la piel que cubrirá al mismo. De igual manera, se define la estructura interna del ala, en la que se muestran las posiciones de las costillas y los largueros.

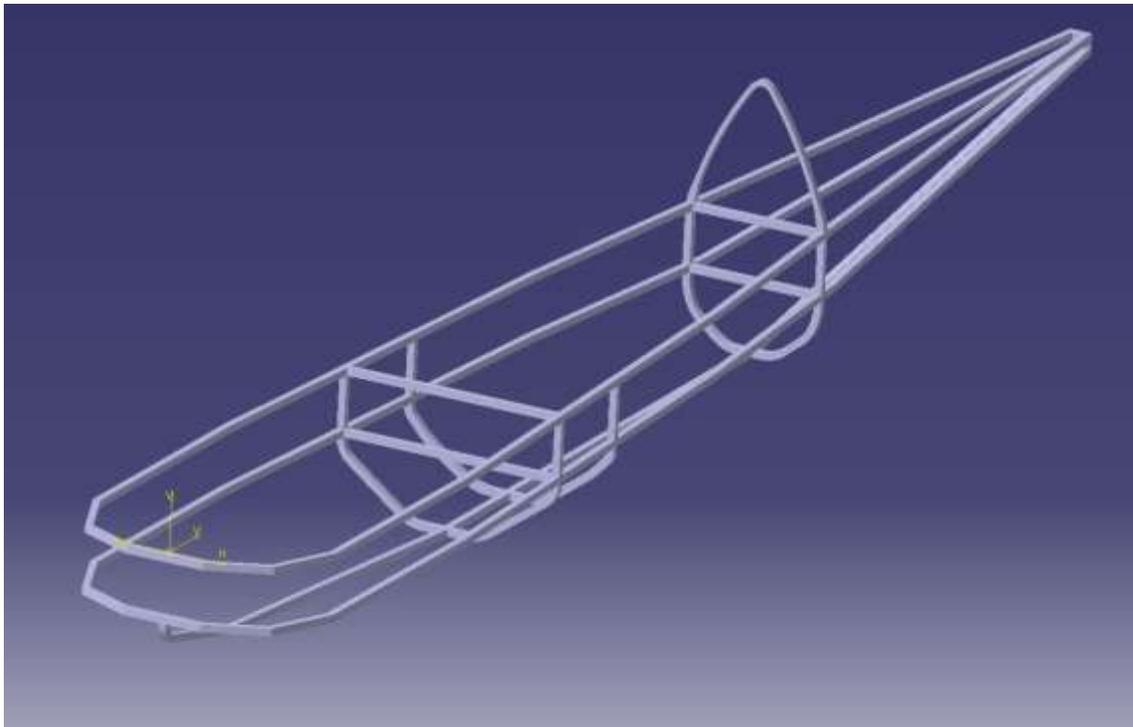


Ilustración 92: Estructura del fuselaje – *Tzauri*

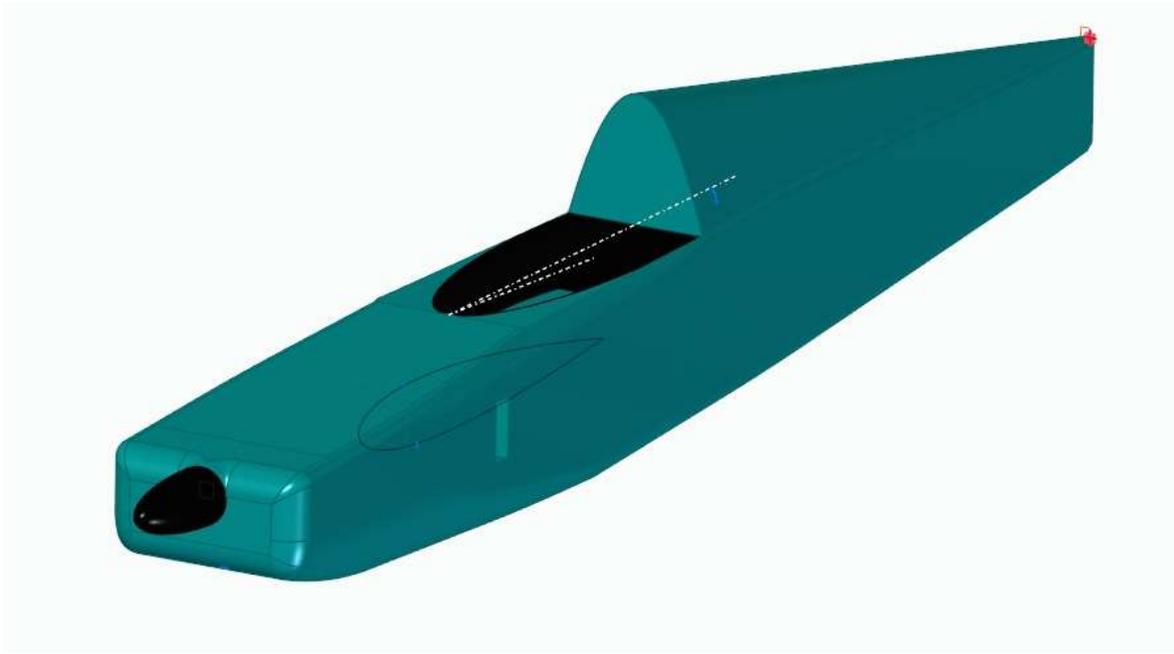


Ilustración 93: Pieles del fuselaje – Tzauri

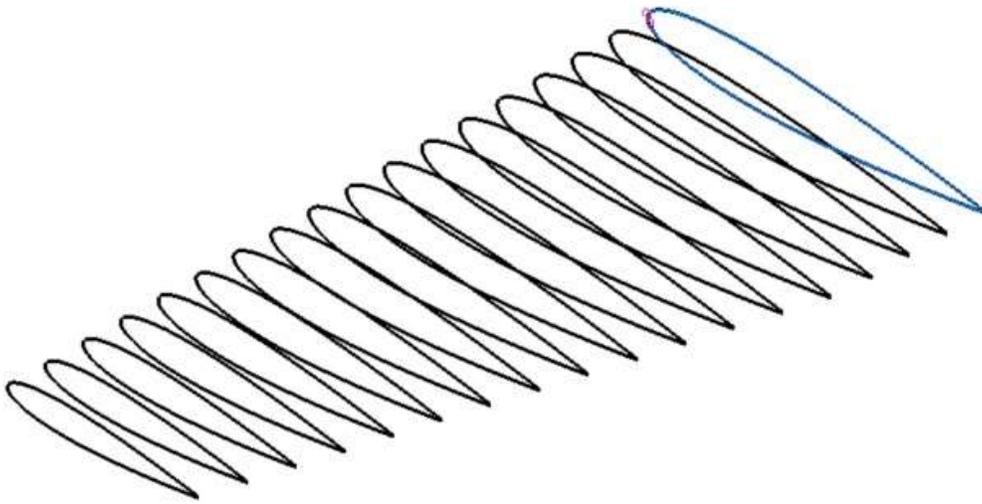


Ilustración 94: Distribución de las costillas en la semiala izquierda

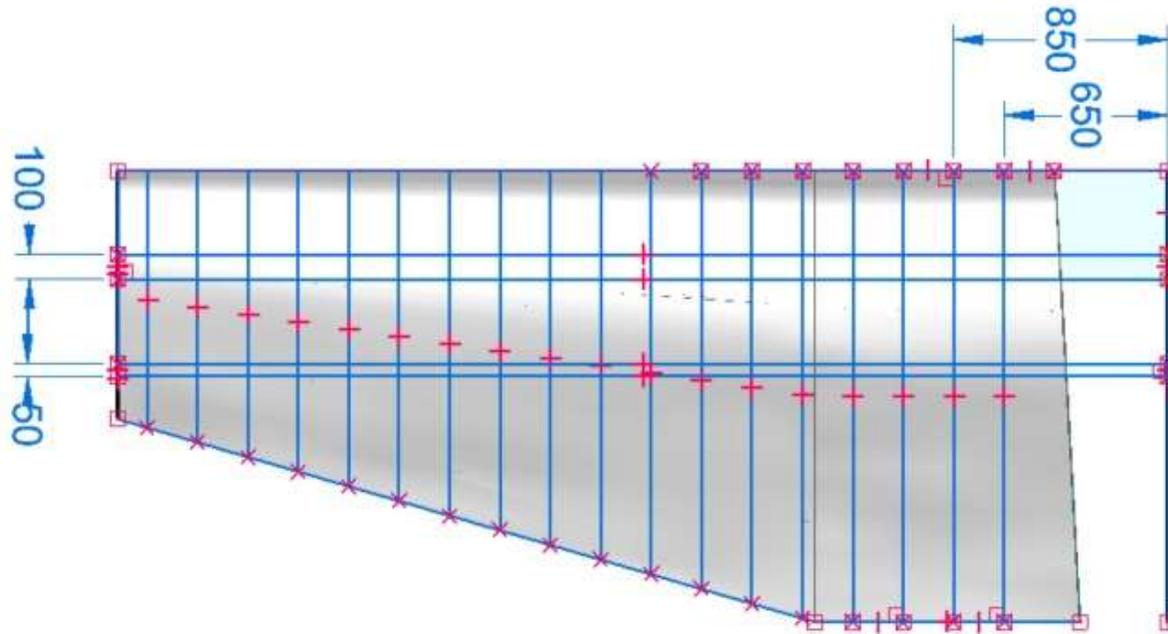


Ilustración 95: Distribución de las costillas y largueros de la semiala izquierda – Tzauri

