

**UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO USFQ**

**Colegio de Ciencias e Ingenierías**

**Diseño Conceptual de un vehículo volador**  
**Proyecto de investigación**

**Patricio David Brito Pazmiño**  
**José Miguel Luzuriaga Merlo**

**Ingeniería Mecánica**

Trabajo de titulación presentado como requisito  
para la obtención del título de  
Ingeniero Mecánico

Quito, 15 de diciembre de 2015

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO USFQ  
COLEGIO DE CIENCIAS E INGENIERÍAS

**HOJA DE CALIFICACIÓN  
DE TRABAJO DE TITULACIÓN**

**Diseño conceptual de vehículo volador**

**Patricio David Brito Pazmiño**

**José Miguel Luzuriaga Merlo**

Calificación:

Nombre del profesor, Título académico

Pedro Meneses, Msc

Firma del profesor

---

Quito, 15 de diciembre de 2015

## Derechos de Autor

Por medio del presente documento certifico que he leído todas las Políticas y Manuales de la Universidad San Francisco de Quito USFQ, incluyendo la Política de Propiedad Intelectual USFQ, y estoy de acuerdo con su contenido, por lo que los derechos de propiedad intelectual del presente trabajo quedan sujetos a lo dispuesto en esas Políticas.

Asimismo, autorizo a la USFQ para que realice la digitalización y publicación de este trabajo en el repositorio virtual, de conformidad a lo dispuesto en el Art. 144 de la Ley Orgánica de Educación Superior.

Firma del estudiante: \_\_\_\_\_

Nombres y apellidos: Patricio David Brito Pazmiño

Código: 00103673

Cédula de Identidad: 1716061336

Firma del estudiante: \_\_\_\_\_

Nombres y apellidos: José Miguel Luzuriaga Merlo

Código: 00105169

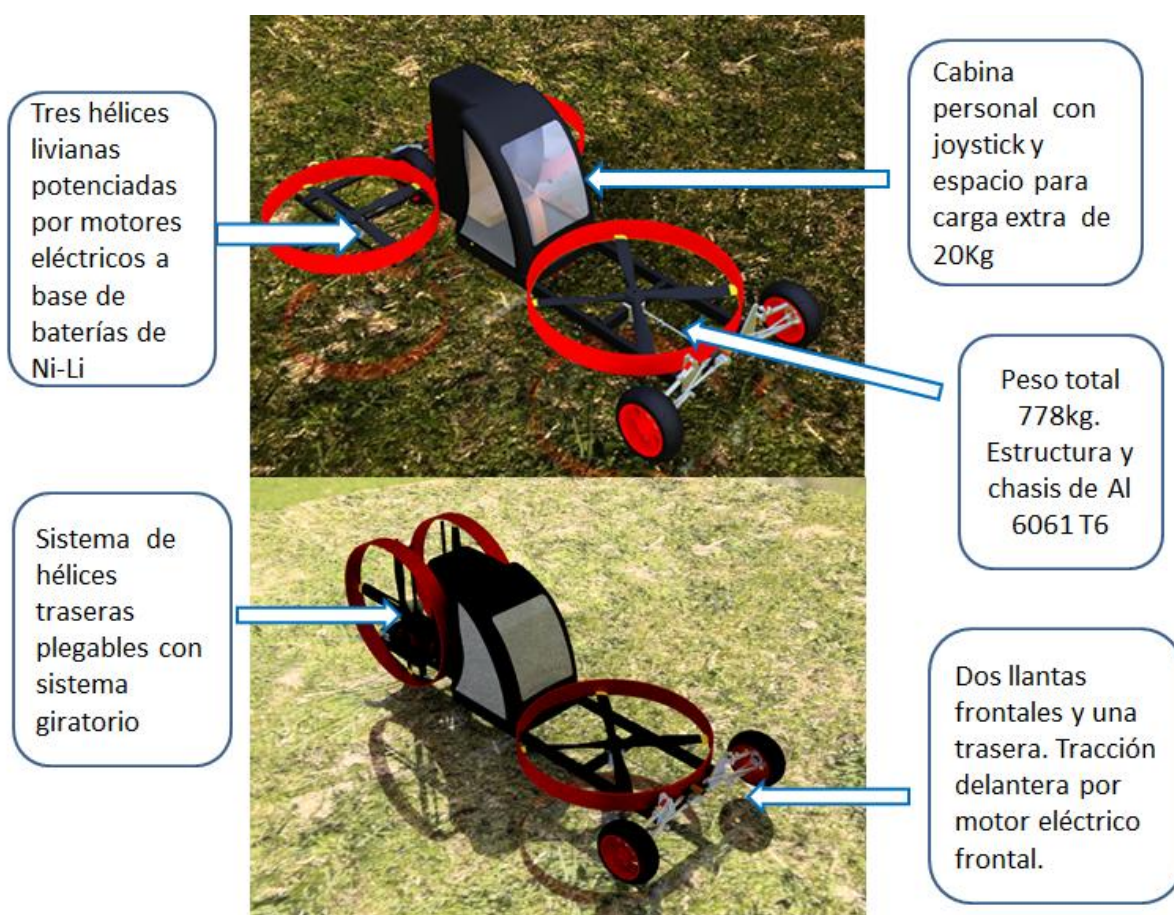
Cédula de Identidad: 1718387085

Lugar y fecha: Quito, 15 de diciembre de 2015

## RESUMEN

Este proyecto desarrolla un diseño conceptual de un vehículo volador basado en los requerimientos de la empresa Creatti. Labs S.A.S. con el fin de obtener un modelo preliminar que satisfaga las necesidades de transporte de un lugar a otro en grandes urbes de forma rápida; y que pruebe como podría funcionar. Se presenta un modelo viable en diseño y costo que podrá servir de base para un prototipo real en un futuro cercano.

Palabras clave: Transporte aéreo-terrestre, carro volador, Tricóptero, vehículo eléctrico, transporte rápido.



## **ABSTRACT**

This project develops a conceptual design of a flying vehicle based on the requirements of the company Creatti. Labs S.A.S. in order to obtain a preliminary model that meets the needs of transport in large cities from one place to another in a fast way; and to show how it would work. A viable model in design and cost is presented, which can serve as a basis for a real prototype in the near future.

*Key words:* Air-land transportation, flying car, tricopter, electric vehicles, rapid transit.

## **TABLA DE CONTENIDO**

<b>Desarrollo del Tema .....</b>	<b>10</b>
<b>1) Requerimientos Técnicos (TDR).....</b>	<b>10</b>
<b>1.1) Alcance .....</b>	<b>11</b>
<b>1.2) Documentos Aplicables.....</b>	<b>12</b>
<b>1.2.1) Estándares de Referencia:.....</b>	<b>12</b>
<b>1.3) Requerimientos de Diseño.....</b>	<b>12</b>
<b>1.3.1) Generales.....</b>	<b>12</b>
<b>1.3.2) Como vehículo terrestre. ....</b>	<b>13</b>
<b>1.3.3) Como vehículo aéreo.....</b>	<b>13</b>
<b>1.3.4) Usabilidad. ....</b>	<b>14</b>
<b>1.3.5) Seguridad. ....</b>	<b>15</b>
<b>1.3.6) Requerimientos ambientales.....</b>	<b>16</b>
<b>1.4) Requerimientos de Pruebas y Certificaciones .....</b>	<b>16</b>
<b>1.4.1) Certificaciones que tiene que aprobar. ....</b>	<b>16</b>
<b>1.4.2) Planes de Pruebas.....</b>	<b>16</b>
<b>1.5) Requerimientos de Confiabilidad y Garantía .....</b>	<b>16</b>
<b>1.5.1) Vida útil.....</b>	<b>16</b>
<b>1.5.2) Garantía. ....</b>	<b>16</b>
<b>1.6) Requerimientos de Mantenimiento .....</b>	<b>17</b>
<b>1.6.1) Requerimientos de Mantenimiento. ....</b>	<b>17</b>
<b>1.6.2) Costos Máximo Mantenimiento. ....</b>	<b>17</b>
<b>1.7) Requerimientos Financieros .....</b>	<b>17</b>

1.7.1) Costo Máximo.....	17
1.7.2) Retorno de inversión.....	17
1.7.3) Plan financiero básico.....	17
1.8) Requerimientos de Información de Ingeniería .....	18
1.8.1) Información de Diseño.....	18
2) Revisión de diseño preliminar (PDR).....	20
2.1) Evolución del diseño conceptual.....	21
2.2) Análisis FODA (Fortalezas Oportunidades Debilidades Amenazas.....	24
2.3) Modelos 3D Paramétricos Generales.....	29
2.4) Identificación de todos los componentes críticos.....	32
2.5) Planes técnicos de Pruebas o estudios (TP) .....	32
2.5.1) Prueba de Esfuerzos varios a la estructura. ....	32
2.5.2) Prueba vida útil baterías. ....	33
2.5.3) Prueba de peso en vuelo. ....	34
3) Revisión de diseño crítico (CDR).....	35
3.1) Cálculos.....	36
3.1.1) Pesos y potencias del vehículo volador.....	36
3.1.2) Análisis de esfuerzo y desgaste del sistema de engranes para la transmisión.....	39
3.1.3) Análisis carrocería y chasis esfuerzos.....	45
3.1.4) Análisis de elementos finitos soporte trasero y chasis en Inventor.....	49
3.2) Materiales .....	57
3.2.1) Propulsores. ....	57
3.2.2) Carrocería y chasis. ....	58
3.2.3) Especificaciones de componentes. ....	61

<b>4) Imágenes proyecto .....</b>	<b>64</b>
<b>Conclusiones .....</b>	<b>68</b>
<b>Referencias bibliográficas .....</b>	<b>70</b>
<b>Anexo A: Planos vehículo volador .....</b>	<b>71</b>



## INTRODUCCIÓN

Debido a la necesidad de transportarse en grandes ciudades de un lugar a otro, de forma rápida; se ha planteado la creación de un vehículo volador. Este tiene que cumplir con requerimientos de seguridad, confort, eficiencia, viabilidad de construcción, y características de diseño pactadas con CreattiLabs S.A.S; por lo que se desarrolla un prototipo conceptual que puede ser conducido tanto en tierra como en el aire por una sola persona.

La relevancia del diseño radica en la demostración de la viabilidad en la construcción de un prototipo real y de la relación peso-costo adecuada de los materiales.

Con este modelo se brinda una posible solución a los problemas de tránsito de la ciudad de Quito que tuvo un parque automotor de 468 776 autos en el 2014 y tiene un ingreso previsto de 50000 automotores más para el 2015 (Pacheco, 2014).

## DESARROLLO DEL TEMA




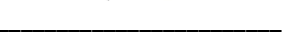
### 1) Requerimientos Técnicos (TDR)

## PROYECTO DE DISEÑO PRELIMINAR DE CARRO

### VOLADOR

### Cooperación entre

## Creatti Labs S.A. - Universidad San Francisco de Quito

FECHA DE LA VERSION INICIAL: 17/09/2015	
PREPARADO POR: Patricio Brito	
José Luzuriaga	
REVISADO POR: Pedro Meneses	
APROBADO POR: CreattiLabs S.A.S.	

### **1.1) Alcance**

El presente documento define los requerimientos de diseño y desempeño para un vehículo volador a ser desarrollado dentro del contexto de la materia Proyecto de Grado de la Universidad San Francisco de Quito con el fin de obtener un modelo preliminar que pruebe como podría funcionar. El proyecto tiene como fin utilizar 2 parejas de estudiantes trabajando en su propio diseño de donde se elegirá un proyecto de esta etapa preliminar para entrar a diseño detallado.

El vehículo tiene como función el de un vehículo para transporte personal individual que puede ser conducido tanto en tierra como en el aire. Características como rango, despegue, tiempo de vuelo, usabilidad, desempeño en tierra y seguridad se especifican en este documento.

## **1.2) Documentos Aplicables**

Pese a que este Carro Volador está limitado a contextos académicos, es posible emplear como Referencia para conceptos y aplicaciones clave la siguiente normativa de que rige el diseño de vehículos automotores para uso en vías públicas y el diseño de vehículos voladores Deportivo-Liviano.

### ***1.2.1) Estándares de Referencia:***

- Federal Motor Vehicle Safety Standards And Regulations (<http://www.nhtsa.gov/cars/rules/import/FMVSS/>)
- FAA Accepted ASTM Consensus Standards (PDF)
- Light-Sport Aircraft Accepted Standards, FAA Notice of Availability (NOA) Information (PDF).

**NOTA:** En los Estados Unidos, el desarrollo de carros voladores tuvo algo de ayuda cuando hace unos 11 años la F.A.A creó la categoría de Deportivo-Liviano (light-sport) para promover el desarrollo de pequeños, fácil de volar aviones.

## **1.3) Requerimientos de Diseño**

### ***1.3.1) Generales.***

- cabina despresurizada
- uno o dos asientos (Aclarar)
- peso máximo de 800 kg (Limitar peso máximo de carga) (Tipo de Humano en percentil más su equipaje)

- Solo el modelo teórico, quiere saber si es factible.

### ***1.3.2) Como vehículo terrestre.***

- “Roadworthiness” - especifica todos los parámetros con los que el vehículo debe cumplir para poder conducir de manera legal sobre un carretera con tráfico abierto. Para mayor detalle referirse al documento “FEDERAL MOTOR VEHICLE SAFETY STANDARDS AND REGULATIONS”.
- Rango - El vehículo en modo terrestre debe poder entregar un rango mínimo de 60 km ya sea por tanque de combustible lleno, carga de baterías o mezcla entre ambos tipos de almacenamiento de energía.
- Aceleración - El vehículo en tierra debe poder acelerar de 0 a 100 km/h en un tiempo máximo de 12 segundos.
- Velocidad Máxima - La velocidad máxima del vehículo en tierra debe ser como mínimo los 120 km/h.

### ***1.3.3) Como vehículo aéreo.***

- Despegue - Debe ser un vehículo volador con capacidad de despegar de manera práctica y segura dentro de un contexto urbano y suburbano, sin la necesidad de tener que recurrir a una pista de aeropuerto para poder tomar vuelo. (Definir dimensiones de lugar de parqueo en espacio libre de obstáculos)
- Despegue vertical.
- Rango de vuelo - El vehículo debe poder cubrir un rango mínimo de 30 km.

- Debe superar obstáculos de más de 500 metros sobre lugar de despegue. Y hasta 2800 msnl.
- Autonomía de vuelo - El vehículo debe poder tener una autonomía de vuelo mínima de 25 minutos.
- Altitud de vuelo - El vehículo debe poder volar por debajo del espacio de vuelo de aviones comerciales y poder sobrevolar obstáculos como edificios.
- Payload - El payload mínimo es de 120 kg (incluyendo un mínimo de un pasajero con un peso máximo de 100kg).
- En la cabina debe caber por lo menos una persona del 90 percentil (1.85m).
- Velocidad máxima - 160 km/h por hora.  
Velocidad mínima – no existe
- Se recomienda una potencia máxima de 1000 hp.

#### ***1.3.4) Usabilidad.***

- El vehículo debe poder estacionarse dentro de un espacio de estacionamiento estándar y al interior de garajes y cocheras.
- El vehículo debe ser alimentado por fuentes de energía comunes y de fácil acceso para el público general. (110V)

#### **NOTAS:**

El vehículo debe poder ser conducido en tierra por cualquier persona que cuente con una licencia ordinaria de conducción.

