

PROYECTO TZAURI

 UNIVERSIDAD
MARISTA
DE GUADALAJARA



Integrantes:

Santiago Palafox Lozano

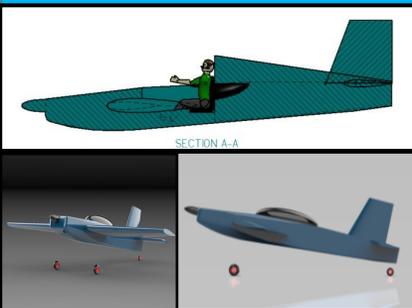
Rodrigo Sánchez Monteon

Dirk Hol Cadavieco

Oscar Eduardo Hernández Orozco

Andrea de la Torre Aceves

Joel Antonio de Guadalupe Rubio Herrera



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

Objetivos

- 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

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

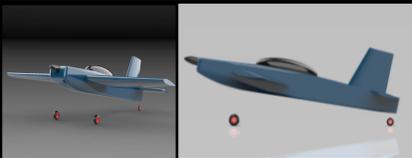
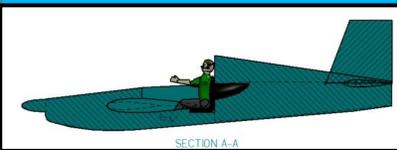
- Adquisición de habilidades en software CAD, tanto en modelación como en simulación.



Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



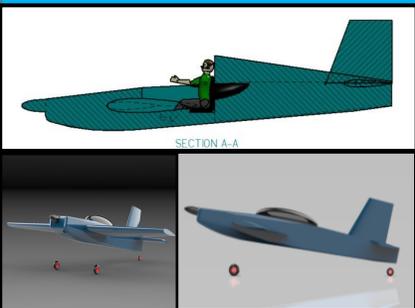
CONCEPTO DE LA MISIÓN DE LA AERONAVE

TZAUARI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

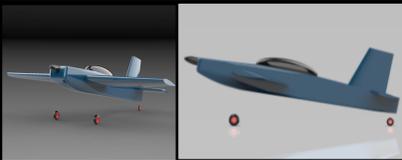
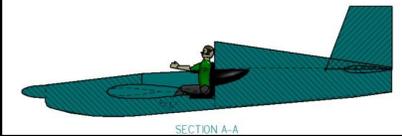


- Las tareas fundamentales a cumplir por parte de esta aeronave serían: darle la habilidad a un piloto novato en el dominio de la aviación experimental acrobática, la posibilidad de entrenar y desarrollar sus habilidades de vuelo.

- Cumplimiento de la CFR 14- parte 23.

- Despegue de pistas menores a 1000 [m].

- Uso de cuando menos 12 horas diarias.



- 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. Se investigaron un total de 7 aeronaves referencia.



Pilatus P-3



Edge 540



MXS



XA-42



Extra 300L



Beechcraft T-6C



Black Shape Prime

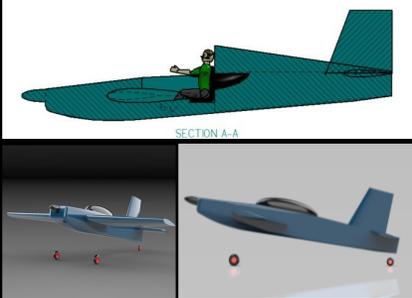
INVESTIGACIÓN ESTADÍSTICA



Ingeniería Aeroespacial

8° Semestre

2021



Nº	Aeronaves	1	2	3
Modelo		Pilatus PC-3 [2]	Extra 300L [12]	Edge 540 [15]
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]
Tripulación		1 [3]	1 [12]	1
Características de la planta motriz				
Tipo de motor		Piston Lycoming [3]	Type Lycoming AEIO-540-L1B5D [12]	Reciproco [15]
Número		GO-435-C2A [3]	2 [12]	9.725
Empuje [kN]		167 [3]	9625.6	9625.6
Potencia [kW]		194 [3]	193.9393282 [14]	231.16 [15]
Consumo de combustible [kg/h]		4.7 km/litro	50.5 (A 660 [m] con 2200 [RPM]) [12]	0.038 mix vel. [17]
Peso específico del motor [kN/kW]		1.932	0.2136441985 [14]	0.041
Características de peso				
Masa de despegue [kg]		1500 [3]	950 [12]	816 [15]
Carga útil [kg]		390 [9]	NA	NA
Masa de combustible [kg]		160 L [8]	171 [12]	232 [15]
Masa en vacío [kg]		1110 [3]	660 [12]	530 [15]
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
Eficiencia de peso [1]			0.6947368421053 [12]	
Relación potencia / peso [kW/kg]		0.12 [7]		0.8316
Características geométricas				
Superficie alar [m ²]		16.5 [3]	10.7 [12]	9.1045 [15]
Envergadura [m]		10.40 [3]	8 [12]	7.41 [15]
Alargamiento [1]		6.55 [8]	5.9813084121495 [12]	6.030 [15]
Conicidad [1]		0.517	0.475675675675676 [12]	2.135 [15]
Ángulo de flechado [°]		6	0 [18]	0 [18]
Ángulo dihedral [°]		5	0 [18]	0 [18]
Grosor relativo [°]				
Dímetro del fuselaje [m]		1.05		0.8 [17]
Alargamiento del fuselaje [1]				
Alargamiento nariz / fuselaje [1]				
Distancia relativa nariz - MAC [m]			1404 [12]	
Superficie alar del EH [m ²]		4	2.56 [12]	2.04 [15]
Alargamiento alar del EH [1]			04 [12]	1.20 [15]
Conicidad del EH [1]		0.62		1.612 [18]
Ángulo de flechado del EH [°]		5		12 [18]
Brazo EH [m]				
Coefficiente de momento estático del EH [1]				
Superficie alar del EV [m ²]		1.749	0.51 [12]	4.52 [15]
Alargamiento alar del EV [1]				1.8 [16]
Conicidad del EV [1]		0.65		3.25 [18]
Ángulo de flechado del EV [°]		4		22 [18]
Brazo EV [m]				2.36 [17]
Coefficiente de momento estático del EV [1]				
Ancho de vías [m]		2.6	5.07 [12]	1.99 [18]
Distancia tren delantero - principal [m]		2.3		4.65 [18]
Características de performance				
Máxima velocidad sobre altitud [km/h*(m)]		310 [4]	338(A 660 [m] con 2700 [RPM]) [12]	0.00234 [18]
Velocidad crucero sobre altitud [km/h*(m)]		255 [7]	204 [12]	no tiene velocidad crucero
Velocidad de aterrizaje [km/h]				94 [18]
Autonomía con peso máximo [km]		750 [10]	891 (A 660 [m] con 2200 [RPM]) [12]	833 [17]
Autonomía con peso reducido [km]		650 [7]		
Distancia de despegue [m]		342 [10]		90
Tasa de ascenso [m/s]		6 [5]	10.988061976124 [12]	19
Techo de operación [m]		5500 [4]	4.267 [12]	3810 [17]
Otros				
Número de pasajeros [1]		2 [5]	2 [12]	0
Dimensiones del compartimiento de carga [m ³]			NA	0
Tipo de aeródromo		FAA Grupo I		Cualquiera, solo vuelo visual
Eficiencia de combustible [kg/km]		4.5 km/litro	0.191919192	0.07466 [17]
Armadamento		Provisiones para bústidores debajo del ala para bombas de práctica ligeros o cohetes y una ametralladora [7]	NA	NA
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
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]	XA-42 [27]
Fabricante	Textron Aviation Defense [19]	MXS Aircraft Co. [22]	Black Shupe [25]	XtremaAire GmbH [27]
Año	2000 [19]	2001	2009 [25]	2011
País	Estados Unidos de America [19]	Australia [22]	India [25]	Alemania [27]
Tripulación	1 [19]	1 [22]	1 [25]	1 [28]
Características de la planta motriz				
Tipo de motor	Turbhélice Pratt & Whitney [19]	Reciproco [22]	Reciproco [25]	Reciproco [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]	200 [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]		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]	286	670 [29]
Carga alar específica [kg/m ²]				
Eficiencia de peso [1]				
Relación potencia / peso [kW/kg]				
Características geométricas				
Superficie alar [m ²]	16.400 [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	
Dímetro 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]
Brazo 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]
Brazo 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*(m)]	585.230 [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]
Armadamento	Bombas de proposito general Mk 81 y 82, bombas gnis de precisión GBU-12 y 58 , Ametralladoras de 7.62 mm y cohetes FFAR [21]	NA	NA	No
Carga alar calculada [g]		+/- 14	4/-2 [25]	+/-10
Costo de la aeronave [USD]	9 000 000 [19]	400,000.00 [23]	162384.42	460,000.00 [28]

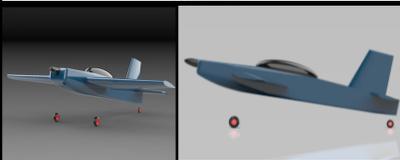
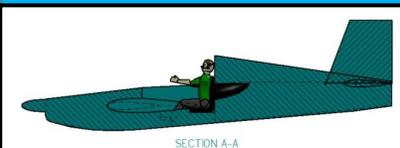
LISTADO DE REQUISITOS DE LA AERONAVE

TZAURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



Se realizó 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. El método para identificar los requisitos con prioridad fue el método de “pares”.

Los grupos de requisitos fueron:

- Requisitos técnicos
- Requisitos funcionales
- Requisitos de desempeño
- Requisitos de fabricación
- Requisitos operativos y
- Requisitos técnicos y económicos