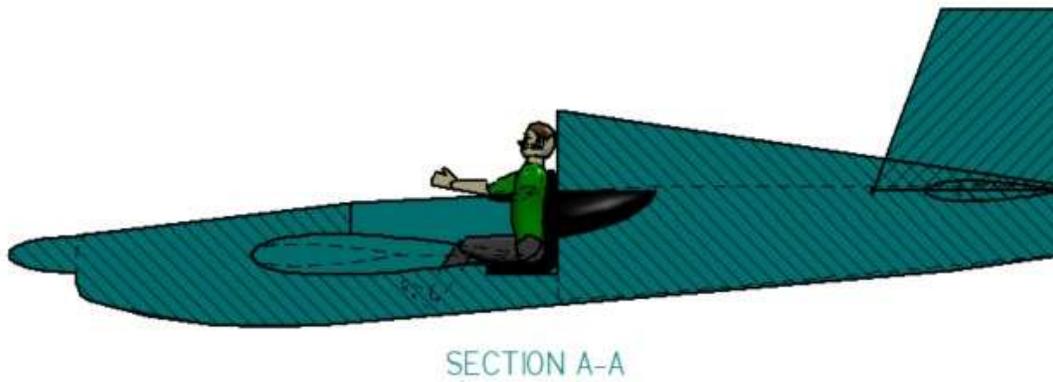


Ilustración 96: Corte de sección – vista lateral del Tzauri

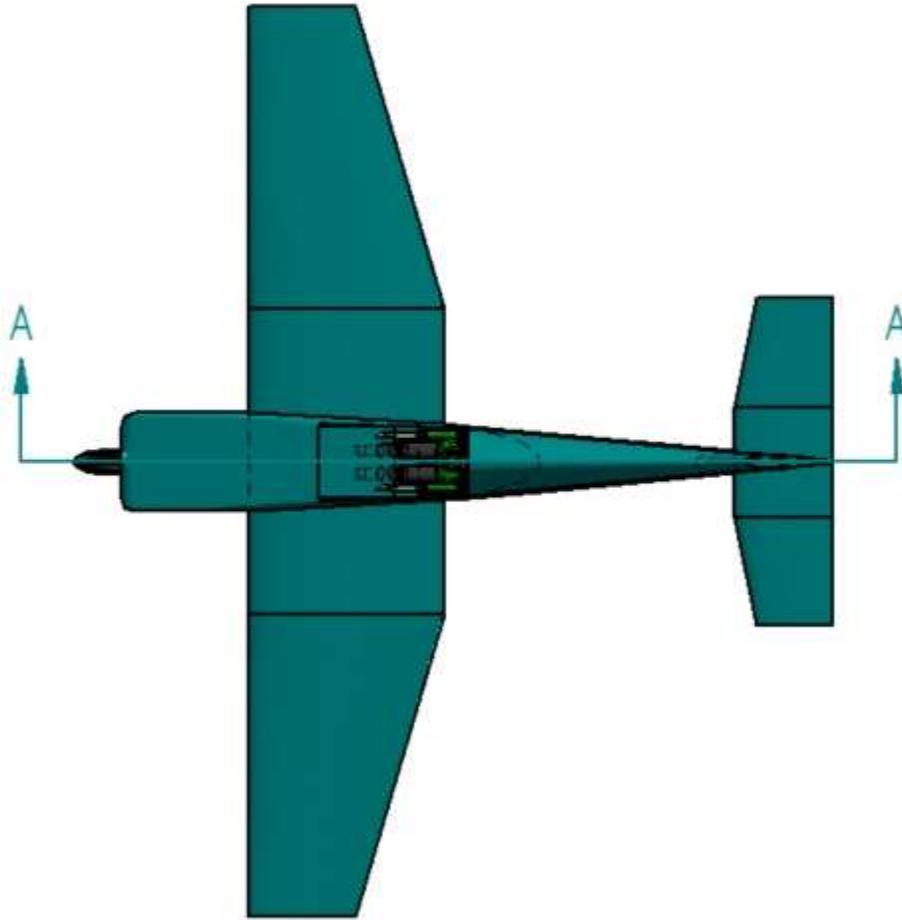


Ilustración 97: Vista de planta del Tzauri

Lista de peso y balance y dibujo de centro de gravedad del avión

Inspirándose en la *Tabla 11.1* del libro *Aircraft Design – a Systems Engineering Approach* de Mohammad H. Sadraey, se llenó la tabla que se muestra a continuación, calculando al mismo tiempo el peso total de la aeronave y la posición del centro de gravedad de la misma.

Tabla 28: Lista de peso y balance de la aeronave Tzauri

Definición del peso y centro de gravedad de la aeronave Tzauri						
No.	Grupo componente	Elementos	Peso [kg]	X_{cg} [m]	Y_{cg} [m]	Z_{cg} [m]
1	Ala	1.1 Estructura principal	124.67	2.2755	0	1.52
		1.2 Tanques de combustible	112.8	2.33	0	1.52
		1.3 Ala completa	237.47	2.3013879	0	1.52
2	Fuselaje	2.1 Estructura principal	127	3.46	0	1.56
		2.2 Asiento	25	3.4	0	1.51
		2.3 Cubierta	69.6	2.99	0	1.56
		2.4 Miscelaneos	50	1.69	0	1.53
		2.5 Fuselaje completo	271.6	2.69707	0.00000	1.54987482
3	Empenaje	3.1 Empenaje horizontal	9.49	6.466	0	1.938
		3.2 Empenaje vertical	4.7	6.335	0	2.451
		3.3 Empenaje completo	14.19	6.42	0	2.1079
4	Planta motriz	4.1 Motor	199	0.913	0	1.4395
		4.2 Góndola	32	0.965	0	1.615
		4.3 Hélice	34.6	0.342	0	1.443
		4.4 Entrada de aire	3	0.913	0	1.219
		4.5 Escape	2.65	1.47	0.225	1.225
		4.6 Aceite	12	1.47	0	1.58
		4.7 Sistema de aceite	2.15	1.47	0	1.58
4.8 Planta motriz completa	285.4	0.82058584	0.00208917	1.46225841		
5	Tren de aterrizaje	5.1 Neumáticos (principal)	5.2	1.95	1.08	0.16
		5.2 Ruedas (principal)	3.1	1.95	1.08	0.16
		5.3 Neumáticos (secundario)	0.6	6.81	0	1.23
		5.4 Ruedas(secundario)	0.62	6.81	0	1.23
		5.5 Sistema de frenado	1.364	1.95	1.08	0.16
		5.6 Tren de aterrizaje completo	10.884	2.49476295	0.95894157	0.27993752
6	Equipamiento e instrumentos	6.1 Luces	0.23	0.45	0.45	1.39
		6.2 Transmisor	1.58	2.4	0.18	1.44
		6.3 Bastón	0.25	2.95	0.45	1.74
		6.4 Panel de instrumentos en cabina	57.1	2.95	0.45	1.7
		6.5 Botiquín de primeros auxilios	0.435	3.4	0.2	1.7
		6.6 Pedales	0.25	2.65	0.45	1.39
		6.7 Cableado eléctrico	2.87	2.4	0.35	1.44
		6.8 Extintor	0.12	3.4	0.7	1.7
		6.9 Piloto automático	0.022	2.5	0.4	1.7
		6.10 Sistema de comunicaciones	1.58	2.4	0.55	1.44
		6.11 GPS / Radios	0.226	2.5	0.25	1.44
		6.12 Miscelaneos	26	2.4	0.45	1.44
		6.13 Equipamiento completo	90.663	2.75004688	0.44249253	1.60596649
7	Carga de paga	7.1 Piloto	87	3.270	0	1.64
		7.2 Carga completa	87	3.27	0	1.64
AERONAVE			997.207	2.17140185	0.05129434	1.52472741

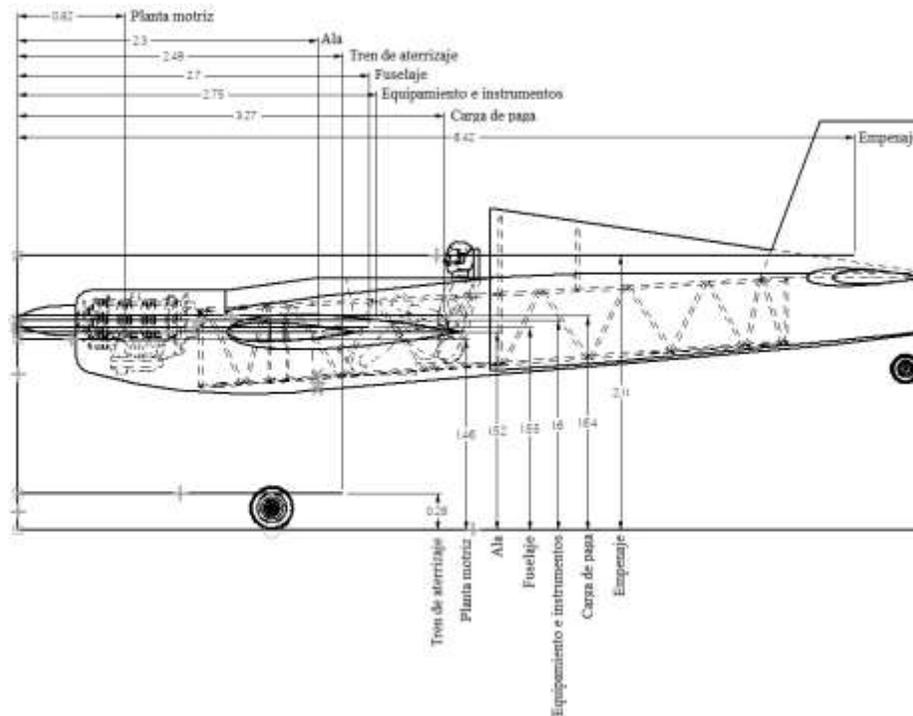


Ilustración 98: Distribución de peso y balance de la aeronave Tzauri

Obtención final del CG en términos de la C_{MAC} de la aeronave

Para obtener el centro de gravedad (CG) de la aeronave, es necesario recordar los siguientes valores:

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{8.3324^2}{11.571} = 6$$

$$C_{MAC} = 1.4276 [m]$$

$$C_r = 1.7918 [m]$$

$$X_{cg} = 2.1714 [m]$$

De igual manera, es necesario obtener la distancia desde el datum (la nariz) al borde de ataque del ala (X_{LE}). Ésta se obtuvo tal y como se indica en la *Ilustración 99*.

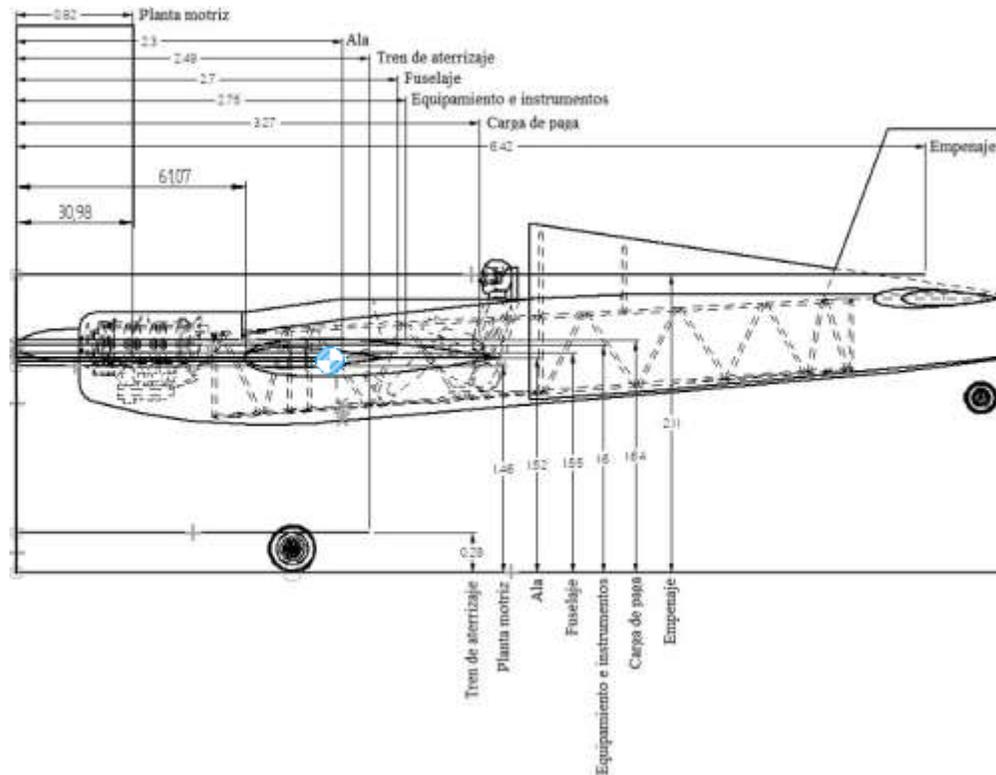


Ilustración 99: Posición del CG de la aeronave y distancia de la nariz al borde de ataque