Se incentiva a que el proyecto use la energía eléctrica. Los proyectos que más usen esta fuente de energía en sus diseños obtendrán puntos extras.

El vehículo debe poder ser pilotado por una persona sin entrenamiento de piloto específico de manera autónoma (sin requerir de un piloto certificado).

En caso de requerir algún tipo de transformación para hacer la transición tierra-aire y viceversa, como el despliegue de superficies de control, etc. Estas deben de poder ser realizadas sin el uso de herramientas específicas, e implicando el mínimo esfuerzo por parte del usuario.

Debe contar con la capacidad de cargar equipaje en un volumen mínimo de 56 cm x 45 cm x 25 cm (min 20kg).

#### ***1.3.5) Seguridad.***

- El vehículo debe contar con sistemas de redundancia y protocolos de emergencia en caso de fallas que permitan un aterrizaje seguro para el usuario.
- El vehículo debe ser capaz de volar de manera autónoma, minimizando en el mayor grado posible la incidencia de errores humanos; el grado de experiencia y habilidad requeridos por parte del conductor.
- El vehículo en modo terrestre debe contar con todos los requerimientos de seguridad especificados por el documento.
- El vehículo en modo aéreo debe tener la capacidad de detectar obstáculos, objetos y otros vehículos que puedan estar en su trayectoria.
- Las aceleraciones soportadas por el conductor a la hora de volar no deben superar los 2G.
- Vientos Máximos (30m/s)

### ***1.3.6) Requerimientos ambientales.***

- El límite máximo de emisiones establecido por el Municipio del Distrito metropolitano de Quito.

## **1.4) Requerimientos de Pruebas y Certificaciones**

### ***1.4.1) Certificaciones que tiene que aprobar.***

- El vehículo debe aprobar los requerimientos expuestos en los estándares de referencia previamente mencionados relacionados con vehículos livianos.

### ***1.4.2) Planes de Pruebas.***

- Análisis de estrés en Programa computacional.

## **1.5) Requerimientos de Confiabilidad y Garantía**

### ***1.5.1) Vida útil.***

- El vehículo tendrá una vida útil de 3000 horas.( 3 veces garantía)

### ***1.5.2) Garantía.***

- Garantía de dos años o 1000 horas de uso. (5 años o 100 000 km, 2 horas diarias, 250 días laborables año)



## **1.6) Requerimientos de Mantenimiento**

### ***1.6.1) Requerimientos de Mantenimiento.***

- Mantenimiento de un vehículo estándar liviano y de un sistema de vuelo estándar.  
(Horas vuelo para 2 meses, uso completo).

### ***1.6.2) Costos Máximo Mantenimiento.***

- 30 dólares americanos por dos horas de vuelo .

## **1.7) Requerimientos Financieros**

### ***1.7.1) Costo Máximo.***

- Prototipo: 200 000 dólares americanos. Producción:140 000 dólares americanos.

### ***1.7.2) Retorno de inversión.***

- En cinco años recuperar el 100% de la inversión.

### ***1.7.3) Plan financiero básico .***

Modelo de negocio del Producto (Balance general, estado de resultados y flujo de caja). Se cuenta con el apoyo de Creati Labs S.A.S.

## **1.8) Requerimientos de Información de Ingeniería**

Se entregará un modelo de carro-volador diseñado en software CAD.

### ***1.8.1) Información de Diseño.***

- Los planos contendrán: el diseño 3D, plano de despiece principal y secundarios, además de componentes principales.
- Listado de partes.
- Características y especificaciones de los materiales y equipos usados en el ensamble del carro volador con análisis de estrés.
- Reportes generados a partir de las simulaciones y cálculos realizados para demostrar el cumplimiento de la lista de especificaciones técnicas.
- Características y funcionalidades del Carro Volador, incluyendo su interacción con el usuario en las principales situaciones de uso e infraestructura complementaria necesaria para su operación.
- Este carro puede ser utilizado en cualquier tipo de medio ambiente.
- Se realizará un prototipo del elemento crítico de diseño.

## Control de Revisiones

01	Revisión inicial	Creado por:
		Revisado por:
		Aprobado por:

**2) Revisión de diseño preliminar (PDR)**

**UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO**



**DISEÑO PRELIMINAR DE CARRO VOLADOR (PDR)**

**INTEGRANTES:**

**PATRICIO DAVID BRITO PAZMIÑO**

**JOSÉ MIGUEL LUZURIAGA MERLO**

**FECHA: 12 DE DICIEMBRE DEL 2015**

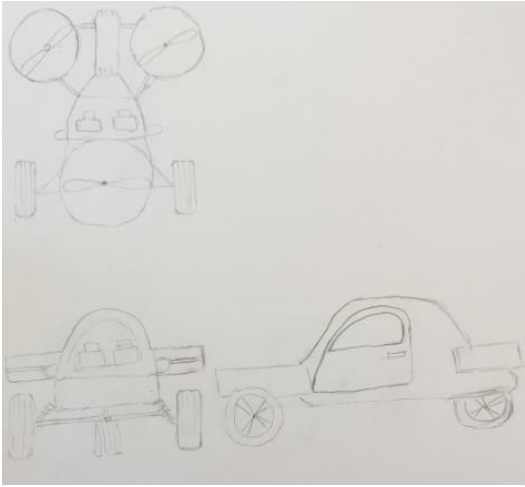
## 2.1) Evolución del diseño conceptual

La necesidad de transportarse de un lugar a otro de forma rápida y sencilla en tierra así como a través del aire ha permitido plantearse la creación de un vehículo volador. Este tiene que cumplir con requerimientos tales como: seguridad, confort, eficiencia, viabilidad, y los requerimientos de diseño pactados con CreattiLabs S.A.S. El producto tiene que estar a la vanguardia de lo que es la tecnología, ambientalismo y leyes de transporte.

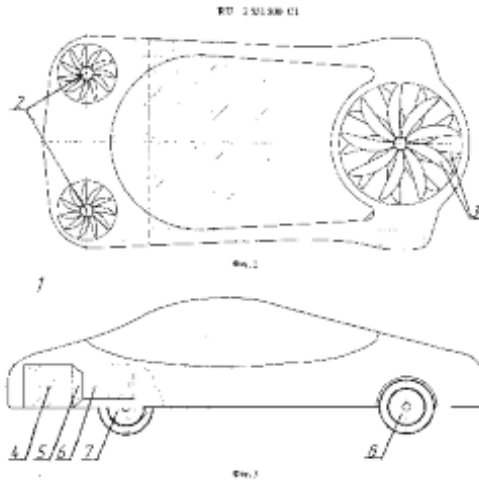
Por medio de análisis de modelos ya existentes, patentes, recolección de información y juicio de expertos se escogen de entre tres diferentes opciones para el posterior diseño. Estos son:

### ***Modelo1.***

Este modelo está basado en la patente de Enaev Aleksandr y Belokrylov Viktor como se muestra en la Figura 2. El modelo tentativo1 se lo puede apreciar en la Figura 1 Modelo Propuesto; usa tres propulsores (uno en la parte frontal y dos en la parte trasera), el frontal es más grande; y tres llantas (dos frontales y tres traseras). Los propulsores traseros son plegables para que el vehículo volador pueda parquearse en un espacio de parqueo estándar de carros que según Normativas de aparcamiento (2010) en 90° con medidas de 4.8m x 2.3m.



*Figura 1 Modelo Propuesto*



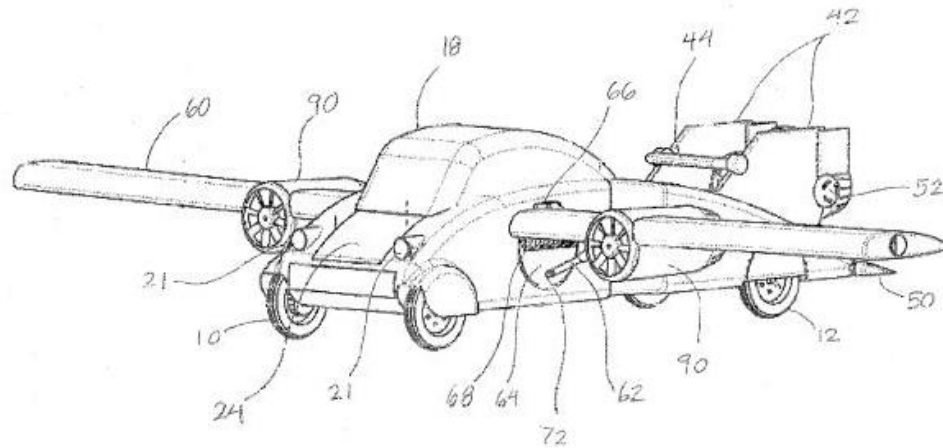
*Figura 2 Patente Enaev y Belokrylov*

Fuente: USTPO

### **Modelo 2.**

El modelo tentativo 2 está basado en la patente de Donald S. como se ve en la Fig. 3. El modelo 2 tendría cuatro llantas, tres propulsores (dos paralelos a la cabina y uno trasero) los propulsores paralelos a la cabina serían capaces de rotar al ángulo deseado y

están ubicados en las alas; así también las alas pueden plegarse a la carrocería para que quepa en un parqueadero estándar.

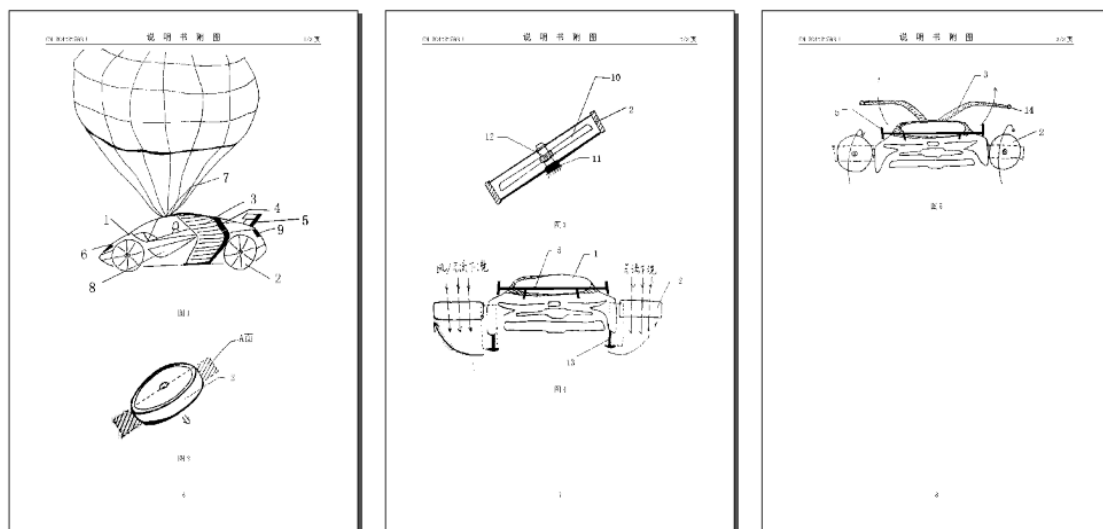


*Figura 3 Patente Donald S.*

Fuente: USPTO

**Modelo 3.**

El modelo tentativo 3 está basado en la patente de Wang Bo como se ve en la Fig. 4. El modelo 3 tendría dos propulsores en la mitad y un poco más hacia al frente que giran 90°. Aparte dos alas plegables en la mitad y cuatro llantas ubicadas en las posiciones de un automóvil común. El globo es en caso de aterrizaje de emergencia.



*Figura 4 Patente Wang Bo*

Fuente: USTPO

## 2.2) Análisis FODA (Fortalezas Oportunidades Debilidades Amenazas)

Se realiza un análisis FODA entre las tres opciones para ver cuál es la mejor opción tomando en cuenta varios factores donde nos basamos en la inspección, sentido común, análisis de cada diseño y sus características. A la izquierda se listan las características, se pone un número del 1-5 en cuanto a la importancia de esta, y se da una valoración del 1-5 de cada diseño en relación a la característica. Para el resultado se multiplica la importancia por el valor y se obtiene el total.



Tabla 1 Análisis FODA

	Importancia	Diseño Conceptual 1	Diseño Conceptual 2	Diseño Conceptual 3
<b>Fortalezas(internas)</b>				
Costo total prototipo	4	5	3	3
Ecológico: Nivel de daño al medio ambiente	3	4	2	3
Peso total del carro	5	5	2	3
Estética visual del carro	3	3	4	4
Nivel de diseño ingenieril	4	4	2	3
Total		82	48	60
<b>Oportunidades(externas)</b>				
Facilidad de creación prototipo tomando en cuenta tiempo; cultura y economía del país donde se lo desarrolle	5	4	2	3
Que se cuente con el apoyo de empresas	3	4	4	4

medioambientales para el desarrollo del carro				
Apoyo a la industria nacional por parte del gobierno que afecta positivamente el desarrollo.	2	5	5	5
Avance e Innovación tecnológica referente a lo usado y trabajado en cada diseño	3	3	3	3
Total		51	41	46
<b>Debilidades(internas)</b>				
Vida útil de componentes	3	4	2	4
Vida útil vehículo volador	3	4	3	5
Complejidad de sistema de propulsión	3	4	3	5
Mantenimiento del vehículo	2	3	3	4
Total		42	30	50
<b>Amenazas(externas)</b>				

Cambio de mercado (gustos de la gente o aparecimiento de otro sistema de transporte)	5	4	4	4
Subida de costos de materiales	5	5	5	5
Total		45	45	45

En base a los resultados de análisis FODA (sumando oportunidades con fortalezas, y restando debilidades y amenazas) se escoge el número 1 porque promete ser una buena opción ya que el diseño no compromete mucho peso y complejidad, y satisface de mejor manera los requerimientos planteados por Creati Labs. con el espacio a ocupar y el limitante de velocidad, y potencia ya que tres propulsores y tres motores eléctricos satisfacen los requerimientos. Es así también viable en costo y prestaciones.

El vehículo puede tener un peso de hasta 800 kg. A continuación en la Tabla 1 podemos ver los pesos estimados de los componentes del vehículo volador.

*Tabla 2 Pesos componentes vehículo volador*

Componente	Peso (kg)
Asiento tipo buquet fibra de carbono y guías de fibra de carbono. Marca Sparco, Recaro, Momo)	4

Llantas delanteras y trasera(hule) tipo ATV	20
2 focos tipo lupa (xenón 35 Watts) y 1 foco trasero tipo led.	2
Electrónica (Cables, sensores, relés, etc)	10
Sistema de suspensión	40
Aros delanteros y traseros (aleación de Magnesio)	10
Sistema seguridad( cinturón de seguridad)	2
Espejos y manijas	3
Persona y payload	120
*Baterías (Ni-Li) 3366(kJ/kg)	153
Cabina	45
3 motores eléctricos Siemens 260KW a 2500 rpm	150
Transformador (invertir) AC-DC	80
Chasis	67

Sistema de transmisión	20
Sistema de apertura hélices traseras	30
Hélice frontal tipo APC W	10
Hélices traseras tipo APC W	12
Costo producción	
TOTAL	778

\*peso baterías basado en 288.6 hp de requerimiento y un tiempo de vuelo de 0.5 horas (30 min.), y uso de hasta el 75% de su densidad.