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

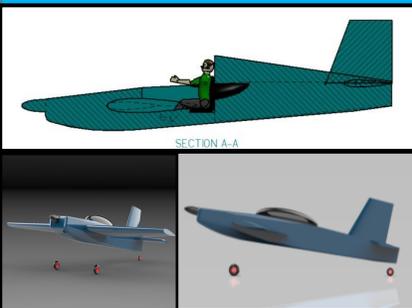
ESQUEMA DE LA AERONAVE

TZAUARI

Ingeniería
Aeroespacial

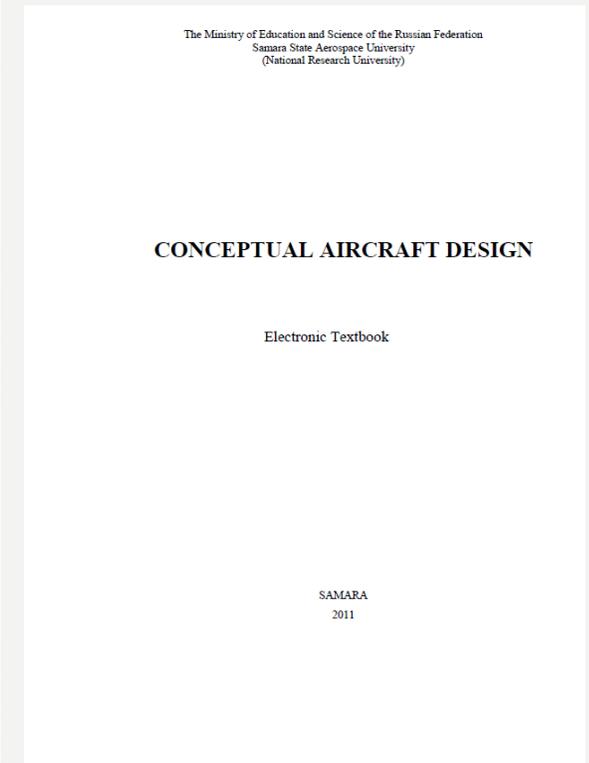
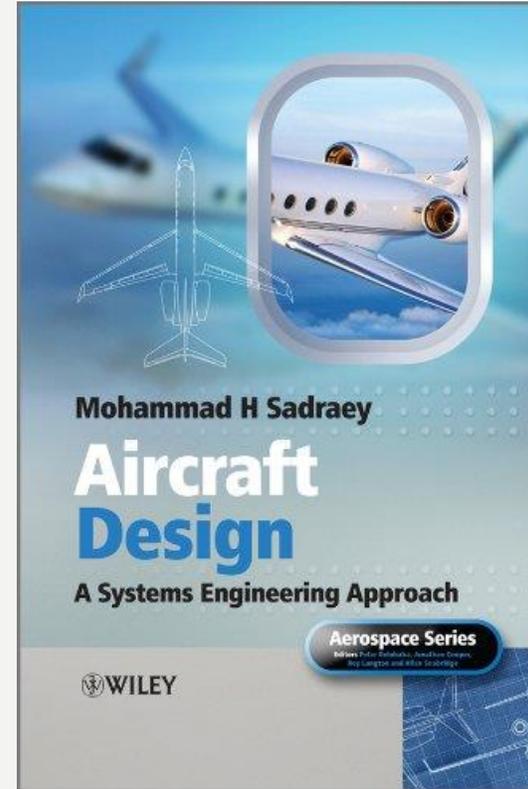
8° Semestre

2021



En esta sección se estimó el diseño y acomodo de:

- La tripulación,
- La carga útil y combustible,
- La configuración del sistema de sustentación para las etapas de vuelo en crucero, despegue y aterrizaje,
- El esquema de equilibrio,
- Los parámetros del ala, empenaje, fuselaje, unidades de control y dispositivos hipersustentadores,
- El esquema y parámetros del tren de aterrizaje y
- El tipo de motor y su ubicación en la aeronave, datos de rendimiento aerodinámico, definición de la carga alar específica.



Libros de "Aircraft Design" de Mohammad H. Sadraey y "Conceptual Aircraft Design" de Kamarov Valeriy A.

PARÁMETROS INICIALES DEL ALA

TZAURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

Los parámetros iniciales para el diseño (la mayoría basados en estadística) fueron los siguientes:

- Superficie alar: 12.322 [m²]
- Ángulo de flechado: 4[°]
- Aspecto de alargamiento (Aspect Ratio): 6
- Conicidad: 0.55
- Envergadura: 7.5 [m]
- Perfil alar: NACA 0015

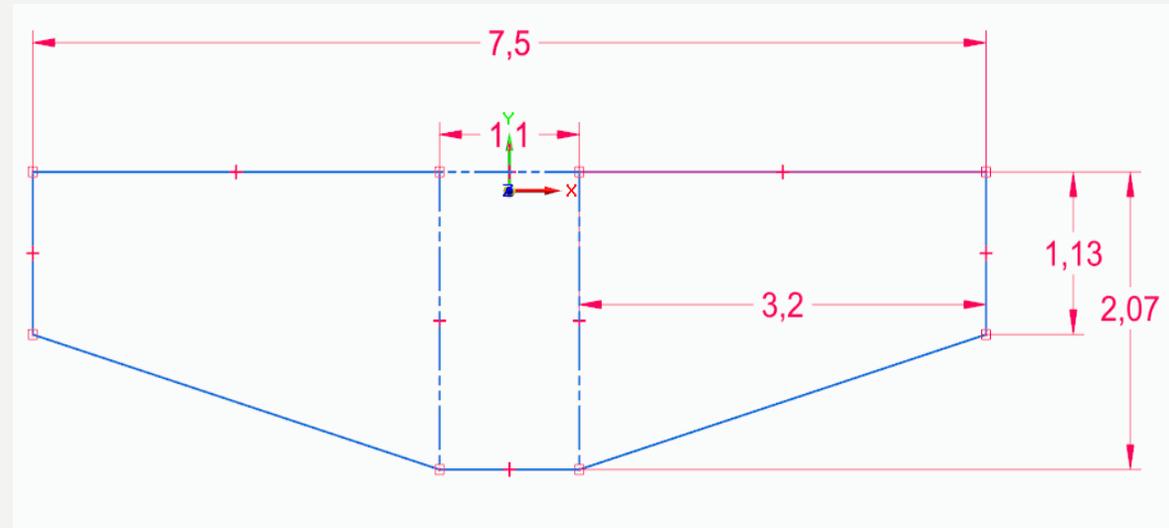
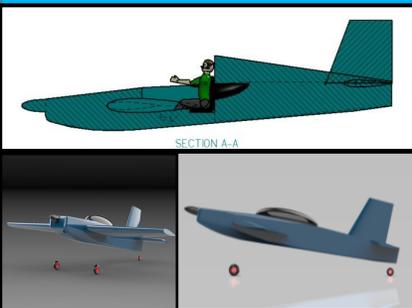


Ilustración 34: Características de un ala



PARÁMETROS INICIALES PARA EL FUSELAJE

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.

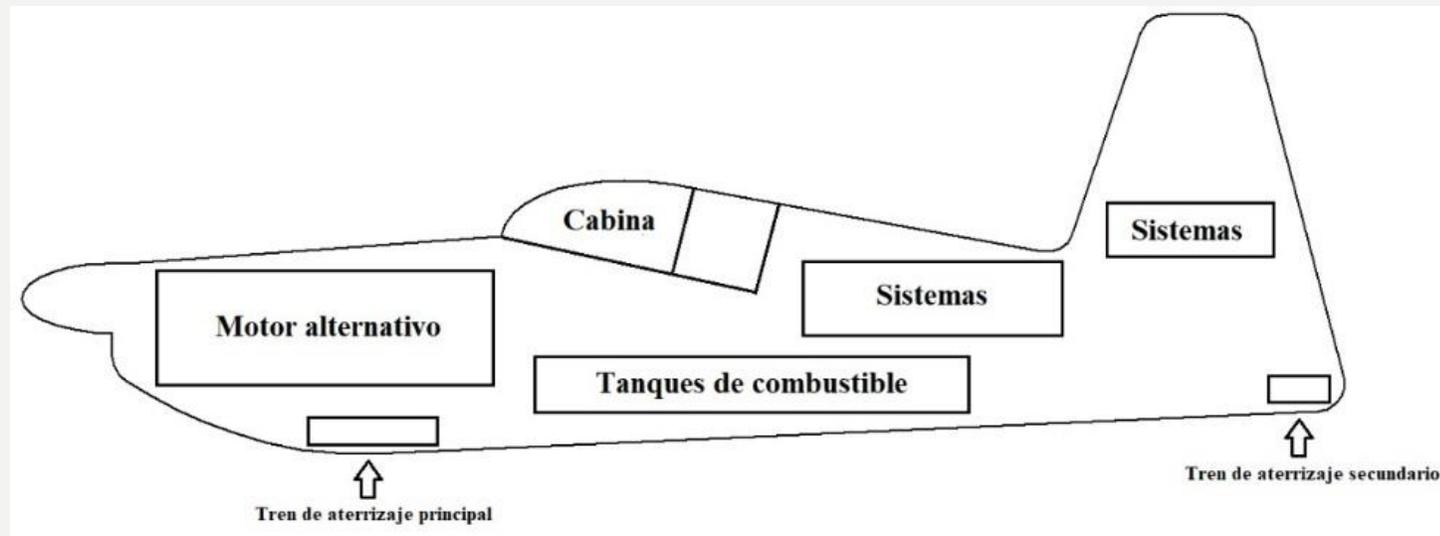
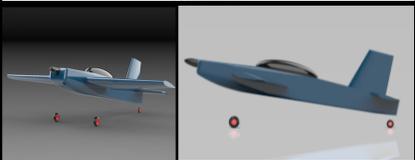
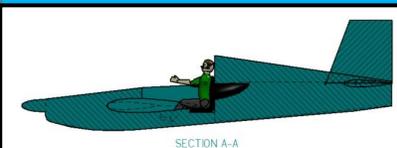


Ilustración 38: Forma de fuselaje de la aeronave Tzauri



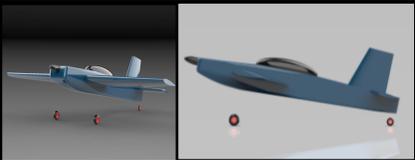
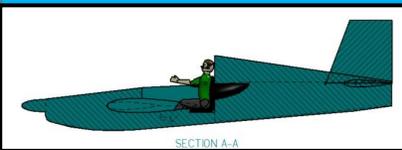
PARÁMETROS INICIALES DEL EMPENAJE

TZAUARI

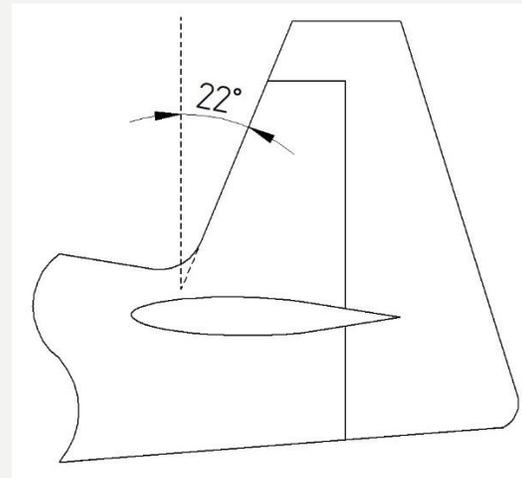
Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

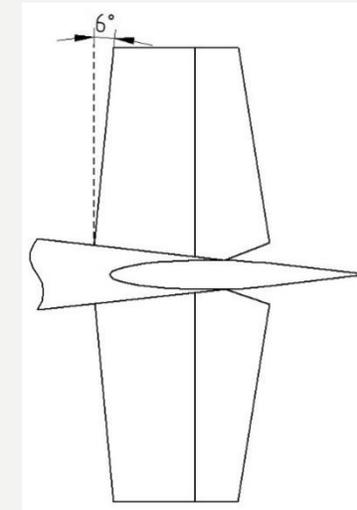


Las relaciones de aspecto/alargamiento, conicidad, ángulos de barrido tanto del empenaje vertical como horizontal, espesores y áreas relativas, se deberán estimar o elegir respecto a las capacidades y metas que deberá cumplir la aeronave.



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

- $AR: 5.05$
- $\lambda: 1.4$



Para el empenaje vertical se tienen:

- $AR: 2.57$
- $\lambda: 3.3$

PARÁMETROS INICIALES PARA EL TREN DE ATERRIZAJE

TZAUURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

Para el diseño del tren de aterrizaje, se optó 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.