La obtención de X_{LE} se realizó mediante la medición de distancias en la *Ilustración 99* y el uso de una regla de tres.

$$X_{LE} = 1.6164 [m]$$

Encontrando el dato anterior, se pudo realizar el cálculo del CG con respecto al C_{MAC} tal y como se indica en el *Ejemplo 11.1* del libro de Mohammad.

$$X_{cg} - X_{LE} = 2.1714[m] - 1.6164[m] = 0.555 [m]$$

La distancia del inicio de la raíz del ala y el borde de ataque del ala es:

$$\frac{C_r - C_{MAC}}{2} = \frac{1.7918[m] - 1.4276[m]}{2} = 0.1821 [m]$$

La distancia entre el CG de la aeronave y el borde de ataque se obtiene:

$$X_{cg-LE} = X_{cg} - X_{LE} - \frac{C_r - C_{MAC}}{2}$$

$$X_{cg-LE} = 2.1714[m] - 1.6164[m] - 0.1824[m] = 0.3726 [m]$$

Finalmente, la posición del CG en términos de la C_{MAC} es:

$$\bar{X}_{cg} = \frac{X_{cg-LE}}{C_{MAC}} = \frac{0.3726[m]}{1.7918[m]} = 0.2079$$

$$\boxed{\bar{X}_{cg} = 20.79\%}$$

El CG de la aeronave *Tzauri* se encuentra a 20.79% de la MAC. Si este dato se compara con con la *Ilustración 100*, se puede observar que el CG se encuentra dentro del rango recomendado para aviación general subsónico.

No.	Aircraft	Forward cg (% MAC)	Aft cg (% MAC)	Range (% MAC)
1	GA-subsonic	15-20	25-30	5-15
2	Subsonic transport	5-20	20-35	10-30
3	Supersonic transport	15-35	40-60	20-40
4	Fighter – subsonic speeds	15-20	35-45	15-30
5	Fighter – supersonic speeds	45-50	50-55	10-30

Ilustración 100: Localizaciones longitudinales del CG recomendadas para varios tipos de aeronaves

Diagrama V-n de la aeronave *Tzauri*

Dado que la aeronave estará sujeta a varias fuerzas aerodinámicas durante el vuelo, es necesario realizar su diagrama V-n para conocer los factores de carga correspondientes a las distintas velocidades que podrá alcanzar la aeronave. Previamente se había idealizado que la velocidad crucero de la aeronave sería de 350 [km/h]; con base en ello se parte para calcular las velocidades que le dan forma al diagrama.

V_{st} , o la velocidad de entrada en pérdida, es la velocidad a la cual se pierde sustentación y le da forma a las curvas del diagrama. Ésta se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$V_{st(+)} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{lmax}}}$$

$$V_{st(-)} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{lmax}}}$$

Donde:

$V_{st(+)}$ es la velocidad de entrada en pérdida en vuelo regular,

$V_{st(-)}$ es la velocidad de entrada en pérdida en vuelo invertido,

W es el peso máximo de despegue de la aeronave en [N]

ρ es la densidad del aire a los 500 [m] sobre el nivel del mar

S es la superficie alar en [m^2]

C_l es el coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico (para NACA 0015 es 1.426)

$$V_{st(+)} = \sqrt{\frac{2(9535.63 [N])}{\left(1.1675 \left[\frac{kg}{m^3}\right]\right) (11.571 [m^2]) (1.426)}}$$

$$V_{st(+)} = 31.46 \left[\frac{m}{s}\right]$$

Dado que se trabaja con un perfil simétrico, la velocidad de entrada en pérdida en vuelo invertido será prácticamente la misma, por lo cual su cálculo no es necesario.

V_A , también conocida como la velocidad de maniobra, es la velocidad máxima a la cual la aeronave puede realizar alguna maniobra sin comprometer la estructura del avión. Ésta se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$V_A = \sqrt{\frac{2n_{max}W}{\rho S C_{Lmax}}}$$

Donde:

n_{max} es el factor de carga máximo de la aeronave.

El valor del factor de carga máximo para aeronaves acrobáticas según la FAA es de 6.

$$V_A = \sqrt{\frac{2(6)(9535.63 [N])}{\left(1.1675 \left[\frac{kg}{m^3}\right]\right) (11.571 [m^2])(1.426)}}$$

$$V_A = 77.07 \left[\frac{m}{s}\right]$$

Finalmente, la V_D (velocidad límite o de picada) suele ser un 40-50% más que la velocidad de crucero, por lo cual:

$$V_D = 490 \left[\frac{m}{s}\right]$$

Ya definidas las velocidades características, se procede a generar el diagrama V-n. Las curvas del diagrama se generan a partir de:

$$n = \left(\frac{V}{V_{st}}\right)^2$$

Donde:

n será el factor de carga obtenido a partir de velocidad de vuelo que se tenga y

V es la velocidad de vuelo que se tenga.

El diagrama se genera a partir de la siguiente tabla de datos:

Velocidades límite		
V	n(+)	n(-)
0	0	0
10	0.10101078	-0.101010784
20	0.40404314	-0.404043137
30	0.90909706	-0.909097058
40	1.61617255	-1.616172547
50	2.52526961	-2.525269605
54.497522	2.99999999	-2.999999994
60	3.63638823	-3
70	4.94952843	-3
77.0711348	6	-3
80	6	-3
90	6	-3
99.1348786	6	-3
100	6	-3
110	6	-3
120	6	-3
130	6	-3
140	6	-3
140.19789	6	-3
147.88	6	-3
150.860665	6	-3
160	6	-3
167.62	6	-3
170	6	-3
180	6	-3
190	6	-3
200	6	-3
210	6	-3
220	6	-3
230	6	-3
240	6	-3
250	6	-3
260	6	-3
270	6	-3
280	6	-3
290	6	-3
300	6	-3
310	6	-3
320	6	-3

330	6	-3
340	6	-3
350	6	-3
360	6	-3
370	6	-3
380	6	-3
390	6	-3
400	6	-3
410	6	-3
420	6	-3
430	6	-3
440	6	-3
450	6	-3
460	6	-3
470	6	-3
480	6	-3
490	6	-3

Tabla 29: Valores de la gráfica V-n

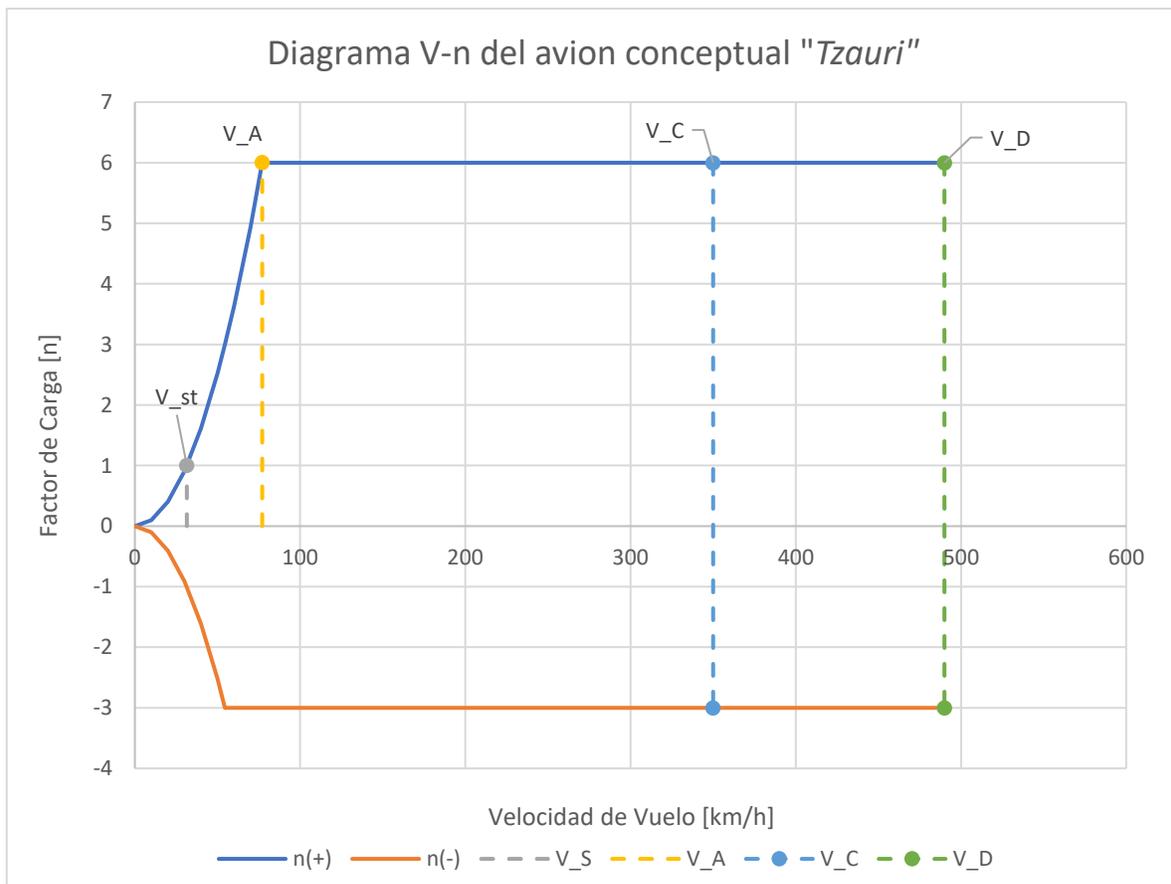


Ilustración 101: Diagrama V-n de la aeronave "Tzauri"

Tabla de cargas aerodinámicas

Para calcular de las cargas aerodinámicas aplicadas a la aeronave *Tzauri*, se implementaron las siguientes fórmulas:

$$q = \frac{\rho V^2 C_{Lmax}}{2}$$

Donde:

$q[Pa]$: presión dinámica

$\rho \left[\frac{kg}{m^3} \right]$: densidad del aire

$V[m/s]$: velocidad

$C_{Lmax}[1]$: coeficiente de sustentación máximo

$$C_L = \frac{n(W/S)}{q}$$

Donde:

$n[1]$: factor de carga

$q[Pa]$: presión dinámica

$W[N]$: peso de la aeronave

$S[m^2]$: superficie alar

$$F_I = \frac{W_a}{2} n$$

$$F_M = \frac{W_a}{2}$$

$$F_N = q C_N \frac{S}{2}$$

Donde:

$n[1]$: factor de carga

$W_a[N]$: peso del ala

Donde:

$C_N[1]$: coeficiente de fuerza normal

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_m$$

Donde:

$c[m]$: cuerda alar

$C_m[1]$: coeficiente de momento del perfil

$$C_N = C_L \cos a + C_D \sin a$$

$$C_D = C_{D0} \cos a - C_L \sin a$$

$C_N[1]$: coeficiente de fuerza normal

$C_L[1]$: coeficiente de sustentación

$C_D[1]$: coeficiente de arrastre

$C_{D0}[1]$: coeficiente de arrastre parásito

$$P = \frac{n \cdot W}{L}$$

Donde:

$P[1]$: carga aerodinámica del empenaje

Finalmente, utilizando estas fórmulas se obtiene la tabla siguiente, misma que es utilizada para encontrar el diagrama V-n de la aeronave.