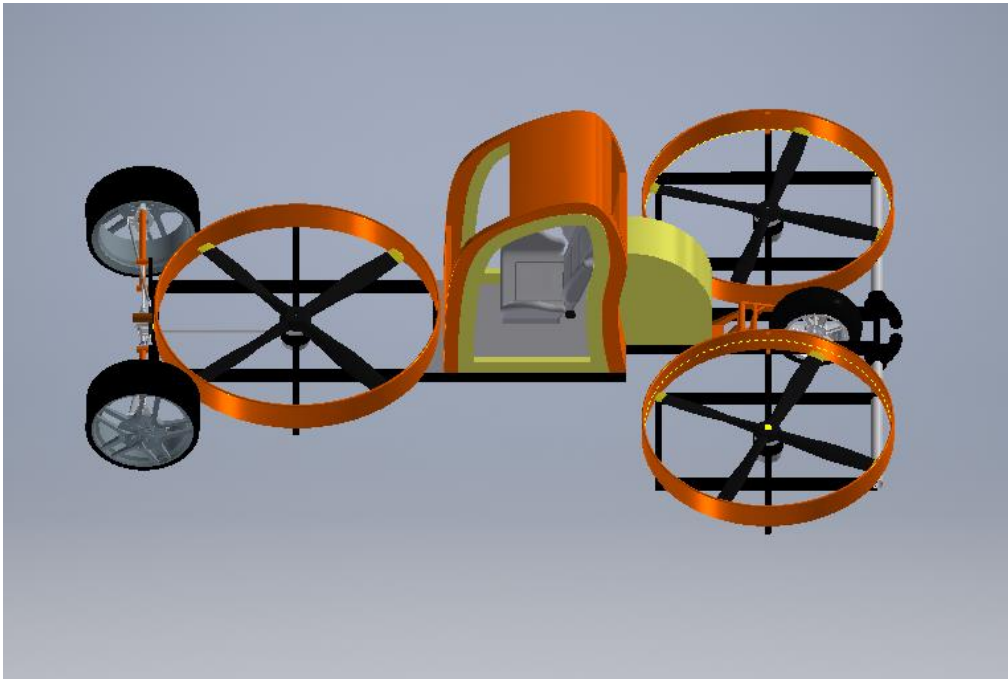
La datos de la Tabla 3 se calculó con el programa *Static Thrust Calculator* en línea y basados en el documento de W.B. Garner “Model Airplane Propellers”

*Tabla 3 Relación de potencia-peso, y rpm respectivas de propulsores*

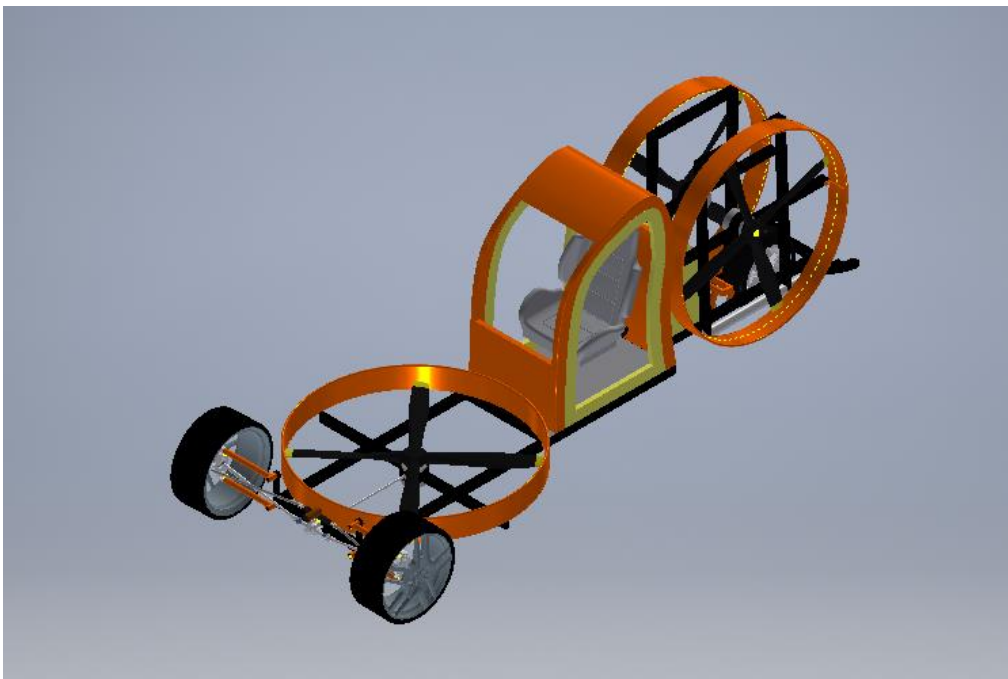
Propulsor	hp	kg	Aspas	rpm
Frontal	94	271,65	3	2400
trasero				
unidad	97,3	268	4	2750
total	288,6	807,65		

### **2.3) Modelos 3D Paramétricos Generales**

A continuación se muestra los modelos paramétricos de todos los elementos generales que definen el sistema donde se puede ver claramente el concepto de diseño.



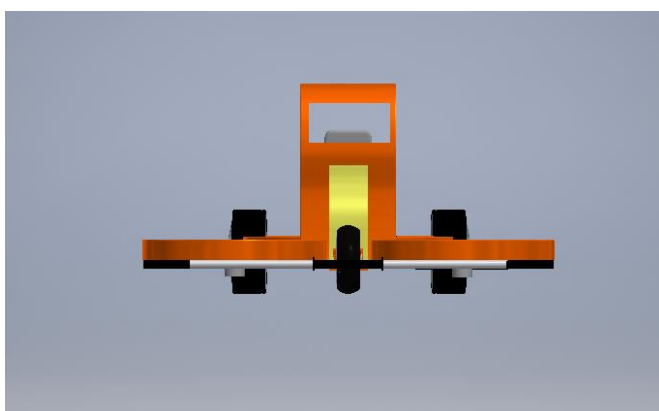
*Figura 5 Modelo paramétrico (visto isométrica) con hélices trasera abiertas*



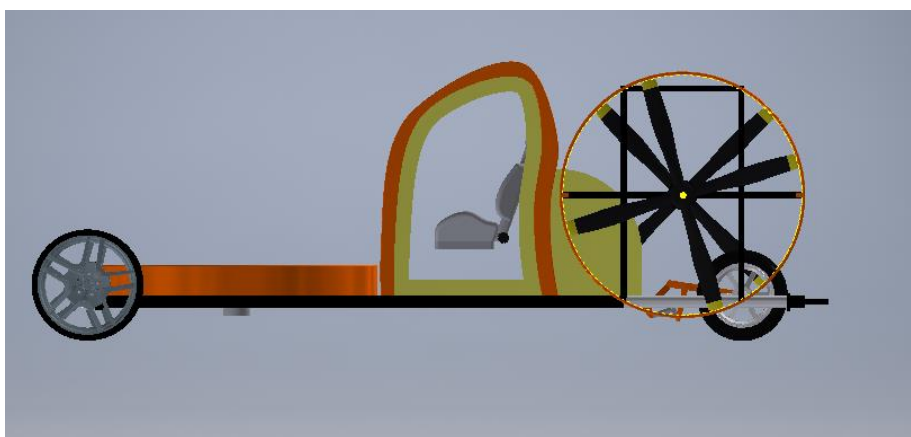
*Figura 6 Modelo paramétrico (visto isométrica) con hélices traseras abiertas*



*Figura 7 Modelo paramétrico vista frontal*



*Figura 8 Modelo paramétrico vista trasera*



*Figura 9 Modelo paramétrico vista lateral*

## **2.4) Identificación de todos los componentes críticos**

El peso en un modelo aerodinámico siempre es el punto de máximo interés por lo que el diseño de los siguientes componentes son cruciales para un correcto funcionamiento del vehículo volador:

Baterías (B1): Deben proporcionar la potencia deseada por el tiempo deseado comprometiendo un peso mínimo.

Motor Eléctrico (ME1, ME2, ME3): Debe ser capaz de trabajar a las RPM y torque estimado; así como una potencia basta y peso mínimo.

Carrocería (CR1): Debe soportar esfuerzos al aterrizar y de peso; y ser de un material ligero y resistente.

El sistema de hélices es crítico ya que debe tener prestaciones que se ajusten al vehículo, brinde máximo empuje, tener el tipo de propulsores adecuados. Por otra parte el sistema de transmisión en el vehículo en tierra como en aire tiene que ser el más simple, es decir que use menos espacio posible así como un peso óptimo para el diseño. También el centro de gravedad del vehículo volador tiene que tener su posición justa para el equilibrio (cancelación de torques) y funcionamiento correcto del mismo.

## **2.5) Planes técnicos de Pruebas o estudios (TP)**

### ***2.5.1) Prueba de Esfuerzos varios a la estructura.***

#### ***Descripción.***

La carrocería tiene que soportar esfuerzos de corte, fatiga, compresión y tensión con un factor de seguridad 2. En este caso el peso máximo de diseño es de 800 kg por y al



aterrizar una aceleración de 1.5G según juicio de expertos. Los ensayos destructivos se realizan al chasis y a la carrocería para comprobar su integridad estructural. Se somete a todas las partes móviles al menos 5000 ciclos para comprobar resistencia a la fatiga. Se corre también una simulación por elementos finitos de las piezas crítica y toda la estructura. Los ejes se someten a ciclos de carga para comprobar su vida útil.

Aprobación: Es exitosa la prueba si no se encuentran fracturas, desgastes críticos o rupturas al material de la estructura, y si los resultados del análisis de elementos finitos muestran que la estructura está bien diseñada; caso contrario se considera un fallo.

### ***2.5.2) Prueba vida útil baterías.***

#### ***Descripción.***

Las baterías serán puestas en funcionamiento a la potencia requerida para verificar si brindan la potencia adecuada por el tiempo requerido. A su vez chequear si logran funcionar hasta el 75% de su carga adecuadamente (punto donde no se baja el tiempo agudamente de vida de las baterías y hasta donde se consigue la potencia deseada); y cual es su vida útil para asegurar garantía y confiabilidad del sistema. Se requiere que no se sobrecalienten tampoco. Se aplican las cargas y descargas por medio de uso de cables conectados a un motor eléctrico por 1825 ciclos (una recarga diaria por cinco años de garantía)

Aprobación: Si cumple con los puntos de diseño calculados para las baterías; caso contrario se considera un fallo.

### **2.5.3) Prueba de peso en vuelo.**

#### **Descripción.**

Someter el vehículo volador (prototipo) a vuelo no tripulado con el peso máximo para comprobar su correcto funcionamiento respecto a la potencia necesaria de propulsores y motor a la hora del despegue, en flote y al aterrizar. Así también al chequeo del balance y ubicación respecto del centro de gravedad. El centro de gravedad se comprueba con balanzas y sensores de presión en cada rueda. La prueba será a escala primero y después con el prototipo real. Se usa un túnel de viento para pruebas aerodinámicas con el modelo a escala.

Aprobación: Si el vehículo volador se levanta, se mantiene en flote y aterriza sin dificultades o desbalances; caso contrario se considera un fallo.



Santiago Barrera Velasquez



Patricio Brito



José Luzuriaga

**3) Revisión de diseño crítico (CDR)**

**UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO**



**VEHÍCULO VOLADOR**

**REVISIÓN DE DISEÑO CRÍTICO**

**INTEGRANTES: JOSÉ LUZURIAGA**

**PATRICIO BRITO**

**FECHA: 12 DE DICIEMBRE DEL 2015**

### 3.1) Cálculos

Para los cálculos en esta sección se toma en cuenta los componentes y factores más críticos del vehículo volador por lo que se calcula la relación peso-potencia del vehículo volador, el esfuerzo de flexión y de contacto del sistema de engranes que forma parte del sistema de transmisión delantera. Adicionalmente calcula el esfuerzo normal máximo en el chasis, y el esfuerzo máximo por medio de Von Misses. Se corre una simulación de elementos finitos en Inventor para las mismas estructuras (chasis y soporte trasero), y se compara resultados.

#### **3.1.1) Pesos y potencias del vehículo volador.**

Por medio del Programa de cálculo en línea Static thrust Calculator (Fuzes, s.f.) Se calcula la potencia requerida, empuje estático y un estimado de velocidad de vuelo; en base a las siguientes fórmulas, figuras y consideraciones:

$$J = \frac{V}{n * D}$$

*Ecuación 1 (Garner, Model airplane propellers, 2009)*

Donde V es la velocidad axial o “forward velocity” de las hélices, N es la tasa de revoluciones y D es el diámetro

$$T = Ct * \rho * n^3 * D^4$$

*Ecuación 2 Empuje (Garner, Model airplane propellers, 2009)*

Donde  $\rho$  es densidad del aire, n tasa de revoluciones en rps y Ct=coeficiente de empuje.

$$Ps = Cp * \rho * n^4 * \frac{D^5}{550} hp$$

*Ecuación 3 Potencia de eje (Garner, Model airplane propellers, 2009)*

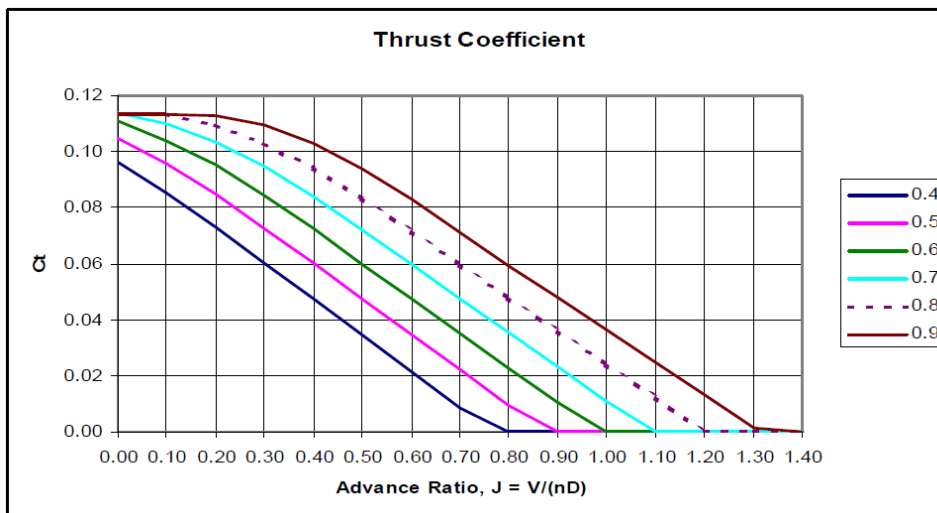


Figura 10 Gráfico del coeficiente de empuje

Fuente: (Garner, Model airplane propellers)