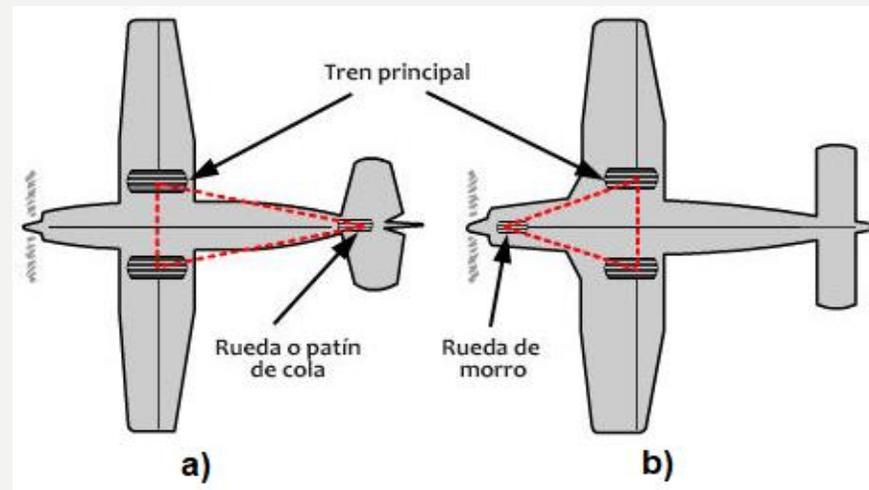
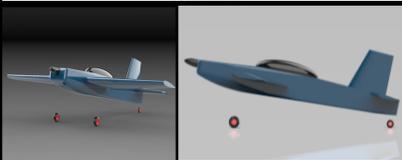
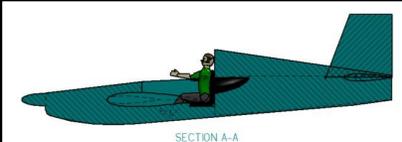


Ilustración 41: Disposición del tren de aterrizaje (by Miguel Ángel Muñoz Navarro)



PARÁMETROS INICIALES PARA EL TREN DE ATERRIZAJE

TZAUARI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

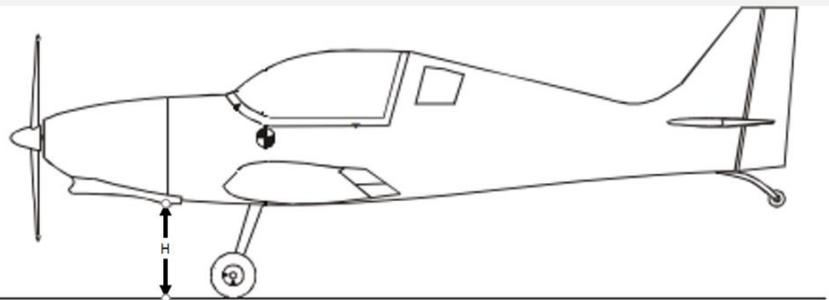
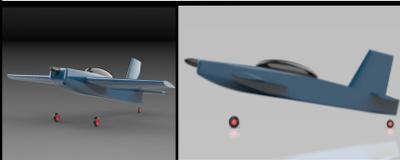
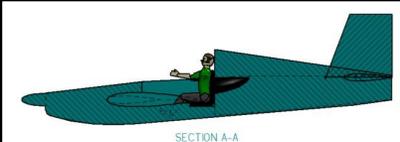


Ilustración 43: Altura del tren de aterrizaje con base en la configuración de tren de cola

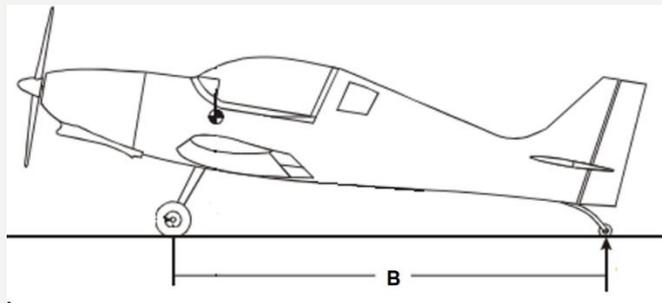


Ilustración 44: Distancia entre ejes

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

\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)

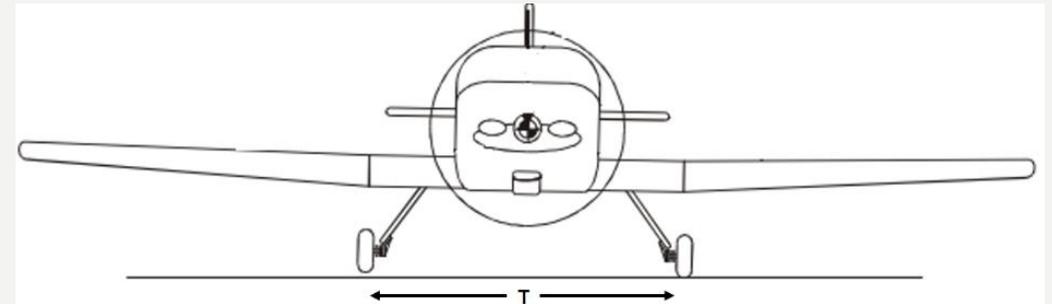


Ilustración 45: La huella de rueda

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

\bar{B} = Distancia entre ejes (adimensional)

B = Distancia entre ejes (metros)

λ_ϕ = Longitud de fuselaje (metros)

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

\bar{T} = Huella de la rueda (adimensional)

T = Huella de la rueda (metros)

b = Envergadura alar (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

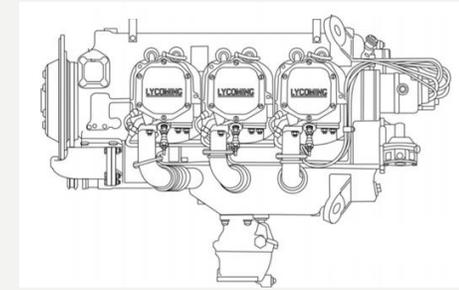


Ilustración 51: Vista lateral de un motor Lycoming Thunderbolt 540

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.

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

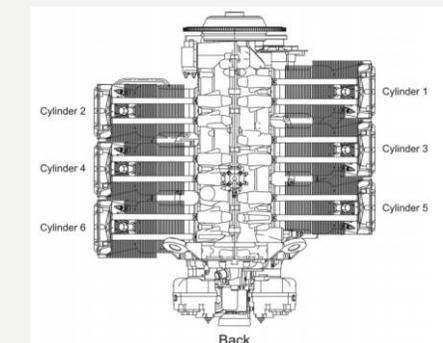
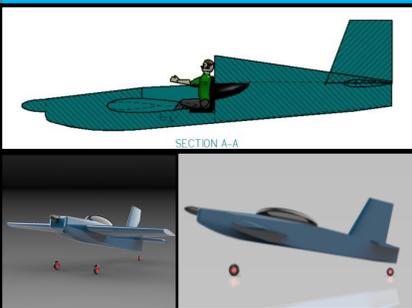


Ilustración 52: Posición de los cilindros en un motor Lycoming Thunderbolt 540



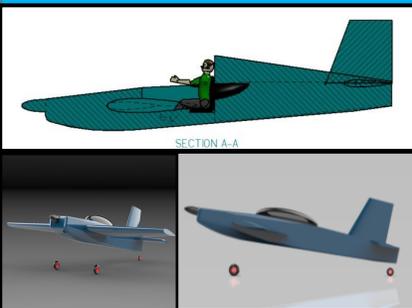
PRIMERA APROXIMACIÓN DE PESOS

TZAUURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



Un punto bastante importante para el diseño conceptual de la aeronave Tzauri es el peso de despegue W_0 . Para la primera aproximación de peso del *Tzauri*, se utilizó el método visto en el libro *Conceptual Aircraft Design*. Este método hace uso de masas relativas y masas conocidas. A continuación, se muestra la fórmula:

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

Donde:

W_{OST} 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,

W_{STR} es la masa relativa de la estructura,

W_M es la masa relativa del sistema de propulsión,

W_{TC} es la masa relativa del sistema de combustible,

W_{av-cn} es la masa de la aviónica y el sistema de control y

W_{equ} es la masa del equipo diverso.

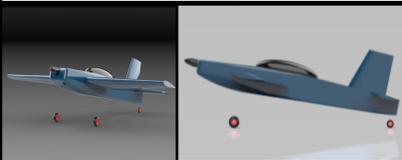
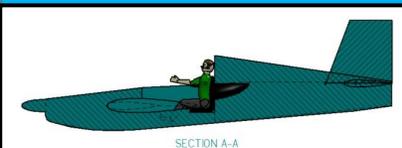
PRIMERA APROXIMACIÓN DE PESOS

TZAUARI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



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%
-----------	--	--------	------	------

PRIMER DIBUJO AXONOMÉTRICO

TZAURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

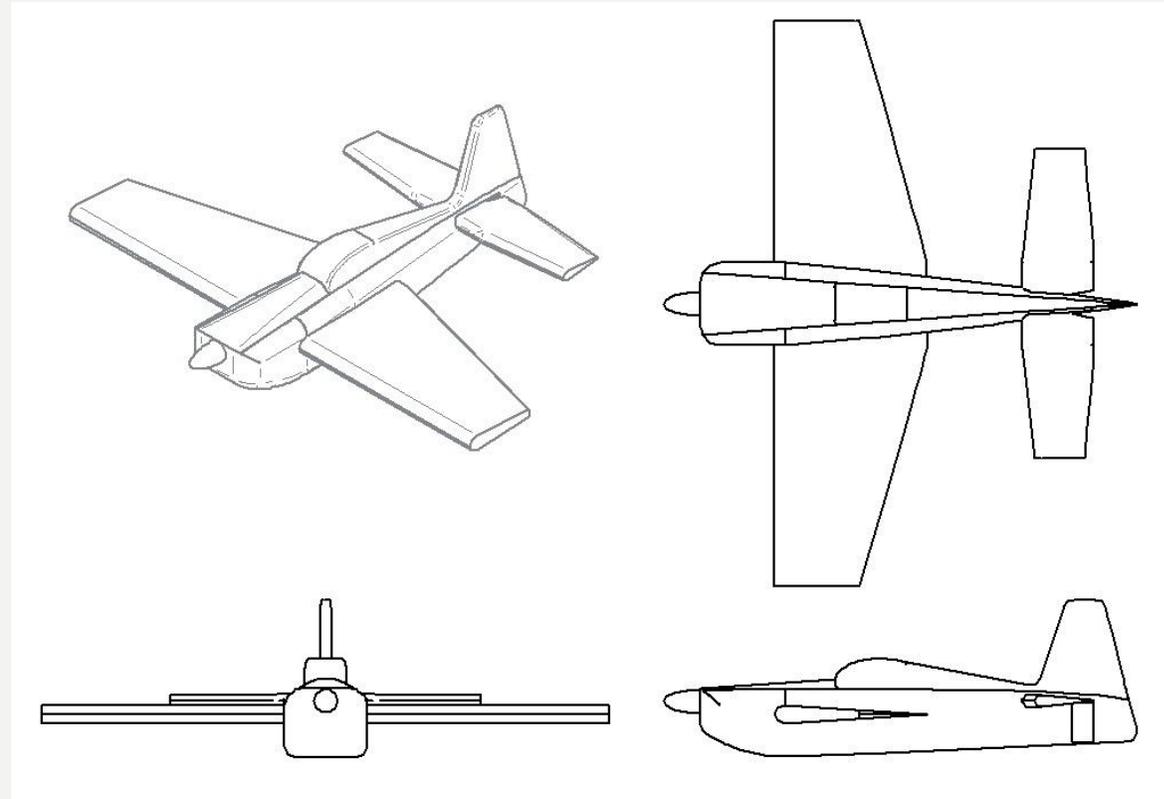
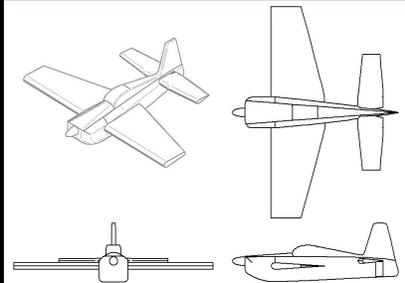


