



PONTIFICIA **UNIVERSIDAD CATÓLICA** DEL PERÚ

Esta obra ha sido publicada bajo la licencia Creative Commons
Reconocimiento-No comercial-Compartir bajo la misma licencia 2.5 Perú.

Para ver una copia de dicha licencia, visite
<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/2.5/pe/>



PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ

FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA



**ESTUDIO Y DISEÑO PRELIMINAR DE UN VEHÍCULO
AERONÁUTICO DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL**

TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO

Presentado por:

Luigi Utili Martínez

Lima-Perú

2005

Resumen

En este trabajo se realiza el estudio y diseño preliminar de un vehículo aeronáutico que cumpla con tareas de rescate en zonas difíciles de llegar, contando con una cualidad muy importante como es el despegue y aterrizaje vertical. La nave llevará hasta 5 personas o su peso en víveres, medicinas y otros objetos. Este estudio es importante pues constituye una forma diferente, fácil y original de poder realizar tareas que se hacen muy complicadas con las herramientas que se tiene actualmente en Perú. El desarrollo de este estudio se divide en 4 capítulos:

1. Se presenta una reseña histórica y estado del arte para conocer cómo han evolucionado este tipo de vehículos con despegue y aterrizaje vertical, describiendo su funcionamiento y aplicaciones, para comenzar el desarrollo de este trabajo de tesis con un panorama mucho más amplio.
2. Luego de plantear los requerimientos del vehículo, se realiza un análisis, selección y diseño de los diferentes sistemas del vehículo, los cuales son 5: **Propulsión:** Se presenta un estudio sobre las diferentes formas de propulsión; cálculos de sus características y parámetros necesarios para conocer el empuje que genera. **Planta Motriz:** Se presenta un estudio sobre diferentes motores, eligiendo la planta motriz y analizando sus características. **Transmisión:** De manera breve se presenta una descripción de las características que deberá tener cada dispositivo para la transmisión de potencia. **Eléctrico y electrónico:** Se presenta el sistema eléctrico del vehículo y las características que debería tener el electrónico, aclarando que en este trabajo no se diseñará este último. **Estructural:** Se presentan cálculos preliminares y estimativos para realizar un diseño en líneas generales, pues en caso contrario el tiempo se extendería demasiado, mostrando finalmente el vehículo terminado con todos los componentes antes estudiados.
3. Con el vehículo diseñado en líneas generales, se realiza un estudio sobre las velocidades, su peso, la estabilidad y el ángulo crítico de volteo.
4. Como conclusión de este trabajo de tesis, se realiza un breve análisis de costos, con el objeto de conocer cual sería el costo total del vehículo.

Con el desarrollo de esta tesis, aparte de establecer parámetros y cálculos útiles, se está dando un buen primer paso en un tema que se desarrolla alrededor del mundo y que servirá a futuros estudiantes de ingeniería u otras carreras afines para complementar funciones y hacer otros estudios al vehículo.

Agradecimientos

Un trabajo de esta envergadura no lo hubiera podido concluir sin el valioso apoyo de muchos familiares, profesores y amigos. Gracias,

Dios, la motivación

Por el gran apoyo y la fe que tuvo en mí, para llevar este proyecto a cabo,

Dr. Vassili Samsonov

Por enseñarme a tener fuerza, persistencia y alegría para hacer camino en mi vida,

Jenny, mi Madre

Por la ayuda continua y consejos para mi formación completa,

Pedro, mi abuelo

Por la compañía y cuidado que me brindaron en esta etapa y siempre,

Donna, Sandra, Silvana, mis hmnas.

Por la oportunidad de trabajar juntos y recibir en cada palabra un valor, un principio, un ejemplo,

Profesor Kurt Paulsen

Por esa gran amistad y tiempo para que la presentación de esta tesis sea un éxito,

Julio Arbe

Por compartir junto a mí y apoyarme durante este tiempo para concluir una meta importante en mi vida,

Giannina Rodríguez

Por estar en el momento y a la hora exacta para ayudarme,

**Daniel Domínguez,
Luís Alberto González
Roberto Manrique**

Por la ayuda desinteresada y muy importante para concluir con muchos aspectos en este trabajo,

**José Quicaño
Alfredo Morcia**

A cada profesor que me enseñó curso por curso esta importante herramienta para mi vida, que es la Ingeniería Mecánica,

Y en especial a todas las personas, que de manera directa o indirecta me apoyaron en el camino para terminar con éxito este trabajo de tesis.

Gracias

Luigi Utili Martínez

Indice

Resumen	i
Agradecimientos	v
Introducción	vii
1. Reseña histórica y estado del arte	1
2. Estudio y Diseño del sistema	16
2.1. Sistema de Propulsión	18
2.1.1. La Hélice	21
2.1.2. Estudio Aerodinámico	23
2.1.2.1. Teoría de elemento de pala	25
2.2. Sistema Motriz	34
2.3. Sistema de Transmisión	44
2.4. Sistema Eléctrico y Electrónico	49
2.5. Sistema Estructural	52
3. Operación y Control	65
4. Costos	76
Conclusiones y Recomendaciones	78
Bibliografía	
Anexos	
Planos	

Introducción

Muchas veces observamos rescates donde se arriesga la vida de los bomberos para salvar a una persona que se ahoga en un río muy caudaloso, pues lanzando una cuerda de un extremo a otro tienen que salvarla. En otros casos es necesario el rescate de alguna persona en lugares donde no se puede pisar, ya sean lagos o superficies pantanosas, como se ha podido observar en diferentes países donde las inundaciones y desbordes de agua hacia regiones pobladas están sucediendo con gran frecuencia, quedando muchas personas atrapadas en los techos de sus casas o en árboles.

El Perú es un país con una gran riqueza, una de ellas es la Selva, pero es difícil llegar con víveres y objetos de primera necesidad a poblaciones alejadas, donde los caminos no existen o son exabruptos. En otros casos es necesario salvar a una persona que se encuentra en lugares donde un helicóptero no se puede acercar por la longitud de su hélice, ya sea la ventana de un gran edificio en llamas o alguna montaña casi vertical.

Es así que, por todo lo expuesto anteriormente, se crea la necesidad de un vehículo que logre superar dichos inconvenientes. Los vehículos diseñados en la actualidad tienen otras funciones, pero esta nave tiene como aplicación principal el salvataje de personas, diseñado para salvar vidas. La innovación en este trabajo es que todo el enfoque está llevado a poder construirlo en el Perú con elementos que estén al alcance y podamos tener.

A diferencia de un avión cuya definición es: “Aparato más pesado que el aire, impulsado por motores y sostenido por la reacción dinámica del flujo de aire alrededor de alas fijas” y a diferencia de un helicóptero cuya definición es: “Aparato aéreo sin alas que se levanta principalmente y completamente gracias a unas aspas giratorias sobre este, en torno a un eje casi vertical impulsadas por un motor”, este vehículo tendrá un despegue y aterrizaje vertical diferente que un avión común y contará con hélices dentro de su estructura y en la parte inferior, contrario a un helicóptero con una o dos hélices muy grandes ubicadas encima de la cabina.

Existen muchas maneras de hacer una nave como ésta, pero aquí se presentará una de ellas explicando las razones y criterios. Se usará el sistema internacional de unidades (SI) y sólo en el caso de la potencia se usará la unidad de Caballo de Fuerza (HP) cuya equivalencia es de $745.70 \text{ Watts} = 1 \text{ HP}$ por facilidad en el entendimiento.

Reseña Histórica y Estado del Arte

Capítulo 1



1. Reseña Histórica y Estado del Arte

Desde tiempos muy remotos el hombre ha querido volar; es así, como detrás de la imaginación y la innovación de diferentes científicos, investigadores y hombres en el mundo, se ha podido ver como la humanidad ha ido avanzando en el tema, logrando grandes resultados y dominando cada día más el espacio aéreo. Alrededor del siglo XV, y a sus 67 años de edad, Leonardo Da Vinci diseñó lo que sería para la humanidad, el primer helicóptero del mundo como se puede apreciar en la foto 1.1.

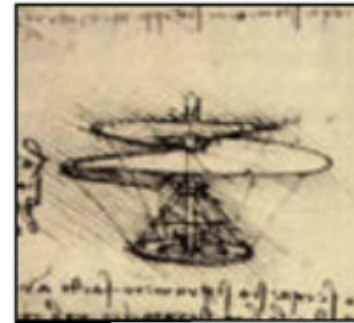


Foto 1.1 Diseño Da Vinci

Posteriormente, cuando la humanidad festejaba sus 1900 años después de Cristo, los hermanos Wilbur y Orville Wright desarrollaron el primer avión, el cual logró volar unos cuantos metros antes de caer al suelo, sin embargo, a pesar de las caídas, siempre existió la fe de construir un aparato volador que funcione.

En la primera década del siglo XX, se diseñó en San Petersburgo (Rusia), una especie de helicóptero que se elevaba por efecto de dos hélices de 30 aspas cada una; este vehículo



Foto 1.2 Vehículo SOROKIN

usaba un motor de 50 HP. Sus creadores lo denominaron **Sorokin** (foto 1.2) y pese a que optimizaron el diseño una y otra vez, éste nunca llegó a fabricarse. Paralelamente en Petrogrado y contando con el apoyo del ministro de guerra de Rusia, se diseñó un vehículo llamado **Aeromóvil** que contaba con cuatro rotores ubicados en los extremos de una estructura metálica. En un primer momento se colocó

un motor de 25 HP en la parte inferior, que movería las cinco aspas de cada hélice y los 1300 Kg. de peso que tenía la nave. Este proyecto, al igual que el **Sorokin**, nunca fue terminado ya que el tiempo de estudio y diseño se prolongó, no contando con más fondos que lo solventaran.⁽¹⁾

Luego de 12 años, en enero de 1921, el Doctor George Bothezart e Ivan Jerome ganaron un contrato del gobierno de Estados Unidos de Norteamérica para desarrollar un vehículo aeronáutico que pueda despegar y aterrizar verticalmente. Esta nave pesaba 1678 Kg., tenía forma de cruz y el piloto se colocaba al centro de ésta.

⁽¹⁾ P.Lambermont "Helicopters and Autogyros of the World", 1958

Cuatro hélices de 8.1 metros de diámetro estaban colocadas en sus extremos con una pequeña inclinación, tal que si se intersecaban todas las proyecciones de éstas, se unían en un punto justo encima del centro de gravedad. En este caso el motor que utilizó la nave tuvo una potencia de 180 HP.

Para poder controlar la estabilidad y la altura necesaria, cada hélice de 6 aspas tenía un control para variar la velocidad de giro y traslación de la nave. Así, en octubre de 1922 el vehículo hizo su primer vuelo con un peso total de 1700 Kg. como se puede ver en la foto 1.3. Luego de un año y con un nuevo motor de 220 HP marca Bentley BR-2 ya se habían hecho más de 100 vuelos logrando demostrar que el vehículo con esta configuración podía mantenerse en el aire con buena estabilidad a un máximo de 5 metros de altura. A pesar de las ventajas mencionadas era mecánicamente muy complejo y susceptible a problemas de confiabilidad ya que no contaba con mucha maniobrabilidad.



Foto 1.3 Prueba de vuelo de vehículo DAV

A diferencia de los vehículos aeronáuticos antes mencionados, en 1945, la empresa Bell comenzó una investigación para evaluar la configuración coaxial, la cual tuvo éxito anteriormente en Francia y California. Es así que se logró fabricar un vehículo que contaba con dos hélices montadas una sobre otra en un mismo eje. Para evitar que la cabina comience a girar, las hélices giraban en sentidos opuestos anulando el torque generado sobre el eje. En este caso los problemas en la caja de transmisión hicieron que la investigación se deje de lado.

El 11 de febrero de 1953 un diario Canadiense reportó que un platillo volador estaba siendo desarrollado en Malton, Canadá. Esta historia comenzó en 1952, en el contexto de la guerra fría entre Rusia y EEUU, cuando este último, luego de un trabajo de inteligencia encontró que en Canadá, una alianza Británico-Canadiense formada desde 1950 investigaba sobre naves de despegue y aterrizaje vertical, también conocidas como VTOL por las siglas en el idioma inglés *Vertical take-off and landing*. Esta alianza estaba en proceso de fabricación de un platillo volador, dentro del cual, el encargado de diseñarlo fue el ingeniero John Frost, que conocía mucho sobre este tipo de tecnología. Al inicio, el vehículo contó con una turbina, que en su primera prueba derritió toda la base de la nave, por lo que fue necesario buscar otro tipo de propulsión, pero el presupuesto ya estaba acabándose. Fue en ese momento que la Fuerza Aérea de EEUU llegó donde se desarrollaba esta nave y propuso auspiciar el proyecto que le había costado al gobierno Canadiense \$400 000.

Es así que se rediseño todo el vehículo. Se colocaron 3 turbinas más pequeñas alrededor de una nave circular, pero cuando se hicieron las pruebas, la estabilidad era muy poca.

Luego se fijó un gran ventilador radial en la parte central el cual aspiraba aire por la parte superior, generando el empuje necesario para poder mantener la nave en vuelo. El piloto y el copiloto iban sentados en cabinas colocadas a los extremos. Este vehículo llegó a volar a bajas alturas como se observa en la foto 1.4,



Foto 1.4 AVROCAR

es decir hasta 2 metros, porque cuando se elevaba más se volvía inestable llegando a voltearse 180 grados durante las pruebas.

Los estudios siguieron pero esa configuración generaba poca estabilidad, por tal motivo en 1960 fue oficialmente terminado el proyecto. El prototipo del Avro VZ-9 así llamado, esta ahora en EEUU en el museo de Fort Eustis, Virginia.