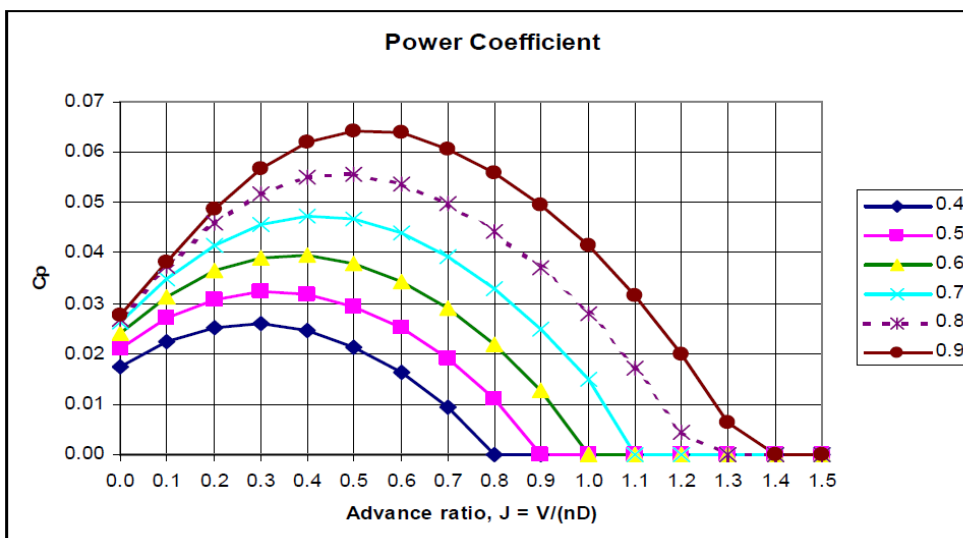


Figura 11 Coeficiente de potencia versus avance ratio,  $p/D$  parámetro

Fuente: (Garner, Model airplane propellers, 2009)

#### Consideraciones:

- Por convención el pitch es el 75% del radio del aspa.
- El estimado de velocidad es esperado que sea vuelo horizontal a toda aceleración

- Se diseña con una velocidad perímetro de aspas de 230 m/s; límite estándar supersónico (320m/s)
- Se diseña a 77 Fahrenheit (25 Celcios)
- Densidad de 1.1843 (kg/m<sup>3</sup>)
- Se trabaja con un propulsor tipo APC W
- Se supone un "blade angle" pequeño 7° aproximado

Propeller diameter	71 inch	<table border="1"> <tbody> <tr> <td><b>Static thrust =</b></td> <td>9582.17</td> <td><b>oz</b></td> </tr> <tr> <td>Static thrust =</td> <td>598.89</td> <td>pound</td> </tr> <tr> <td>Static thrust =</td> <td>271.65</td> <td>kg</td> </tr> <tr> <td>Perimeter speed =</td> <td>226.50</td> <td>m/s</td> </tr> <tr> <td><b>Required engine power =</b></td> <td><b>94.691</b></td> <td><b>HP = 69.645 kW</b></td> </tr> <tr> <td>Estimated flying speed =</td> <td>59.0 mph = 51.2</td> <td>Knots</td> </tr> </tbody> </table>	<b>Static thrust =</b>	9582.17	<b>oz</b>	Static thrust =	598.89	pound	Static thrust =	271.65	kg	Perimeter speed =	226.50	m/s	<b>Required engine power =</b>	<b>94.691</b>	<b>HP = 69.645 kW</b>	Estimated flying speed =	59.0 mph = 51.2	Knots
<b>Static thrust =</b>	9582.17		<b>oz</b>																	
Static thrust =	598.89		pound																	
Static thrust =	271.65		kg																	
Perimeter speed =	226.50		m/s																	
<b>Required engine power =</b>	<b>94.691</b>		<b>HP = 69.645 kW</b>																	
Estimated flying speed =	59.0 mph = 51.2		Knots																	
Pitch	26 inch																			
Propeller type	APC W propeller CF 1.09																			
No. of blades	3																			
RPM	2400																			
Air temperature	77 Fahrenheit																			
Air density	1.1843 (kg/m <sup>3</sup> )																			

Figura 12 Gráfico resultados propulsor frontal

Propeller diameter	63 inch	<table border="1"> <tbody> <tr> <td><b>Static thrust =</b></td> <td>9470.35</td> <td><b>oz</b></td> </tr> <tr> <td>Static thrust =</td> <td>591.89</td> <td>pound</td> </tr> <tr> <td>Static thrust =</td> <td>268.48</td> <td>kg</td> </tr> <tr> <td>Perimeter speed =</td> <td>230.29</td> <td>m/s</td> </tr> <tr> <td><b>Required engine power =</b></td> <td><b>94.858</b></td> <td><b>HP = 69.768 kW</b></td> </tr> <tr> <td>Estimated flying speed =</td> <td>59.8 mph = 51.9</td> <td>Knots</td> </tr> </tbody> </table>	<b>Static thrust =</b>	9470.35	<b>oz</b>	Static thrust =	591.89	pound	Static thrust =	268.48	kg	Perimeter speed =	230.29	m/s	<b>Required engine power =</b>	<b>94.858</b>	<b>HP = 69.768 kW</b>	Estimated flying speed =	59.8 mph = 51.9	Knots
<b>Static thrust =</b>	9470.35		<b>oz</b>																	
Static thrust =	591.89		pound																	
Static thrust =	268.48		kg																	
Perimeter speed =	230.29		m/s																	
<b>Required engine power =</b>	<b>94.858</b>		<b>HP = 69.768 kW</b>																	
Estimated flying speed =	59.8 mph = 51.9		Knots																	
Pitch	23 inch																			
Propeller type	APC W propeller CF 1.09																			
No. of blades	4																			
RPM	2750																			
Air temperature	77 Fahrenheit																			
Air density	1.1843 (kg/m <sup>3</sup> )																			

Figura 13 Gráfico resultados propulsor trasero

*Tabla 4 Relación de potencia-peso, número de aspas y rpm respectivas de propulsores*

Relación de potencia-peso, número de aspas rpm respectivas de propulsores

Propulsor	hp	kg	Aspas	rpm
frontal	94	271.65	3	2400
trasero unidad	97.3	268	4	2750
Total*	288.6	807.65		

\*el total se toma en cuenta que son dos propulsores traseros

*Tabla 5 Relación tiempo de vuelo con capacidad de baterías y su peso correspondiente*

Hp	Tiempo (horas)	DENSIDAD (KJ/KG)	Watts	KW	KJ	PESO(kg)
288,6	0,5	2524,5	215209,02	215,21	387376,24	153,45

\*la densidad es multiplicada por 0.75 ya que hasta un 75% de carga se supone esta densidad

### ***3.1.2) Análisis de esfuerzo y desgaste del sistema de engranes para la transmisión.***



*Figura 14 Sistema de engranes cónicos.*

Fuente: (Bevel gears, s.f.)

Transmisión del motor eléctrico al diferencial por medio de engranes tipo cónico.

**Consideraciones:**

- Brindar 94 hp a 2400rpm
- Relación de engranes 1.5:1
- Temperatura 40 °C
- Ángulo normal de presión: 20 °C
- Factor de diseño: 2
- Carga uniforme-uniforme
- AGMA grade 1
- Los dientes van a ser coronados
- Confiabilidad=0.995
- Vida de piñón:  $10^9$  rev

**Decisiones anteriores**

$Kmb = 1.25$  Ningún miembro está montada a horcajadas (Straddle)

$R=raddii=0.995$  a  $10^9$  rev del piñón

$$(C_L)_g = 3.4822N_L^{-0.0602}$$

*Ecuación 4 Factor de ciclos de esfuerzo de resistencia a la picadura*

$$(C_L)_g = 3.4822 \frac{10^9^{-0.0602}}{1.5} = 1.0248$$

$$(C_L)_p = 1.0001$$

$$(K_L)_g = 1.1683N_L^{-0.0323} = 0.8731$$

*Ecuación 5 Factor de ciclos de esfuerzo de resistencia a la flexión*

$$(K_L)_g = 1.16831 \frac{10^9^{-0.0323}}{1.5}$$



$$(K_L)_p = 0.8618$$

$$(K_R) = 0.5 - 0.25 \log(1 - R)$$

*Ecuación 6 Factor de Confiabilidad*

Con  $R=0.995$

$$(K_R) = 0.5 - 0.25 \log(1 - 0.995) = 1.075$$

$$C_r = \sqrt{K_R} = 1.037$$

Factor de Temperatura

$$K_T = 1$$

Factor de diseño

$$n_d = 2$$

Factor de seguridad de flexión  $S_F = 2$

Factor de seguridad de contacto  $S_H = \sqrt{2} = 1.414$

Sistema de diente: coronado, engranes rectos cónicos, ángulo normal de presión 20 °C

Factor de curvatura en el sentido longitudinal de resistencia a la flexión

$$K_x = 1$$

Factor de coronamiento de resistencia a picadura

Se supone dientes propiamente coronados  $C_{xc} = 1.5$

Con  $N_p=20$  dientes ,  $N_g=30$  dientes

$$\gamma = \tan^{-1} \frac{20}{30} = 33.69^\circ$$

$$\tau = \tan^{-1} \frac{30}{20} = 56.31^\circ$$

Factor de geometría de contacto  $I = 0.0725$

Factor de flexión  $J_p=0.23$   $J_g=0.198$   $J_p > J_g$

Decisión 1

$Pd=4.5$ dientes/in

$$K_s = 0.4867 + \frac{0.2132}{Pd} = 0.534$$

*Ecuación 7 Factor de dimensionamiento de flexión*

$$K_s = 0.4867 + \frac{0.2132}{4.5} = 0.534$$

$$d_p = \frac{Np}{Pd} = \frac{20}{4.5} = 4.44in$$

$$dg = 4.44(1.5) = 6.66in$$

$$v_t = \frac{\pi d_p n_p}{12} = \pi * 2.5 * \frac{2400 * 1.5}{12} = 4184.6ft/min$$

$$w^t = 33000 * \frac{94}{4184.6} = 741.289lbf$$

$$A_o = \frac{d_p}{(2\sin\gamma)}$$

*Ecuación 8 Ao distancia de cono*

$$A_o = \frac{4.44}{2\sin(33.69^\circ)} = 4.0in$$

$$F = \min(0.3A_o, 10/Pd)$$

*Ecuación 9 F- ancho de cara*

$$F = \min(1.2, 2.22) = 1.2$$

Decisión 2  $F=2.22in$

$$C_s = 0.125F + 0.4375$$

*Ecuación 10 Factor de tamaño para resistencia por picadura Cs*

$$C_s = 0.125(2.22) + 0.4375$$

$$k_m = k_{mb} + 0.0036F^2$$

*Ecuación 11 Factor de distribución de carga*

$$k_m = 1.25 + 0.0036(1.22)^2 = 1.255$$

Decisión 3

Precisión de transmisión número 6 (Qv)

$$B = 0.25(12 - 6)^{2/3} = 0.8255$$

$$B = 50 + 56(1 - 0.8255) = 59.77$$

$$k_v = \frac{A + \sqrt{vt}^B}{A}$$

*Ecuación 12 Factor dinámico Kv*

$$k_v = \frac{59.77 + \sqrt{4184.6}^{0.8255}}{59.77} = 1.8321$$

Decisión 4

Carburizado y endurecimiento grado ASTM 130 a

Núcleo 21 HRC (Hb es 229 Brinell)

Superficie 55-64 HRC (Hb es 515 Brinell)

Sac= 200000psi Tabla 15-4 (Nisbett, 2008)

Sat=30000psi Tabla 15-6 (Nisbett, 2008)

***Flexión del engrane.***

$$St(g) = \frac{w^t}{F} PdKoKv \frac{KsKm}{KxJ}$$

*Ecuación 13 Estrés de flexión*

$$741.289 * 4.5 * 1 * 1.8321 * \frac{0.534 * 1.255}{1 * 0.198 * 2.22} = 9317.86psi$$

$$Swt(g) = \frac{Sat * Kl}{Sf * Kt * Kr}$$

*Ecuación 14 Fuerza de flexión permisible*

$$S_{wt}(g) = \frac{30000(0.873)}{2 * 1 * 1.075} = 12181.4 \text{psi}$$

$$\text{relación} = \frac{12181.4}{9317.86} = 1.3$$

$$S_f(g) = 1.3 * 2 = 2.6$$

***Flexión de piñón.***

$$S_t(p) = \frac{S_t(g) * J_g}{J_p} = 9317.86 \frac{.198}{.23} = 8021.5$$

Fuerza de flexión permisible

Usando la Ecuación 14 Fuerza de flexión permisible

$$S_{wt}(g) = \frac{S_{at} * K_l}{S_f * K_t * K_r} = \frac{30000(0.8618)}{2 * 1 * 1.075} = 12025 \text{psi}$$

$$(S_f)_p = \frac{12025}{8021.498} * 2 = 2.9$$

***Desgaste de engrane.***

$$S_c = C_p \left( \frac{W_t}{F_d p l} * K_o K_v K_m C_s C_x c \right)^{.5}$$

*Ecuación 15 Estrés por contacto de carga inducida*

$$S_c = 2290 \left( \frac{741.289}{2.22 * 4.44 * 0.0725} * 1 * 1.832 * 1.255 * 0.715 * 1.5 \right)^{.5} = 115818 \text{psi}$$

$$(S_{wt})_g = \frac{S_{ac} * C_l * C_h}{S_h * K_t * C_r}$$

*Ecuación 16 Fuerza de contacto del engrane*

$$(S_{wt})_g = \frac{200000 * 1.0248 * 1}{\sqrt{2} * 1 * 1.037} = 139758 \text{psi}$$

$$(S_h)_g^2 = \left( \frac{139758}{115818} \right)^2 * 2 = 2.91$$

### ***Desgaste de piñón.***

Usando la Ecuación 16 Fuerza de contacto del engrane

$$(Swt)g = \frac{Sal * Cl * Ch}{Sh * Kt * Cr} = \frac{200000 * 1 * 1}{\sqrt{2} * 1.070 * 1.037} = 127450psi$$

$$(Sh)p^2 = \left( \frac{139758127450}{115818} \right)^2 * 2 = 2.42$$

El sistema de engranes cumple los requisitos y factores de diseño la amenaza mayor sería por el desgaste del piñón.