Tabla 30: Cargas aerodinámicas – aeronave *Tzauri* [ver Anexo 04]

m [kg]	997.207								
W [N]	9782.6007		Caso	V_A	V_C	V_{D1}	V_{D2}	V_E	V_F
n_{max+} [kg]	6		V [m/s]	77.07113483	350	490	490	350	60
n_{max-} [kg]	-3		n [1]	6	6	6	0	-3	-3
L_{max} [N]	58695.604		α [°]	6.25	3	1.5	0	-1.5	-5.25
ρ_{SL} [kg/m ³]	1.2252		C_L [1]	0.68554368	0.033241648	0.01696	0	-0.0166208	-0.5655697
$\rho_{500[m]}$ [kg/m ³]	1.1675		L [N]	28864.66524	1399.63226	714.09809	0	-699.8161	-23813.19
C_{Lmax} [1]	1.426		D [N]	91.70420896	4484.04754	3557.3606	$6.87 \cdot 10^{-3}$	1814.9799	45.830724
C_{Lmin} [1]	1.431		P [N]	29830.93878	57295.97176	57981.506	0	-28647.99	-5534.614
C_{Dmax} [1]	0.098		q [Pa]	7399.451894	152599.1562	299094.35	299094.35	152599.16	4484.5466
m_{ala} [kg]	124.67		F_L [N]	3669.0381	3669.0381	3669.0381	0	-1834.519	-1834.519
S_{alar} [m ²]	11.571		F_M [N]	611.50635	611.50635	611.50635	611.50635	611.50635	611.50635
Carga alar [Pa]	824.09765		C_N [1]	0.681391324	0.03355564	0.0171223	0	-0.016784	-0.56397
V_{st+} [m/s]	31.464159		F_{N1} [N]	29170.04159	29625.0133	29628.551	0	-14818.398	-14632.404
V_A [m/s]	77.071135								
V_C [m/s]	350								
V_D [m/s]	490								

Análisis estructural – semiala derecha

En este apartado se describirá la realización de un análisis estructural en *ANSYS WORKBENCH 19.2* de una de las semi alas de la aeronave *Tzauri*, obteniendo deformación, estrés y tensión.

Ala *Tzauri* modificada para análisis

Para el análisis estructural del ala modificada se necesitarán establecer las siguientes condiciones iniciales:

1. Ala rectangular recta
2. Peso del ala: 1162 [N]
3. Levantamiento máximo: 88042 [N] (equivalente al peso de la aeronave bajo 9 G's)
4. Punto de apoyo: empotramiento con fuselaje
5. Material: Aluminio 6061-T6

Ala rectangular recta (modificada para el análisis)

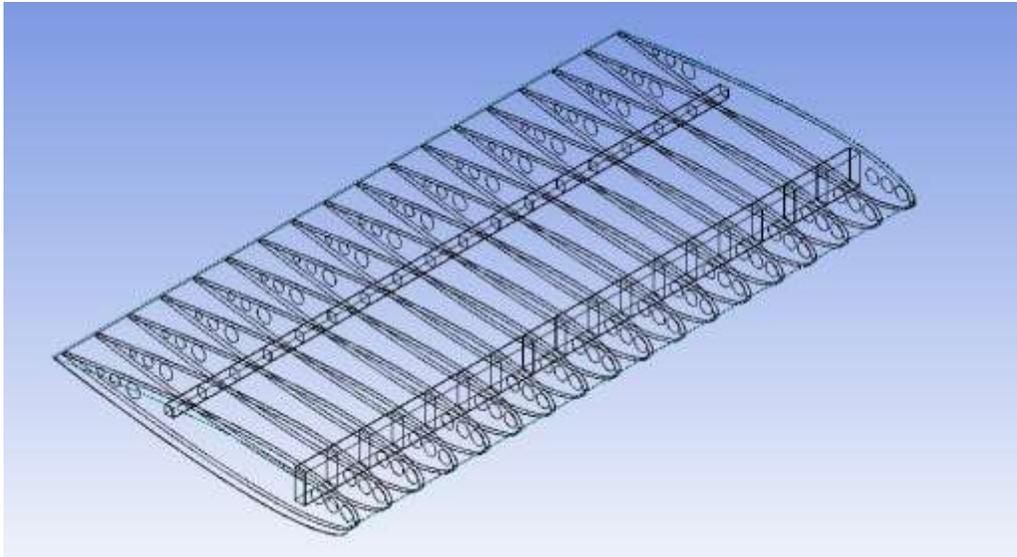


Ilustración 102: Vista isométrica ala (Wireframe)

La fuerza de sustentación aplicada está distribuida sobre toda la mitad inferior de la piel de la aeronave, como se muestra en la siguiente ilustración:

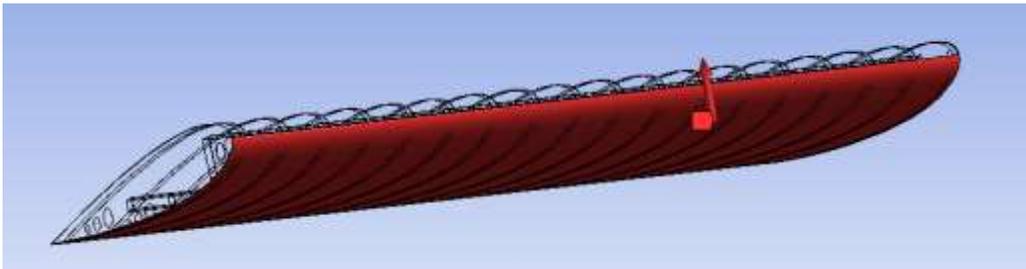


Ilustración 103: Distribución de levantamiento sobre el ala

El punto de apoyo es tomado como la última costilla de la semiala, la cual une ésta con el fuselaje.

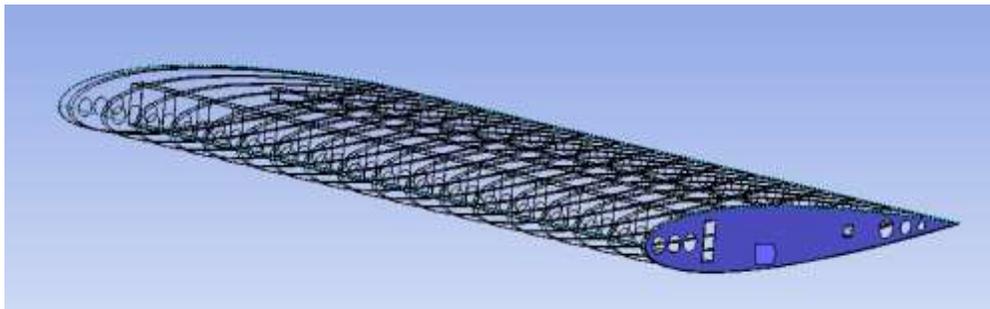


Ilustración 104: Punto de apoyo del ala

Una vez definidas todas las condiciones iniciales en el software, se procede a la solución del análisis, dando como resultado 3 simulaciones.

- Deformación Total
- Estrés equivalente
- Presión equivalente

Deformación Total

La deformación total se entiende como la distancia que se desplaza el elemento analizado (la semiala) fuera de su posición original, además de las deformaciones internas y externas de ésta.

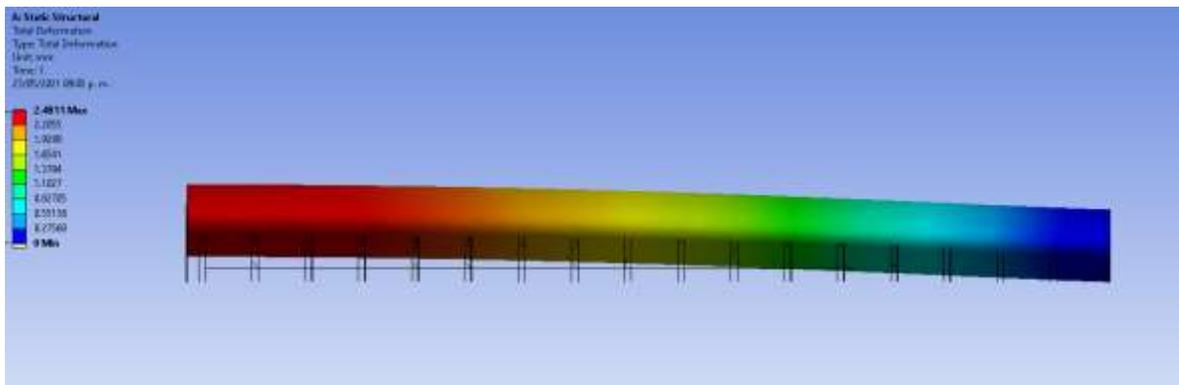


Ilustración 105: Deformación total aumentada 40 veces

La *Ilustración 105* muestra una deformación aumentada en 40 veces su magnitud (el *wireframe* muestra la posición original del ala), esto con el fin de ilustrar de forma más extrema la deformación. Además, en la tabla del extremo izquierdo de la *Ilustración 105* se muestran los valores numéricos de deformación en milímetros.

Tomando en cuenta todas las fuerzas aplicadas sobre el ala y obteniendo una deformación máxima de 2.48 [mm], se considera ésta como una estructura resistente y fiable.

Tensión equivalente (Von Mises)

La tensión equivalente de Von Mises se entiende como el coeficiente de deformación que tiene un objeto. Este coeficiente ayuda a determinar la resistencia estructural que tiene dicho objeto, así como el valor de tensión máximo que éste puede soportar.