Bajo la idea de buscar algo diferente, Igor Bensen de nacionalidad rusa, formó en E.E.U.U. la Bensen Aircraft Corporation con la idea de seguir investigando el tema de vehículos con alas rotatorias. Es así que en 1954 fue probado el Midjet, que contaba con



Foto 1.5 MIDJET

una hélice de 4.5 metros de diámetro sobre una estructura pequeña donde se sentaba el piloto como se muestra en la foto 1.5. La diferencia de esta nave con otras diseñadas anteriormente, fue que la hélice era movida por dos turbinas de 40 HP colocadas en sus extremos, llegando a 120 Km/h en velocidad

de crucero y logrando levantar hasta 180 Kg., teniendo en cuenta que el peso total era de 45 Kg. Ese mismo año, en el Instituto de Aviación de Moscú (Rusia) se organizó un grupo de diseño para desarrollar vehículos aeronáuticos VTOL. Para este vehículo se seleccionaron cuatro turbinas situadas en los bordes de la nave cruciforme y con propulsores de 6 metros de diámetro dispuestos verticalmente como el fuselaje. Aproximadamente la masa del denominado Bratukhin (foto 1.6) fue de 55 toneladas con un empuje



Foto 1.6 BRATUKHIN

completo de 90 toneladas. Este proyecto se caracterizó por su originalidad y la novedad de las soluciones técnicas propuestas, una de las cuales fue el circuito eléctrico de la transmisión que substituyó al mecánico tradicional con los reductores ejes y embragues.

Pero mientras Rusia avanzaba con estos estudios en Norteamérica la Oficina de Investigación Naval, basándose en la idea de una plataforma voladora con un gran ventilador para poder hacer un vehículo unipersonal VTOL, comenzó con los estudios desarrollando el proyecto YHO-1E, el cual serviría para vigilancia y transporte. Así, luego de dos años, en febrero se hicieron las pruebas, obteniendo buenos resultados.

Se rediseñó el proyecto cambiando de nombre a VZ-1 Pawnee el cual contaba con un ducto de 1.5 metros de diámetro y sobre éste, 8 nervaduras equidistantes para lograr una buena estabilidad, el piloto iba al centro con correas de seguridad maniobrando la altura en función de la potencia que le exigía al motor como se muestra en la foto 1.7.



Foto 1.7 PAWNEE

En noviembre de 1956 la Oficina de Investigación Naval, mejoró el diseño e hizo el tercer prototipo, colocándole un motor adicional de 40HP y ampliando el ducto a 4 metros de diámetro. Pero las desventajas de esta plataforma voladora se hicieron notar, siendo pesada, lenta y muy delicada para un campo de batalla.

Mientras la OIN iba dejando de lado el estudio de esta nave, se comenzaron a diseñar otras aeronaves con el mismo concepto de plataforma voladora. Así se desarrolló y probó, para la armada de Estados Unidos, el De Lackner DH4 Helivector, más conocido como Aerocycle, que por cambios en el diseño mejoró notablemente al VZ-1 Pawnee. El DH4 unipersonal, tenía un motor de 42.9 HP que movía a una hélice situada debajo del piloto.



Foto 1.8 Aerocycle

Esta plataforma llegaba a velocidades cercanas a los 110 Km/h teniendo como ventajas la estabilidad, la maniobrabilidad, el poco tiempo de adiestramiento para conducirla, y que para su aterrizaje contaba con 4 colchones de aire en la parte inferior. Sin embargo, el concepto del dispositivo de elevación individual era juzgado de no ser práctico bajo un pensamiento táctico, por lo que al igual que el VZ-1, el Aerocycle

como se puede ver en la foto 1.8, se dejó de estudiar. En los años siguientes hasta el día de hoy, la plataforma voladora se ha seguido estudiando para mejorarla en diferentes aspectos. Actualmente la estructura es más liviana y la maniobrabilidad es mejor. Existen empresas que las venden con fines recreativos en diferentes portales de Internet con un costo aproximado de 50 mil dólares americanos.

1956 fue un año en el que se llevaron a cabo muchos estudios sobre los VTOL, ya que aparte de las plataformas antes mencionadas, se desarrollaron otros dos vehículos. Uno de ellos fue el Convertawings Model "A" Quadrotor tratando de revivir el concepto de un



Foto 1.9 Quadrotor

vehículo hecho en Francia en 1922. Lo especial de esta nave era que la estabilidad y la maniobrabilidad se controlaban variando el empuje generado por cuatro rotores en los extremos (foto 1.9). Estos eran movidos con dos motores de 90 HP cada uno, que por medio de fajas en V transmitían la potencia. La nave de aluminio con una longitud de 6.6 metros

y 1 tonelada de peso llegaba a velocidades de 128 Km/h. El mecanismo de control era bien simple por lo que el primer prototipo fue fabricado y voló con éxito. Luego se planificaron otros modelos pero solo en eso quedaron.

Quadrotor

El otro vehículo desarrollado en ese año fue el VZ-6 diseñado por la empresa Chrysler, luego de ganar un contrato con la armada de Estados Unidos. Esta máquina voladora debía ser ligera y comportarse en el aire como lo hace un jeep en la tierra. Bajo estas condiciones se logró hacer una nave, con dos hélices grandes movidas con un motor de 500 HP (foto 1.10).



Foto 1.10 Vehículo VZ - 6

A finales de 1958 la armada utilizó dos de estos vehículos y se hicieron los primeros vuelos. Con 1080 Kg. el VZ-6 era muy pesado, tenía poca potencia y estabilidad, tanto así que durante la primera prueba se volteó 180 grados, logrando salir con vida el piloto, pero marcando un daño económico muy grande, por lo que se decidió no seguir con esta investigación.

Pese al frustrado intento con el VZ-6, la idea del jeep aéreo permaneció, fue así como en 1957 la división Curtis Wright ganó el contrato para fabricar estos prototipos diseñando el VZ-7, un vehículo ligero con despegue y aterrizaje vertical. Alrededor de un rectángulo metálico en donde se ubicaban el piloto, el combustible y los controles, iban 4 hélices grandes movidas por una turbina de 425 HP. Para elevar su eficiencia, los prototipos tenían ductos para las hélices. La estabilidad se lograba variando el empuje de cada una de éstas.

Se fabricaron dos vehículos para el programa de prueba pero, pese a que eran relativamente estables, no se pudieron resolver los requisitos de altitud y velocidad especificados por el ejército, por lo que ambas naves fueron retiradas de servicio.

Ese mismo año Piasecki Aircraft Corp. ganó un contrato para la investigación y desarrollo de un vehículo denominado “*el jeep volador tipo VTOL*”. Este vehículo, debía volar muy bajo y tener una velocidad de avance de 110 Km/h. Se diseñó entonces el modelo 59K SKY CAR, el cual era muy parecido al VZ-6, que poseía dos ductos con rotores y hélices de tres aspas, movidas por motores de combustión interna Lycoming de 181 HP de potencia. En octubre de 1958 realizó su primer vuelo exitoso, por lo que lo bautizaron como VZ-8P (foto 1.11). Luego de que fuese aceptado por la milicia norteamericana, se le cambió de motores, usando turbinas de 420 HP. Fue denominado 59N, y rebautizado por Piasecki como el Airjeep II.



Foto 1.11 Vehículo VZ – 8P

Este vehículo, incorporó cambios significativos en su diseño, como el cambio del ángulo del ducto, la instalación de dos turbinas a gas de 400 HP que movían a dos rotores de 2.5 metros de diámetro. Tenía una longitud de 7.44 metros, altura de 1.78 metros y ancho de 2.82 metros, llegando a los 900 metros de altitud. También contó con asientos eyectores, y la colocación de dos espacios para pasajeros. Este vehículo hizo su primer vuelo en el verano de 1962. Ninguna de las dos versiones de los Airjeep VZ-8P presentaba problemas con la elevación superficial, y aunque en un principio el diseño fue planteado para bajas alturas que le permitieran camuflarse, podían elevarse a más de mil pies de altura. Ambas versiones fueron diseñadas para ser absolutamente estables y relativamente capaces de volar debajo de árboles y entre los edificios u otros obstáculos. Además, el Airjeep, era capaz de atacar objetivos solamente dejando ver el arma sobre la línea de ataque. Aún en la actualidad, este sigue siendo un talento único, porque incluso los helicópteros modernos del campo de batalla deben levantarse sobre la línea de ataque para que sus armas se monten debajo del plano del rotor, revelándose así y proporcionando un área mucho mayor para ser atacado.

El Airjeep II fue también el predecesor del avión moderno Stealth. Sus ductos hacían a las hélices invisibles al radar y al ojo humano. A pesar de sus múltiples cualidades, el Airjeep, como la mayoría de los "jeeps del vuelo" desarrollados durante este período, fue juzgado en última instancia por el ejército para ser declarado mecánicamente impropio a los rigores de las operaciones de campo. El concepto “jeep del vuelo”, fue abandonado en

favor del desarrollo posterior de los helicópteros convencionales del campo de batalla. Ambas naves fueron dejadas de lado a mediados de los años sesenta.

En 1962, el Dr. Moller, Master en Ingeniería y con PHD en la Universidad McGill fabricó un pequeño modelo de una nave VTOL que tenía en mente y la llamó XM-2. Dos años después, en el garaje de su propia residencia en California, comenzó la construcción de la nave pero esta vez a escala natural. Cuando fundó la Moller Aircraft Corporation, logró completar la construcción de este prototipo usando motores McCulloch de dos tiempos, que producían suficiente potencia para mantener el



Foto 1.12 Moller XM-2

XM-2 volando a poca altura. En 1966, con el éxito de este primer vehículo VTOL, el Dr. Moller rediseñó el XM-2, colocándole dos motores fuera de borda Mercury, con el auspicio de UC Davis, California. El nuevo modelo, fue considerado un éxito total y en 1968, el Dr. Moller recibió su primera patente por el diseño del VTOL XM-2 (foto 1.12).

Las naves VTOL tenían una desventaja, y era que no podían llevar a muchos pasajeros, es así que con la misma tecnología se llevaron a cabo muchos estudios para desarrollar aviones con hélices en alas giratorias que pudieran rotar 90 grados, para hacer posible un despegue y aterrizaje vertical. Desde 1954 hasta 1966, se construyeron vehículos aéreos con estas características, como el Trascendental 1-G, el Bell XV-3, el Vertol VZ-2, Doak VZ-4 y el Hiller X-18, el Curtis-Wright, Canadair, Hiller-Ryan XC-142, VFW VC-400 y 500, solo para citar algunos ejemplos. Aún en la actualidad se estudian diferentes tipos de vehículos de despegue y aterrizaje vertical como por ejemplo el AV8-B Harrier.

Bell fue una de las compañías que más investigó este tipo de vehículos aeronáuticos. Destaca el X-22, desarrollado con la idea de tener una nave V/STOL (despegue pequeño y aterrizaje vertical). Durante las pruebas, esta nave demostró una estabilidad variable que la hacía más versátil que cualquier otro vehículo V/STOL antes desarrollado.

Las fuerzas militares de Estados Unidos tenían como objetivo, desarrollar investigaciones sobre vehículos V/STOL con variantes que permitieran aprovecharlos de maneras diferentes. Al respecto, los estudios demostraron que una estructura de dos ductos para las hélices, permitía alas más cortas y ligeras. El ducto alrededor de los cuatro rotores, mejoraba la eficiencia y proveía mayor seguridad a la tripulación.

Los estudios de Bell comenzaron en noviembre de 1962, luego de que ganara un contrato de 27 millones de dólares por el diseño y desarrollo de dos naves X-22. Esta empresa tenía experiencia en naves V/STOL como el X-14, XF-109. Este vehículo pesaba 7530 Kg., tenía una longitud de 11.9 m., y capacidad para 540 Kg. Cuatro turbomotores de 1250 HP y un tanque de 465 galones, se encargaban de mover los cuatro rotores. Tenía diez transmisiones que reducían de 19 500 rpm a 2600 rpm. Las hélices de tres aspas construidas por Hamilton Standard, medían 2.1 m. de diámetro, estaban hechas de fibra de vidrio reforzada con acero y colocadas dentro de un ducto para un mejor funcionamiento.

La nave VTOL de dos pasajeros más pequeña en el mundo fue la sucesora del XM-2, también creada por el Dr. Moller, el XM-3, se comenzó a fabricar en 1966. Un original diseño, con una sola hélice que giraba alrededor de los pasajeros, creando el empuje necesario para elevarse verticalmente era movida por 8 motores de go-kart (foto 1.13). En 1968, el Dr. Moller voló con éxito en este vehículo, patentándolo en 1969.



Foto 1.13 Moller XM-3

Con un diseño bastante similar al del XM-3; el XM-4 se fabricó, con la forma de platillo volador. Avalado por el éxito del XM-2 y XM-3, la fabricación de este modelo comenzó en 1970 y debutó en 1974. Su diseño contaba con 8 motores, igual que el XM-3, pero en este caso eran rotativos cuya marca era Fitchel-Sachs y rodeaban al piloto en un arreglo circular patentado.