Ilustración 59: Sketch de diseño axonométrico de la aeronave Tzauri

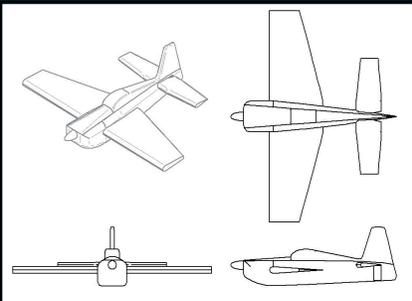
OBTENCIÓN DE PARÁMETROS PRINCIPALES

TZAUARI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



Potencia neta del motor:

$$\Sigma N_{e0} = \frac{m_{e0}^1 * g}{10} \bar{N}_{e0} \rightarrow \Sigma N_{e0} = \frac{199 [kg] * 9.81 \left[\frac{m}{s^2}\right]}{10} * 1.12$$
$$\Sigma N_{e0} = 218.645 [kW]$$

Masa del sistema de combustible:

$$W_{FC} = k_{\bar{F}C} W_F \rightarrow 1.2 * 94 [kg]$$
$$W_{FC} = 112.8 [kg]$$

Volumen del combustible:

$$v_F = \frac{W_F}{800} \rightarrow \frac{94 [kg]}{800}$$
$$v_F = 0.1175 [m^3]$$

CÁLCULO DE PARÁMETROS GEOMÉTRICOS DEL ALA

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

Área del ala:

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

Envergadura del ala:

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

Cuerda central:

$$C_0 = 2 \frac{\eta_1}{1 + \eta_1} * \frac{S}{b} = \frac{2 * 0.55}{1 + 0.55} * \frac{11.571 [m^2]}{8.3324 [m]} \rightarrow C_0 = 0.9855 [m]$$

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:

$$C_{MAC} = \frac{2}{3} C_0 * \left(1 + \frac{1}{\eta(\eta+1)} \right) = \frac{2}{3} * 0.9855 [m] * \left(1 + \frac{1}{0.55(0.55+1)} \right) \rightarrow C_{MAC} = 1.4276 [m]$$

Dimensiones de los alerones:

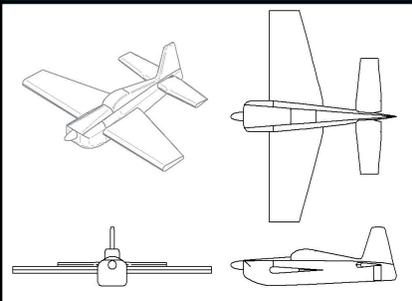
- Largo: 15% de la longitud de cada semi ala.
- Cuerda: 20% de la cuerda aerodinámica media.

TZAUARI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

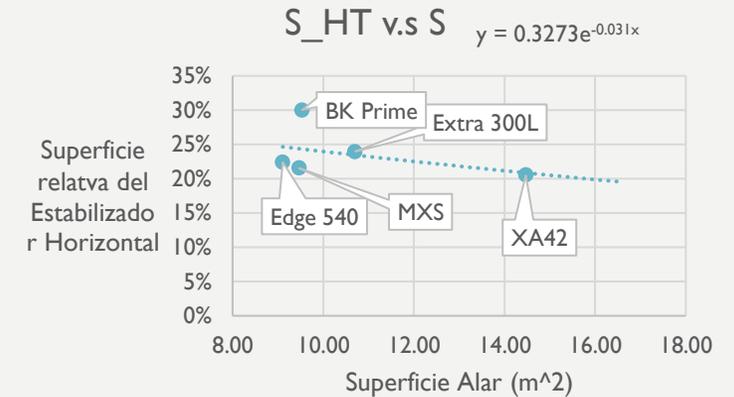
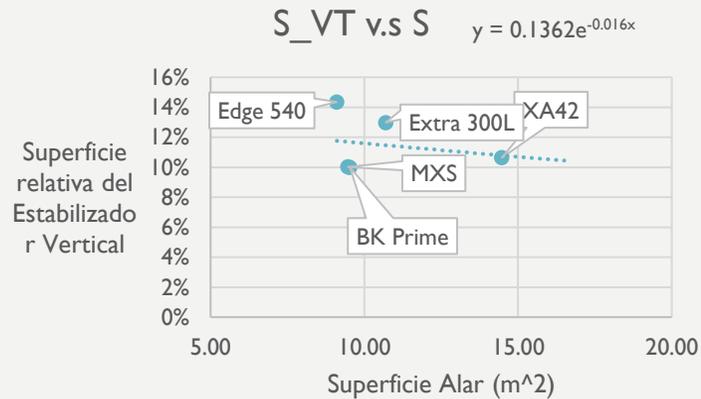
2021



CÁLCULO DE PARÁMETROS DEL EMPENAJE

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:

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



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

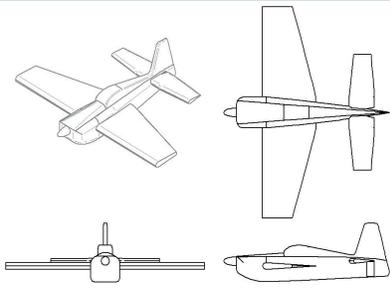
$$\bar{S}_{VT} = 0.113 \text{ y } \bar{S}_{HT} = 0.229$$

Con las áreas relativas obtenidas, se procede a calcular las áreas que tendrá la aeronave mediante las siguientes fórmulas: $S_{VT} = (\bar{S}_{VT})S$ y $S_{HT} = (\bar{S}_{HT})S$

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

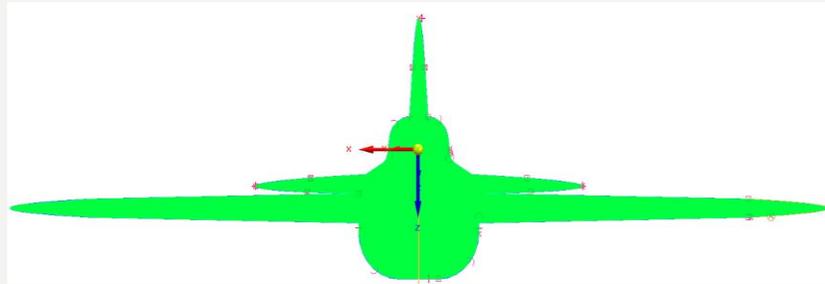
$$S_{VT} = 0.113 * 11.633 [m^2] \rightarrow S_{VT} = 1.31 [m^2]$$

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



CÁLCULO DE 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 :



Área de vista frontal

Por lo cual :

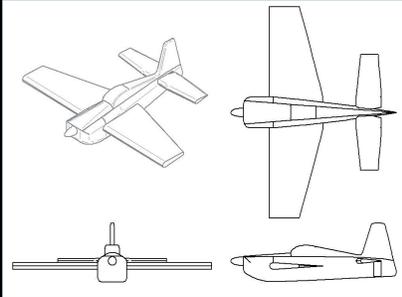
$$S_{med} = 0.63617225124 [m^2]$$

El diámetro equivalente del fuselaje obtenido es:

$$D_{eq} = 2 \cdot \sqrt{\frac{S_{med}}{\pi}} \rightarrow D_{eq} = 2 \cdot \sqrt{\frac{0.63617225124}{\pi}} \rightarrow D_{eq} = 0.9[m]$$

La relación de alargamiento del fuselaje:

$$\lambda_{fus} = \frac{l_{fus}}{D_{eq}} \rightarrow \lambda_{fus} = \frac{6.95 \text{ m}}{0.9 [m^2]} \rightarrow \lambda_{fus} = 7.72[m]$$



CÁLCULO DE PARÁMETROS DEL TREN DE ATERRIZAJE

Para el calculo de la distancia entre ejes se hace uso de la siguiente fórmula:

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

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

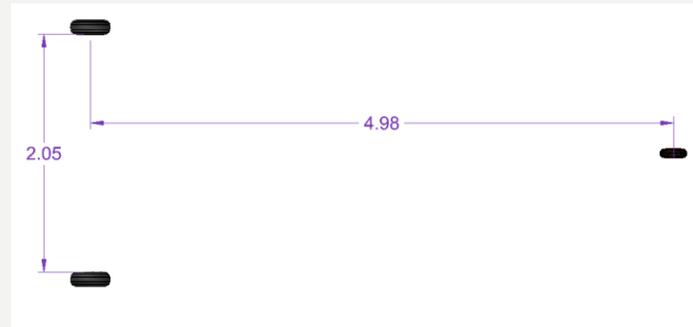
$$B = 0.717 \cdot 6.95 [m] \rightarrow B = 4.98 [m]$$

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

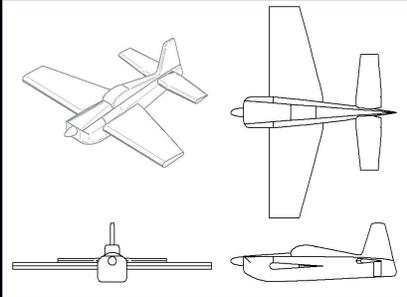
$$T = \bar{T} \cdot b$$

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

$$T = 0.246 \cdot 8.3324 [m] \rightarrow T = 2.05 [m]$$



Vista aérea de tren de aterrizaje (Unidades en metros)



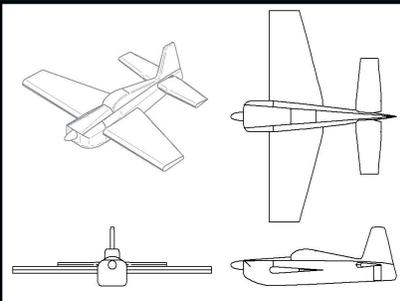
DEFINICIÓN DE MASAS DE LA ESTRUCTURA

TZAUARI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



Hoy en día no se han actualizado las ecuaciones las cuales 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 obtenido el valor final de la masa de la estructura, se aplicará una disminución del 15-20%.