### ***3.1.3) Análisis carrocería y chasis esfuerzos.***

#### ***Chasis.***

Se calcula el esfuerzo normal máximo en el chasis en base a los datos de Figura 15

Diagrama Momento de flexión y esfuerzo cortante de chasis

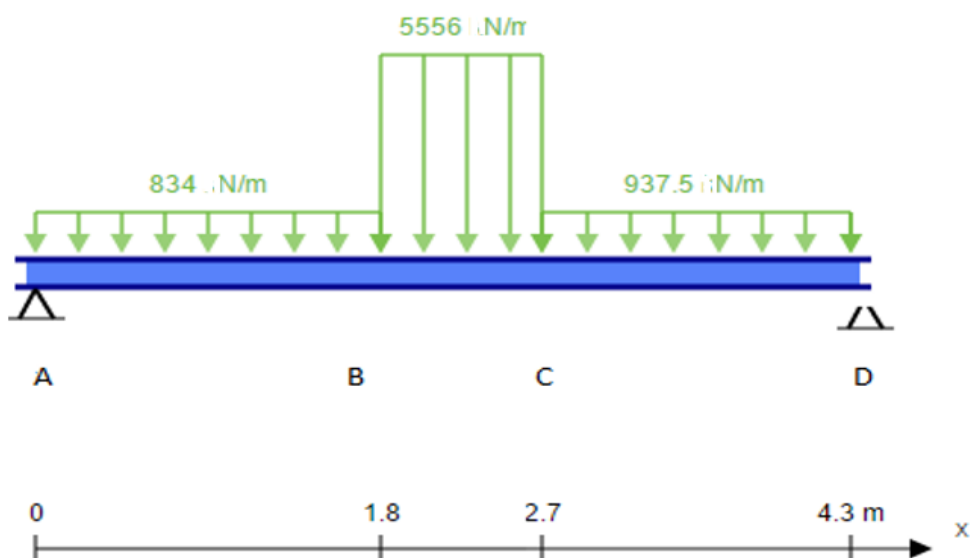


Figura 15 Diagrama Momento de flexión y esfuerzo cortante de chasis

Se obtiene las fuerzas en la sujeciones por sumatoria de momento, además ya que el carro volador no siempre aterriza recto asumimos que la carga se realiza en un solo lado del chasis.

$$\sum M = 0$$

$$1500 N (0.9m) + 500N \left(1.8 + \frac{0.9}{2}\right)m + (1.8 + 0.9 + 0.8)m(1500N)$$

$$- F2(1.8 + 0.9 + 1.6)m = 0$$

$$F2 = 4151.16N$$

$$\sum F = 0$$

$$F2 + F1 - 1500N - 5000N - 1500N = 0$$

$$F1 = 3848.84N$$

Se saca un corte parcial en AB para determinar las fuerzas y los momentos en las diferentes partes de las vigas.

$$AB \Rightarrow 3848.84 N - \frac{1500N}{1.8m} X N - V = 0$$

$$AB \Rightarrow 3848.84X Nm - \frac{1500N}{1.8m} X \left(\frac{X}{2}\right) Nm = M$$

Sabemos que en el centro va ser el momento máximo por donde están ubicados los puntos de sujeción por lo que se procede a realizar un corte AC e igualarlo a 0 para obtener el momento máximo.

$$AC \Rightarrow 3848.84 N - \frac{1500N}{1.8m} 1.8 m - \frac{5000N}{0.9m} (X - 1.8) m - V = 0$$

El momento máximo se produce en 2,227 metros

Para obtener el momento sacamos el área bajo la curva

$$M_{max} = 1.8(3848.34 - 1500) * 1.8 + 1.8 * \frac{1500}{2} + (3848.34 - 1500) * (2.23 - 1.8)/2$$

$$M_{max} = 6074.45Nm$$

Utilizando el método de relaciones entre carga

$$V = 3848.84 N - \frac{1500}{1.8} xN - \frac{5000N}{0.9m} (X - 1.8) m - \frac{1500}{1.6} (x - 2.7) = 0$$

El momento máximo se producen 2,23 metros

Para obtener el momento integramos

$$M = 3848.84x N - \frac{1500}{1.8} \left(\frac{x^2}{2}\right) N - \frac{5000N}{0.9m} \frac{(X - 1.8)^2}{2} m - \frac{1500}{1.6} \frac{(x - 2.7)^2}{2}$$

$$M_{max} = 5893.84Nm$$

Sucesivamente sacamos la inercia para una viga rectangular hueca

$$I = \left( \left( \frac{1}{12} * 60 * 120^3 \right) - \left( \frac{1}{12} * (60 - 6) * (120 - 6)^3 \right) \right) * \left( \frac{1}{10^3} \right)^4$$

Y el esfuerzo máximo es

$$\sigma^{max} = M * \frac{c}{I}$$

*Ecuación 17 Esfuerzo máximo*

$$\sigma^{max} = 6074.45Nm * \frac{60}{2 * 10^{-6}m^4} = 100.7 Mpa$$

El límite elástico del Al 6061 T6 es de ~270MPa por lo que se usa un Factor de seguridad 2.8

### **Soporte trasero.**

Para la parte posterior se obtiene las fuerzas, torques y momentos para saber las dimensiones de la estructura trasera.

*Point C*

$$F2 = 1350N$$

$$Mc = 1350 * \left(\frac{680}{1000}\right) = 918Nm$$

*Point B*

$$F2 = 2700N$$

$$M = \left(1350 * \left(\frac{680}{1000}\right)\right) 2 = 1836Nm$$

$$T = 1350 * \left(\frac{240}{1000}\right) = 324Nm$$

*Point A*

$$F2 = 2700N$$

$$M = \left(1350 * \left(\frac{680}{1000}\right)\right) 2 = 1836Nm$$

$$T = 1350 * \left(\frac{800}{1000}\right) + 1350 * \left(\frac{560}{1000}\right) = 1836Nm$$

Una vez ya obtenidos las torques y momentos que se producen en el material tenemos que convertirlos a los mismos a esfuerzos de tensión y compresión, y esfuerzo cortante.

Usando la Ecuación 17 Esfuerzo máximo

$$\sigma^{max} = M * \frac{c}{I}$$

$$\sigma^{max} = M * \frac{32}{(d_1^3 - d_2^3)\pi}$$

$$\sigma^{max} = 1836 * \frac{32}{\left(\frac{88.9^3}{1000} - \frac{80.9^3}{1000}\right)\pi} = 108MPa$$

$$\tau^{max} = T * \frac{c}{J}$$

*Ecuación 18 Esfuerzo cortante máximo*



$$\tau^{max} = T * \frac{16}{(d_1^3 - d_2^3)\pi}$$

$$\tau^{max} = 1836 * \frac{16}{\left(\frac{88.9^3}{1000} - \frac{80.9^3}{1000}\right)\pi} = 54 \text{ MPa}$$

Se utiliza Von Mises para obtener el esfuerzo máximo. Se iteró varias veces el diámetro, viendo las geometrías ISO disponibles en el mercado utilizando la ISO 88.9x4 para geometrías circulares; hasta obtener el esfuerzo que soporta el aluminio 6061 T6.

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \pm \sqrt{\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} + \tau_{xy}^2}$$

*Ecuación 19 Esfuerzo Von Mises*

$$\sigma_{1,2} = \frac{108}{2} \mp \sqrt{\left(\frac{108}{2}\right)^2 + 54^2} = 130.4, -22.4 \text{ MPa}$$

Se puede ver entonces que el diseño satisface las consideraciones con la estructura propuesta.

### **3.1.4) Análisis de elementos finitos soporte trasero y chasis en Inventor.**

#### **Soporte trasero.**

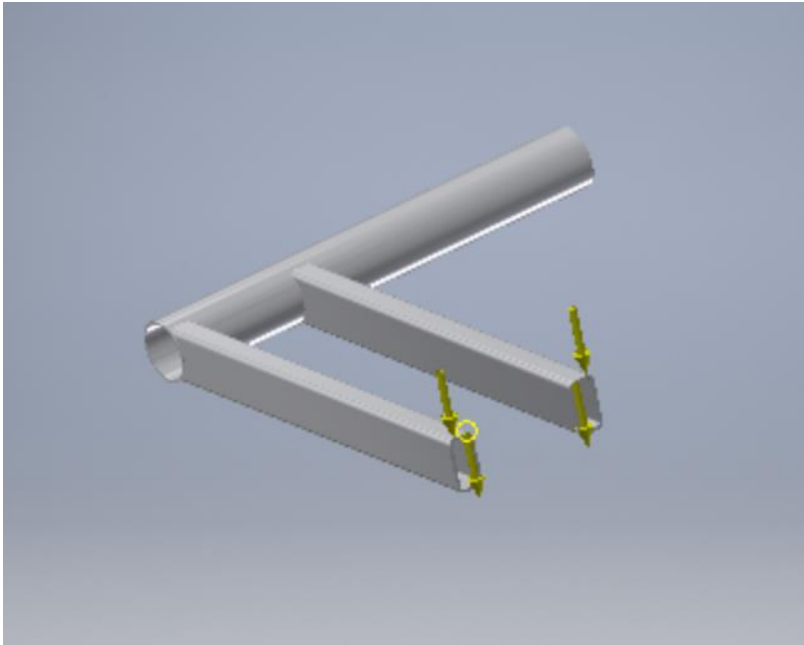
Propiedades que aporta Inventor del material usado (Al 6061 T6)

*Tabla 6 Materiales soporte trasero*

Name	Aluminum 6061	
General	Mass Density	2,7 g/cm <sup>3</sup>

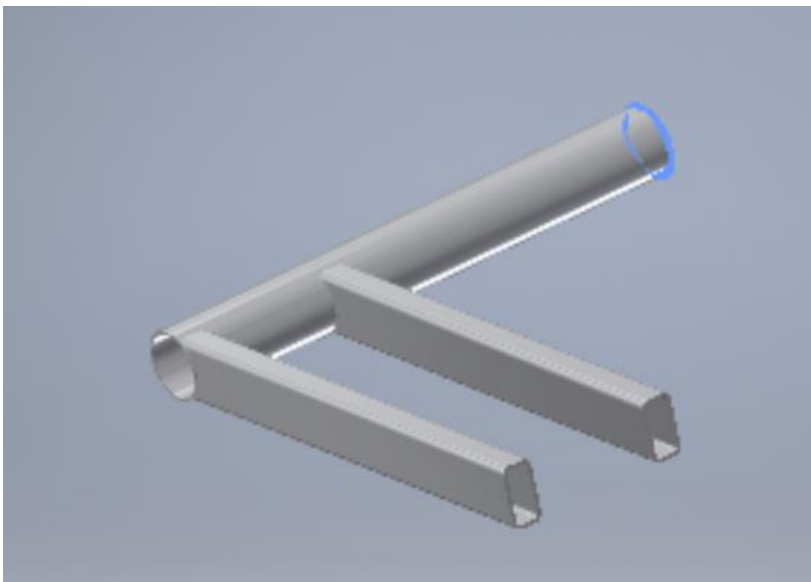
	Yield Strength	275 MPa
	Ultimate Tensile Strength	310 MPa
Stress	Young's Modulus	68,9 GPa
	Poisson's Ratio	0,33 ul
	Shear Modulus	25,9023 GPa
Part Name(s)	Part1 Skeleton0001 ISO 88.9x4.0 00000001.ipt ISO 80x40x5 00000002.ipt ISO 80x40x5 00000003.ipt	

A continuación en la Figura 16 se muestra donde se aplican las fuerzas, se aplican 4 fuerzas de 650 N.



*Figura 16 Lugar y dirección de fuerzas aplicadas*

En la Figura 17 se ve el área de Sujeción



*Figura 17 Área de sujeción*

Se puede ver el esfuerzo de Von mises resultante en el soporte en la Figura 18Figura 18

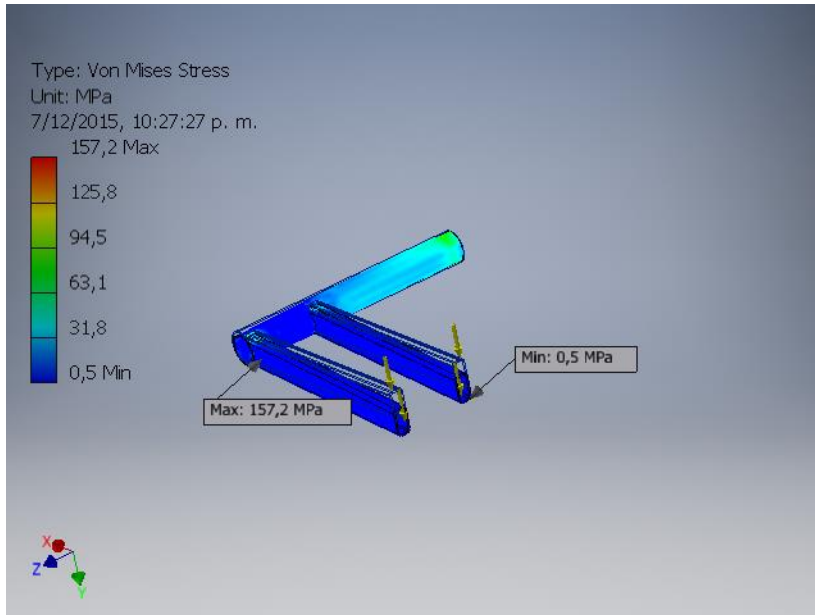


Figura 18 Esfuerzo de Von Mises en soporte trasero

Desplazamientos resultantes en la Figura 19

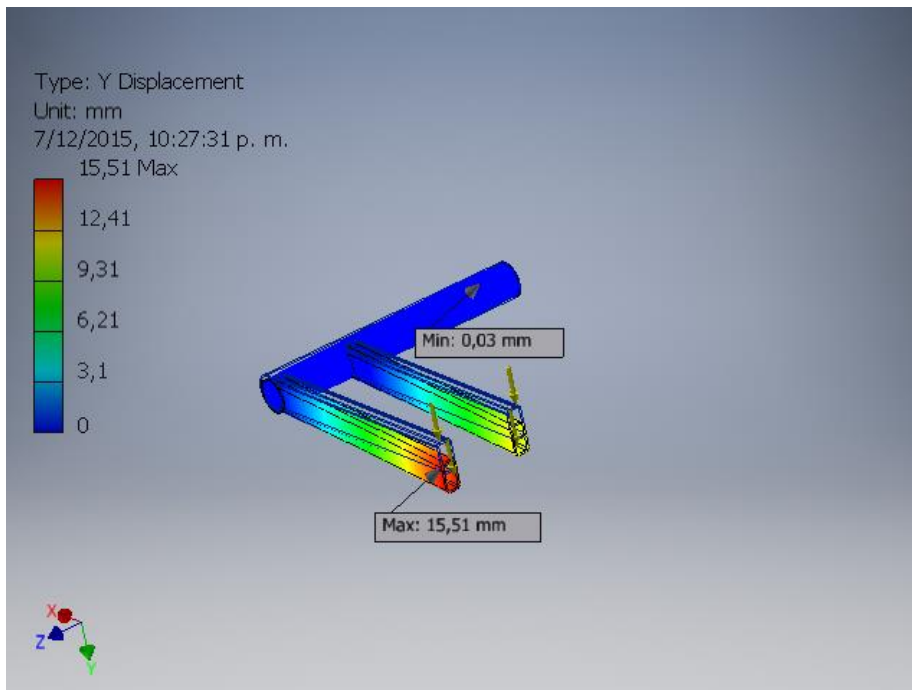


Figura 19 Desplazamiento en el eje y

### ***Análisis.***

Se puede ver que el esfuerzo de Von Mises máximo es de 157Mpa y su ubicación en el punto de unión de las dos piezas, por lo cual se recomienda aumentar el área de contacto entre las dos piezas al momento de realizarla; para eliminar ese punto de concentración de esfuerzos se podría simplemente usar un redondeado.

En la parte amarilla que está sujeta al final se puede observar un esfuerzo cercano a los 130 MPa en la Figura 18, similar al estudio realizado a mano, mostrando así la importancia del estudio de elementos finitos ya que estos muestran posibles errores en el diseño que en este caso por ejemplo son fáciles de corregir y ayudan a corroborar los cálculos realizados a mano.

### ***Chasis.***

Al chasis se le cargó el doble de peso, para de manera similar simular el cálculo anterior que se asumió que la carga era en un solo lado del chasis; se asume también que el carro aterriza de lado y se obtiene los resultados mostrados en las Figuras 21,22,23, y 24 donde vemos que el momento máximo es muy similar al cálculo a mano y la diferencias en esfuerzo se deben a la ligera diferencia de geometría, ya que el diseño original tiene bordes curvados, lo que aumenta ligeramente su inercia.