Como ya se dijo anteriormente, se ha estudiado mucho la tecnología de vehículos VTOL con diferentes formas, también el desarrollo de aviones que cuentan con hélices rotativas en los extremos de las alas. Así también existen los Vehículos Aeronáuticos no Tripulados conocidos por las siglas UAV que en el idioma inglés significa Unmanned Aerial Vehicles,



Foto 1.14 AROD

en los que se han venido desarrollando con éxito, grandes investigaciones. Las aplicaciones para este tipo de naves son muchas, ya sea militar, de seguridad, reconocimiento o para competencia. En 1982, la marina inició

en Hawai, Estados Unidos, el proyecto AROD (Airborne Remotely Operated Device); es decir, Dispositivo aerotransportado operado de manera remota. Un vehículo VTOL muy pequeño, que contaba con cuatro ductos con hélices que le permitía volar con gran

facilidad. Tenía motores eléctricos y un cable que lo unía a tierra, a través del cual, pasaba la corriente (foto 1.14). Luego se convirtió en una nave de motores de combustión interna de dos tiempos, con 26 HP y un solo propulsor. Contaba con un sistema de dirección colocado en la parte inferior de la hélice para controlar dirección y la altura. La primera generación de AROD fue desarrollada por el Dr. Moller a manera de subcontrato, y continuó posteriormente, como parte de un proyecto mayor denominado GATERS, que en sus siglas en inglés significa Sistema Telerobótico de Aire y Tierra. AROD fue probado con éxito en diferentes oportunidades, pero dejó de ser estudiado debido a que los fondos fueron asignados a otros proyectos.

En los años que pasaron, el Dr. Moller antes mencionado por las naves XM- 2, 3 y 4, no se quedó con las manos cruzadas y continuó con la búsqueda y mejora de un vehículo aéreo VTOL. En 1985, luego de adquirir de la Outboard Marine Corporation, la tecnología sobre motores rotativos, comenzó con las modificaciones de sus motores tipo Wankel, logrando aumentar la potencia en 20% y disminuir el peso en 50%.

Dos años después estos motores fueron probados en el XM-4 obteniendo buenos resultados. Luego de algunos cambios en la nave esta fue rebautizada con el nombre de M200X en 1989. Es así que el 10 de mayo de ese año fue presentado ante la prensa mundial.

Luego de muchos años en los que se llevaron estudios sobre helicópteros y aviones, una empresa dedicada a la investigación de vehículos VTOL obtuvo grandes logros. Es así que en 1996, la empresa Trek Aerospace comenzó a desarrollar un esqueleto aéreo conformado por un motor rotativo, dos hélices de cinco aspas dentro de ductos y timones en la parte inferior para controlar la dirección.

Así en 1999, Trek Aerospace firmó un contrato con la NASA (Administración Nacional Aeronáutica y Espacial) para compartir información sobre la tecnología de los ductos. Al colocar éstos con la configuración antes mencionada se lograba eliminar el torque que hacía difícil la maniobrabilidad de la nave haciéndola girar sobre el eje de la hélice. Con un equipo de 5 personas este trabajo se terminó en tres años, tiempo en el cual



Foto 1.15 DRAGON FLY

también fueron desarrollando, construyendo y probando vehículos VTOL, como el Dragonfly que se puede ver en al foto 1.15 entre otros, que tuvieron la característica fundamental de una buena estabilidad, pudiendo resistir en un túnel de viento velocidades de hasta 21.6 Km/h. Esta nave con una longitud de 4 metros, se basaba en un motor

rotativo de 170 HP que mediante un sistema de hélices transmisión movía dos hélices en sentidos contrarios para contrarrestar los torques que producían levantando hasta 480 kilos y con una capacidad para almacenar combustible de 78 litros.

Dentro de los vehículos VTOL no tripulados el CL-327Guardián fue una versión mejorada de otros UAV como el Centinela. Los estudios para mejorar este vehículo venían desde 1964. El Centinela participó en los programas de la Marina de Guerra de Estados Unidos en los años 90, con varios vuelos de demostración. En 1996 se propuso un Centinela modificado.

El Guardián tuvo la ventaja de tener una producción de bajo costo, y fue uno de tres sistemas UAV seleccionados para participar en el programa de demostración de la Marina de Guerra VTOL UAV en 1998. Más de 50 horas de vuelos acertados terminaron a causa de un accidente en junio de 1998, cuando un depósito de gasolina se separó de la nave causando la pérdida de ésta. El CL-327Guardián era accionado por un motor de 125HP Williams WTS117-5, que transmitía la potencia a los rotores de 3.96m. de diámetro, pesaba 350 Kg., y la velocidad máxima de la travesía era de 155 Km/h.



Foto 1.16 SIKORSKY UAV

En 1998 la compañía Sikorsky (Estados Unidos), diseñó el Cypher, un vehículo aéreo sin tripulación, conformado por dos rotores que giraban en sentido contrario, cuatro aspas en cada hélice, conducidos por un motor rotatorio de 52HP UEL AR 801, dentro de una cubierta de 1.95m. de diámetro hecha de grafito/epoxy. Este diseño podía ser accionado tanto automáticamente, como por el control de tierra. En pruebas realizadas por el ejército de los E.E.U.U., se buscaron diferentes objetivos para que el vehículo

lograra encontrarlos, consiguiendo también detectar artillería (foto 1.16). Esta tecnología permitió que el Ministerio de Energía de los E.E.U.U., localizara las estructuras y los túneles subterráneos en el Estado de Nevada.

Así como todos los vehículos mencionados, antes de poder fabricarlos y hacer las pruebas fue necesario inventarlos, basándose en una idea y un buen capital para lograr grandes avances tecnológicos. Air bike es una expresión de vehículos VTOL, una idea que se quiere llevar a cabo basada en una bicicleta aérea, la cual contaría con dos motores rotativos en la parte posterior que impulsan a una hélice que al aumentar la velocidad aumenta también el empuje para variar la velocidad. Sobre esta hélice se colocará un deflector de aire para poder darle dirección al vehículo. También contaría con un paracaídas en caso de emergencia por si fallaran los dos motores o sucede cualquier

otro accidente. Esta bicicleta aérea no podrá retirar víctimas pero, debido a su tamaño y rapidez esperada, podría llegar donde está el accidente en tiempos muy cortos con el médico para que pueda estabilizar los signos vitales del herido. El peso que se estima para esta nave está entre los 100 y 150 kilos.

Un nuevo carro volador VTOL está en construcción desde el año 2001 por un pequeño grupo de personas bajo la dirección del Dr. RAFI YOELI, Director Gerente de la AD&D Ltd. en Israel. Este nuevo vehículo es llamado City Hawk y podrá llevar a dos personas,

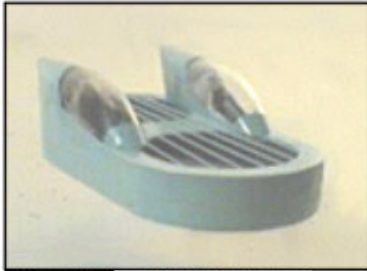


Foto 1.17 CITY HAWK

aparte de contar con una autonomía de 1 hora de vuelo. Llegará hasta los 2500 metros de altura, contará con dos hélices movidas por dos motores de 4 tiempos de combustión interna. Para poder girar y avanzar cuenta con timones por encima y debajo de las hélices. Las futuras versiones de esta nave serán usadas para operar en lugares donde los helicópteros no pueden entrar

debido a su gran hélice; para transporte urbano, ambulancias, patrulleros entre otras aplicaciones. Todo el sistema utilizado en esta nave es muy parecido con el utilizado en investigaciones anteriores por lo que se espera se termine pronto el modelo y se logren hacer las pruebas, ya no con el prototipo como se puede ver en la foto 1.17, sino con el vehículo a escala real.

Pasaron los años y el Dr. Moller continuó con la investigación de los vehículos VTOL, y fue así que, a lo largo de su carrera, fue reuniendo experiencia y conocimientos para continuar en el diseño de estas naves. Desarrolló el M150 Skycar y fabricó un prototipo que fue llevado y mostrado en Alemania, diseñado para una persona, con un peso de 386 Kg. Pero los esfuerzos se dirigieron al M400 Skycar, el cual, basándose en el M150 mejoró muchas características. Cuando el Dr. Moller terminó de fabricar, probar y hacer la presentación ante el mundo del M200X, modelo sucesor del M150, se presentó un nuevo reto; hacer un vehículo que pueda despegar y aterrizar como helicóptero, pero que logre volar como avión, siendo esta última la cualidad que faltaba en las otras naves. De esta manera el diseño varió por completo y las investigaciones no cesaron hasta que en marzo del 2003 se hicieron las pruebas dando buenos resultados.

El M400 Skycar como se puede ver en la foto 1.18, basándose en el principio del Avión Harrier, que se puede elevar gracias a unos deflectores que giran dirigiendo el flujo de aire hacia abajo o hacia atrás, utiliza un sistema de 4 rotores giratorios con timones para direccionar y controlar el flujo de aire.

Dentro de cada uno tiene dos motores, haciendo un total de ocho motores de 150 HP, cada uno de estos puede ser cargado fácilmente por una persona y puede utilizar combustibles como el gas, gasolina o petróleo. Este sistema patentado por el Dr. Moller permite que ascienda verticalmente y luego pueda viajar horizontalmente.



Foto 1.18 SKYCAR

También está hecho para recorrer distancias pequeñas en tierra como si fuese un auto. El fuselaje de esta nave está hecho con fibra de plástico reforzada lo que le da resistencia y poco peso. Se requiere bastante potencia para elevar la nave y lograr un buen aterrizaje, por eso, para el control se cuenta con dos palancas que están conectadas a una computadora que dirige los rotores, es decir, el piloto solo mueve la palanca hacia donde quiere ir y la computadora se encarga de dirigir la nave hacia esa dirección. Esta nave cuenta con un paracaídas de emergencia para cualquier incidente, la altura máxima a la que podrá llegar será 9.6 Km., cuenta con un peso de 1 tonelada y tiene un consumo de 45 Km. por galón de combustible. Podrá albergar a 4 pasajeros y llegar a una velocidad de subida de 90 Km/h. El precio del M400 Skycar va desde los \$500 000 hasta \$ 1 000 000 de dólares.

En el año 2000 El MARINER UAV de Sikorsky (empresa norteamericana de helicópteros), fue desarrollado y seleccionado por los infantes de marina de E.E.U.U. para probar conceptos de funcionamiento. El MARINER emplea un ventilador canalizado, consistente en dos rotores coaxiales de cuatro palas que generan la elevación. Un ala convencional se une al fuselaje, para proporcionar la elevación en vuelo delantero, reduciendo la carga en el ventilador de elevación. El ala, en conjunto con un segundo ventilador canalizado más pequeño, ubicado en la cola del avión, es usada para la propulsión delantera. El "Cypher II", también conocido así por ser de la misma familia del "Cypher", es capaz de llevar una carga útil de 22 Kg., con una autonomía de vuelo de dos horas. El aparato tiene un peso de 100 Kg. y una velocidad superior a 230km/h. Las alas pueden quitarse para operaciones militares en terreno urbano. De la misma manera como su precursor el "Cypher I". En la actualidad Sikorsky tiene un contrato de \$5.46 millones para entregar 2 prototipos.

A partir del segundo milenio, se comenzaron a hacer naves mucho más sofisticadas y estéticamente atractivas como por ejemplo el Skycar, es así que Macro Industries compañía estadounidense viene desarrollando el Sky rider X2R, nave VTOL donde su diseño cuenta con rotores giratorios para un despegue vertical y un vuelo horizontal. Se han escrito muchos artículos en torno a esta nave y en el mes de octubre del



Foto 1.19 Sky Rider

2000 se terminó de fabricar un prototipo. El diseño de este vehículo tiene cabida para dos personas y un motor eléctrico que mueve las hélices que se encuentran dentro de los rotores (foto 1.19). La nave necesitaría 700 HP de potencia para elevarse, con una capacidad de carga para 150 Kg. y 100 galones de combustible. La velocidad de subida será de 72 Km/h. El precio se estima entre US\$ 500 000 y US\$ 1 000 000. El diseño terminado se ha programado para el 2006 y está dentro de los planes, la posibilidad el poder dirigirla mediante la voz.

La imaginación y el ánimo de siempre querer hacer algo nuevo y diferente ha llevado al hombre a proyectar para un futuro, diferentes vehículos que todavía están en estudio, es así que, inspirados en la tragedia del 11 de setiembre en EEUU, diferentes diseñadores aeronáuticos han creado proyectos de naves de rescate. Un ejemplo es Roy LoPresti y Larry Gordon que forman parte de un grupo de apoyo para el desarrollo de dos vehículos VTOL de salvataje, el TurboHawk y el Guardián que contarán con un sistema de propulsión basado en dos motores con una hélice y un turbopropulsor de 500 HP respectivamente. El objetivo del Guardián será el rescate de personas a gran altura determinada, teniendo la cualidad de colocarse cerca de un edificio para poder evacuarlas como se puede ver en la foto 1.20. El TurboHawk, al contrario, está pensado para el traslado de tropas militares.



Foto 1.20 Guardián

Estudio y Diseño del Sistema

Capítulo 2



2. Estudio y Diseño del Sistema

Los requerimientos más importantes del vehículo aeronáutico especial, que se diseña en este trabajo de tesis deberán ser:

- Este vehículo deberá tener la cualidad de despegar de manera vertical, mantenerse en equilibrio, flotando en el aire a una altura determinada y descender de manera vertical hasta aterrizar.
- Será una nave para emergencias, ya sea el rescate de personas en lugares muy altos, como edificios donde las escaleras de los bomberos no puedan llegar, las hélices de un helicóptero impidan el acercamiento para evacuarlos o el rescate de alpinistas que han quedado atrapados en alguna parte de una montaña. También deberá cumplir con la condición de salvar personas que luego de una inundación han quedado atrapadas en los techos de las casas, en las cima de los árboles, etc.
- Deberá tener las dimensiones necesarias, así como la potencia suficiente para albergar y transportar a cuatro pasajeros y un piloto. Esto significa que, tomando a una persona promedio de un mismo país o zona, se tiene que la altura promedio del hombre es de 1.72 metros y el peso es de 82.5 Kg. Es así que para las 5 personas el peso que deberá soportar el vehículo será de 412.5 Kg.
- Este vehículo deberá contar con una zona segura para que vayan las personas.
- Contará con un sistema electrónico de control que mediante sensores de diferentes variables, mantendrá la nave estable, situada en la posición requerida, tomando acción sobre las velocidades de ascenso, descenso, movimiento lateral, hacia delante y atrás. Este requerimiento no se desarrollará, ni diseñará en este trabajo, sin embargo se detallarán las características con las cuales contará en su debido momento.
- Deberá ser lo más compacto posible para que sea fácil de transportar.
- Todos los componentes del vehículo, deberán conseguirse fácilmente en Perú, ya sea mediante un distribuidor autorizado o un fabricante en nuestro país, agregando esto como criterio de selección para el motor, las hélices, la estructura, etc. De esta manera también se deberá construir en nuestro país.
- Tendrá que elevarse hasta una altura de 500 metros valor colocado en función a la altura de las torres gemelas de Nueva York, Estados Unidos de Norteamérica.
- Para poder hacer los cálculos y luego verificarlos, se asumirá que la nave estará pesando 337.5 Kg, incluyendo la estructura, hélices, motores y todos los componentes. Sumando a esto el peso de las personas, el vehículo deberá elevar un peso de 750 Kg.