El valor final de las masas relativas 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

Acrónimo	Tipo de masa	Valor
W_{ala}	Masa relativa del ala	124.67 [kg]
W_{fus}	Masa relativa del fuselaje	64.83 [kg]
W_{emp}	Masa relativa del empenaje	14.192 [kg]
W_{ta}	Masa relativa del tren de aterrizaje	10.884 [kg]
W_{str}	Masa relativa de la estructura	214.046 [kg]

SKETCH DE DISEÑO AXONOMÉTRICO DE LA SEGUNDA APROXIMACIÓN

TZAURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

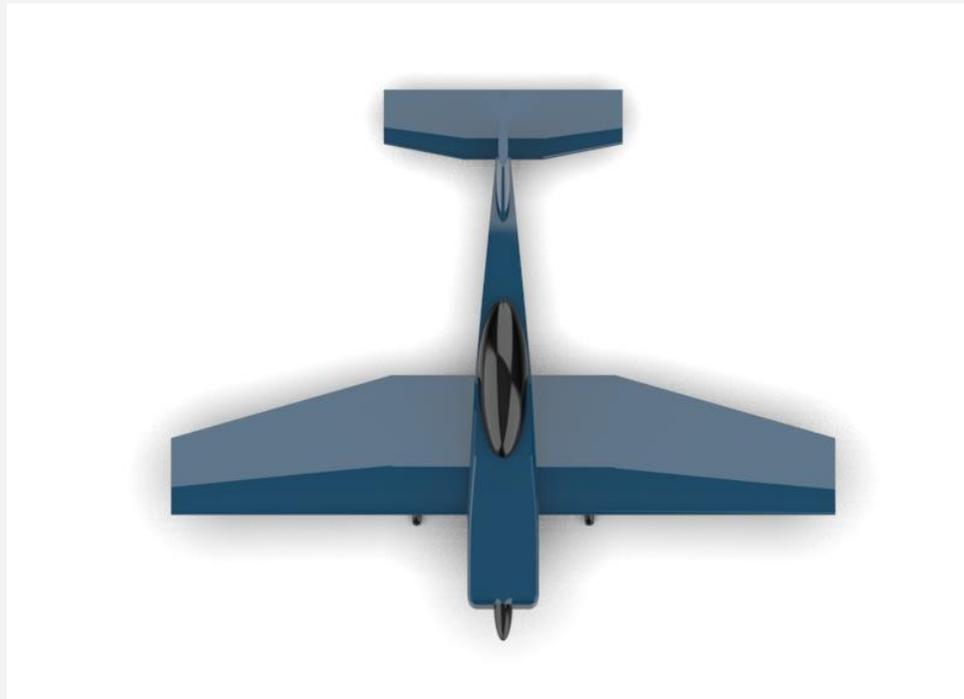
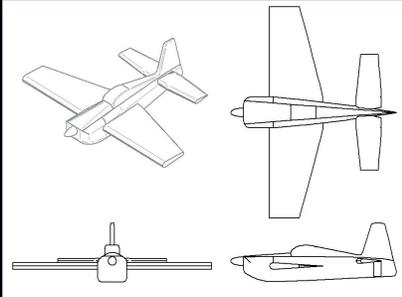


Ilustración 87: Vista de planta de la aeronave Tzauri (segunda aproximación)

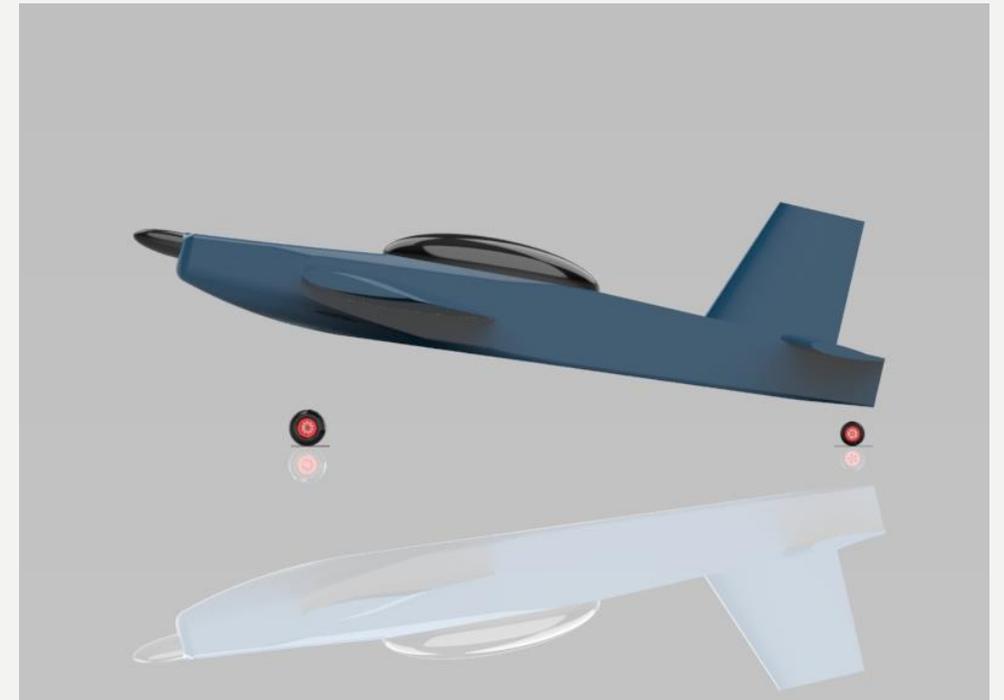


Ilustración 88: Vista lateral de la aeronave Tzauri (segunda aproximación)

SKETCH DE DISEÑO AXONOMÉTRICO DE LA SEGUNDA APROXIMACIÓN

TZAURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

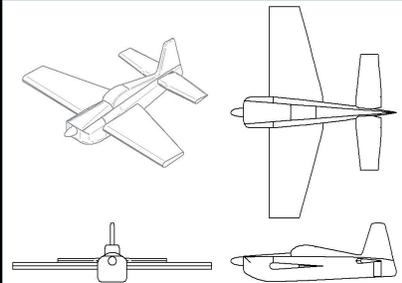


Ilustración 89: Vista frontal de la aeronave Tzauri (segunda aproximación)



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

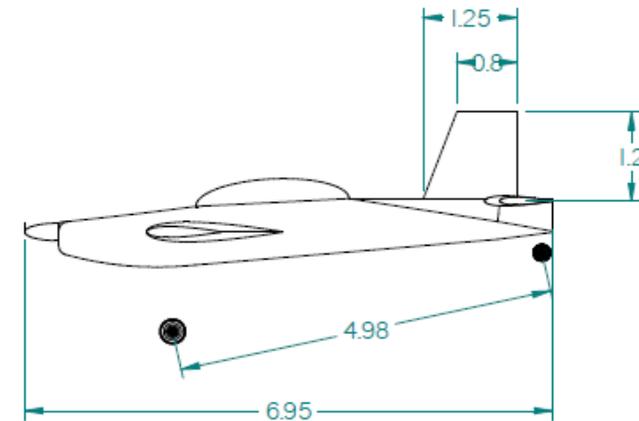
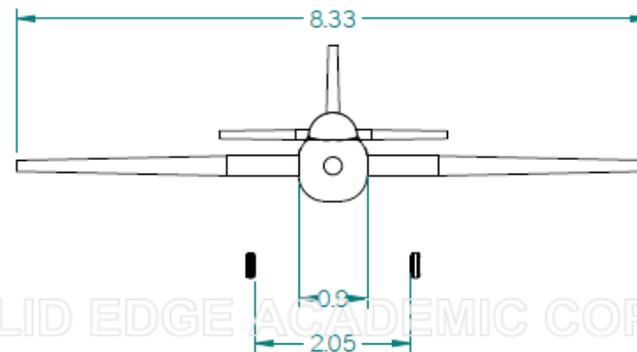
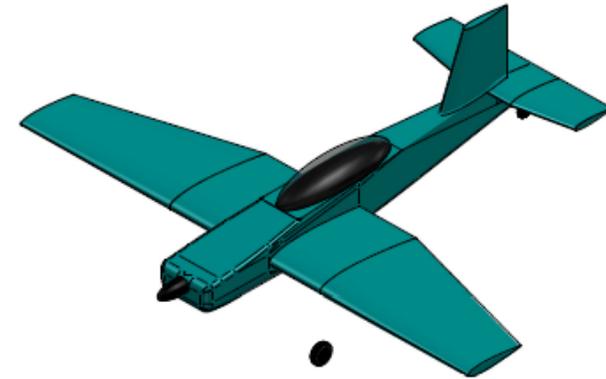
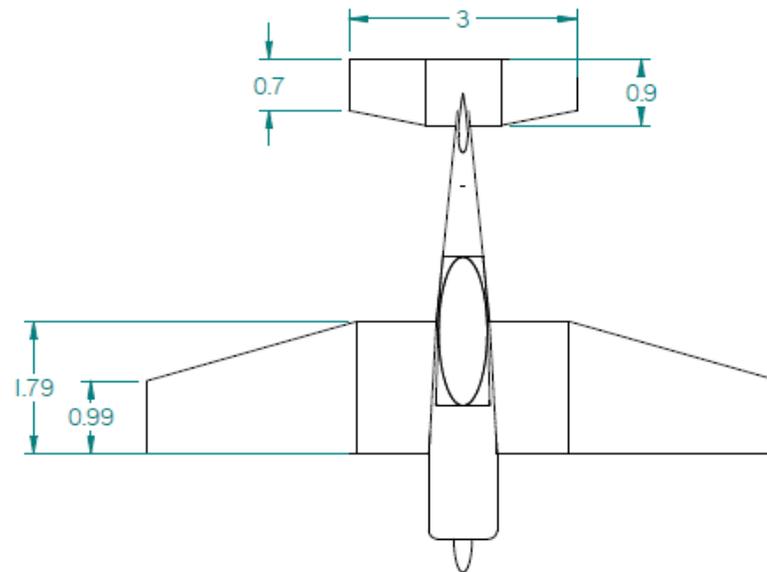
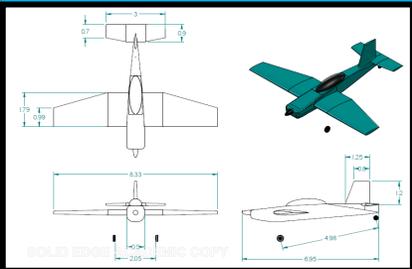
PLANO DE LA AERONAVE TZAURI SEGUNDA APROXIMACIÓN

TZAURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



SOLID EDGE ACADEMIC COPY

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

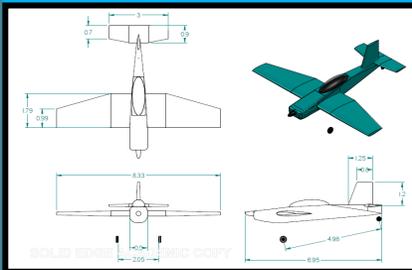
SEGUNDA APROXIMACIÓN DE MASAS

TZAUARI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



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 DE DISEÑO CONCEPTUAL

TZAURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

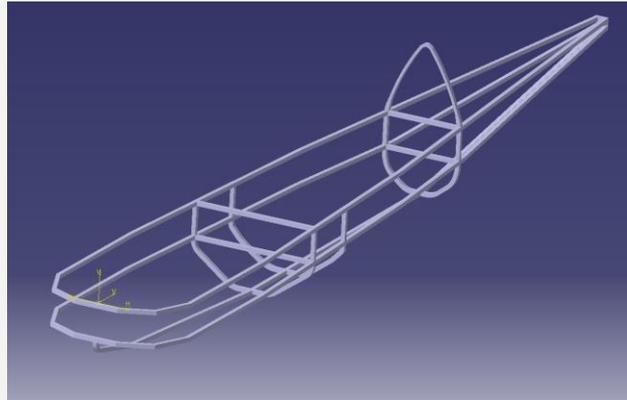
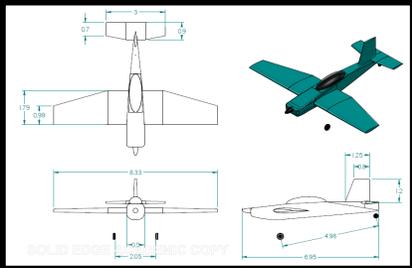


Ilustración 92: Estructura del fuselaje – Tzauri



Ilustración 93: Piel del fuselaje – Tzauri

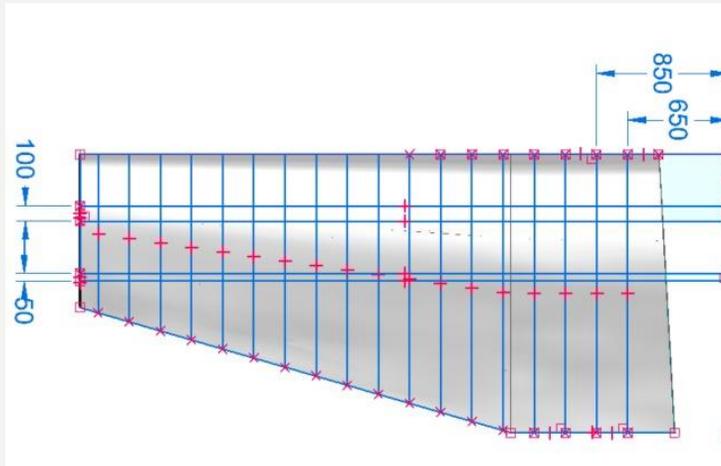


Ilustración 95: Distribución de las costillas y largueros de la semiala izquierda – Tzauri

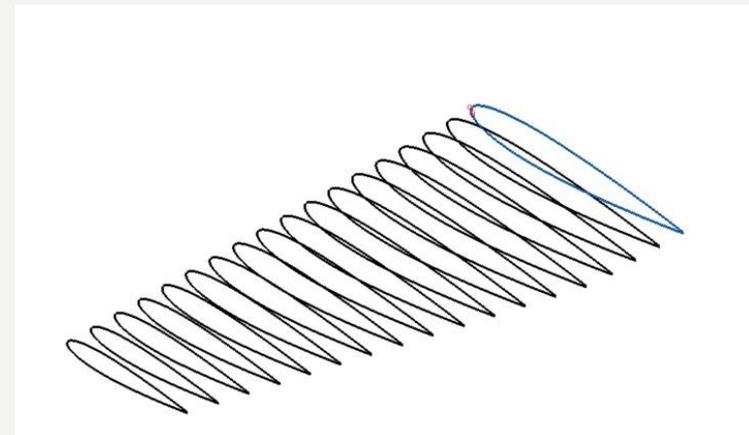


Ilustración 94: Distribución de las costillas en la semiala izquierda

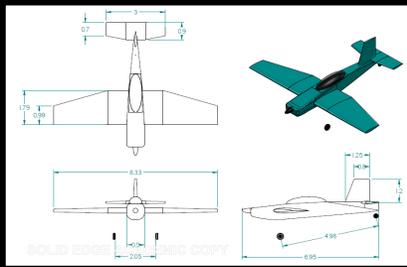
LISTA DE PESO Y BALANCE



Ingeniería Aeroespacial

8° Semestre

2021



Definición del peso y centro de gravedad de la aeronave T-auri						
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

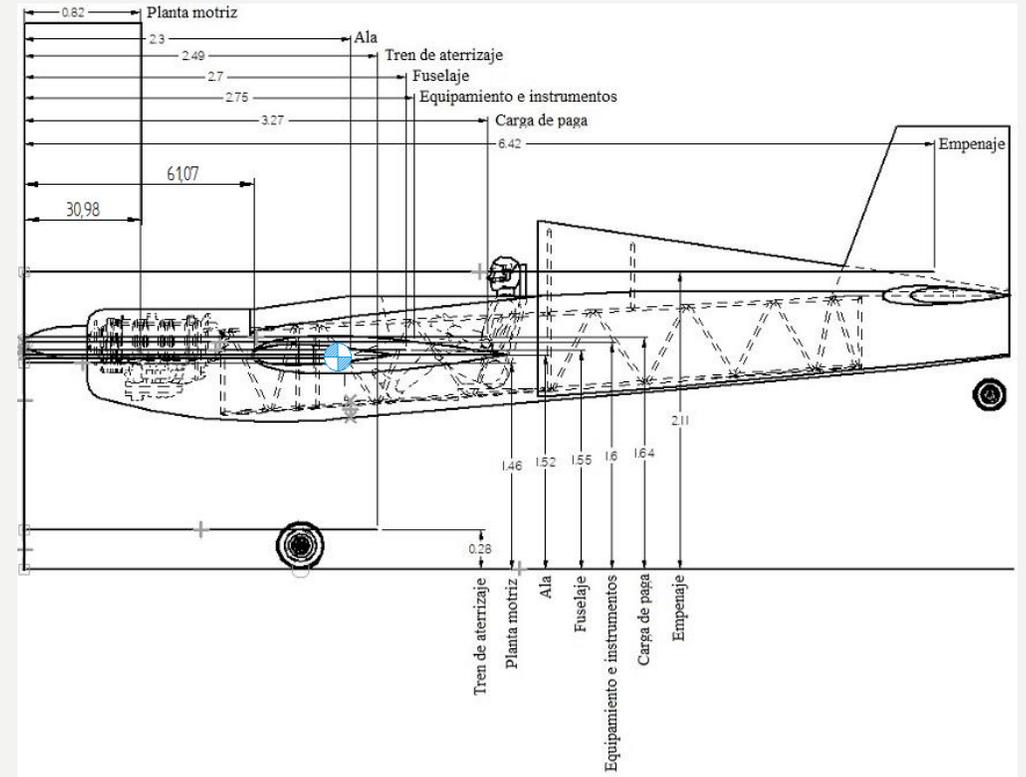


Ilustración 99: Posición del CG de la aeronave y distancia de la nariz al borde de ataque

$$\bar{X}_{cg} = 20.79\% \text{ de la } C_{MAC}$$

DIAGRAMA V-N

TZAUURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

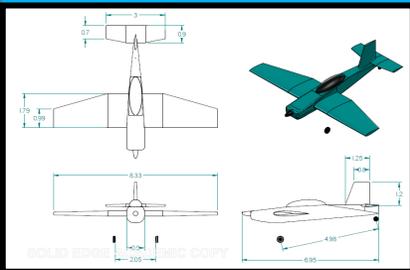
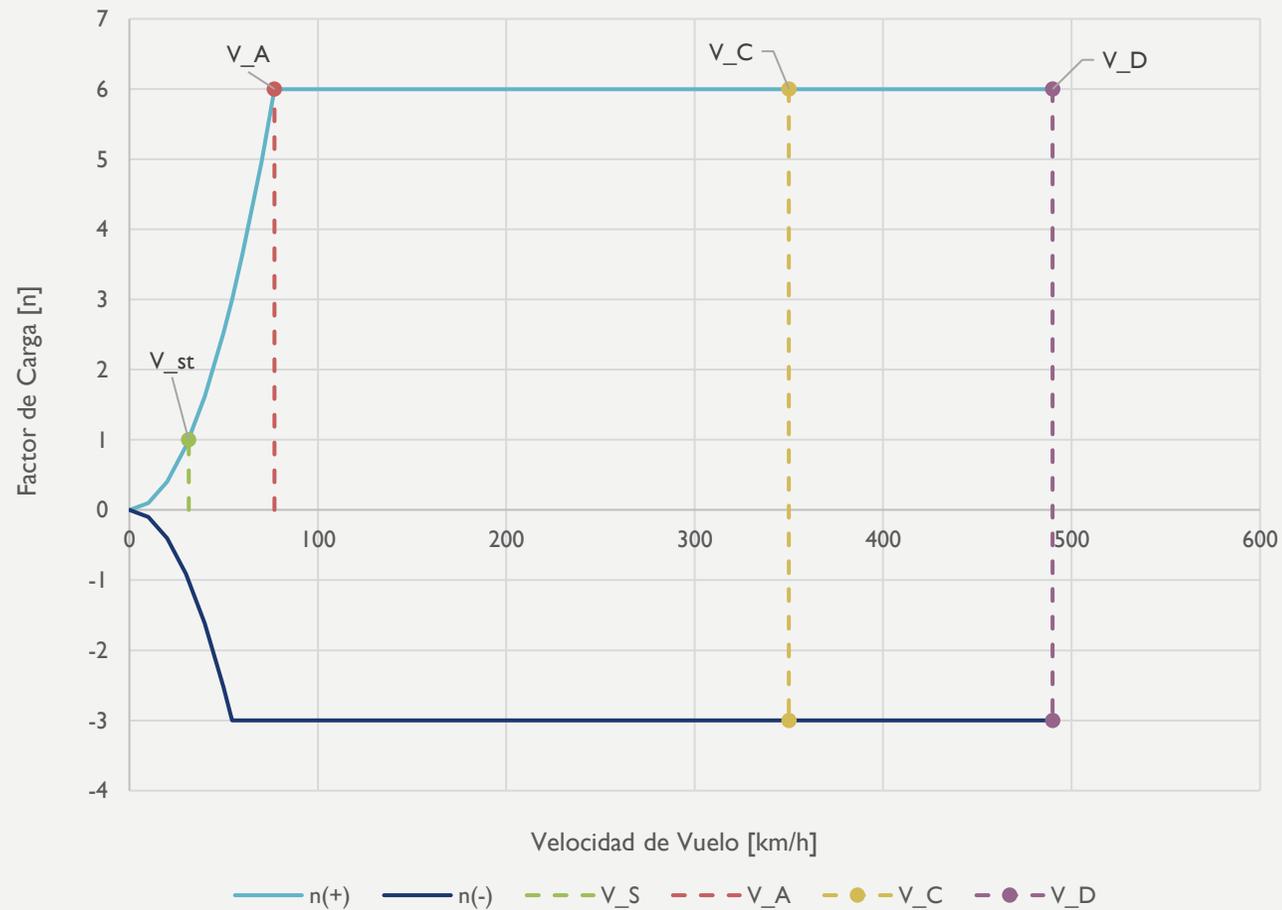