*Tabla 7 Fuerzas de reacción y momentos en las restricciones*

<b>Nombre</b>		<b>Mínimo</b>	<b>Máximo</b>
Desplazamiento		0,000 mm	18,453 mm
Fuerzas	Fy	-5374,109 N	4259,871 N
Momentos	Mz	-632101,194 N mm	627100,459 N mm
Esfuerzos Normales	Smax	0,000 MPa	84,614 MPa
	Smin	-84,614 MPa	-0,000 MPa

Las sujeciones y fuerzas se pueden apreciar en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**

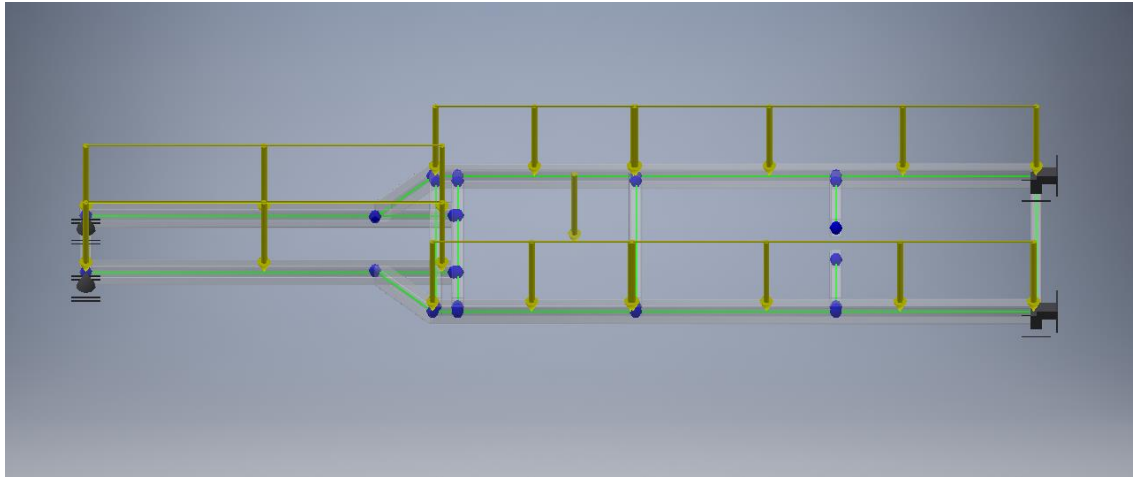


Figura 20 Sujeciones y fuerzas en chasis

### Fuerza Máxima

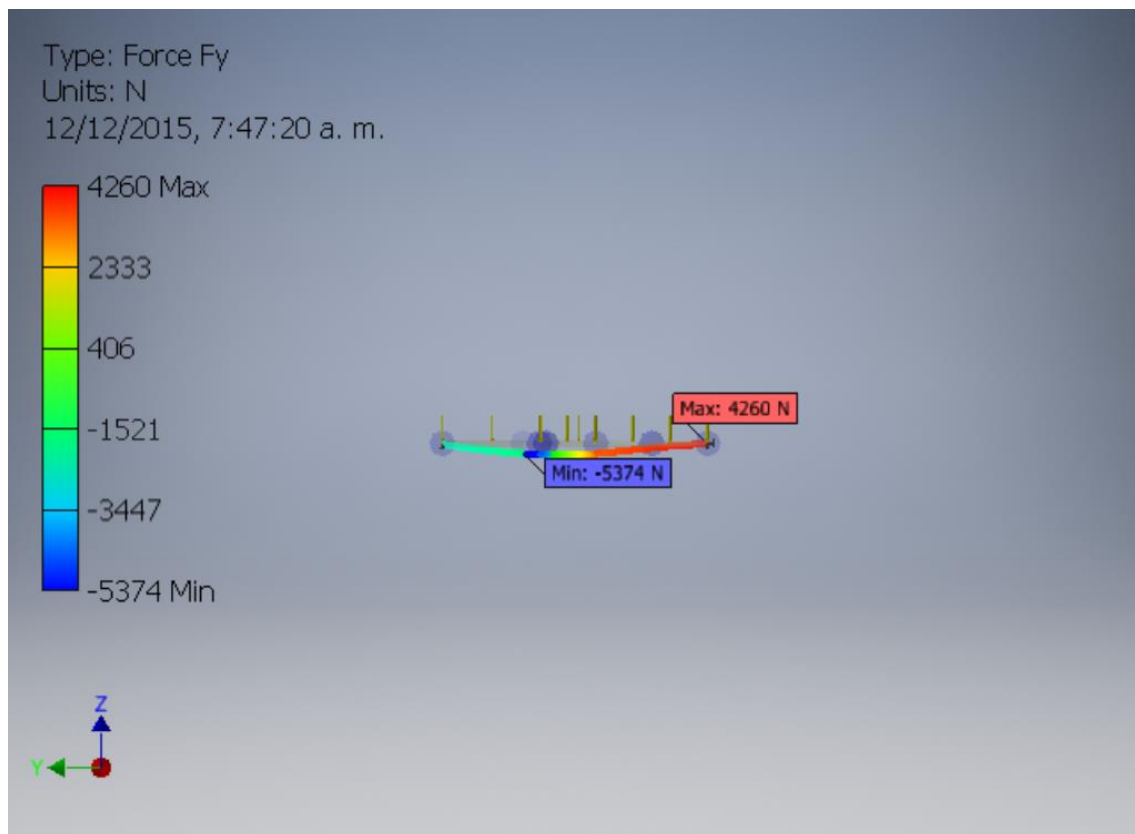


Figura 21 Fuerza Máxima

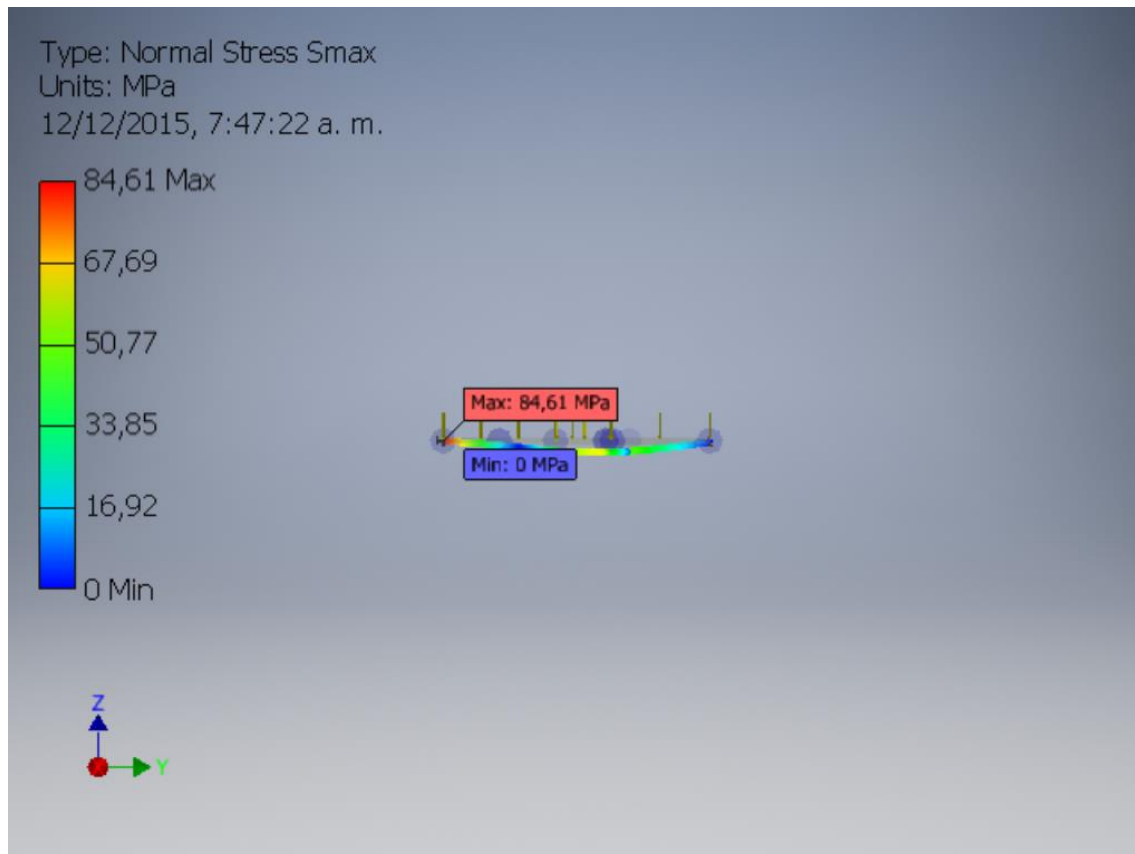


Figura 22 Esfuerzo máximo

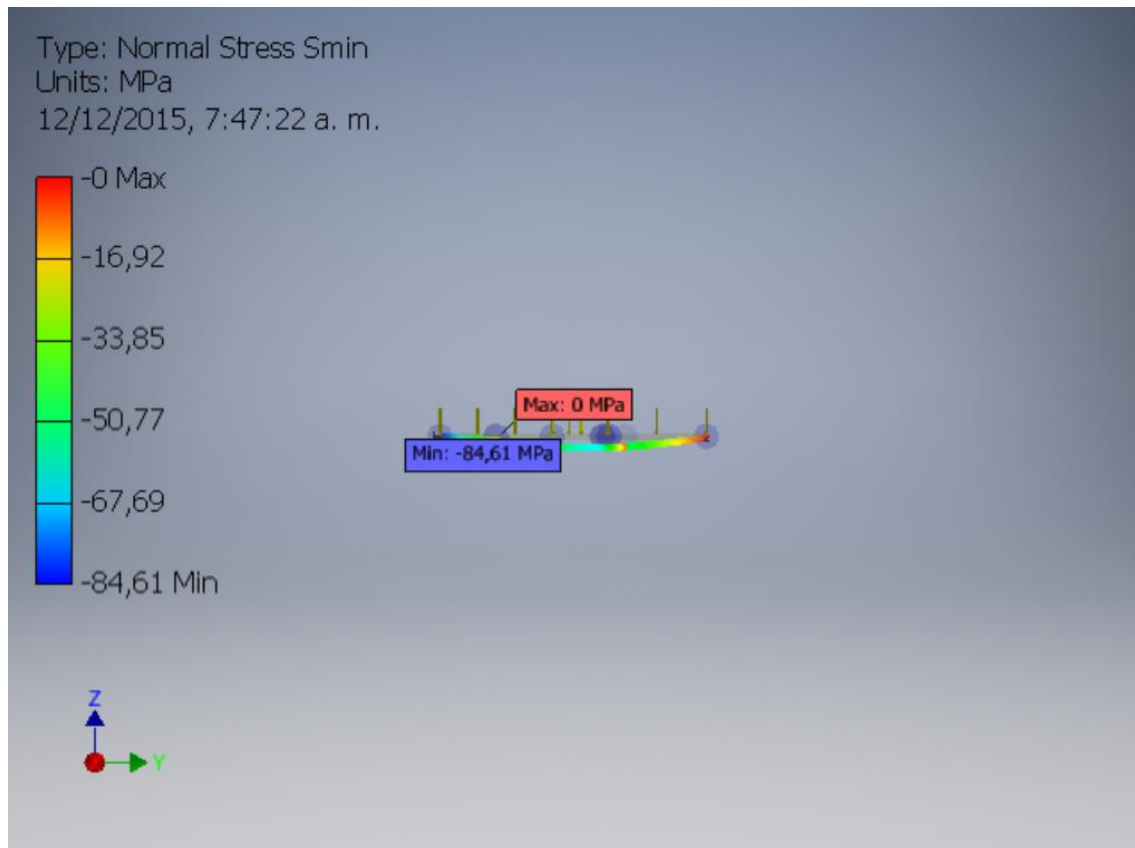


Figura 23 Esfuerzo mínimo

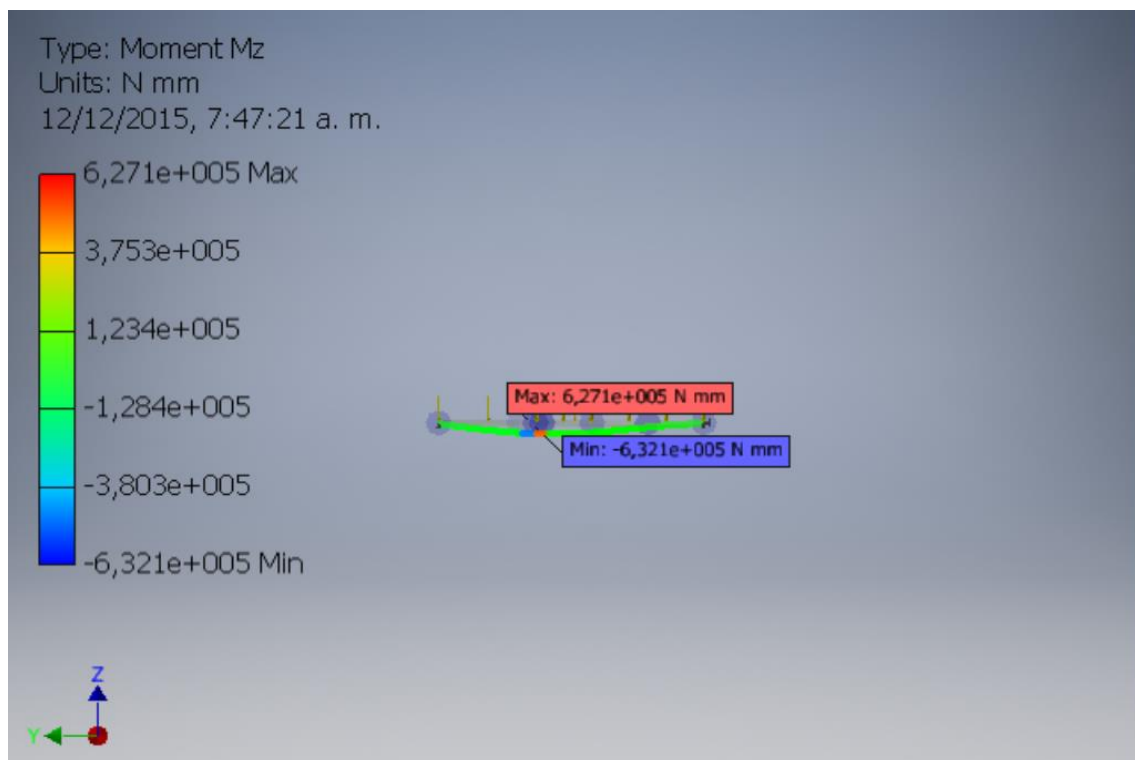


Figura 24 Momento máximo



### 3.2) Materiales

En esta sección se analiza los materiales ideales para las hélices, el chasis y carrocería, y se muestra una tabla de los componentes del vehículo volador con sus especificaciones, peso y costo aproximado.

#### 3.2.1) Propulsores.

Ya que se diseñó con hélices tipo APC W para cálculos de potencia y empuje; se asocia su material de fabricación que es un compuesto de 60% Fibra de vidrio y 40% Nylon.

A continuación podemos ver las propiedades del compuesto APC y compararlas con nylon sin reforzar, y con nylon reforzado con fibra de vidrio (40%).

*Tabla 8 Materiales para propulsores*

Mechanical Property	Unreinforced Nylon	Glass Filled Nylon	APC Long Fiber Composite
Tensile Strength	11.0 KSI	18.0 KSI	24.0 KSI
Tensile Elongation	> 10 %	3 to 4 %	6 %
Flexural Strength	7.0 KSI	29.0 KSI	38.0 KSI
Flexural Modulus	0.41 MSI	1.3 MSI	2.3 MSI

**Fuente:** *Manufacturing Process Used To Develop APC Propellers.* (2015). Obtenido de APC Propellers: <https://www.apcprop.com/Articles.asp?ID=263#mat>

Se escoge este propulsor y material ya que son fabricados por proceso de “pultrusion” que hace que las fibras se orienten axialmente en bolitas de 0.5 pulgadas. Se usan fibras largas lo que cual permite mayor dureza y mayor concentración de fibra de vidrio (60%), y nunca se usa material de remolido.