2.1. Sistema de Propulsión

Cuando nos referimos al sistema de propulsión, la definición más precisa sería: el conjunto de elementos que generan una fuerza llamada empuje en el sentido contrario del movimiento. El sistema de propulsión de este vehículo se encargará de elevarlo verticalmente, mantenerlo a una determinada altura por un periodo de tiempo y luego hacer que descienda de manera segura.

Para propulsar una nave de tal manera que se pueda elevar con cierta aceleración a una determinada altura, existen muchas opciones. Cada una de estas tendrá sus ventajas y desventajas en función a los requerimientos que se tienen. A continuación se hará una breve reseña de los diferentes sistemas de propulsión que se podrían implementar en la nave.

Turbinas a reacción: También conocida como turboreactor, consta de una turbina de gas con un compresor y una o varias cámaras de combustión, la turbina cumple la función de accionar el compresor que se encuentra en la parte delantera. Una vez realizada la etapa de compresión, el aire sale a una presión 30 veces superior a la que tenía a la entrada y a una temperatura próxima a los 600°C. Después se hace pasar a la cámara de combustión, donde se junta con el combustible y se incendia la mezcla, alcanzándose temperaturas superiores a 1.100 °C. La energía interna de los gases de la cámara de combustión, se transforma en energía cinética debido a una tobera de propulsión donde se expanden, al mismo tiempo que se refrigeran, y es la velocidad de expulsión la que genera el empuje necesario para propulsar el aparato. El turboreactor y sus diferentes tipos como, turbofan y turbo-eje, se han incorporado no sólo a la mayor parte de los aviones militares, sino a una gran cantidad de vehículos aéreos para transporte de pasajeros como se puede ver en la foto 2.1.



Foto 2.1 Concorde

Hélices: La hélice es un dispositivo que puede ser de madera, metal o algún polímero reforzado como se puede ver en la foto 2.2 y esta constituido por un número determinado de aspas o palas, variando desde 1 hasta 8 en casos muy especiales. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos, los cuales pueden variar a lo largo del aspa, como también pueden ir cambiando progresivamente su ángulo de ataque, desde la raíz hasta el extremo (mayor en la raíz, menor en el extremo), todo esto con la finalidad de hacer una hélice más eficiente.



Foto 2.2 Hélice de dos aspas

Al girar alrededor de un eje, la hélice produce el empuje para poder propulsar la nave. Está acoplada

directamente, a través de engranajes o mediante poleas al eje de salida de un motor ya sea de combustión interna, un motor eléctrico o un turbo-eje, el cual proporciona el movimiento de rotación. Este último no se tomará en cuenta ya que está incluido en la otra opción dentro de la categoría de turbohélice. Para escoger la mejor opción, será necesario plantear ciertos criterios; el primero de estos será el costo del sistema de propulsión.

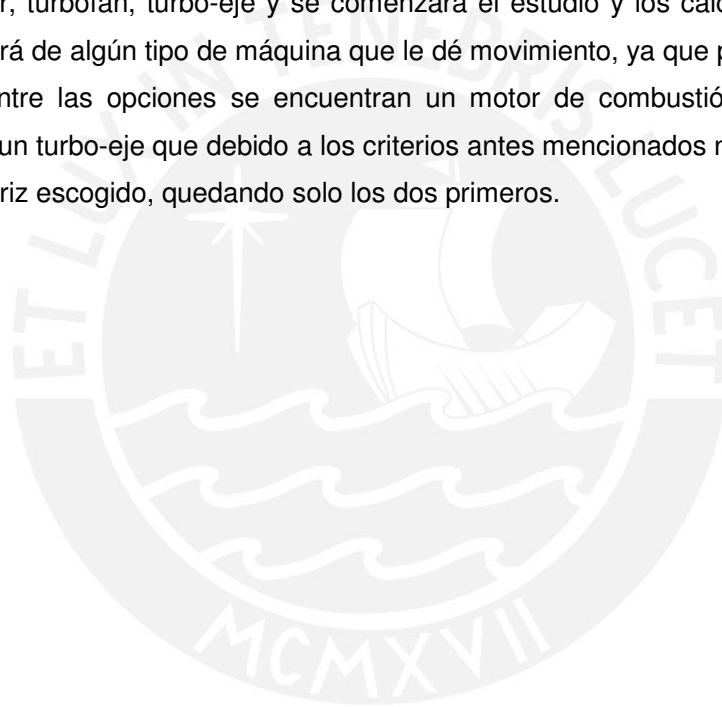
El precio de una turbina a reacción como la mencionada anteriormente, varía, según su potencia, entre \$100 000 y \$300 000 para una nave como la que se proyecta en este estudio. En el caso de la hélice, se tiene que tener en cuenta que fabricarla requiere de un proceso muy fino para poder cumplir con las características aerodinámicas requeridas, sin embargo el precio no sobrepasa los \$1000. Esto sumado al precio del motor para mover la hélice que puede ser de combustión interna o un turbo-eje. Finalmente una hélice movida con un motor de combustión interna será menos costosa, siendo la mejor opción bajo este criterio.

El segundo criterio a tener en cuenta es, qué tan factible es conseguir, ya sea un turborreactor o una hélice en nuestro país. Una posibilidad es la importación de cualquiera de las dos opciones; sin embargo la gran ventaja que tiene la hélice, es que puede ser construida en el Perú contando con las herramientas necesarias, caso contrario con el turborreactor, ya que se necesitan otros elementos más sofisticados para su fabricación.

El tercer criterio se basa en el mantenimiento del sistema de propulsión. Como el vehículo aeronáutico en estudio deberá actuar en casos de emergencia, su funcionamiento debe ser óptimo e inmediato, siendo este tema bastante importante para tener en cuenta. Un turborreactor requiere de un mantenimiento periódico debido a su gran complejidad y cantidad de partes. Así también, deberá ser realizado por especialistas que tengan experiencia en el dispositivo adquirido. Analizando la otra opción, la hélice no precisa de un mantenimiento muy complicado, ni de algún especialista. Se debe cuidar que esté limpia, libre de cualquier elemento que se pueda adherir que genere desbalanceo, verificar horizontalidad y concetricidad con su eje, y si en caso tuviera algún daño, no es muy costoso repararla, siempre en comparación con un turborreactor.

Otros criterios que se tomaron en cuenta para la elección, han sido basados en las experiencias de otras naves que en el Capítulo 1 se explicaron. Cuando se plantea que este vehículo debe transportar personas y debe ser compacto, surge una gran desventaja con un turboreactor. El nivel de ruido supera el de un motor de combustión interna y la temperatura de los gases de escape son tan altas que pueden derretir el material de la estructura de la nave aparte de dejar abierta la posibilidad de que ocurra algún accidente mortal con alguna persona.

Existen otros criterios para considerar, sin embargo los que han sido analizados son los más importantes para este estudio. Como conclusión de lo expuesto anteriormente se descartará por completo la opción de utilizar una turbina, en cualquiera de sus categorías, turboreactor, turbofan, turbo-eje y se comenzará el estudio y los cálculos con la hélice. Esta requerirá de algún tipo de máquina que le dé movimiento, ya que por si sola no podrá moverse. Entre las opciones se encuentran un motor de combustión interna, motores eléctricos o un turbo-eje que debido a los criterios antes mencionados no estará dentro del sistema motriz escogido, quedando solo los dos primeros.



2.1.1. La Hélice

La hélice es un dispositivo constituido por un número variable de aspas que giran alrededor de un eje. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van variando su ángulo de ataque, desde la raíz hasta el extremo, y en su contacto con el aire producen una fuerza de resistencia y sustentación. Estas al combinarse dan forma al torque y al empuje que experimenta la hélice.

Las hélices pueden ser de madera, metal, materiales poliméricos que tienen mejores propiedades siendo más ligeros y resistentes o la mezcla de madera con resinas. Los perfiles aerodinámicos que conforman cada pala están sujetos a las mismas leyes y principios que cualquier otro perfil aerodinámico teniendo cada uno de estos un ángulo de ataque respecto al viento relativo de la pala que en este caso es cercano al plano de revolución de la hélice. El giro de la hélice con cada una de sus palas, es como si se hicieran rotar muchas pequeñas alas, que aceleran el flujo de una gran masa de aire hacia el borde de salida de cada perfil, movimiento que provoca una fuerza de reacción, que propulsa al vehículo hacia la dirección requerida.

Las hélices se fabrican variando el ángulo de ataque, ya que para producir una fuerza constante a lo largo de la pala, reducir las tensiones internas y evitar las vibraciones, se debe tener un mayor ángulo en la raíz disminuyendo progresivamente hacia el extremo. La velocidad será menor en la raíz y se producirá la mayor velocidad de giro en el extremo de cada aspa.

La velocidad con la que giran los extremos se vuelve crítica si está próxima a la velocidad del sonido, ya que se forman ondas de choque produciendo severas turbulencias, que pueden destrozarse la hélice, el motor, o simplemente hacer que el aire deje de ser movido por la pala. Este hecho pone límites al diámetro y las revoluciones por minuto que puede tener la hélice. El empuje generado está directamente relacionado con la cantidad de aire que mueve y la velocidad con que lo acelera; por lo tanto el tamaño de la hélice, su paso, y su velocidad de giro determinarán la fuerza de propulsión. Su diseño, forma, número de palas y diámetro, debe ser el adecuado para la gama de velocidades en que puede operar la nave. Una hélice bien diseñada puede dar un rendimiento de 0,9 sobre un ideal de 1.

El número de palas de una hélice depende de tres consideraciones principales: qué potencia se tiene para hacerlas girar, el volumen y la velocidad de aire requerida, y las restricciones impuestas por el ruido. Tener más palas es menos eficiente, pero una hélice con pocas palas para generar el mismo empuje necesita más velocidad, por lo tanto tendrá una velocidad más alta en las puntas, siendo más ruidosa.

Una hélice de más de 2 palas conlleva una reducción de revoluciones por minuto, menos ruido, un mayor volumen de aire movido, menor velocidad el aire movido, y un rendimiento más bajo.

Independientemente del número de palas, las hélices se pueden clasificar en hélices de paso fijo y hélices de paso variable. Entendiendo como paso al ángulo que forma la cuerda de los perfiles de las palas con el plano de rotación de la hélice. Cuando el paso es único y no varía, se le conoce como hélice de paso fijo y este valor es colocado por la persona que diseña la hélice en función a los requerimientos que necesite. Para entender mejor este concepto se puede comparar una hélice de paso fijo con una caja de cambios con una única velocidad, compensando su falta de eficacia con una gran sencillez de funcionamiento.

La hélice de paso variable permite al piloto, en función de las diferentes fases de vuelo ajustar el paso, acomodándolo para poder obtener su rendimiento óptimo en todo momento. El ajuste se realiza mediante la palanca de paso de la hélice, la cual acciona un mecanismo que puede ser mecánico, hidráulico o eléctrico. Dos de las posiciones más

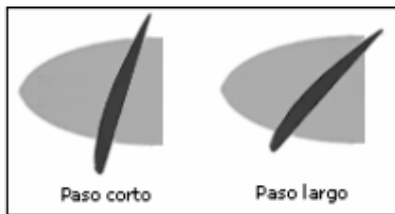


Foto 2.3 Pasos de la hélice

utilizadas son, paso corto y paso largo como se puede ver en la foto 2.3. También existen las hélices de velocidad constante, donde el paso se regula automáticamente, manteniendo fija la velocidad de giro y utilizando de manera más eficaz la potencia del motor para cualquier régimen de vuelo.

Otro concepto es el paso geométrico, que es la distancia horizontal teórica que avanza una hélice en una revolución. Pero como el aire no es un fluido perfecto, la hélice "resbala" y avanza algo menos. Este avance real, se conoce como paso efectivo. El resbalamiento de la hélice es igual a la diferencia entre ambos pasos.

2.1.2. Estudio aerodinámico

Básicamente existen cuatro fuerzas que se generan durante el vuelo: sustentación, resistencia, empuje y peso. La reacción de las fuerzas de sustentación y resistencia con el aire, producen una compresión en la parte posterior de la hélice generando un aumento de presión, como se puede ver en la foto 2.4. PP representa el disco que cubre la hélice en su giro, PS es el contorno límite del aire que ha sido comprimido al pasar a través de PP donde el aire tiene un flujo rotacional de salida, fenómeno que no se tomará en cuenta en este estudio. AP es el contorno límite del aire que se aproxima a la hélice con una determinada velocidad V .