Diagrama V-n del avion conceptual "Tzauri"



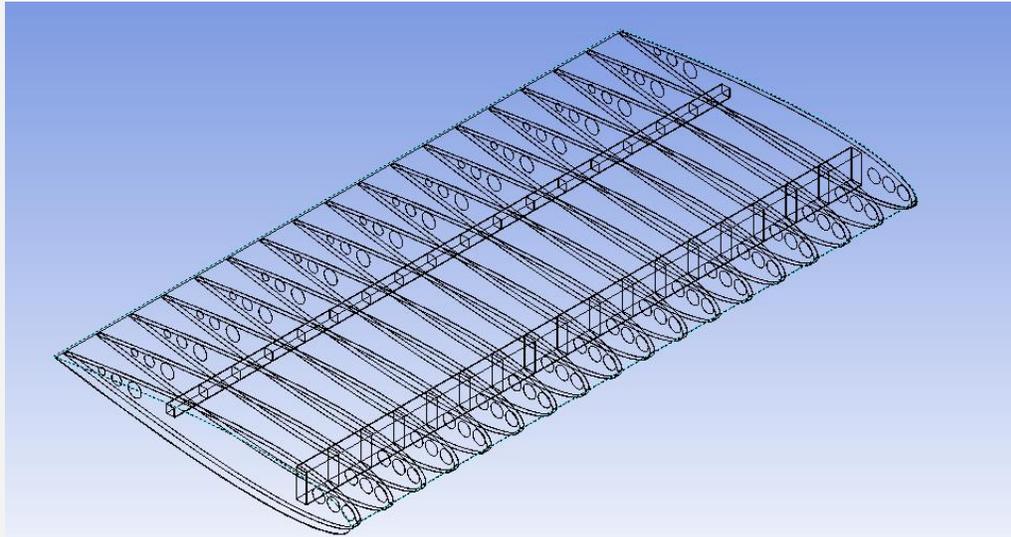
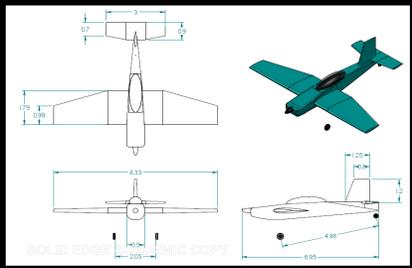


Ilustración 102: Vista isométrica ala (Wireframe)

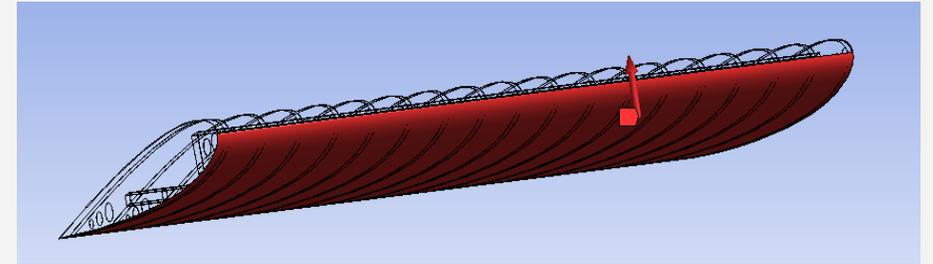


Ilustración 103: Distribución de levantamiento sobre el ala

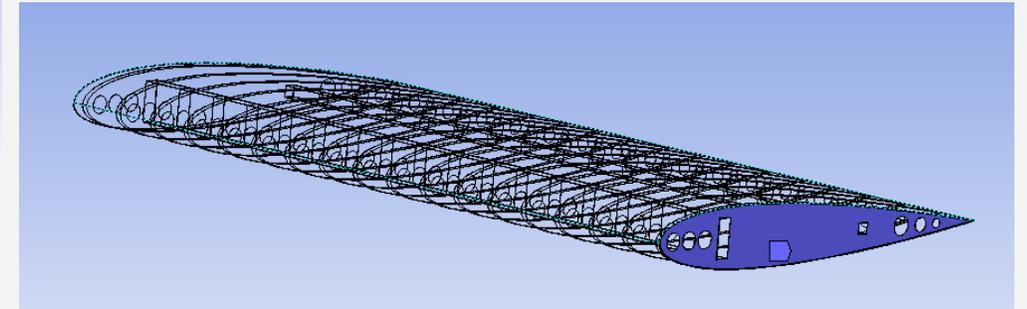


Ilustración 104: Punto de apoyo del ala

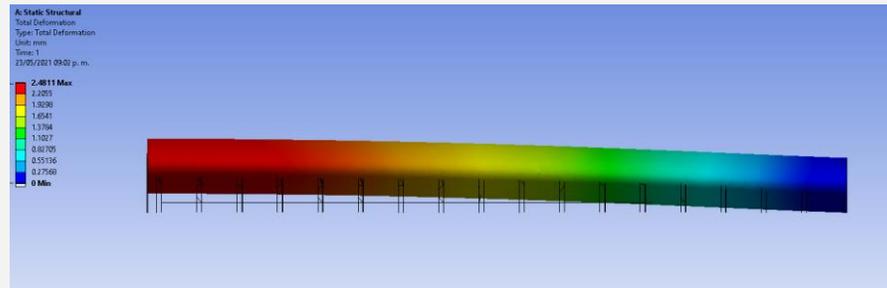


Ilustración 105: Deformación total aumentada 40 veces

PLANOS DE CONSTRUCCIÓN

TZAUURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

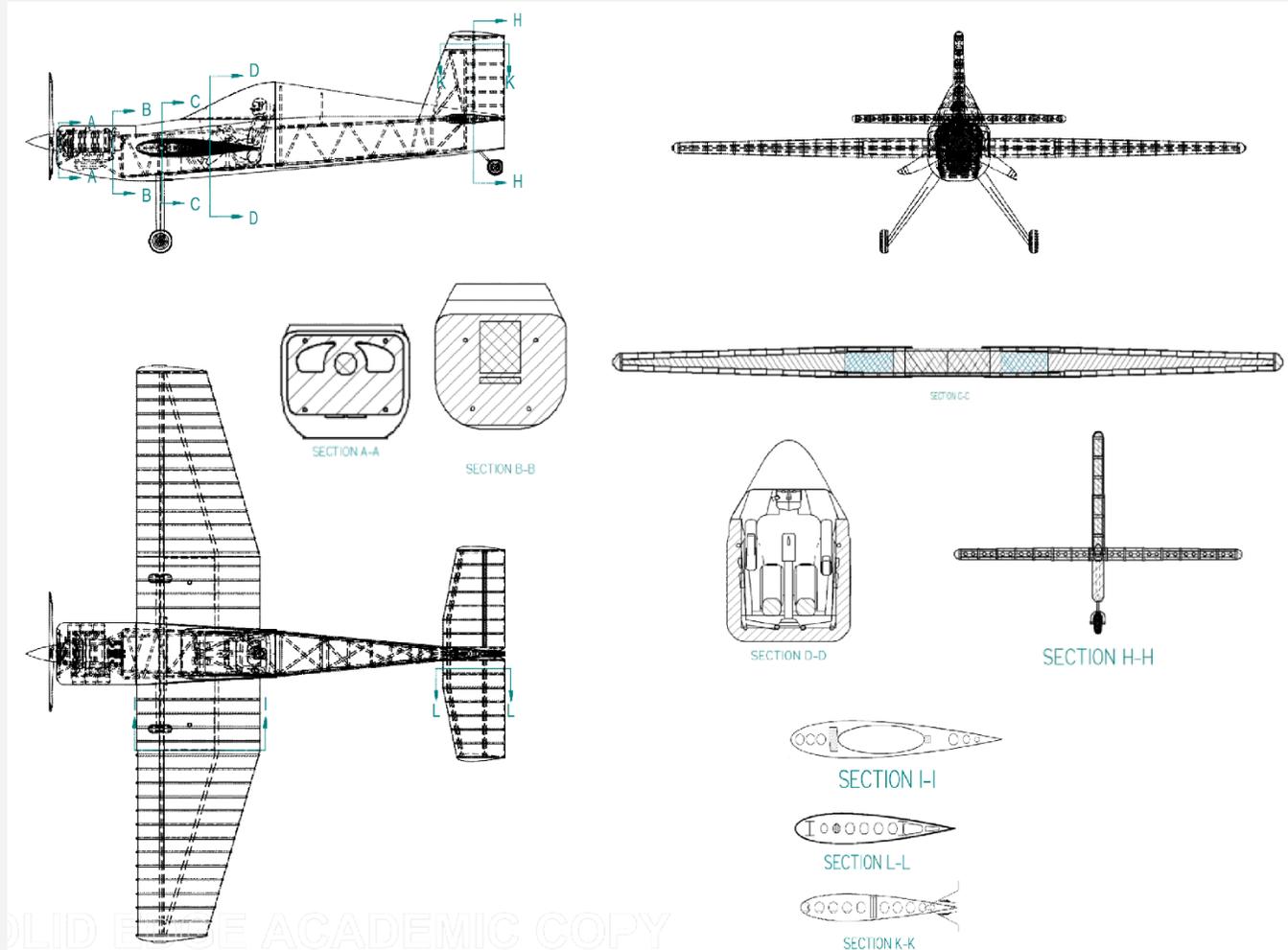
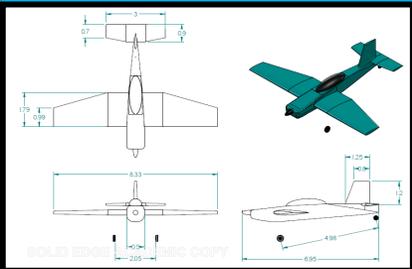