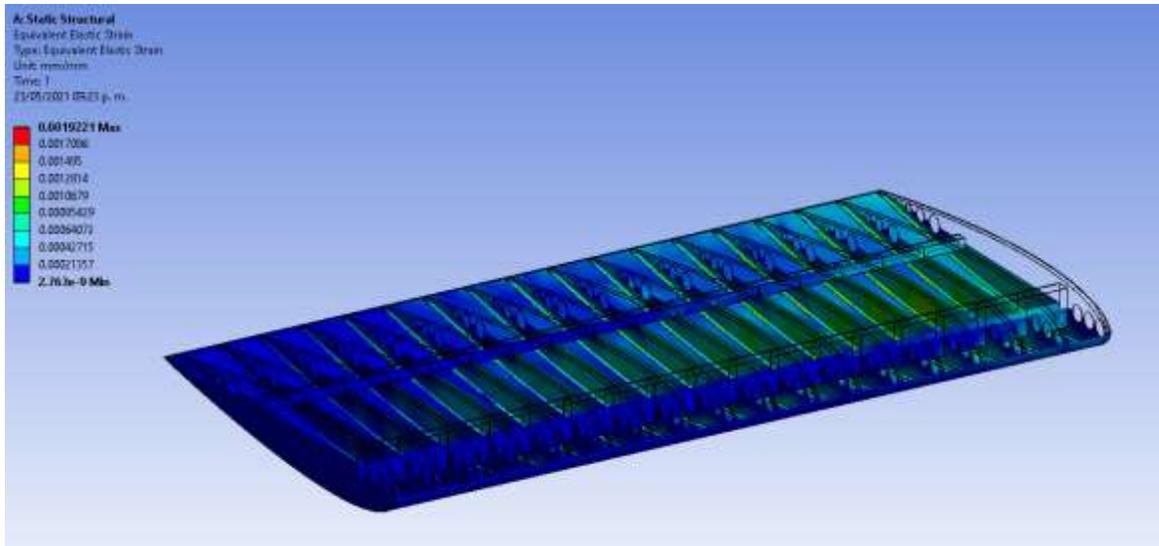


Ilustración 106: Tensión equivalente (Von Mises) – ala seccionada

Estrés equivalente (Von Mises)

El estrés equivalente de Von Mises se entiende como la distribución de presiones que causan deformación en un objeto, y esta distribución ayuda a determinar el factor de seguridad, así como el valor de estrés máximo que puede soportar dicho objeto.

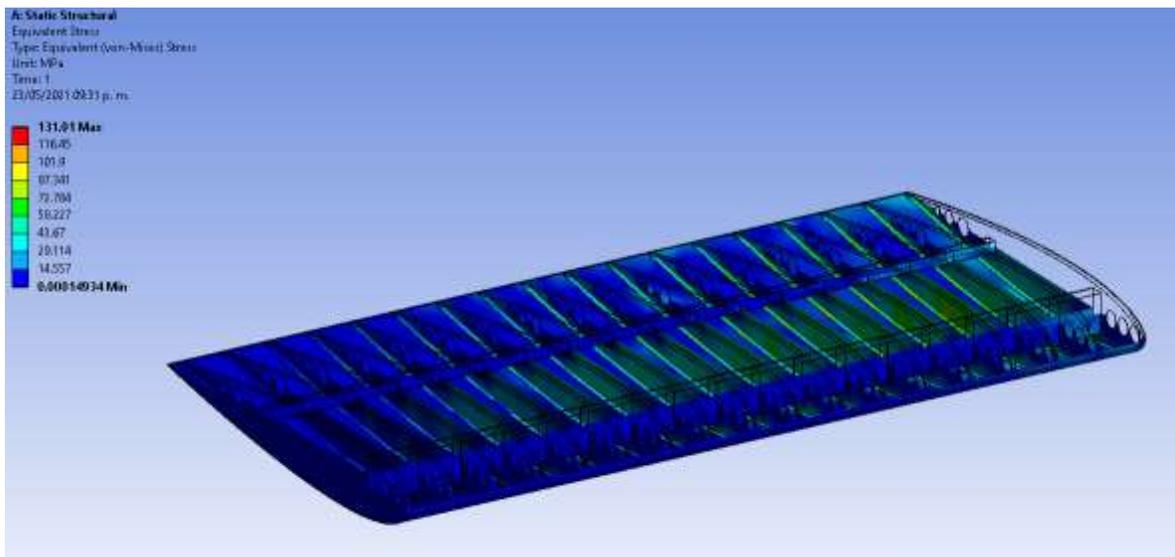


Ilustración 107: Estrés equivalente (Von Mises) – ala seccionada

Los análisis estructurales son de muchísima utilidad al momento de hacer diseños teóricos ya que acercan al diseñador lo más posible a un diseño físico y advierten a éste de posibles fallas estructurales previas a la manufactura, así como puntos débiles en la estructura.

El ala de la aeronave *Tzauri* cuenta con una resistencia estructural increíble, mostrada en las simulaciones de deformación, estrés y tensión, con extremadamente bajos niveles de deformación (Considerando las condiciones iniciales)

Planos de construcción de la aeronave *Tzauri* [Anexo 05]

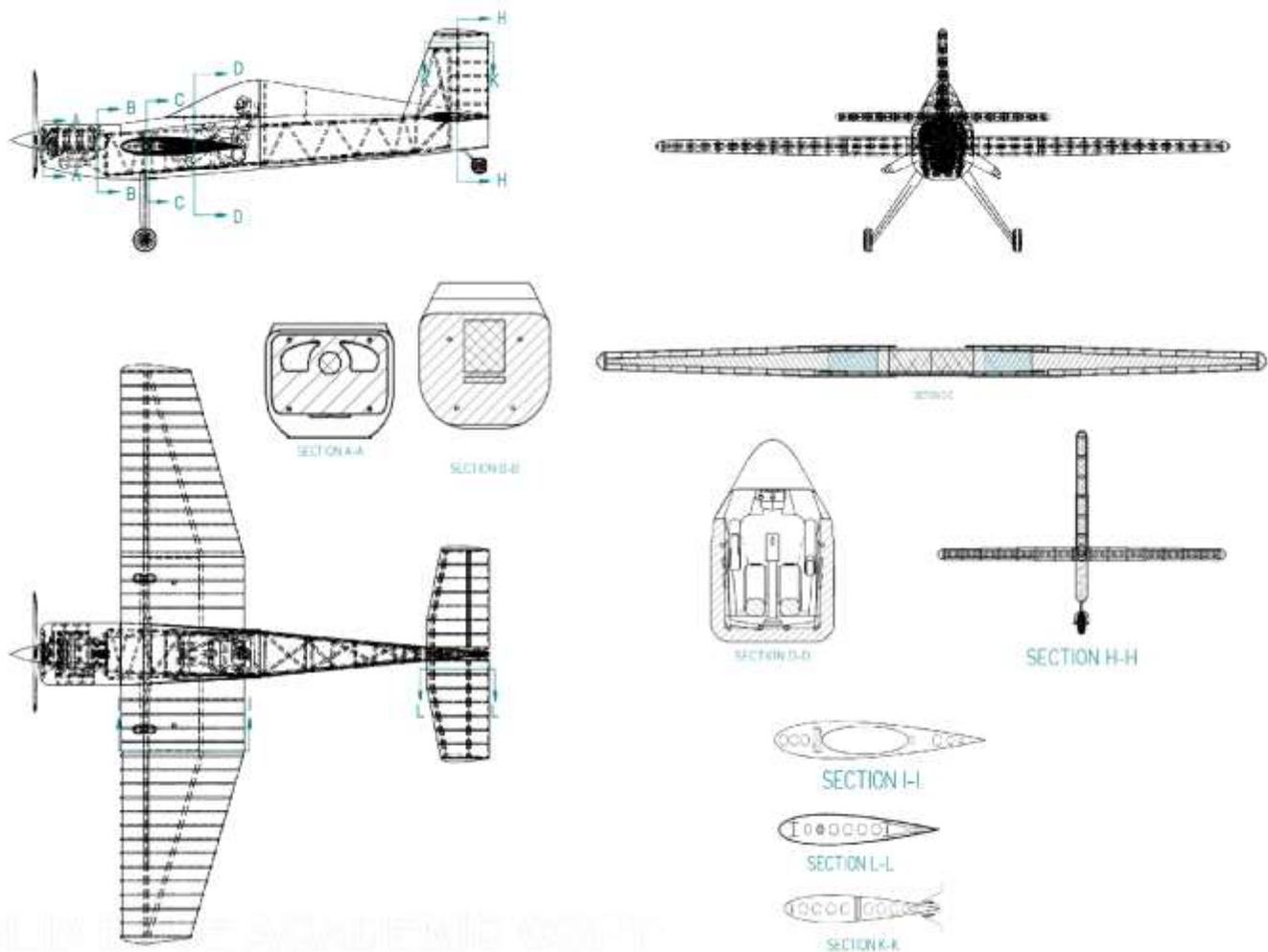


Ilustración 108: Planos de construcción de la aeronave *Tzauri*

Planos de tres vistas de la aeronave *Tzauri* – diseño conceptual final [Anexo 06]

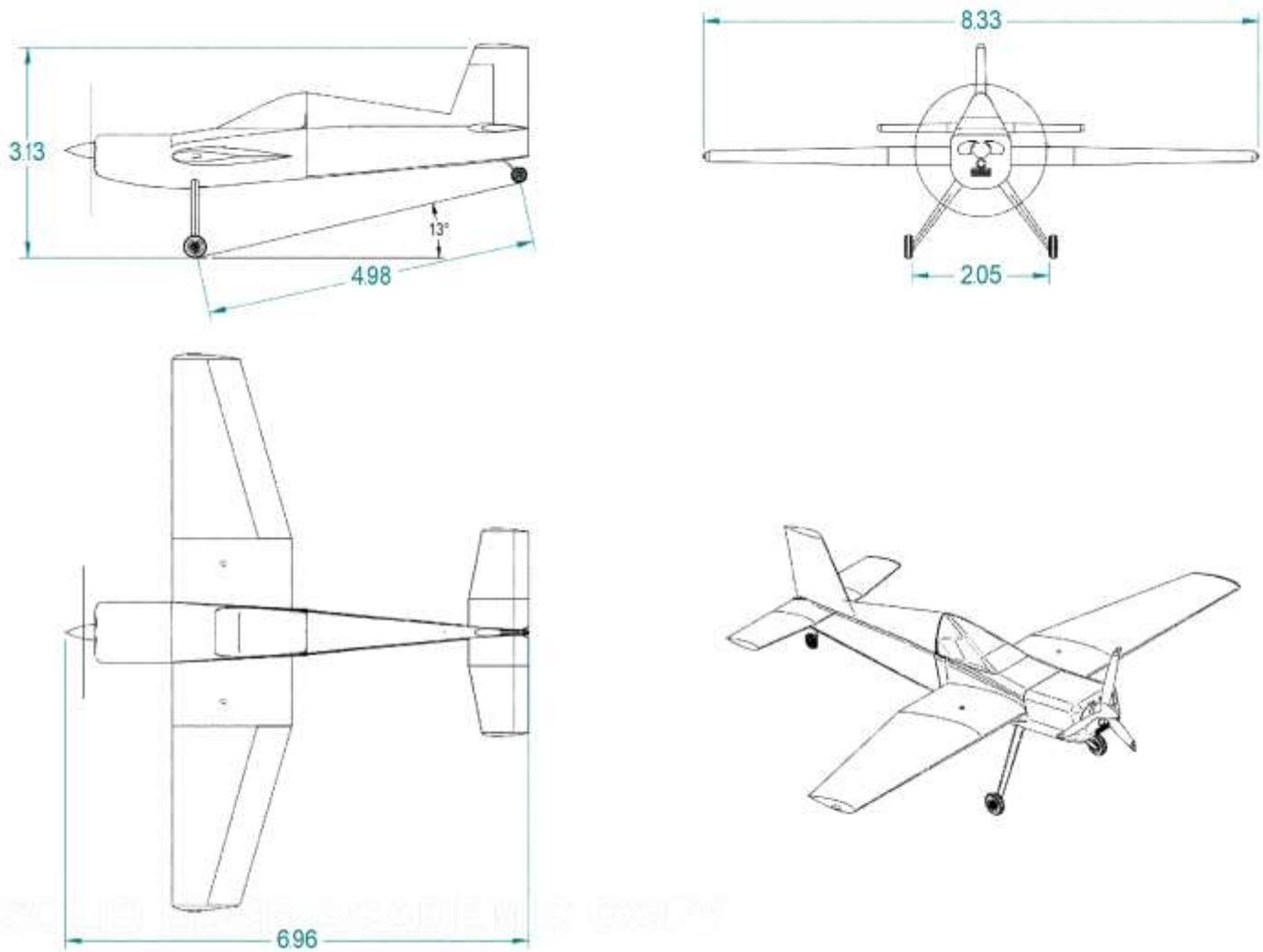


Ilustración 109: Planos de tres vistas – diseño conceptual final de la aeronave Tzauri

Renderizados – Aeronave *Tzauri*



Ilustración 110: Estructura Tzauri – vista lateral



Ilustración 111: Estructura Tzauri – vista isométrica



Ilustración 112: Vista lateral – aeronave Tzauri



Ilustración 113: Vista isométrica – aeronave Tzauri

Discusión de resultados

El Proyecto *Tzauri* puede considerarse como uno de los más demandantes que se han elaborado por los estudiantes involucrados a lo largo de toda la carrera, dado que su desarrollo exigió bastante tiempo y dedicación, así como un trabajo continuo desde el inicio del semestre hasta su fin.