Los propulsores son rígidos lo cual beneficia al control de la respuesta de resonancia de vibración. Se debe tomar en cuenta que la frecuencia natural del propulsor se debe mantener alta para que no exista excitación por parte de la vibración torsional de motor o del aleteo aero-elástico. La mayor dureza en este compuesto permite áreas transversales más delgadas y mayor eficiencia dinámica.

A continuación propiedades importantes del compuesto según University, (2013):

La densidad del compuesto es de  $1.77E3- 1.81e3 \text{ kg/m}^3$

Costo es de 5.65-7.27 USD/kg.

Durabilidad en agua: excelente.

Durabilidad en UV: buena.

Inflamabilidad: quemado lento

Dureza en fatiga a  $10^7$  ciclos 95-105Mpa

Esfuerzo cortante 135-165MPa

Dureza Vickers 71.3-78.8HV

Resistencia a la fractura 5.76-6.37MPa.

### ***3.2.2) Carrocería y chasis.***

Por medio del programa CES Edupack se graficó un cuadro de límite elástico vs. Densidad en la Figura 25 tomando en cuenta materiales aeroespaciales; con una pendiente de 1, la cual representa la rigidez específica y que se usa para diseño de mínimo peso. Se escogen materiales que cruzan la línea o los que están arriba de esta para maximizar.

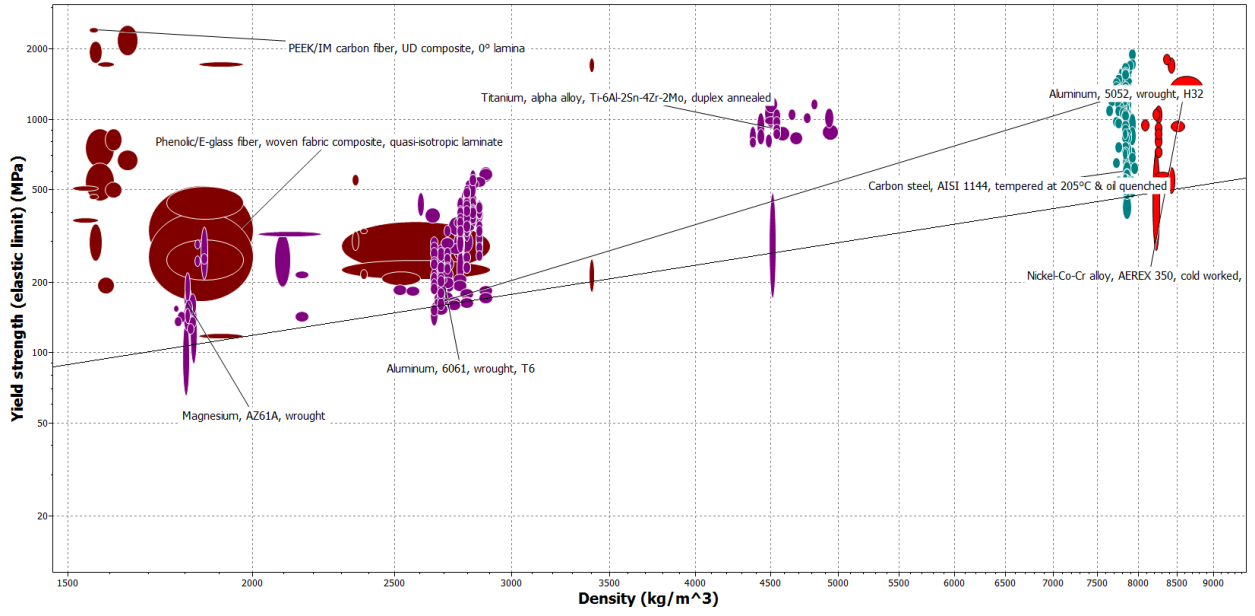


Figura 25 Límite elástico vs. Densidad

También se graficó un cuadro de límite elástico vs. Costo Figura 26 donde se presentan materiales hasta 4USD/kg.

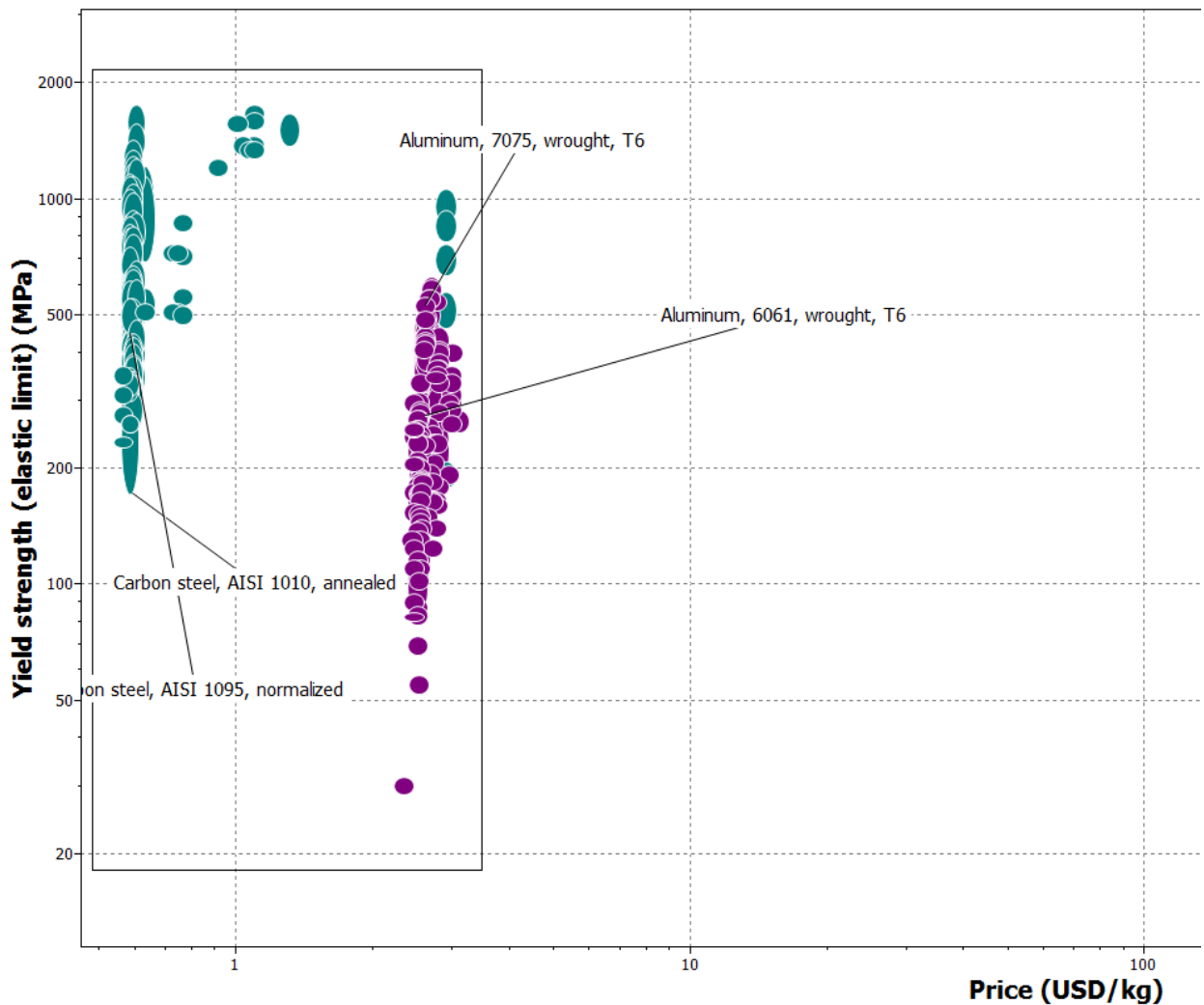


Figura 26 Límite elástico vs Costo

Como se puede ver en la Figura 25 tenemos candidatos como: fibras de carbono, fibras de vidrio, magnesio, titanio y aleados, acero y aleados, y níquel y aleados, y aluminio y aleados. En la Figura 26 tenemos de candidato aceros y aleados, y aluminio y aleados; por lo que tenemos que decidir entre aceros o aluminios ya que los dos pasan la prueba en los dos gráficos.

Se escoge aluminio ya que su densidad es mucho más baja (3 veces aprox.) que el acero y su límite elástico es suficiente para la aplicación en el chasis; sin embargo el aluminio es 4 veces más caro que el acero aproximadamente, pero en este caso el factor peso es predominante.

Entre aluminios para aplicaciones aeroespaciales tenemos para escoger entre el 2024-T3, 6061-T6, 5052-H32, 3003-H14. Entonces para el chasis y la carrocería se usa Aluminio 6061, forjado, T6 (solución tratada térmicamente y envejecida artificialmente) ya que es un aluminio con una buena relación de densidad, costo y límite elástico comparado al resto. Tiene buena resistencia a la corrosión y habilidad de acabado. La soldadura se da bien.

Se descartó el 2024-T3 por que la soldadura no se da bien, el 5052-H32 porque no es estructural, el 3003-H14 no tiene suficiente límite elástico ( $\sim 144\text{MPa}$ ), y el 7075 porque su contenido de cobre le convierte en difícil de soldar.

A continuación propiedades importantes del Al 6061 T6 según University, (2013):

Densidad:  $2.67\text{e}3 - 2.73\text{kg/m}^3$

Costo: 2.39 – 2.63 USD/kg

Límite elástico: 193 -290MPa

### ***3.2.3) Especificaciones de componentes.***

En la Tabla 9 Componentes, peso y costo vehículo volador Tabla 9 podemos ver la característica de los componentes, su peso y costo aproximado.

*Tabla 9 Componentes, peso y costo vehículo volador*

Componente	Peso (kg)	Costo (USD)
Asiento tipo buquet fibra de carbono y guías de fibra de carbono. Marca Sparco, Recaro, Momo)	4	70
Llantas delanteras y trasera(hule) tipo ATV	20	300
2 focos tipo lupa (xenón 35 Watts) y 1 foco trasero tipo led.	2	300
Electrónica (Cables, sensores, relés, entre otros)	10	300
Sistema de suspensión	40	800
Aros delanteros y traseros (aleación de Magnesio)	10	100
Sistema seguridad( cinturón de seguridad)	2	400
Espejos y manijas	3	150
Persona y “payload”	120	
Baterías (Ni-Li) 3366(kJ/kg)	153	10000
Cabina	45	8000

3 motores eléctricos Siemens 75KW a 2500 rpm	150	8000
Transformador (invertir) AC- DC	80	1000
Chasis	67	2000
Sistema de transmisión	20	1000
Sistema de apertura hélices traseras	30	2000
Hélice frontal tipo APC W	10	1500
Hélices traseras tipo APC W	12	2500
Costo producción		11600
TOTAL	778	~50000



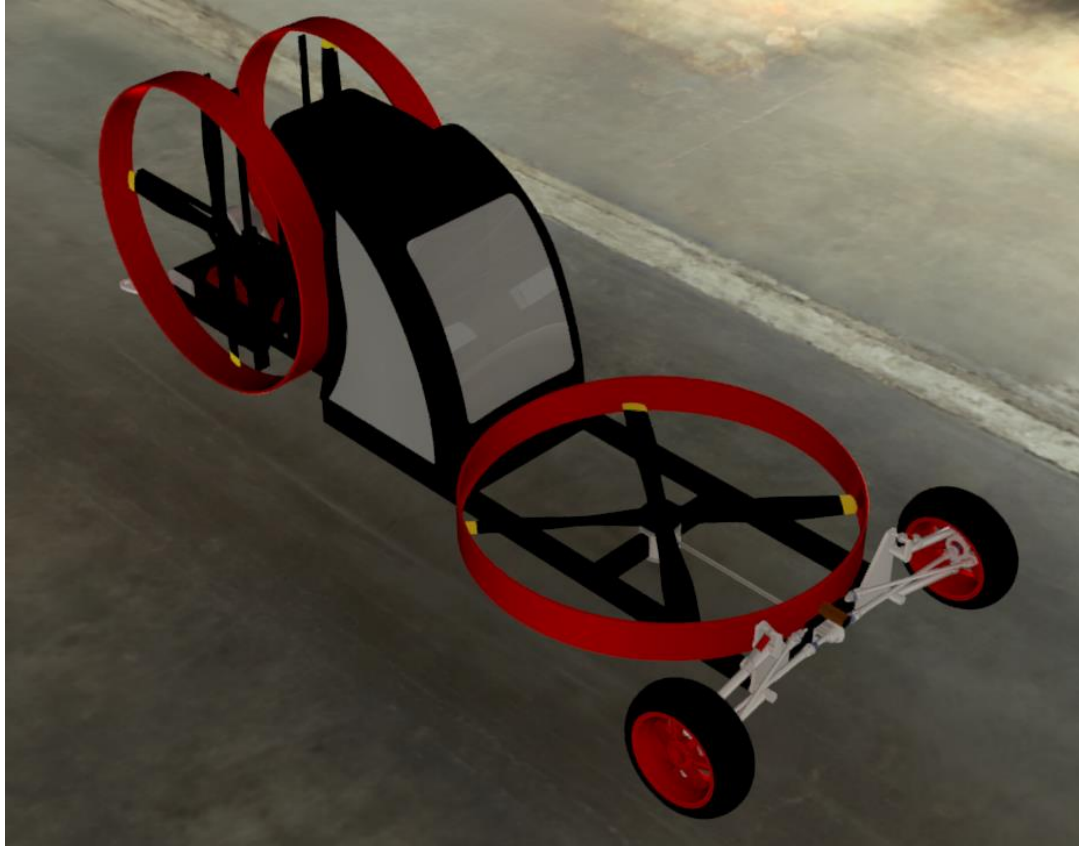
Patricio Brito



José Luzuriaga

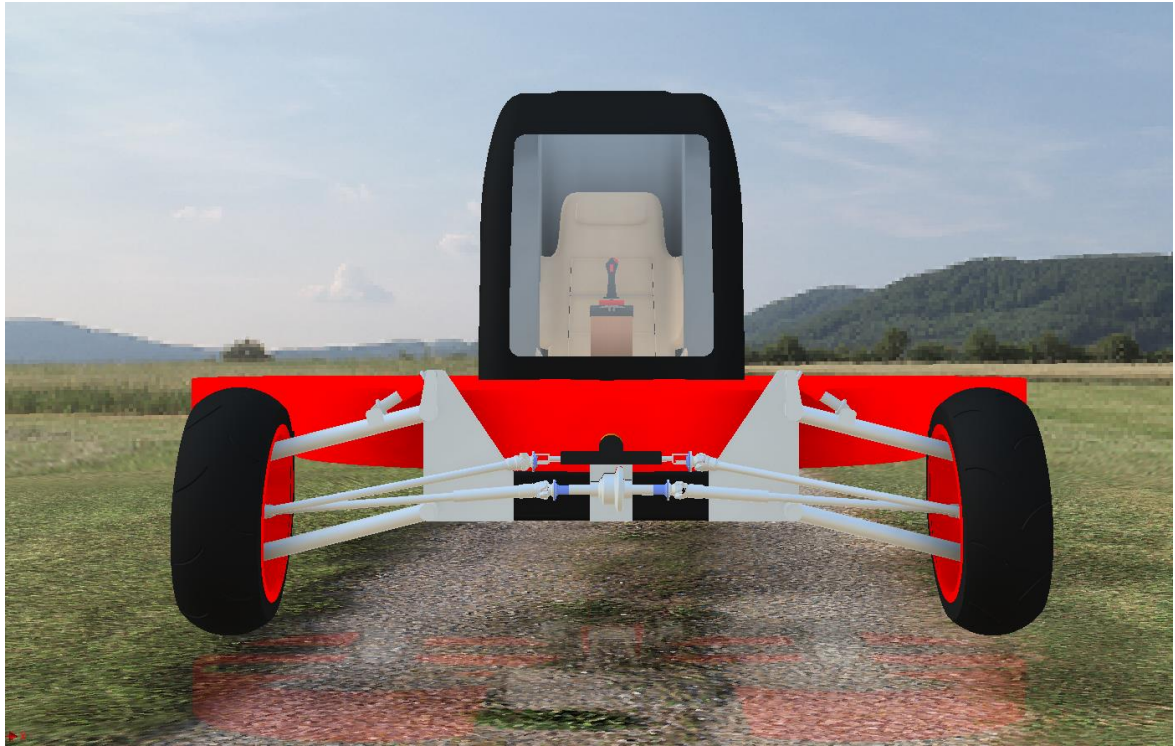
#### 4) Imágenes proyecto

A continuación se muestran imágenes del prototipo final desarrolladas en Inventor 2016 (programa computacional).