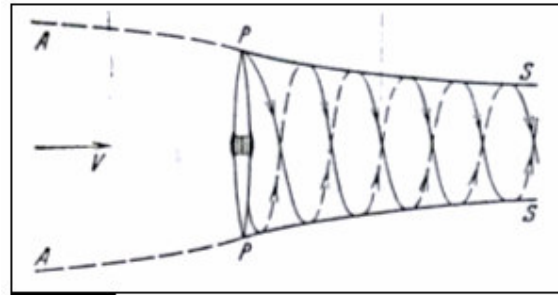


Foto 2.4 Flujo de aire a través de la hélice

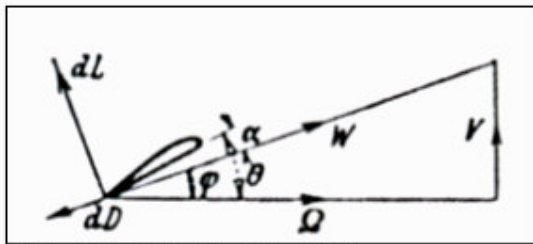


Foto 2.5 DCL Perfil de hélice

Los perfiles que conforman la hélice están sometidos a diferentes fuerzas; a continuación, en la foto 2.5 se mostrará un diagrama de cuerpo libre de un elemento diferencial de un perfil aerodinámico.

El perfil, como parte de las aspas que forman la hélice, tiene una velocidad angular (Ω) en la dirección de la horizontal, perpendicular al eje de rotación de la hélice; tiene una velocidad de avance (V) perpendicular a la velocidad angular y la suma de estos dos vectores da como resultado la velocidad relativa del aire con respecto al perfil, que se expresa con la letra W .

Las reacciones sobre el perfil son dos. La fuerza de sustentación que está representada por dL y la fuerza de arrastre o resistencia representada con la letra dD , perpendicular a la anterior y paralela a la velocidad relativa W . El ángulo que forman los vectores velocidad angular y avance se representa con ϕ y el ángulo de ataque con la letra α . El ángulo Θ es la suma de los dos anteriores.

Cada perfil, lleva un ángulo de ataque que puede incrementarse hasta llegar al ángulo de ataque crítico. En función a este, se puede hallar cual es el valor del coeficiente de arrastre y de sustentación, valores proporcionales a las fuerzas de empuje y potencia. Una vez alcanzado el ángulo crítico, el flujo laminar del aire sobre el perfil no podrá seguir su contorno, despegándose la capa límite de la superficie. Esto genera turbulencias, reduciéndose rápidamente la sustentación y entrando en pérdida.

El ángulo de ataque crítico, el coeficiente de arrastre y de sustentación son propios de cada perfil y se pueden encontrar en gráficas de perfiles aerodinámicos, ver anexo 1.1. Existen también otros tipos de perfiles como Eppler, RG, HQ entre otros. (Perfiles estudiados en la UIUC Universidad de Illinois)

En la actualidad se cuenta con diferentes teorías y métodos para poder analizar un perfil aerodinámico, cada uno con enfoques y parámetros diferentes sobre el fenómeno que se produce en la hélice, permitiéndonos determinar el empuje generado, el torque requerido, la potencia necesaria y, en algunos casos, otros resultados más sofisticados.

A continuación se presenta una lista de teorías, que luego se procederá a explicar:

1. Teoría de momentum axial
2. Teoría general de momentum
3. Teoría de Elemento de pala
4. Teoría de vórtices
5. Métodos Numéricos por elementos finitos

1. La teoría de momentum axial, basándose en el cambio de velocidad de entrada, velocidad en la hélice y velocidad de salida, analiza la variación de momento e impulso solamente en el sentido axial de la hélice. Para simplificar el estudio, estas velocidades se asumen constantes e iguales. En este caso no se considera, ni la geometría de las palas, ni el número de éstas, por lo que no utilizaremos esta teoría ya que se requiere encontrar la geometría de la hélice.

2. La teoría general de momentum a diferencia de la primera, introduce dentro del análisis otro efecto que produce una hélice aparte del empuje. Cuando esta gira sobre su eje, genera un torque en sentido contrario al movimiento en función a su velocidad y diámetro. Esta teoría se acerca más a la realidad del fenómeno, sin embargo no es del todo precisa y tampoco introduce una geometría completa para el análisis.

3. La teoría de elemento de pala se basa en dividir por estaciones el álabe de una hélice, tomando en cuenta el tipo de perfil a utilizar y el ángulo de ataque. En cada una de las estaciones se aplicará la teoría, para luego, sumando los resultados obtener el empuje, la potencia y el torque. Este método engloba a las dos teorías anteriores, relacionándolas con las características geométricas de la hélice y logrando así tener un análisis más preciso. Para poder llegar a una respuesta final, se debe iterar por lo menos 3 veces, sin embargo con la primera iteración ya se logra un 85% de exactitud.

4. La teoría de vórtices es en la actualidad, una de las más sofisticadas, debido a que toma en cuenta una mayor cantidad de fenómenos que afectan a la hélice haciendo

mucho más precisa y compleja la solución. La teoría se basa en dividir en elementos pequeños cada pala, los cuales forman vórtices en los extremos de ésta y así estudiarlos para determinar el campo de velocidades y fuerzas a lo largo de toda la pala. En ninguna teoría anterior se puede analizar un flujo de aire no estacionario, oblicuo y no uniforme, sin embargo mediante esta teoría si se logra determinar un empuje, torque y potencia teniendo un flujo de aire como el mencionado.

5. Los métodos numéricos por elementos finitos, utilizan también la idea de dividir la hélice, pero en este caso el número de elementos es mucho más elevado que en las otras teorías. Sobre cada elemento se aplican las leyes de conservación de momentum y de energía dando como resultado diferentes ecuaciones que se resuelven matricialmente. En este caso existen programas y sistemas computacionales para poder resolverlas.

En este estudio, para diseñar el sistema de propulsión, tomaremos la teoría de elemento de pala, ya que no logra ser tan simple como las dos primeras, ni tan sofisticada como las últimas. Cuenta con simplificaciones que no afectan en gran porcentaje los resultados y reducen la complejidad del análisis, como también nos proporciona la geometría de la hélice en función a los requerimientos de peso y potencia que asumimos sobre la nave.

2.1.2.1 Teoría de elemento de pala

Esta teoría fue creada por W. Froude y desarrollada casi en su totalidad por S. Drzewiecki. Como se puede ver en la foto 2.6, para poder hacer este análisis se considera un elemento de la pala de longitud

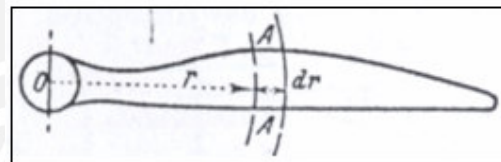


Foto 2.6 Elemento a una distancia r

dr del radio, a una distancia r del eje. La sección transversal tendrá la forma de un perfil aerodinámico con una longitud de cuerda c, un ángulo de inclinación Θ , una velocidad V del movimiento de avance del vehículo y una velocidad rotacional Ωr correspondiente a la velocidad angular de la hélice. Estas dos velocidades tendrán una resultante W, que es la velocidad del aire que pasa a través del elemento como se puede ver en la foto 2.5.

Para relacionar las velocidades se utilizará la siguiente expresión:

$$W^2 = V^2 + \Omega^2 r^2 \quad (2.1)$$

Para relacionar los ángulos, de la figura 2.5 se puede deducir:

$$\alpha = \Theta - \phi \quad (2.2)$$

Para obtener una respuesta más precisa se podría aplicar, dentro del análisis, el efecto de los vórtices en los extremos de la pala como también las velocidades inducidas, donde V y Ωr pasarían a ser: $V(1+a)$ y $\Omega r(1-a')$, las cuales se producen inmediatamente después del borde de la hélice, siendo los factores: a y a' la interferencia axial y rotativa respectivamente.

Para simplificar este fenómeno se asumirá que el comportamiento de un elemento no se verá afectado por los adyacentes, simplificando el efecto de interferencia. Como se planteo en la expresión 2.1 la velocidad efectiva W dependerá netamente de la velocidad axial y rotacional, simplificando el fenómeno de velocidades inducidas.

El elemento en estudio experimentará una fuerza de sustentación dL y una de arrastre dD . Estas fuerzas están asociadas directamente con el empuje y el torque por lo que basándose en la foto 2.5 se resolverá geoméricamente, planteando las siguientes expresiones:

$$dT = dL \cos \varphi - dD \sin \varphi$$

$$dQ = (dL \sin \varphi + dD \cos \varphi)r$$

También para una cuerda c del elemento de pala se puede expresar la sustentación y el arrastre como términos adimensionales:

$$dL = \frac{1}{2} C_L \rho W^2 c dr$$

$$dD = \frac{1}{2} C_D \rho W^2 c dr$$

Para aumentar el efecto del número de palas (B) que conforman la hélice, el empuje y el torque se presentan en las siguientes expresiones:

$$dT = \frac{1}{2} B \rho W^2 c (C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi) dr \tag{2.4}$$

$$dQ = \frac{1}{2} B \rho W^2 c r (C_L \sin \varphi + C_D \cos \varphi) dr \tag{2.5}$$

Estas dos ecuaciones representan el comportamiento total de la hélice que mediante una geometría definida se logrará obtener los resultados que se requieren para el vehículo en estudio.

En este proyecto se tomarán tres momentos importantes que la nave deberá afrontar:

- a. El despegue y el ascenso
- b. La sustentación a una altura determinada
- c. El descenso y el aterrizaje

Se asumirá que el momento crucial en el que la nave deberá trabajar es el b: sustentación a una altura determinada. Esto es así porque cuando se tengan los resultados, se podrán aplicar a los otros dos momentos de manera más simple que si se comenzara haciendo el cálculo con el momento a ó c. Para esto tendremos que aproximar la velocidad de avance V a cero (0), ya que el vehículo no se moverá en el sentido vertical, debiendo estar en equilibrio hasta que termine su función, ya sea evacuar personas en edificios, o de rescate sobre algún terreno donde no se puede pisar. Esto conlleva a que el ángulo formado entre las velocidades axial y rotacional se anule, α , el ángulo de ataque sea igual a Θ , ángulo de instalación, y φ sea igual a cero.

Para hallar el empuje y el torque numéricamente, se deberán integrar las ecuaciones 2.4 y 2.5 a lo largo de la pala, logrando así obtener las fórmulas de empuje y torque con las cuales se trabajará:

Introduciendo las simplificaciones antes mencionadas, se tiene:

$$W^2 = \Omega^2 r^2 \quad (2.6)$$

$$\alpha = \Theta \quad \text{y} \quad \varphi = 0 \quad (2.7)$$

Reemplazando 2.6 y 2.7 en la expresión 2.4:

$$dT = \frac{1}{2} B \rho \Omega^2 r^2 c C_L dr$$

$$\int dT = \frac{1}{2} B \rho \Omega^2 c C_L \int r^2 dr$$

Se integrará desde la raíz de la pala que proporciona empuje (R_o) hasta el extremo de ésta (R):

$$T = \frac{1}{2} B \rho \Omega^2 c C_L \int_{R_o}^R r^2 dr$$

$$T = \frac{1}{6} B \rho \Omega^2 c C_L (R^3 - R_o^3) \quad (2.8)$$

De la misma manera se procede con el torque, sin embargo será más útil determinar la potencia requerida para mover la hélice:

$$\text{Potencia (P)} = \text{Torque (Q)} \times \text{Velocidad angular } (\Omega)$$

$$dP = dQ \times \Omega = \frac{1}{2} B \rho \Omega^3 r^3 c C_D dr$$

Integrando desde R_o hasta R se obtiene la potencia:

$$P = \frac{1}{2} B \rho \Omega^3 c C_D \int_{R_o}^R r^3 dr$$

$$P = \frac{1}{8} B \rho \Omega^3 c C_D (R^4 - R_o^4) \quad (2.9)$$

Estas expresiones se pueden analizar como una sumatoria del efecto que se produce en cada elemento de pala, denominándolos estaciones. Se hizo un pequeño estudio para hallar la variación del resultado en función del número de estaciones, asumiendo los valores presentados en la tabla 2.1 y reemplazándolos en las ecuaciones 2.8 y 2.9.

Tabla 2.1 Valores de experimentación

	Símbolo	Valor
Densidad del Aire	ρ	1.23 Kg / m ³
Coefficiente Sustentación*	C_L	0.32
Coefficiente Arrastre*	C_D	0.013
Diámetro	D	1 metro
Velocidad de giro	n	5000 rpm
Longitud de cuerda	c	0.10 metro
Número de palas	B	5 unidades

* Valores obtenidos de la grafica de perfil NACA 0006 con un ángulo de ataque de 4°

Se analizó con 1, 2, 4, 6, 8, 10, 12, 15 y 20 estaciones de la siguiente manera:

Tabla 2.2 Análisis variando el número de estaciones

Estaciones	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
B (#)	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5
c (m)	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100
ρ (Kg/m ³)	1.230	1.230	1.230	1.230	1.230	1.230	1.230	1.230	1.230	1.230
r1 (m)	0.000	0.050	0.100	0.150	0.200	0.250	0.300	0.350	0.400	0.450
r2 (m)	0.050	0.100	0.150	0.200	0.250	0.300	0.350	0.400	0.450	0.500
V (rpm)	5000	5000	5000	5000	5000	5000	5000	5000	5000	5000
$\Omega = 3.1416 \cdot n / 30$	523.60	523.60	523.60	523.60	523.60	523.60	523.60	523.60	523.60	523.60
CL	0.310	0.310	0.310	0.310	0.310	0.310	0.310	0.310	0.310	0.310
CD	0.013	0.013	0.013	0.013	0.013	0.013	0.013	0.013	0.013	0.013
T (N)	0.653	4.573	12.414	24.174	39.854	59.455	82.975	110.416	141.777	177.058
T (Kg)	0.067	0.467	1.267	2.467	4.067	6.067	8.467	11.267	14.467	18.067
P (HP)	0.0007	0.0108	0.0469	0.1264	0.2665	0.4845	0.7979	1.2240	1.7800	2.4833
Potencia Total	12.04 HP					Empuje Total 111.11 Kg.				