Durante este semestre, se planteó como objetivo general “realizar el diseño conceptual de una aeronave ligera acrobática, partiendo de la estadística de la competencia, calculado características de masa, dimensiones y rendimiento”. Este objetivo pudo concretarse de manera satisfactoria, dado que efectivamente se tomaron 7 aeronaves para generar una estadística que permitiera obtener resultados fiables para realizar una primera aproximación. Asimismo, se hicieron múltiples aproximaciones de pesos, dimensiones y rendimiento, hasta llegar a un diseño claro y conciso.

Como primer objetivo específico, se buscó “implementar conocimientos adquiridos a lo largo de los pasados 7 semestres de ingeniería aeroespacial”. Esto se pudo lograr satisfactoriamente ya que se tuvo que echar mano de herramientas adquiridas en *Mecánica de Vuelo*, *Aerodinámica I*, *Diseño Asistido por Computadora* y *Mecánica de Fluidos*, entre muchas más.

Como segundo objetivo específico, se estableció el “hacer una comparativa con diversas aeronaves similares como inspiración para el diseño”. Dicho objetivo se logró mediante el estudio de las aeronaves *Pilatus PC-3*, *Extra 300LL*, *Edge 540*, *Beechcraft T-6C Texan II*, *MXS*, *BlackShape Prime* y *SBach 342 (XA-42)*. Entre estas aeronaves, tanto el *PC-3* como el *T-6C* variaban bastante sus parámetros con respecto a las otras aeronaves; esto se debe a su tipo de motor y la misión para la cual estaban diseñados.

Concerniente al tercer objetivo específico, se dictaminó “integrar materias del 8° semestre de Ingeniería Aeroespacial como: *Motores alternativos y turbinas de gas*, *Diseño estructural de aviones* y *Aeronáutica y aeronaves diversas*.” Este objetivo se pudo completar para las dos primeras materias mencionadas, dado que en la tercera únicamente se estudiaron helicópteros a lo largo del semestre. Para la elección de la planta motriz y el estudio de sus parámetros, fue de vital importancia la materia de *Motores alternativos y turbinas de gas*, mientras que para la elaboración del diagrama V-n, el diseño de las costillas del ala y el cálculo de las diversas cargas aplicadas a la aeronave, se requirieron conocimientos adquiridos en *Diseño estructural de aviones*.

Para el segundo y tercer objetivos específicos, se propuso “seleccionar la configuración y esquema de la aeronave” y “estimar el peso de construcción y balance del peso de la aeronave”. Estos objetivos se lograron de manera correcta durante el transcurso del semestre.

Tabla 31: Características generales de la aeronave Tzauri

Características generales del avión			
Nombre	Tzauri		
Tipo	Aeronave ligera acrobática		
Performance			
	Velocidad máxima	410	[km/h]
	Velocidad de nunca exceder	490	[km/h]
	Velocidad crucero	350	[km/h]
	Rango a 75% MCP	1,100	[km]
	Altitud máxima	8,000	[m]
	Autonomía	3.1	[h]
	Velocidad de desplome	77	[m/s]
Masas			
	Peso máximo al despegue	997	[kg]
	Carga (1 persona)	87	[kg]
	Masa del avión en vacío	753	[kg]
	Masa de combustible	112.8	[kg]
	Carga específica del ala	824	[Pa]
Parámetros geométricos			
	Superficie alar	124.67	[m ²]
	Conicidad del ala	0.55	[1]
	Alargamiento del ala	6	[1]
	Cuerda aerodinámica media	1.4272	[m]
	Área del empenaje horizontal	1.31	[m ²]
	Área del empenaje vertical	2.646	[m ²]
	Envergadura	8.33	[m]
	Altura	3.13	[m]
	Longitud	6.96	[m]
	Brazos de empenaje horizontal	4.45	[m]
	Brazo del empenaje vertical	3.632	[m]
Parámetros del motor			
	Modelo de motor	540-EXP	
	Tipo de motor	Lycoming AEIO	
	Hélice	Hartzell 3-Bladed 7690 (3 aspas)	
	Diámetro de la hélice	1.981	[m]
	Empuje estático neto a nivel del mar	218.64	[W]
	Masa del motor	199	[kg]
	Tasa de consumo de combustible	0.269	
	La relación empuje-peso al encendido	0.2371	
Otros datos			
	Tripulación	87	[kg]
	Carga g-operativa límites	+6 /-3	[g]
Equipos y sistemas del avión			
	Sistema SATCOM LNA/Diplener		
	Equipo de comunicación de línea de visión GMS MT Series		

Conclusiones

El desarrollo de la aeronave *Tzauri* ha sido uno de los proyectos más complejos y retadores a los que se han enfrentado los seis integrantes, estudiantes de Ingeniería Aeroespacial, a lo largo de su carrera, dado que conllevó la implementación de múltiples herramientas adquiridas a lo largo de 4 años, así como el uso de nuevos conocimientos adquiridos durante el octavo semestre.

Este proyecto permitió conocer el desarrollo de una aeronave, desde la definición del concepto y misión de la aeronave, hasta el diseño conceptual de la misma. Se trabajó con estadísticas basadas en aeronaves ya existentes y con información preestablecida en libros de diseño conceptual, como el de Mohammad H. Sadraey, notablemente. Por otra parte, se aprendió a determinar valores iniciales de pesos y dimensiones, así como la elección de una planta motriz que se adecuara al tipo de aeronave.

En cuanto a modelación 3D en software, se utilizaron diversos programas (*CATIA*, *ANSYS* y *SolidWorks*) para obtener mejores resultados respecto al diseño de la aeronave *Tzauri*.

El objetivo principal era diseñar una aeronave conceptual para un uso y un usuario específico; sin embargo, a lo largo del proyecto se realizaron algunas modificaciones, adaptándose a las limitaciones de mercado y manufactura disponibles al momento, obteniendo así una aeronave acrobática de uso civil, pero con capacidad de ser usada en cualquier industria.

Este proyecto ha fomentado el desarrollo del área de diseño de aeronaves con base en la estadística y datos, siendo un gran reto, puesto que implicó varias horas de investigación y lectura de documentos relativos al proyecto en varios idiomas.

En el desarrollo del proyecto se presentaron diversas dificultades relativas a la organización y requerimientos. Éstas se vieron directamente con el PEPI y se aclararon en varios fines de semanas.

El Proyecto *Tzauri*, dados los resultados obtenidos, resulta muy prometedor a la hora de pensar en pasar a la siguiente etapa, en la cual se pudiera obtener un diseño completo y posterior producción de la aeronave, implementando asimismo toda la normatividad nacional e internacional vigente. Se pretende mejorar el diseño, adaptándose de manera más real a las capacidades de manufactura del momento, así como modelaciones y simulaciones de mayor precisión, con el fin de obtener un menor rango de error entre el diseño físico y el diseño teórico.

Referencias

- [1] VILLASANA, C. y GÓMEZ, R. A 110 años de los inicios de la aviación en México. *El Universal* 2020, enero, 10 [fecha de consulta 28 enero 2021]. Disponible en: <https://www.eluniversal.com.mx/opinion/mochilazo-en-el-tiempo/110-anos-de-los-inicios-de-la-aviacion-en-mexico>
- [2] Pilatus Aircraft Ltd., *LOOKING TO THE FUTURE FOR OVER 80 YEARS* [en línea]. Suiza: Pilatus Aircraft Ltd. [fecha de consulta 13 febrero 2021]. Disponible en: <https://pilatus-aircraft.com/data/document/Pilatus-Aircraft-Ltd-Chronicle.pdf>
- [3] Flugzeuginfo.net. *Pilatus P-3 - Specifications - Technical Data / Description* [en línea] 2019. [fecha de consulta 12 febrero 2021]. Disponible en: http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_pc3_en.php
- [4] GODAYOL, J. y MORSE, S. Enciclopedia Ilustrada De La Aviación Tomo 11 Delta 1982. *Internet Archive* [en línea] [fecha de consulta 12 febrero 2021]. Disponible en: <https://archive.org/details/EnciclopediaIlustradaDeLaAviacionTomo11Delta1982/page/n123/mode/2up>
- [5] Pilatusp-3.com. *Welcome to the Pilatus P-3 Owners Group - Pilatus P-3* [en línea] [fecha de consulta 11 febrero 2021]. Disponible en: <http://pilatusp-3.com/welcome-to-pilatus-p-3/>
- [6] GlobalAir.com. *Pilatus P-3, Aircraft for sale* [en línea] [fecha de consulta 12 febrero 2021]. Disponible en: <https://www.globalair.com/aircraft-for-sale/Specifications?specid=392>
- [7] JANE'S LTD. *Jane's All the World's Aircraft 1956-57*. Londres.
- [8] BRINDGMAN, L. *Jane's All the World's Aircraft 1958-59*. Londres: Publishing Co.
- [9] Avia.pro. *Pilatus P-3. Specifications. A photo* [en línea] 2016, julio, 14 [fecha de consulta 12 febrero 2021]. Disponible en: <https://avia-pro.net/blog/pilatus-p-3-tehnicheskije-harakteristiki-foto>
- [10] Worddisk. *Pilatus P-3* [en línea] [fecha de consulta 12 febrero 2021]. Disponible en: https://worddisk.com/wiki/Pilatus_P-3/
- [11] NORBERT. *Pilatus P3 Data*. Pilatusp-3.com [en línea] 2007, agosto, 25 [fecha de consulta 11 febrero 2021]. Disponible en: <http://pilatusp-3.com/pilatus-p3-data/>
- [12] EXTRA Flugzeugproduktions- und Vetriebs- GmbH. *INFORMATION MANUAL EXTRA 300L* [en línea] 2012, abril, 19 [fecha de consulta 13 de febrero de 2021]. Disponible en: https://www.extraaircraft.com/docs/service/POH_300L_20120419_CUS.pdf