*Figura 27 Hélices plegadas*





*Figura 28 Vista frontal con hélices desplegadas*



*Figura 29 Vista superior con hélices desplegadas*





*Figura 30 Vehículo volador en césped*

## CONCLUSIONES

1. El diseño se basó en el modelo 1 que mostró ser la mejor opción por medio de análisis FODA y juicio de expertos; el FODA se desarrolló en el PDR.
2. Como resultado del desarrollo conceptual de un vehículo volador, se diseñó un vehículo volador eléctrico que satisface los requerimientos pactados con Creati Labs S.A.A. y cumple con las siguientes características:
  - Tres llantas (dos delanteras y una trasera) para minimizar el peso y aún tener buena estabilidad.
  - Tres motores eléctricos de 75KW (uno por hélice) a base de baterías de Nickel-Litio porque son baterías con muy alta densidad energética.
  - Estructura de chasis que soporta esfuerzos con factor de seguridad mínimo de 2; comprobado con análisis de elementos finitos en Inventor.
  - Aluminio 6061 T6 para el chasis y carrocería por la alta relación esfuerzo-densidad y el relativo bajo costo
  - Tres hélices tipo APC W (dos plegables traseras y una estática frontal) que requieren en total 288.6HP y están hechas de fibra larga de fibra de vidrio en nylon y generan un empuje total de 807.65 kg y que requieren girar a no más de 2750rpm. Las hélices trasera se pliegan al usar el vehículo en tierra, de esta forma se minimiza el espacio para poder conducir bajo los estándares de tamaño.
  - Transmisión delantera con sistema de engranes cónicos diseñados para resistir esfuerzos y desgastes previstos.
  - Peso total de 778 kilos.

3. El diseño cumple con los requerimientos expuestos en el TDR.
4. El ocupante se sentirá cómodo ya que la cabina está diseñada con los espacios necesarios para una persona del 90 percentil.
5. El costo del prototipo real costaría alrededor de 50 000 dólares americanos.
6. El tráfico automovilístico en el presente año 2015 es un factor de urgencia a solventar en las grandes urbes del mundo por lo que el diseño del vehículo volador aporta posibles soluciones y sirve de base para futuros diseños donde los ingenieros mecánicos se encargarían en mayor parte de su optimización.
7. En la ciudad de Quito (Ecuador) se puede promover su estudio en el futuro ya que es una ciudad muy congestionada.
8. En este proyecto se ha aprendido que el peso es el factor de diseño crucial en un vehículo volador ya que debe ser el mínimo posible y tiene que permitir cumplir requerimientos de diseño.
9. La densidad energética en baterías aumenta y su costo disminuye conforme avanza la tecnología, es decir que en el futuro se podría brindar la potencia al vehículo, pero con un peso menor y costo menor; lo cual tendría un efecto positivo en el diseño total del vehículo volador.
10. Se tiene que estar a la vanguardia de la tecnología y regulaciones de vehículos voladores para la posible modificación del diseño propuesto.

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

*Bevel gears.* (s.f.). Obtenido de Linn Gear Co.: <http://www.linngear.com/part-type/bevel/>

Budynas, R., & Nisbett, J. (2015). *Mechanical Engineering Design*. New York: McGraw Hill.

Fuzes, S. (s.f.). Obtenido de Static Thrust Calculator:  
[http://personal.osi.hu/fuzesisz/strc\\_eng/](http://personal.osi.hu/fuzesisz/strc_eng/)

Garner, W. (Marzo de 2009). *Model airplane propellers*. Obtenido de <http://www.dc-rc.org/pdf/Model%20Propellers%20Article.pdf>

Garner, W. (s.f.). *Model airplane propellers*. Obtenido de <http://www.dc-rc.org/pdf/Model%20Propellers%20Article.pdf>.

*Manufacturing Process Used To Develop APC Propellers.* (2015). Obtenido de APC Propellers: <https://www.apcprop.com/Articles.asp?ID=263#mat>

Nisbett, R. G. (2008). *Shigleys' Mechanical Design*. New York: McGraw-Hill.

*Normativas de aparcamiento.* (4 de Noviembre de 2010). Recuperado el 09 de Diciembre de 2015, de LaHora:

<http://www.lahora.com.ec/index.php/noticias/show/1101043290#.VmhUp7jhBD8>

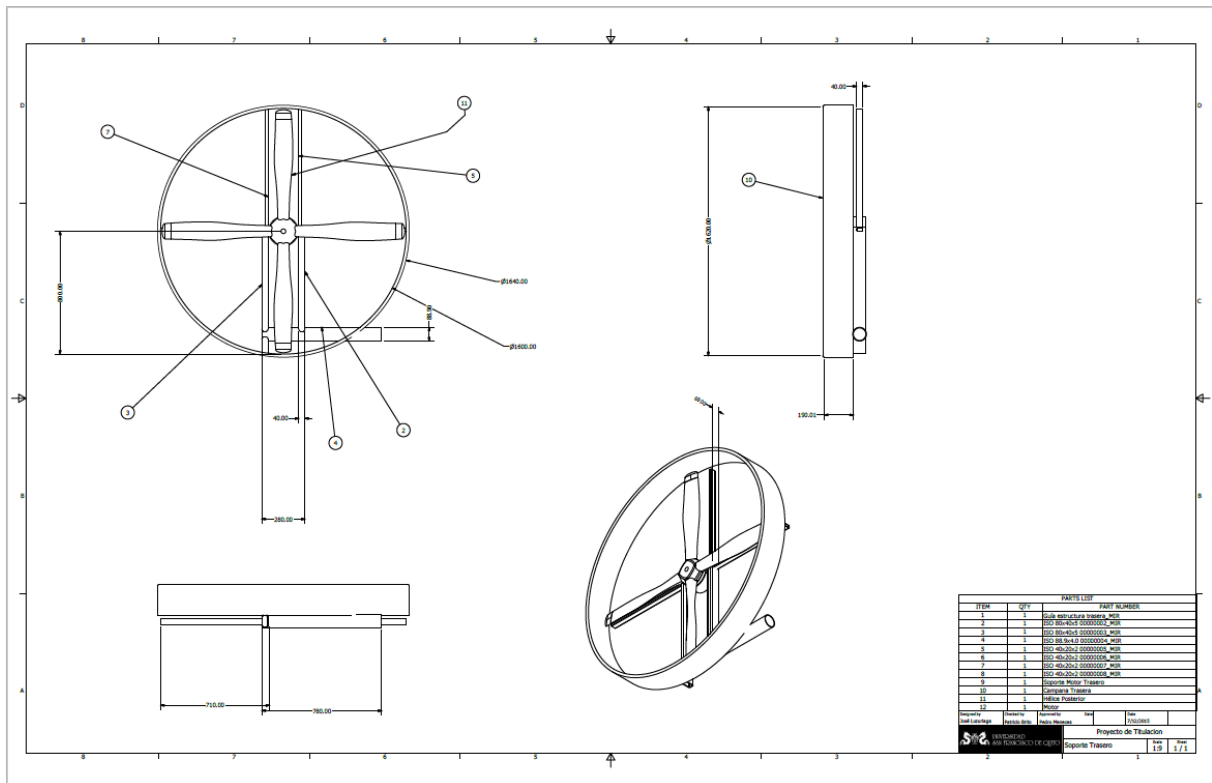
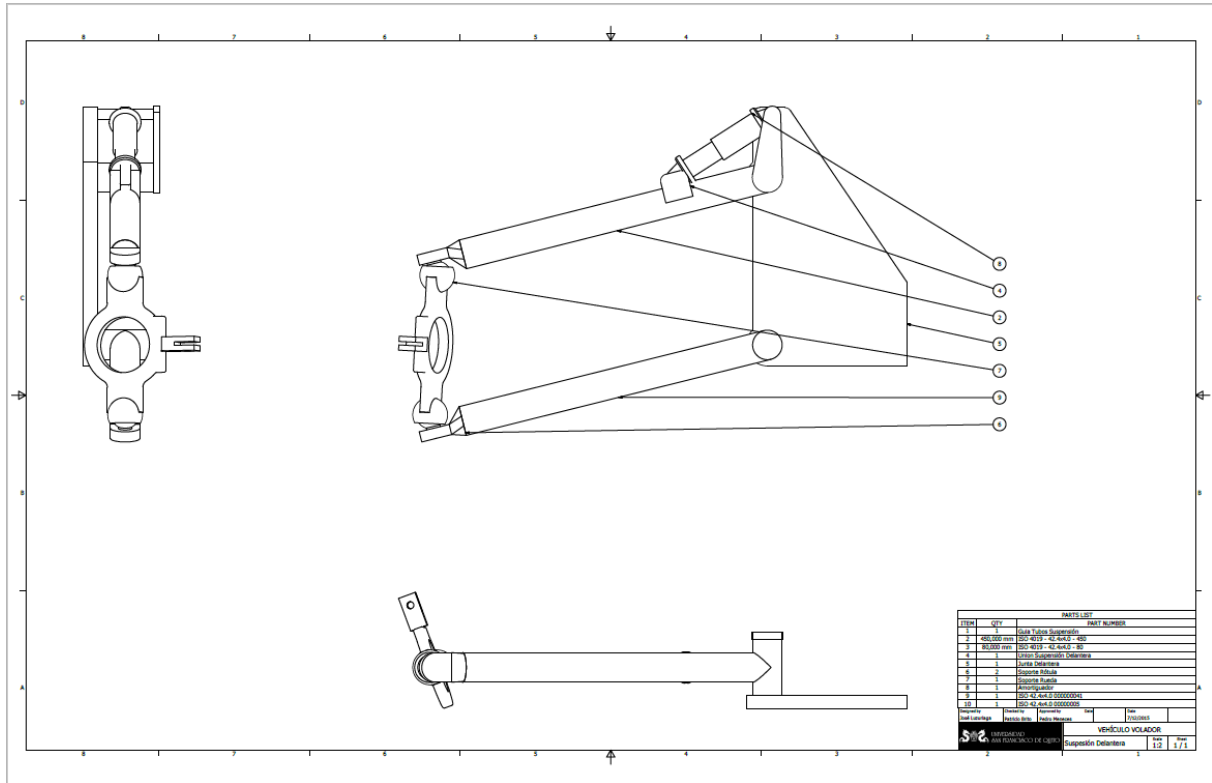
Pacheco, M. (27 de Diciembre de 2014). *50 000 automotores nuevos circulan en las vías de Quito*. Obtenido de El Comercio:

<http://www.elcomercio.com/actualidad/50000-autos-nuevos-traffic-quito.html>

*Patents.* (s.f.). Recuperado el 5 de Noviembre de 2015, de USPTO United States Patent and Trademark Office: <http://www.uspto.gov/>

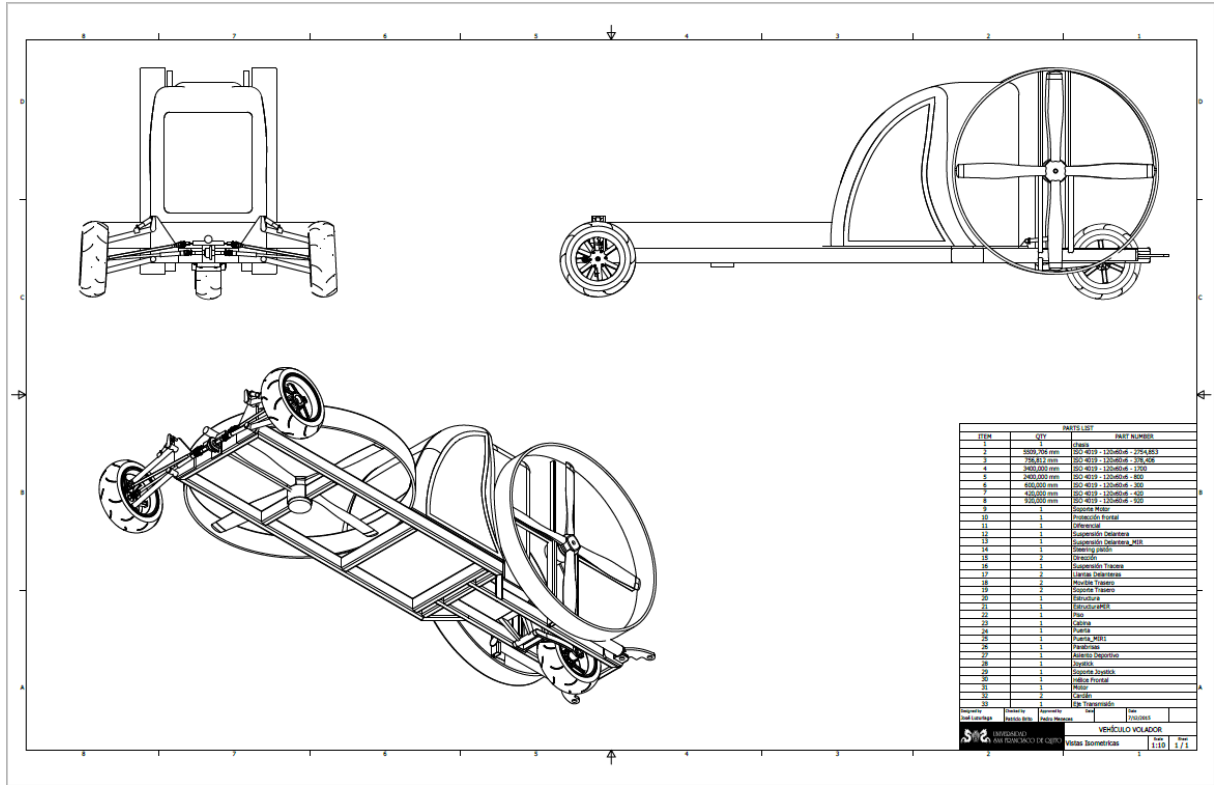
University, M. (2013). CES Edupack. Cambridge, United Kingdom.

# ANEXO A: PLANOS VEHÍCULO VOLADOR









**VEHICULO VOLADOR**  
 Mitas Sintermeticas 1/10 1/1