Como era de esperar, los resultados fueron los mismos en todos los casos: 12.04 HP de potencia requerida para mover la hélice con un empuje de 111.11 Kg, por lo que se podría trabajar con una sola estación, sin embargo cuando las características varíen de estación a estación, trabajaremos con la sumatoria de estaciones que hagan que no sean ni muy pequeños los elementos ni muy largos.

Para determinar el número de palas (B) de una hélice será necesario tomar tres consideraciones principales: Con cuánta potencia se cuenta para hacerlas girar, el volumen y la velocidad de aire requerida y las restricciones impuestas por el ruido.

Cuanto más palas tenga una hélice, ésta se hace menos eficiente, por el contrario una hélice con pocas palas necesita más revoluciones por minuto para mover el mismo volumen de aire. Como consecuencia tendrá una velocidad más alta en las puntas, siendo más ruidosa. El límite de revoluciones está determinado por la velocidad en la punta de las palas, ya que si se aproxima a la del sonido se forman ondas de choque que producen severas turbulencias, que pueden destrozarse la hélice, el motor, o simplemente hacer que el aire deje de ser movido por la pala.

Como el estudio se basa en perfiles aerodinámicos, se necesitan características y gráficas de estos para poder determinar coeficientes de arrastre (C_D) y sustentación (C_L), por lo que se utilizaron dos familias: Perfiles NACA y Perfiles ZAREA (ver anexo 1.1 y 1.2). A continuación se presentarán los resultados luego de hacer los cálculos variando el tipo de perfil, la velocidad de giro, el número de palas, el diámetro de la hélice y la cuerda. Se mantendrá fijo el ángulo de ataque a lo largo de la pala, es decir, no será torsionada. Toda hélice cuenta con una parte central para poder sujetarla a un eje que da el movimiento. Este se asumirá con un diámetro del 20% sobre el total de la hélice y la cuerda del 10% de D (Ver foto 2.7)

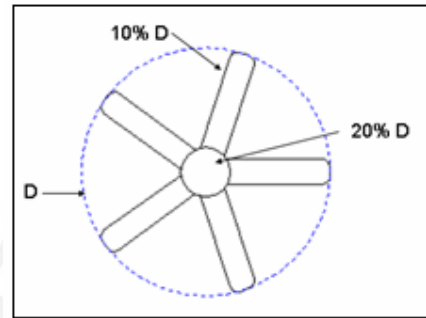


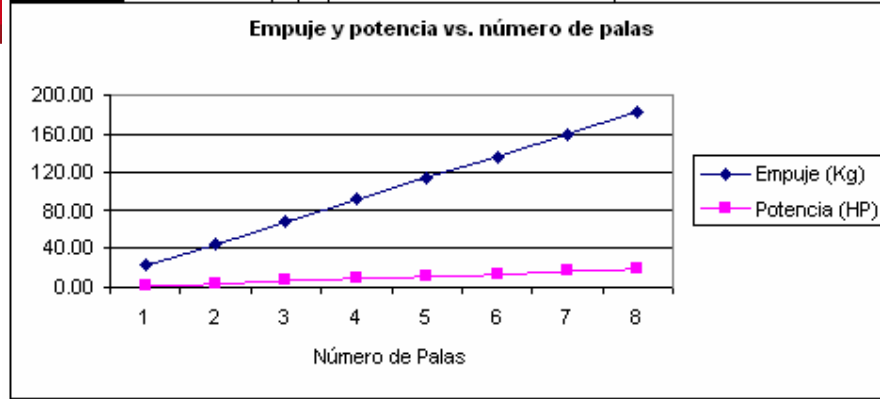
Foto 2.7 Relaciones de diámetros

Tabla 2.3 Análisis variando el número de estaciones

PERFIL	C_L	C_D	Empuje (kg)	Potencia (HP)
NACA 0006	0.32	0.013	113.78	12.02
NACA 00068	0.32	0.014	113.78	12.94
NACA 00068	0.83	0.050	295.12	46.21
NACA 00068	0.90	0.060	320.01	55.46
NACA 0012	0.40	0.018	142.23	16.64
NACA 0012	0.61	0.031	216.89	28.65
NACA 0012	0.90	0.060	320.01	55.46
NACA 0015	0.35	0.017	124.45	15.71
SZ1510	0.40	0.020	142.23	18.49
SZ1510	0.60	0.030	213.34	27.73
SZ1510	0.90	0.060	320.01	55.46
SZ1534	0.67	0.032	238.23	29.58
SZ1551	0.70	0.033	248.90	30.50
SZ1561	1.35	0.090	480.01	83.19

Tomando los valores de la tabla 2.1, variando el tipo de perfil junto con los coeficientes de sustentación y arrastre se obtienen los resultados que se muestran en la tabla 2.3. Variando el número de palas, los valores de empuje y potencia se muestran en la tabla 2.4.

Tabla 2.4 Análisis Empuje y Potencia vs. número de palas



Se puede observar en la tabla 2.3, que el perfil NACA 0006 tiene la mayor relación C_L / C_D llamada también fineza aerodinámica del perfil, teniendo la más alta relación empuje – potencia. En el caso que se requiera más empuje se utilizarán los otros perfiles que, teniendo una baja relación empuje – potencia logran un efecto de sustentación mucho mayor.

En la tabla 2.4 se puede observar que la variación es lineal, por lo que se tomará el número de palas que se requiera para lograr el empuje necesario. Se tendrán como límites la potencia requerida para cada número de palas y las restricciones impuestas por el ruido, pues a más palas se tendrá menos ruido, menos eficiencia, menos velocidad de aire y menos revoluciones, considerando que el disco que barre la hélice tenga el espacio suficiente para que pueda pasar el aire y no se estorben entre una pala y otra.

Tabla 2.5 Análisis variando la velocidad

RPM	n (rad/s)	Empuje (Kg)	Potencia (HP)
1000	104.72	4.55	0.10
2000	209.44	18.20	0.77
3000	314.16	40.96	2.60
4000	418.88	72.82	6.15
5000	523.60	113.78	12.02
6000	628.32	163.84	20.76
7000	733.04	223.01	32.97
8000	837.76	291.28	49.22
9000	942.48	368.65	70.08
10000	1047.20	455.12	96.13

Con los valores de la tabla 2.1, tomando el perfil NACA 0006 y variando la velocidad, el diámetro y la cuerda, se obtienen los valores mostrados en las tablas 2.5 y 2.6 respectivamente.

Las tablas sirven para poder establecer los parámetros y el rango de valores que podremos tomar. La carga será la suma del peso que representa elevar a 5 personas incluido el piloto y levantar el peso de la

estructura que éste vehículo tendrá, incluyendo el combustible y todos los elementos que permitan su correcto funcionamiento. Según lo explicado anteriormente, se asumirá un peso total de 750 Kg.

Tabla 2.6 Análisis variando el diámetro y la cuerda

Ro (m)	R (m)	c (m)	Empuje (Kg)	Potencia (HP)
0.01	0.05	0.01	0.011	0.000
0.02	0.10	0.02	0.182	0.004
0.03	0.15	0.03	0.922	0.029
0.04	0.20	0.04	2.913	0.123
0.05	0.25	0.05	7.111	0.375
0.06	0.30	0.06	14.746	0.934
0.07	0.35	0.07	27.319	2.020
0.08	0.40	0.08	46.605	3.937
0.09	0.45	0.09	74.652	7.095
0.10	0.50	0.10	113.781	12.016
0.11	0.55	0.11	166.586	19.352
0.12	0.60	0.12	235.936	29.899
0.13	0.65	0.13	324.969	44.614
0.14	0.70	0.14	437.100	64.624
0.15	0.75	0.15	576.015	91.246

Para poder decidir cuál es el número de hélices con que se trabajará, analizaremos las ventajas y desventajas, en un rango desde una hélice hasta ocho. En el caso de una y dos hélices, la experiencia demostró que la estabilidad es muy poca, tomando como ejemplo el Avrocar y el VZ-6 de Chrysler, que se voltearon 180 grados hacia abajo en sus pruebas. En caso fuesen tres, cuatro hasta ocho, sería más difícil que se voltee logrando una mayor estabilidad. En

términos de área ocupada es mejor colocar una o dos hélices, pues si se colocan dos deberán tener un diámetro de 1.4 metros cubriendo éstas un área total de 3 metros cuadrados y en caso se utilicen seis, se necesitará que cada una eleve 125 Kg debiendo tener 1.05 metro de diámetro y un área de 5.2 metros cuadrados. Para la transmisión de potencia, se necesitará un sistema más sofisticado en el caso de ocho hélices que para una o dos, a menos que se tengan 8 motores conectados directamente a cada una. La potencia que debería utilizarse, por ejemplo con dos hélices sería de 129.20 HP y con seis de 114 HP, valores no muy distantes entre si. Una buena alternativa sería colocar tres hélices, sin embargo la desventaja se presentaría en el espacio que queda para poder abordar la nave, es decir, con cuatro se puede hacer una nave larga, o ancha y seguirá teniendo cuatro puntos de apoyo.

Como conclusión de este análisis, este vehículo contará con cuatro hélices debido a que será más estable que tener 1, 2 ó 3; no ocupará tanta área ni tendrá un sistema de transmisión tan sofisticado como lo sería con más de cuatro. Entonces para poder elevar los 750 Kg será necesario tomar entre 5 y 6 palas, cuidando siempre que la velocidad en los extremos no exceda a la del sonido. Un rango de velocidades entre 4000 y 5000 rpm, y un diámetro de 1.1 metro. La cuerda y el diámetro central serán el 10% y el 20% del diámetro respectivamente. Sobre el tipo de perfil, sería mejor elegir el NACA 0006 con un ángulo de ataque de 4º pues tiene la mayor fineza aerodinámica, sin embargo el espesor será muy delgado, 6% de la longitud de la cuerda.

Como consecuencia, para obtener una mayor rigidez se tomará un perfil NACA 0018 en la raíz y NACA 0006 en el extremo tomando el promedio, es decir, los valores del perfil NACA 0012 $C_L = 0.40$ y $C_D = 0.18$.

Con estos rangos, datos preliminares y utilizando las expresiones 2.8 y 2.9 se presenta, luego de un último análisis, los parámetros finales de la hélice que se utilizará:

Tabla 2.7 Dimensiones finales de la hélice

Parámetro	Valor
Número de hélices	4
Diámetro (m)	1.10
Cuerda (m)	0.11
Diámetro central (m)	0.22
Velocidad de equilibrio con carga completa (rpm)	4750
Número de palas (B)	5
Perfil NACA 0018 en la raíz y NACA 0006 en el extremo (se tomará el promedio, valores del perfil NACA 0012) $C_L = 0.40$ y $C_D = 0.18$	
Angulo de ataque (grados)	5

Con estos valores, cada hélice podrá generar un empuje de 187.9 Kg y requerirá de una potencia de 22.9 HP, teniendo un total de 751.6 Kg de empuje y 91.6 HP de potencia requerida en el vehículo.

Cabe aclarar que estos valores son para el momento en que la nave esta en equilibrio suspendida en el aire, por lo que para despegar y aterrizar será necesario aumentar o disminuir la velocidad de cada hélice variando el empuje y con esto la altura de la nave.

Como una última verificación en el extremo de la pala, se debe cuidar que no exceda la velocidad del sonido, considerándola como 340 m/s:

$$V_e = 4750 \times \pi / 30 \times 0.55 = 273.57 \text{ m/s}$$

Debiendo ser la velocidad máxima en cada hélice:

$$V_{\max} = 340 / 0.55 \times 30 / \pi = 5903 \text{ rpm}$$

De esta manera será importante hallar la variación del empuje en función a la velocidad mostrada en la tabla 2.8, todo calculado con los parámetros finales de la hélice. Cuando la velocidad disminuya el vehículo descenderá por lo que la velocidad mínima de la hélice estará en función a la rapidez con la que se quiere realizar el descenso.

Tabla 2.8 Tabulación de valores del sistema de propulsión del vehículo variando la velocidad

RPM	n (rad/s)	ρ (Kg/m ³)	α	CL	CD	B	PERFIL	Ro (m)	R (m)	c (m)	Empuje (Kg)	Potencia (HP)
3900	408.4	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	126.689	12.715
4000	418.9	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	133.269	13.719
4100	429.4	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	140.016	14.774
4200	439.8	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	146.929	15.881
4300	450.3	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	154.009	17.043
4400	460.8	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	161.256	18.260
4500	471.2	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	168.669	19.533
4600	481.7	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	176.248	20.865
4700	492.2	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	183.995	22.255
4750	497.4	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	187.930	22.973
4800	502.7	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	191.908	23.706
4900	513.1	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	199.987	25.219
5000	523.6	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	208.233	26.795
5100	534.1	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	216.646	28.435
5200	544.5	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	225.225	30.140
5300	555.0	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	233.971	31.913
5400	565.5	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	242.883	33.754
5500	576.0	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	251.962	35.664
5600	586.4	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	261.207	37.645
5700	596.9	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	270.620	39.697
5800	607.4	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	280.198	41.824
5900	617.8	1.23	5	0.40	0.018	5	NACA 0012	0.11	0.55	0.11	289.944	44.024

De esta manera el sistema de propulsión se basará en cuatro hélices con la geometría y los parámetros mostrados en la tabla 2.7 cumpliendo con los requerimientos exigidos y dando pie al desarrollo del análisis del sistema motriz que cumpla con las condiciones de potencia, velocidad y peso.