- [13] ESTAY ELGUETA M. Conoce al Extra 300L, el avión de los “Halcones” de la FACH. *Infogate* [en línea]. 2019, septiembre, 07 [fecha de consulta: 13 de febrero 2021]. Disponible en: <https://www.infogate.cl/2019/09/07/conoce-al-extra-300l-el-avion-de-los-halcones-de-la-fach/>
- [14] Lycoming. *Operator’s Manual. O-540, IO-540 Series* [en línea], 2006, junio [fecha de consulta 13 de febrero de 2021]. Disponible en : <https://www.lycoming.com/sites/default/files/O%20%26%20IO-540%20Oper%20Manual%2060297-10.pdf>
- [15] Zivka Aeronautics Inc. EDGE 540 Aerobatic Aircraft. *EDGE Aircraft* [en línea] [fecha de consulta: 12 de febrero 2021]. Disponible en: <http://www.zivko.com/edge/>
- [16] ARIANN, M, D. *Stability and Control Analysis of the Zivko Edge 540T* [en línea]. Estados Unidos: Georgia Institute of Technology, 2017, febrero, 22 [fecha de consulta: 12 de febrero 2021]. Disponible en: <https://www.slideshare.net/AriannDuncan/zivko-edge-540-t-stability-analysis>
- [17] Aircraft Compare. When Flying is A Sport – The Zicko Edge 540. *Aircraft* [en línea] [fecha de consulta: 12 de febrero 2021]. Disponible en: <https://www.aircraftcompare.com/aircraft/zivko-edge-540/>
- [18] F3M. Edge 540 [en línea] [Fecha de consulta: 12 de febrero 2021]. Disponible en: <https://www.f3m.com/3view/Imagenes/fai%20edge%20540.jpg>
- [19] Textron Aviation. 2019. *Flight Manual T-6C AIRCRAFT*. Guadalajara: TEXTRON AVIATION DEFENSE LLC (TA Defense) PROPRIETARY, 2019.
- [20] Textron Aviation Defense. 2021. Textron Aviation. *T-6C TEXAN II*. [En línea] Textron Aviation Defense LLC, 2021, enero, 01. [Citado el: 12 de febrero de 2021.] <https://defense.txtav.com/en/t-6c>.
- [21] QUEVEDO, J. Cuál es el armamento que utiliza la aviación militar mexicana. *Mexico Aeroespacial* [en línea]. 2019, julio, 02 [fecha de consulta 12 febrero 2021]. Disponible en: <http://mexicoaeroespacial.com.mx/2019/07/02/cual-es-el-armamento-que-utiliza-la-aviacion-militar-mexicana/>
- [22] MX Aircraft Company. *MXS Aircraft* [en línea] [fecha de consulta: 20 de febrero 2021]. Disponible en: <http://www.mxaircraft.com/mxs/>
- [23] BOURKE J. *Your First Acrobatic Plane* [en línea] [fecha de consulta: 20 de febrero 2021]. Disponible en: <http://inspire.eaa.org/2020/06/04/your-first-aerobatic-airplane/#:~:text=For%20the%20ultimate%20cross-country,with%20you%2C%20prepare%20to%20compromise.>

[24] Lycoming. *Operator's Manual Lycoming AEIO-320, AEIO-360, AEIO-540 Series* [en línea]. Segunda Edición. USA: FAA, 2007 [Actualizada en 2009] [fecha de consulta: 20 de febrero 2021]. Disponible en: <https://www.lycoming.com/sites/default/files/AEIO-320-360-540%20Oper%20Manual%2060297-21.pdf>

[25] BLACKSHAPE. Design. *Prime* [en línea] [fecha de consulta: 20 febrero 2021]. Disponible en: <https://blackshapeaircraft.com/en/prime/>

[26] FLORES CARREJO A. J. BK100 Prime. *Estadística de aeronaves FAR23-1* [fecha de consulta: 20 de febrero de 2021]

[27] XtremeAir GmbH. *XA42 THE UNLIMITED TWO-SEATED AEROBATIC AIRCRAFT* [en línea] [fecha de consulta: 11 de febrero 2021]. Disponible en: <https://www.xtremeair.com/xa42/>

[28] MOORE, J. *Xtremeair ready for demos Florida flight school now a dealer* [en línea] [fecha de consulta: 13 de febrero 2021]. Disponible en: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2014/april/10/xtremeair-demonstrator#:~:text=The%20XA42%20retails%20for%20%24460%2C000,competition%20with%20both%20seats%20occupied.>

[29] XtremeAir GmbH. *Airplane Flight Manual*. Edición A.01. Harzstraße 2, Am Flughafen Cochstedt 39444 Hecklingen Germany: EASA [en línea]. 2018, septiembre, 25 [fecha de consulta: 13 de febrero de 2021]. Disponible en: <https://www.xtremeair.com/download/AMM-XA42-0040-001-C.00-Aircraft-Maintenance-Manual.pdf>

[30] Lycoming. *AEIO-580-BIA Operation and Installation Manual*. PA, USA: 2007 [fecha de consulta: 14 de febrero 2021]. Disponible en: <https://www.lycoming.com/sites/default/files/AEIO-580-BIA%20Oper%20%26%20Install%20Manualo%2060297-32.pdf>

[31] VivaEnergy Australia, *Avgas 100LL*, 2019 [fecha de consulta. 14 de febrero de 2021]. Disponible en: https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwjNjfT9wOjuAhWDTTABHQ3SCqkQFjAAegQIAxAC&url=https%3A%2F%2Fwww.vivaenergy.com.au%2FArticleDocuments%2F303%2FTDS%2520-%2520Viva%2520Avgas%2520100LL%20Oct%2019.pdf.aspx&usg=AOvVaw2baSLj-v_w0oZgWCOsaQ6k

[32] GARCÍA, J.O. *Sistemas de escape*. Universidad Nacional de Córdoba [en línea] [fecha de consulta: 8 de marzo de 2021]. Disponible en: https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&cad=rja&uact=8&ved=2ahUKEwi_8ufGjaDvAhUWCs0KHfQYBVkQFjAAegQIDRAD&url=http%3A%2F%2Fkimerius.com%2Fapp%2Fdownload%2F5783710115%2FSistemas%2Bde%2Bescap.e.pdf&usg=AOvVaw1m7ozOoSIqn4KNClotPrM

- [33] Civitatis Tours SL. C.I.C.M.A 2998, Actividades en las vegas, *Vuelo en avión acrobático* 2018, noviembre, 5 [fecha de consulta 7 de marzo de 2021]. Disponible en: <https://www.disfrutalasvegas.com/actividades/vuelo-avion-acrobatico>
- [34] SADRAEY. M. H. 2013. *Aircraft Design*. Primera Edición. Daniel Webster College, New Hampshire, USA: John Wiley & Sons, Ltd. pp.161-263 [fecha de consulta: 27 de febrero de 2021]. ISBN: 9781119953401.
- [35] ROTAX. *ROTAX. 912 ULS/S* [en línea]. 2021, enero, 02 [fecha de consulta: 8 de marzo de 2021]. Disponible en : <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-uls-s.html>
- [36] GE Aviation, *GE H-Series Turboprop* [en línea]. 2021, enero, 01 [fecha de consulta: 28 febrero 2021]. Disponible en: https://www.geaviation.com/sites/default/files/HSeries_datasheet.pdf
- [37] Administración Federal de Aviación (FAA), *Chapter-10 Weight and Balance. Internet Archive* [en línea] [fecha de consulta: 20 marzo 2021]. Disponible en: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/
- [38] KOMAROV V. A. 2011. 5. Airplane Take-off Mass. *Conceptual Aircraft Design*. Samara. [fecha de consulta: 20 de marzo de 2021]. p.49.
- [39] RedBull Air Race. *Worth the Weight* [en línea]. 2014, mayo, 27 [fecha de consulta: 20 de marzo de 2021]. Disponible en: <https://airrace.redbull.com/en/news/worth-weight>
- [40] RAYMER D. P. 1992. Table 15.3: Miscellaneous weights (approximate). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington D. C: J. S. PRZEMIENIECKI. p. 400 [fecha de consulta: 20 de marzo de 2021]. ISBN 0930403517.
- [41] SADRAEY. M. H. 2013. Table 10.13 Mass of some miscellaneous components. *Aircraft Design*. Primera Edición. Daniel Webster College, New Hampshire, USA: John Wiley & Sons, Ltd. p.566 [fecha de consulta: 27 de febrero de 2021]. ISBN: 9781119953401.
- [42] Galaxy GRS. *GRS 6 800-990 SDS 175m²* [en línea] [fecha de consulta: 20 de marzo de 2021]. Disponible en: <https://www.galaxysky.cz/grs-6-800-990-sds-175m2-p43-en>
- [43] Phillips 66. *Aviation Smoke Oil*. [en línea] [fecha de consulta: 20 de marzo de 2021]. Disponible en: https://phillips66lubricants.com/wp-content/uploads/2019/12/Paraffin_Based_Smoke_OIL.pdf
- [44] RECOPE Seguridad Energética. *AV-Gas 100LL – Ficha de Datos de Seguridad (FDS)* [en línea] [fecha de consulta: 9 de abril de 2021]. Disponible en: <https://www.recope.go.cr/wp-content/uploads/2018/11/FDS-Av-Gas-100LL-V1-2018.pdf>
- [45] BERINGER. Ruedas, Frenos, Trenes de aterrizaje 2020 [en línea]. 2020, noviembre [fecha de consulta: 9 de abril de 2021]. Disponible en: https://www.beringer-aero.com/sites/beringer-aero.com/files/cata_esp.pdf

Anexos

- [01] Equipo *Tzauri* (2021), *Diagrama Gantt - Cronograma de Actividades*, [ONLINE]. Available: https://umgedu-my.sharepoint.com/:b:/g/personal/santiago_palafoxlozano_umg_edu_mx/ET-bPi3-yRKs4fFaVrzeTwBEQZPojDTBkEM_OKCRls1BA?e=eGp99y
- [02] Equipo *Tzauri* (2021), *Tabla comparativa de aeronaves*, [ONLINE]. Available: https://umgedu-my.sharepoint.com/:x:/g/personal/dirk_holcadavieco_umg_edu_mx/EVBbrzjaihdGrWyUZ_C4Y2uYBgu4R8M9nk7hmZ4uFK1p59g?e=QUoxqw
- [03] Equipo *Tzauri* (2021), *Planos de Tzauri – segunda aproximación*, [ONLINE]. Available: https://umgedu-my.sharepoint.com/:b:/g/personal/dirk_holcadavieco_umg_edu_mx/EdlFnHOdT8ZJvirVShrArs0BbwfTHupWEkXURYx33dKsPw?e=sSdObE
- [04] Equipo *Tzauri* (2021), *Tabla de cargas aerodinámicas – aeronave Tzauri*, [ONLINE]. Available: https://umgedu-my.sharepoint.com/:x:/g/personal/dirk_holcadavieco_umg_edu_mx/EZxYFxFxJW1CnNIQnY1EXmGk4BieKLBmay9iI_9Np6XTKdw?e=z4XUzu
- [05] Equipo *Tzauri* (2021), *Tzauri - Planos de construcción*, [ONLINE]. Available: https://umgedu-my.sharepoint.com/:b:/g/personal/dirk_holcadavieco_umg_edu_mx/EUCIJP37n91JiWzmU7FmZCABN8Ft1-jDypsOBq_pUYSnMQ?e=Pr5mJ8
- [06] Equipo *Tzauri* (2021), *Tzauri - Planos de tres vistas*, [ONLINE]. Available: https://umgedu-my.sharepoint.com/:b:/g/personal/dirk_holcadavieco_umg_edu_mx/EdsSUVI3e85MknN2CzRonEsBoZctfaeZQKdZ0jjmZQjHxA?e=8schgW