Ilustración 108: Planos de construcción de la aeronave Tzauri

PLANOS DE CONSTRUCCIÓN

TZAURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

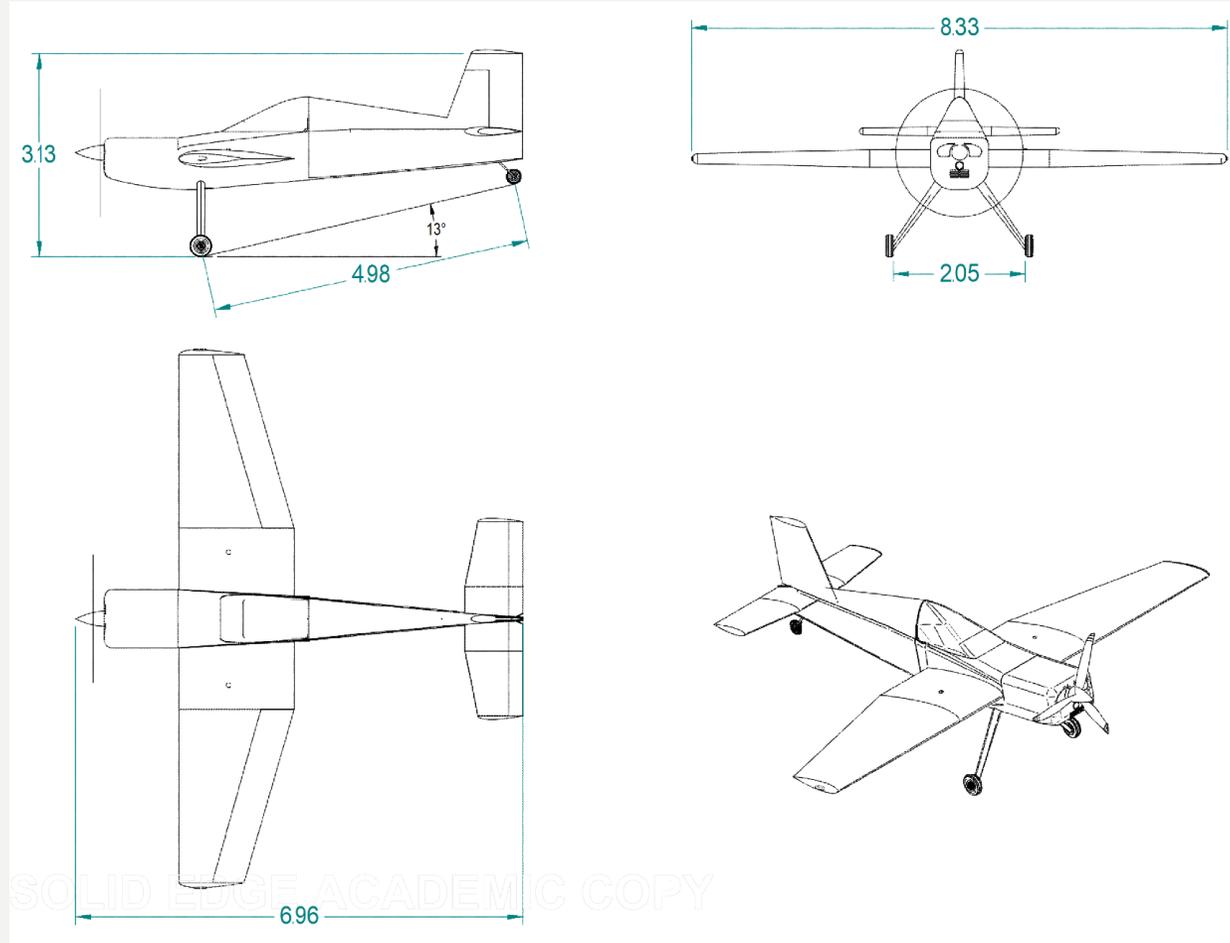
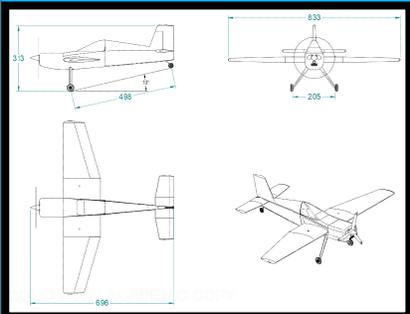


Ilustración 109: Planos de tres vistas – diseño conceptual final de la aeronave Tzauri

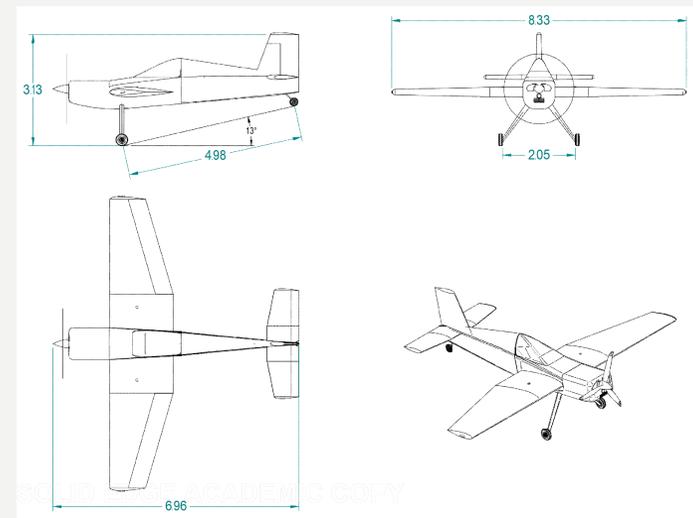
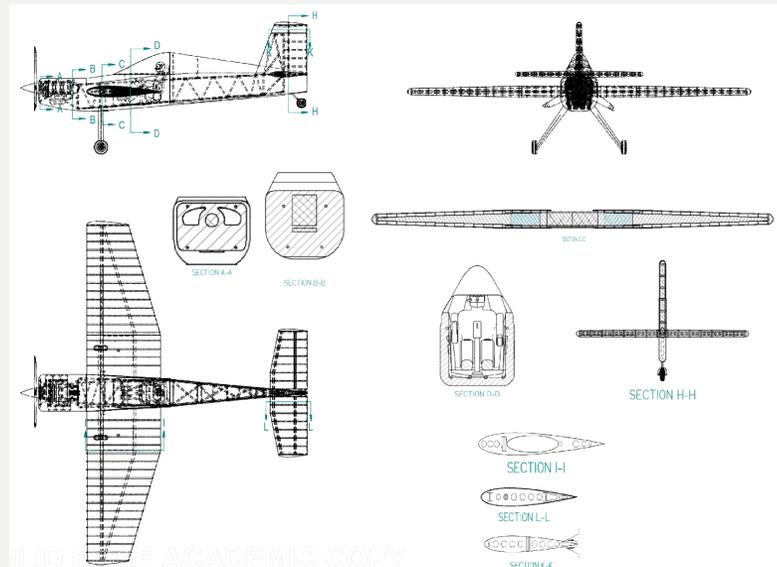
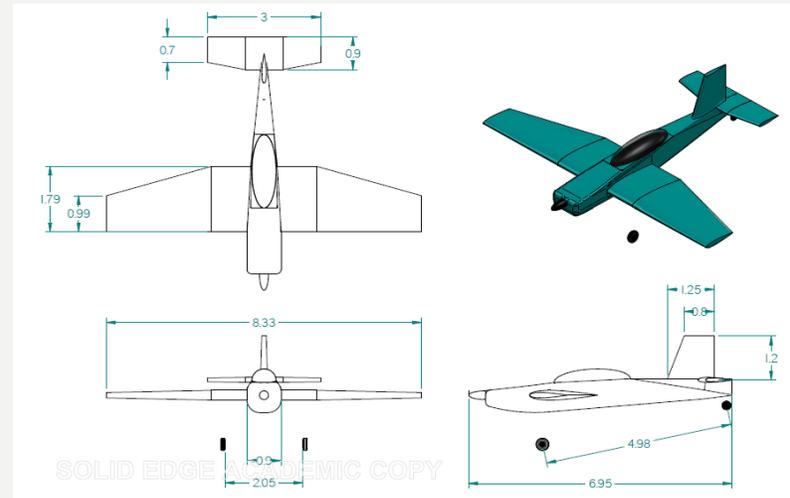
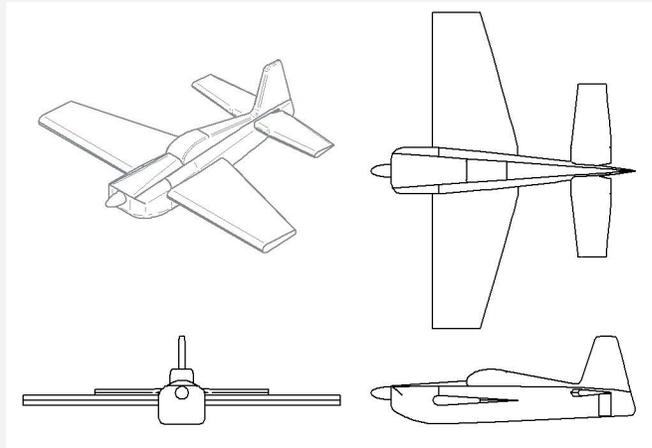
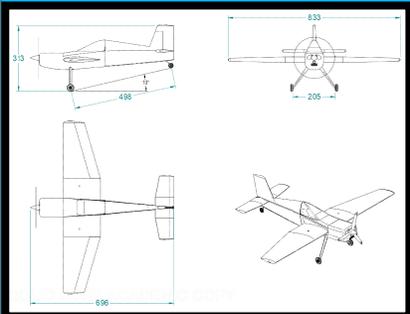
EVOLUCIÓN DEL DISEÑO

TZAUARI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



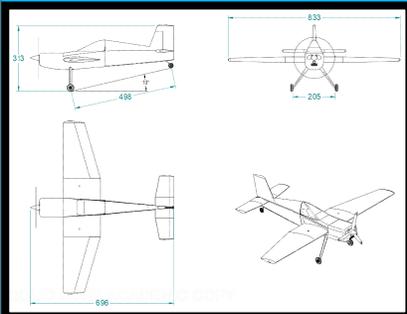
CONCLUSIONES

TZAUARI

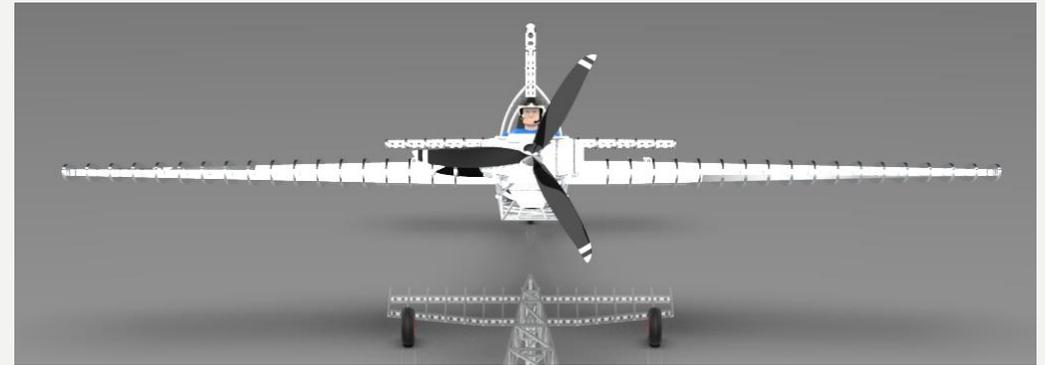
Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021



- 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.
- Como segundo objetivo específico, se estableció el “hacer una comparativa con diversas aeronaves similares como inspiración para el diseño”.
- Concerniente al tercer objetivo específico, se dictaminó “integrar materias del 8° semestre de Ingeniería Aeroespacial “
- Este objetivo se pudo completar para dos materias.



GRACIAS POR SU ATENCIÓN

TZAURI

Ingeniería
Aeroespacial

8° Semestre

2021