2.2. Sistema Motriz

Luego de calcular en el sub-capítulo 2.1 la potencia y la velocidad requerida por las hélices, será necesario contar con un sistema motriz que pueda cumplir con estas necesidades. Para elegirlo se siguieron dos pasos; el primero basado en analizar algunas consideraciones sobre motores y el segundo basado en el estudio de la configuración que pueda tener.

A continuación se presentará una lista con las consideraciones necesarias que ayudarán a la elección del sistema motriz:

1. Conocer como se comportará la carga, si será constante o variable, por ejemplo un motor utilizado para una bomba de agua trabaja con carga constante, a diferencia de un motor de automóvil que tiene carga variable. Cabe aclarar que el primero es eléctrico y el segundo de combustión interna. En este caso la hélice se considerará como carga variable ya que el peso de la nave aumentará o disminuirá en caso que alguna persona salte, o se mueva de un lado al otro, debiendo requerir más potencia en una de las hélices para mantener la estabilidad en la nave. Así mediante un control electrónico, los motores deberán variar de velocidad y potencia de manera rápida.
2. Conociendo la velocidad mínima y máxima con la que debe girar la hélice para poder hacer el trabajo esperado, deberá elegirse un motor que pueda cubrir este rango con holgura. En el caso que se tomara un motor de combustión interna, se deberá tener mucho cuidado con la velocidad mínima de encendido ya que con velocidades menores este se apagaría, siendo muy peligroso si la nave esta en el aire.
3. Se deberá escoger un motor que cumpla con los requerimientos de potencia y torque. Un sistema motriz que pueda ofrecer la potencia que se necesite y cuente con una reserva en caso se requiera hacer alguna maniobra de emergencia como por ejemplo estabilizar la nave con mucha rapidez lo que implicaría un gran aumento de velocidad, con un alto requerimiento de potencia.
4. Como el vehículo que se está estudiando deberá elevarse, un aspecto muy importante es considerar el menor peso posible en cada uno de sus elementos, por lo que el motor deberá ser lo más ligero posible. Tratando de lograr una baja relación peso – potencia.
5. En caso de elegir un motor de combustión interna, se deberá tener en cuenta que para un sistema de refrigeración con agua, se necesitará colocar un radiador y el agua para refrigerar el sistema, lo cual implica un peso agregado en la nave. Lo mejor

- en este caso será buscar un motor refrigerado por aire. En caso se escoja un motor eléctrico, no se tendrá este problema.
6. Será necesario tener en cuenta el nivel de ruido que genera el motor, debido a que las personas que ocupen el vehículo estarán cerca de estos.
 7. En caso de escoger un motor de combustión interna, el consumo de combustible es un factor importante, ya que si es muy alto, se necesitará cargar más combustible para unas pocas horas de vuelo. En caso sea motor eléctrico será necesario hacer un estudio para colocar un sistema de generación de electricidad dentro de la nave para poder alimentar a estos motores.
 8. Otra consideración importante será el precio. Existen muchos motores que pueden cumplir con las condiciones antes descritas, pero tienen un costo tan alto que elevarían el precio final del vehículo, haciendo muy difícil su adquisición.
 9. Deberá ser un motor que se pueda encontrar en el mercado nacional para que este vehículo sea ensamblado en el Perú.

Como segundo paso y antes de escoger el sistema motriz con las condiciones descritas, se presentarán tres tipos de configuraciones que puede tener la nave: Se puede colocar un solo motor que distribuya la potencia a las cuatro hélices, como se ve en la foto 2.8a, esto implicaría un sistema de transmisión bastante sofisticado, pues en este estudio se variará el empuje de la hélice variando la velocidad y no el paso de ésta. Otra opción es colocar dos motores que alimenten a dos hélices cada uno, como se ve en la foto 2.8b, donde se presenta el mismo problema de una transmisión sofisticada ya que deberá variar la velocidad en cada hélice de manera independiente.

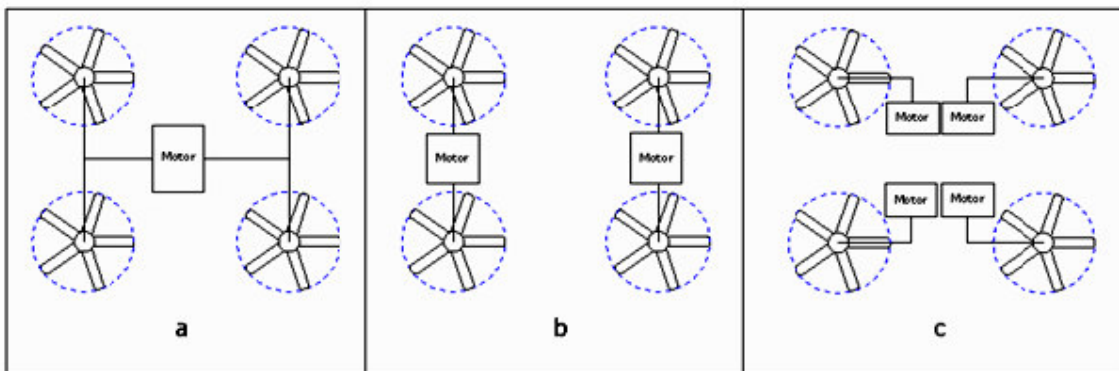


Foto 2.8 Configuraciones motrices

Por último, como se puede ver en la foto 2.8c, una configuración de cuatro motores conectados con cada hélice de manera individual, no presenta el problema de una transmisión sofisticada, ya que para controlar la velocidad de la hélice solo se deberá acelerar cada motor de manera independiente teniendo en cuenta que la estabilidad de

la nave depende del empuje que genera la hélice, la cual esta controlada por la velocidad que pueda tener en cada instante de tiempo.

En este estudio tomaremos la configuración de cuatro motores ya que así se evitará un diseño complejo de un sistema de transmisión, también se puede observar por experiencia que diferentes vehículos VTOL utilizan un motor para cada hélice, teniendo así más seguridad y menos pérdidas en transmisiones innecesarias. Al elegir cuatro motores se facilita el control de la estabilidad de la nave y por último la potencia que deberá entregar cada motor no será tan alta como el colocar un solo motor.

Del sub-capítulo 2.1 se obtiene que la potencia total requerida será de 91.6HP, es decir que cada motor deberá entregar 22.9 HP, sin embargo para elegir un motor deberemos buscar un valor que lo sobrepase con un determinado factor de seguridad. Se evaluarán dos tipos de motores: eléctricos y de combustión interna, los cuales estarán divididos en función de su aplicación.

Motores eléctricos: La ventaja de utilizarlos es la facilidad que existe para poder controlar electrónicamente su velocidad, puesto que el nivel de respuesta ante una variación de tensión es rápido. La desventaja de estos motores es que, al requerir de una tensión de alimentación, será necesario diseñar un sistema de generación de energía dentro de la nave, lo que implicaría más peso.

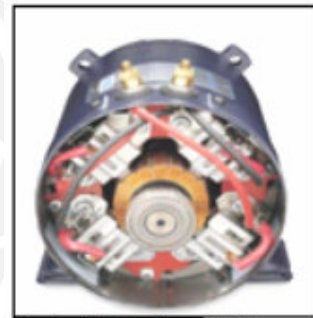


Foto 2.9 Motor eléctrico

Luego de una búsqueda en diferentes empresas y portales en internet, los motores eléctricos que cumplen con el requisito de potencia son extremadamente grandes y pesados. Por esto se descarta la posibilidad de utilizar un motor eléctrico para este vehículo.

Motores de combustión interna: Estos motores en sus diferentes tipos y configuraciones, son utilizados en automóviles, motocicletas, aviones, avionetas, vehículos marinos en general, motogeneradores, modelos a escala y diferentes equipos, diferenciándose uno de otro por el tamaño, la forma, peso o combustible utilizado, pero todos en fin, con el mismo sistema de combustión interna. La tecnología ha avanzado mucho, logrando tener motores completamente sensorizados con respuestas electrónicas para su máximo desempeño. A continuación se detallarán los diferentes motores evaluados.

Motor de automóvil: Dentro de este rubro dividiremos dos tipos de motores, los cuales son:

El motor alternativo: En el mundo, el automóvil con este tipo de motor es muy utilizado y por esto los motores son producidos en masa siendo muy baratos y fáciles de encontrar en cualquier mercado junto con sus repuestos. El nombre se basa en el movimiento recíproco que tienen los pistones, que unidos a un eje, producen un torque sobre éste. Los motores alternativos que utilizan los autos, se pueden dividir en función al combustible que utilizan, que en nuestro medio los más comunes son: Motores a petróleo o diesel, que como desventaja tiene componentes más pesados, lo que conlleva a una relación potencia - peso muy baja en comparación con un motor a gasolina que

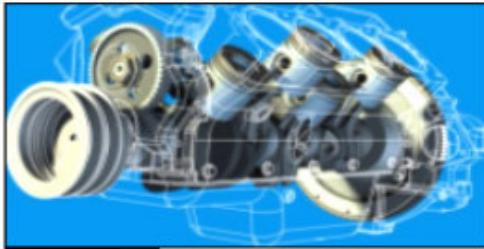


Foto 2.10 Motor de Combustión Interna

cuenta con una relación mas alta. Motores a gas, que son los mismos gasolineros pero requieren de un dispositivo especial para regular la entrada y un tanque mucho mas pesado para almacenar el gas a altas presiones, lo que implica más peso.

Haciendo un breve resumen de las características generales de un motor alternativo de automóvil, estos son mayormente de cuatro tiempos y cuentan con cuatro o seis cilindros, y con un rango de potencias bastante amplio que oscila entre los 41 HP para carros pequeños, como el Daewoo Tico hasta 450 HP en casos muy especiales como el Ford Mustang Shelby 2005 que se muestra en la foto 2.11. A diferencia de los motores de Volkswagen tipo escarabajo que son refrigerados por aire, es muy frecuente que se utilice un sistema de refrigeración con radiador, bomba y refrigerante. Las velocidades de estos motores van desde 3000 a 6000 RPM. El tamaño y el peso tienen valores altos comparados con motores de motocicleta o motores fuera de borda lo que implica una desventaja en este rubro, pues en un automóvil a diferencia de un vehículo aeronáutico estas magnitudes no se vuelven una prioridad tan crítica.



Foto 2.11 Mustang Shelby 2005

Una gran ventaja es que en nuestro país es bastante fácil encontrar este tipo de motores con una amplia gama de repuestos, sin embargo las desventajas de utilizar un motor de automóvil son más. El tamaño que tiene y el gran espacio que ocupa con sus accesorios en comparación con motores para otras aplicaciones es una razón bastante grande para no utilizarlo. Como no son refrigerados por aire, deben llevar un sistema de refrigeración que involucra más peso.

Una gran ventaja es que en nuestro país es bastante fácil encontrar este tipo de motores con una amplia gama de repuestos, sin embargo las desventajas de utilizar un motor de automóvil son más. El tamaño que tiene y el gran espacio que ocupa con sus accesorios en comparación con motores para otras aplicaciones es una razón bastante grande para no utilizarlo. Como no son refrigerados por aire, deben llevar un sistema de refrigeración que involucra más peso.

Si bien se puede trabajar con arreglos para utilizar los cuatro motores con un radiador más grande, es recomendable utilizar un motor con aletas y que se refrigere con aire. El sistema de admisión, lubricación y distribución también involucra un peso, que en otro tipo de motores se tiene de manera más compacta. Por último la potencia que se necesita no es muy alta, y los motores estándar entregan un promedio de 100 HP, en el caso de un motor de Volkswagen tipo escarabajo se tienen un rango de 40 a 60 HP y son refrigerados por aire siendo una ventaja, sin embargo como se mencionó, este tipo de motores no son muy compactos y el peso involucra también a sus accesorios.

El motor rotativo: Los primeros motores rotativos datan de 1957 cuando en Alemania se desarrollaron los motores Kauertz y Kindermann. Luego Norteamérica y Australia siguieron los pasos pero sus motores no tuvieron buenos resultados. En el año 1954 la empresa de motocicletas N.S.U. dio a conocer el motor rotativo ideado por Félix Wankel, el cual fue patentado en 1929. Años después la compañía Mazda se interesó por el invento auspiciando investigaciones para mejorarlo y colocándolo en sus autos, siendo uno de los más conocidos el Mazda RX7. Basándose en este modelo Wankel y con tecnología de la empresa norteamericana Outboard Marine Corporation, Paul Moller mejoró estos motores colocándolos en el Skycar, vehículo VTOL diseñado y fabricado por él mismo. Este motor denominado Wankel es el que analizaremos en este estudio por sus grandes ventajas. El funcionamiento es bastante especial, pues cuenta con un rotor triangular que gira dentro de una carcasa especialmente diseñada como se puede ver en la foto 2.12, y realiza las mismas funciones que los pistones de un motor, generando así un torque sobre el eje.



Foto 2.12 Motor Wankel

Las ventajas que ofrece el motor Wankel son:

1. La gran potencia que pueden proveer en relación con el bajo peso que tienen, siendo este aspecto muy importante en un vehículo VTOL donde se requiere una alta relación potencia-peso. Son tan ligeros que un motor que entrega 150 HP puede ser cargado por una persona siendo imposible esto con un motor alternativo.
2. Poseen una relación potencia – tamaño bastante buena que ayuda a tener un vehículo compacto.
3. La velocidad en el eje es mayor que la requerida por lo que mediante un sistema de reducción puede ganarse torque para poder tener más reserva de energía.

Estos motores con el pequeño tamaño y peso pueden fácilmente aumentar en potencia colocando una turbina en el escape que acelere la compresión de la mezcla en la

cámara de combustión, generando hasta 255 HP a 8500 rpm y un torque de 220 N.m a 7500 rpm. Este motor no llega a cumplir con todas las consideraciones que se tomaron al inicio, ya que tiene un alto consumo de combustible lo que acarrea un tanque más grande o una autonomía de vuelo menor. Por último, uno de los aspectos que es de gran importancia es la facilidad para conseguir los motores junto con sus repuestos a un buen precio en nuestro país, y esto no se cumple. Este es un punto negativo que dificulta mucho el poder utilizar este tipo de motor.