Apéndices

Apéndice A: Tabla comparativa de aeronaves

Nº	Aeronaves	1	2	3
	Modelo	Pilatus PC-3 [2]	Extra 300L [12]	Edge 540 [15]
1	Fabricante	Pilatus Aircraft Ltd.(Pilatus Flugzeugwerke AG) [3]	Extra Aircraft [12]	Zivko [15]
	Año	1953 [2]	1990 [12]	1993
	País	Suiza [2]	Alemania [12]	Estados Unidos [15]
2	Triplubación	1 [3]	1 [12]	1
Características de la planta motriz				
	Tipo de motor	Ipiston Lycoming [3]	Type Lycoming AEIO-540-L1B5D [12]	Reciprocó [15]
3	Número	GO-435-C2A [3]	2 [12]	9.725
	Empuje [kN]	167 [3]		9625.6
	Potencia [kW]	194 [3]	193.9393282 [14]	251.16 [15]
4	Consumo de combustible [kg/h]	4.7 km/litro	50.5 (A 660 [m] con 2200 [RPM]) [12]	0.038 máx vel. [17]
5	Peso específico del motor [kN/kW]	1.932	0.2136441985 [14]	0.041
Características de peso				
6	Masa de despegue [kg]	1500 [3]	950 [12]	816 [15]
7	Carga útil [kg]	390 [9]	NA	
8	Masa de combustible [kg]	160 L [8]	171 [12]	232 [15]
9	Masa en vacío [kg]	1110 [3]	660 [12]	530 [15]
10	Carga alar específica [kg/m ²]	90.6 [7]	Normal: 88.8 (Asiento 1 y 2) Acrobático: 76.6 (Asiento 1) y 81.3 (Asiento 2) [12]	0.598
11	Eficiencia de peso [1]		0.6947568421053 [12]	
12	Relación potencia / peso [kW/kg]	0.12 [7]		0.8316
Características geométricas				
13	Superficie alar [m ²]	16.5 [3]	10.7 [12]	9.1045 [15]
14	Envergadura [m]	10.40 [3]	8 [12]	7.41 [15]
15	Alargamiento [1]	6.55-1 [8]	5.98130841121495 [12]	6.090 [15]
15	Conicidad [1]	0.517	0.475675675675676 [12]	2.138 [15]
16	Ángulo de flechado [°]	6		0 [18]
17	Ángulo diedro [°]	5		0 [18]
18	Grosor relativo [°]			
19	Diámetro del fuselaje [m]	1.05		0.8 [17]
19	Alargamiento del fuselaje [1]			
20	Alargamiento nariz / fuselaje [1]			
21	Distancia relativa nariz - MAC [m]		1404 [12]	
22	Superficie alar del EH [m ²]	4	2.56 [12]	2.04 [15]
23	Alargamiento alar del EH [1]		04 [12]	1.20 [15]
23	Conicidad del EH [1]	0.62		1.612 [18]
24	Ángulo de flechado del EH [°]	5		12 [18]
25	Brazo EH [m]			
26	Coefficiente de momento estático del EH [1]			
27	Superficie alar del EV [m ²]	1.749	0.81 [12]	4.52 [15]
28	Alargamiento alar del EV [1]			1.8 [16]
28	Conicidad del EV [1]	0.65		3.25 [18]
29	Ángulo de flechado del EV [°]	4		22 [18]
30	Brazo EV [m]			2.36 [17]
31	Coefficiente de momento estático del EV [1]			
32	Ancho de alas [m]	2.6	5.07 [12]	1.99 [18]
33	Distancia tren delantero - principal [m]	2.3		4.65 [18]
Características de desempeño				
34	Máxima velocidad sobre altitud [km/h*m]	310 [4]	338(A 660 [m] con 2700 [RPM]) [12]	0.00234 [18]
35	Velocidad crucero sobre altitud [km/h*m]	255 [7]	204 [12]	no tiene velocidad crucero
36	Velocidad de aterrizaje [km/h]			94 [18]
37	Autonomía con peso máximo [km]	750 [10]	891 (A 660 [m] con 2200 [RPM]) [12]	833 [17]
38	Autonomía con peso reducido [km]	650 [7]		
39	Distancia de despegue [m]	342 [10]		90
40	Tasa de ascenso [m/s]	6 [5]	10.988061976124 [12]	19
41	Techo de operación [m]	5500 [4]	4,267 [12]	3810 [17]
Otros				
42	Número de pasajeros [1]	2 [5]	2 [12]	0
43	Dimensiones del compartimiento de carga [m ³]		NA	0
44	Tipo de aeródromo	FAA Grupo 1		Cualquiera, solo vuelo visual
45	Eficiencia de combustible [kg/km]	4.5 km/litro	0.191919192	0.07486 [17]
46	Armamento	Provisiones para bastidores debajo del ala para bombas de práctica ligera o cohetes y una ametralladora [7]	NA	NA
47	Carga alar calculada [g]	+6-3 [11]	Normal: +6 a -3 (Asiento 1 y 2) Acrobático: +10 a -10(Asiento 1) y +8 a -8(Asiento 2) [12]	61000
48	Costo de la aeronave [USD]	109,000.00 [6]	235 000 [12]	320,000.00 [17]

Aeronaves	4	5	6	7
Modelo	Beechcraft T-6C Texan II [19]	MXS	BK 100 Prime [25]	XLA-42 [27]
Fabricante	Textron Aviation Defense [19]	MX Aeroná Co. [22]	Black Skape [25]	XtremeAire GmbH [27]
Año	2000 [19]	2001	2009 [25]	2011
País	Estados Unidos de America [19]	Australia [22]	Italia [25]	Alemania [27]
Tripulación	1 [19]	1 [22]	1 [25]	1 [28]
Características de la planta motriz.				
Tipo de motor	Turbohélice Pratt & Whitney [19]	Recíproco [22]	Recíproco [25]	Recíproco [28]
Número	PT6A-68 [19]	Lycoming AEIO-540EXP [24]	Rotax 912 ULS [25]	Lycoming AEIO-580-B1A [29]
Empuje [kN]	12.232 [19]			
Potencia [kW]	820.27 [20]	280 [22]	75	245 [29]
Consumo de combustible [kg/h]	0.408 [19]	65.13 [24]	15 [25]	27.529 [29]
Peso específico del motor [kN/kW]	0.0149	0.0075 [24]		0.008 [29]
Características de peso.				
Masa de despegue [kg]	3765 [19]	834.61 para vuelo utilitario y 725.7 para vuelo acrobático [22]	600 [25]	999 para vuelo utilitario y 850 para vuelo acrobático [29]
Carga útil [kg]	36.287 [19]	0	20 [25]	10 [29]
Masa de combustible [kg]	544 [19]	211 [22]	69	197.18 [29]
Masa en vacío [kg]	2386 [19]	571.52 [22]	296	670 [29]
Carga alar específica [kg/m ²]				
Eficiencia de peso [1]				
Relación potencia / peso [kW/kg]				
Características geométricas				
Superficie alar [m ²]	16.490 [20]	9.47 [22]	9.53 [25]	14.47 [29]
Envergadura [m]	10.190 [19]	7.31 [22]	7.94 [25]	7.5 [29]
Alargamiento [1]	6.291 [19]	5.64	6.6	5 [29]
Conicidad [1]		1.67	1.16	2.17 [29]
Ángulo de flechado [°]	4 [19]	4	8	5 [29]
Ángulo dihedral [°]	10 [19]	0	4	0 [29]
Grosor relativo [°]		-	17	
Diámetro del fuselaje [m]	1.02 [19]	0.94	0.85	0.94 [29]
Alargamiento del fuselaje [1]			8.1	
Alargamiento nariz / fuselaje [1]			1.6	
Distancia relativa nariz - MAC [m]			2.5	1.505 [29]
Superficie alar del EH [m ²]	3.256 [19]		2.859	2.97 [29]
Alargamiento alar del EH [1]	3.655 [19]		3.8	1.14 [29]
Conicidad del EH [1]		1.29	1.4	
Ángulo de flechado del EH [°]	9 [19]	10	8	11 [29]
Brzo EH [m]			3.7	
Coefficiente de momento estático del EH [1]			0.761	
Superficie alar del EV [m ²]			0.953	1.54 [29]
Alargamiento alar del EV [1]			1.7	0.57 [29]
Conicidad del EV [1]		4.6	2	2.75 [29]
Ángulo de flechado del EV [°]		56	50	24 [29]
Brzo EV [m]			3.3	
Coefficiente de momento estático del EV [1]			0.016	
Ancho de vías [m]	2.550 [19]	1.64	1.9	2 [29]
Distancia tren delantero - principal [m]	2.470 [19]	4.47	1.7	4.425 [29]
Características de performance				
Máxima velocidad sobre altitud [km/(h*min)]	585.2320 [20]	426	305	417
Velocidad crucero [km/h]	515	330	275	388
Velocidad de entrada en pérdida [km/h]	100	107	65	102
Velocidad de aterrizaje [km/h]	185.200 [19]	-	70	150 [29]
Velocidad máxima operativa Vno [km/h]	540	383	300	384
Velocidad nunca exceder Vne [km/h]	586	426	305	417
Autonomía con peso máximo [km]	1637.000 [19]	1389	1466 [25]	1944.6 [27]
Autonomía con peso reducido [km]		-	1100 [25]	
Distancia de despegue [m]		-	180	216 [29]
Tasa de ascenso [m/s]	22.900 [19]	18 [22]	350 [25]	50.2 [29]
Techo de operación [m]	9450 [19]	7315	4600	4572 MSL [29]
Otros				
Número de pasajeros [1]	1 [19]	1 [22]	1	2 [29]
Dimensiones del compartimiento de carga [m ³]		NA		-
Tipo de aeródromo	Militar (Base Aerea) [19]			
Eficiencia de combustible [kg/km]		0.152		0.09885 [29]
Armamento	Bombas de propósito general Mk 81 y 82, bombas guiadas de precisión GBU -12 y 58, Ametralladoras de 7.62 mm y cohetes FFAR [21]	NA	NA	No
Carga alar calculada [g]	7.0-3.5 [19]	4-14	4-2 [25]	4-10
Costo de la aeronave [USD]	9 000 000 [19]	400.000.00 [23]	162384.42	460.000.00 [28]

Tabla 32: Comparativa de siete aeronaves (ver Anexo 02)