Motores fuera de borda: Este tipo de motores, como se puede ver en el capítulo 1, fueron utilizados en las primeras investigaciones del Dr Moller dando buenos resultados. Son también motores de combustión alternativos como los que utiliza un automóvil, pero su diferencia radica en que el motor fuera de borda es mucho más compacto y cuenta con potencias mucho más pequeñas como 2 HP.

Existen en el mundo una diversidad de empresas que producen y distribuyen motores fuera de borda, como por ejemplo:

- Evinrude
- Mercury
- Honda
- Johnson
- Yamaha
- Kawasaki

La ventaja de estos motores es el rango de potencias que pueden ofrecer, que va desde 2 HP hasta los 250 HP; el sistema de encendido que puede ser electrónico y manual; la relación tamaño – potencia y un aspecto importante es que existen en el Perú distribuidores autorizados que venden estos motores. La desventaja de este tipo de motores, es el precio y la relación peso–potencia que tiene.

Elijiendo un motor para nuestros requerimientos se tendría dentro de la marca Yamaha: El E25BMH, con 25 HP de potencia máxima y pesa 53 kg. También se puede escoger el 30HMH con un rango de potencia de 22.1/30 HP con un peso de 53 kg o el E40XMH de 40 HP de potencia máxima con 72 kg. de peso, todos con dos cilindros y una velocidad en el eje de salida que va desde los 4500 hasta los 5000 rpm, siendo suficiente para poder generar el empuje deseado.

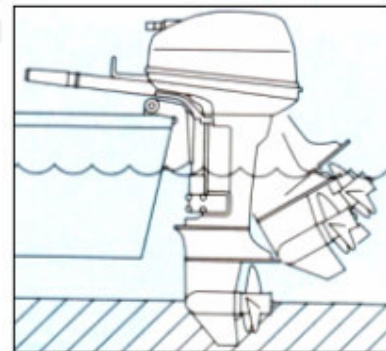


Foto 2.13 Motor Fuera de borda

La mejor elección si se trabajara con estos motores sería el de 30 HP que tiene la más baja relación peso-potencia.

Motores radiales de aviación: Este tipo de motores se caracteriza por tener un arreglo de pistones alrededor de un eje, posicionados en forma radial. Es común encontrar estos motores en diferentes aeronaves como se puede ver en la foto 2.14 donde, por su forma son colocados en la punta de la nave detrás de la hélice. Las ventajas que ofrece este

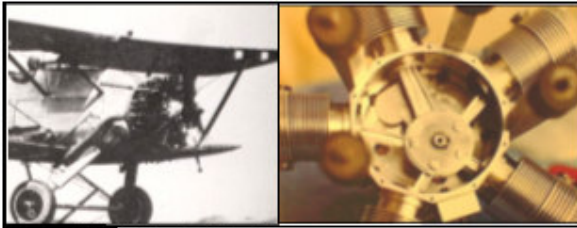


Foto 2.14 Motor Radial

motor son: la gran relación potencia - peso y potencia – volumen, ya que son bastante compactos y ligeros para los niveles de potencia que entrega; la forma especial que tienen, la cual se puede aprovechar

colocando el motor con el eje paralelo al de la hélice y evitar sistemas de transmisión para cambiar el sentido de movimiento. Diferentes empresas alrededor del mundo fabrican estos motores, pero en nuestro mercado no son muy accesibles en términos de adquisición y mantenimiento, por lo que no los tomaremos en cuenta.

Motores de motocicleta: Estos motores se caracterizan por ser en su mayoría motores de combustión interna de 2 tiempos, aunque para algunas motos más pesadas, puede ser también de 4 tiempos. Muchos de ellos con sistema de refrigeración por aire, lo que implica una gran ventaja sobre los mencionados anteriormente, ya que no requiere de un radiador ni elemento refrigerante.

No es muy fácil conseguir un motor de moto que tenga 22.9 HP o más, de un distribuidor autorizado y que lo venda sin la moto, pues un tema bastante importante en la adquisición de un motor, es la confianza que se pueda tener en su funcionamiento, por lo que si se compra uno ya utilizado anteriormente o de distribuidores no autorizados, se asume el riesgo de que este falle en el aire, siendo muy peligroso. Se hizo una búsqueda en diferentes establecimientos de nuestro país, encontrando una moto que tiene el motor que cumple con las necesidades para el vehículo aeronáutico. Las principales características son: Moto Honda NX4 Falcón que tiene un motor OHC, monocilíndrico de cuatro tiempos enfriado por aire con cárter seco, lo que implica que disminuya el peso y tamaño del motor. Entrega una potencia máxima de 30.6 HP a 6500 rpm teniendo un peso aproximado de 50 kg. Una desventaja de este motor es que el precio es muy alto y como se deberá comprar cuatro, el costo de la nave se elevará mucho.

Motores de Kart: Estos motores tienen muchas ventajas sobre los demás. Son motores que tienen una muy buena relación peso- potencia, pues los diseños mantienen una línea de alta potencia siendo muy ligeros. Otra ventaja es que son enfriados por aire con aletas bastante grandes como se puede ver en la foto 2.15, tienen un bajo nivel de

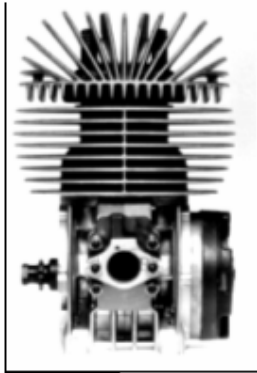


Foto 2.15 Motor Kart

consumo por lo que se puede aprovechar de dos maneras, ya sea aumentando la autonomía en vuelo o disminuyendo la cantidad de combustible junto con el tamaño del tanque. Cuentan con un sistema eléctrico que carga, con el giro del mismo eje, la bujía para generar la chispa, haciéndolo mas compacto. La velocidad con la que gira el eje es bastante alta llegando hasta 17500 rpm en algunos casos. Como se necesitará solamente 4750 rpm en estado de equilibrio, se deberá utilizar un sistema de reducción lo que implicaría un aumento favorable en el torque.

Entre las diferentes marcas que existen en el mercado mundial están:

- Vortex
- Rotax
- CRG
- PCR
- Parilla

Todas estas marcas cuentan con motores que oscilan cerca de los 32 HP de potencia y en algunos casos llegando a 17500 rpm de velocidad máxima, lo cual se adapta muy bien a los requerimientos que precisamos. Algunas de las marcas mencionadas tienen distribuidores en Perú facilitando la adquisición del producto así como los repuestos para su mantenimiento, sumando así una ventaja a este rubro de motores.

Dentro de los motores de kart estudiados para el vehículo en diseño, se escogió el TSL100 de la marca italiana PCR que cuenta con un distribuidor autorizado en el Perú. Las características del motor son: La máxima velocidad que tiene es de 14250 rpm sin carga, entregando una potencia máxima de 32.2 HP a 11750 rpm. El torque máximo es de 20 N·m a 10500 rpm. Cuenta con un magneto que aprovecha la velocidad del eje para generar la chispa en la bujía. No usará radiador pues tiene aletas en toda su superficie para refrigerarse con el aire. Tiene un peso de 19 kg y un consumo de combustible (gasolina con aceite) de 4.75 litros por hora.

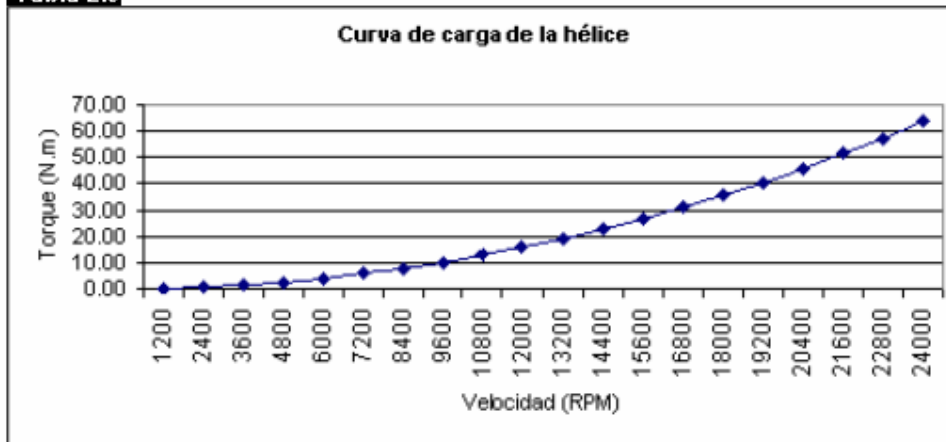
Para arrancar el motor, cuando esta montado en un kart, se empuja el auto y luego se presiona el acelerador provocando la combustión y su funcionamiento. En este caso el arranque será manual, colocando un adaptador en el eje y jalando con una cuerda se logra encender el motor. Otro método para arrancarlo sería colocar cuatro arrancadores con su respectiva cadena hacia el eje del motor para que eléctricamente se enciendan.

La desventaja sería el peso que suman todos estos componentes junto con el mantenimiento que debería hacerse. La ventaja es que el arranque sería mucho más rápido.

Tomando en cuenta las consideraciones planteadas, la configuración motriz y las ventajas y desventajas de cada motor, se concluye que el motor de kart es el más indicado y cumple de la mejor manera con todo lo expuesto anteriormente. Sin embargo este tipo de motores tiene una vibración muy alta siendo un punto importante junto con el nivel de ruido. Pero en este caso no se analizará este aspecto, dejándolo para un futuro estudio.

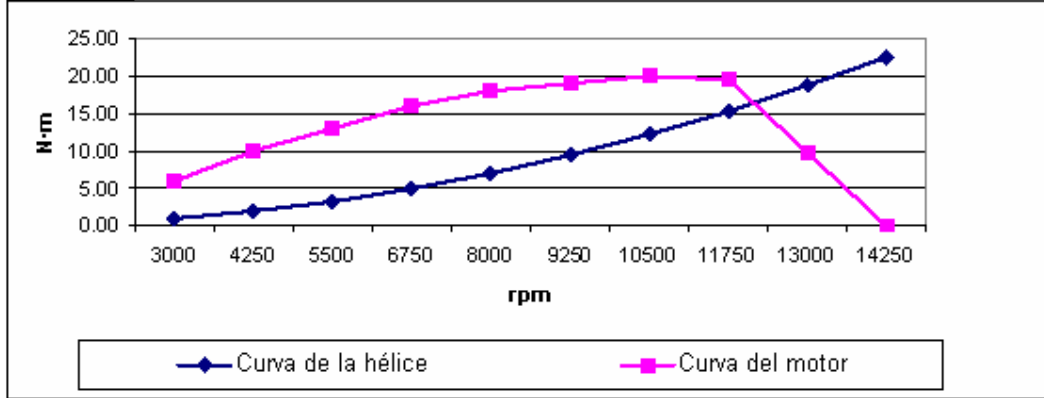
Como se pudo ver anteriormente, este motor de kart cuenta con la potencia necesaria y el torque suficiente para mover la hélice con la velocidad que se requiere. Sin embargo para conocer de manera más precisa como se comporta el motor a diferentes velocidades, será importante graficar su curva de trabajo y juntarla con la curva de carga de la hélice. Como la hélice trabajará a 5000 rpm aproximadamente y el motor con 12000 rpm, se deberá tener un sistema de reducción que cumpla con esta relación de 2.4. Si se quiere sobreponer las dos gráficas, del motor y de la hélice, la curva de carga de la hélice deberá ser calculada al lado del motor, es decir, que se deberá multiplicar todas las velocidades por 2.4 y dividir el torque entre este valor también, como se puede ver en la tabla 2.9.

Tabla 2.9



En la tabla 2.10 se podrá apreciar la curva del motor sobrepuesta con la de la hélice, donde el punto de intersección de la curva de carga con la curva del motor representa el máximo torque que podrá recibir la hélice que será de 17 N·m a 12350 rpm.

Tabla 2.10 Curvas de carga y del motor



El motor no podrá entregar más torque luego de haber llegado a este punto y en caso extremo que la nave tenga más peso del que puede sostener, y éste supere el empuje que proporciona la hélice, el motor no podrá dar más potencia y en consecuencia la nave descenderá.

Como se necesitarán cuatro hélices, se tomará el mismo número de motores, teniendo que estudiar a continuación un sistema de transmisión que nos permita llegar desde el motor hasta la hélice, con la velocidad y el torque necesario.

Este análisis de los diferentes motores que se pueden utilizar para el vehículo se ha hecho tomando en cuenta la historia presentada en el capítulo 1 donde se puede ver que en algunos vehículos se han usado motores fuera de borda, de automóvil y turbinas. Uno de los primeros vehículos fabricados por el Dr. Moller utilizó motores de kart dando buenos resultados y actualmente el *Skycar* utiliza motores rotativos pues ofrecen las ventajas antes expuestas sobre el peso, la potencia y el tamaño.

2.3. Sistema de transmisión

Para poder transportar la potencia que nos entrega el motor desde su eje hasta el disco central de la hélice, será necesario contar con una serie de piezas y elementos que nos ayuden a transmitirla. En el diseño de este vehículo, se presentan tres situaciones para desarrollar:

- 1) Si la hélice y el motor estuviesen conectados directamente, cuando este último se encienda y vaya aumentando de velocidad hasta llegar a la nominal, o su velocidad mínima de trabajo, deberá mover inmediatamente a la hélice que está quieta, y vencer su inercia y la de los componentes intermedios. En consecuencia será necesario colocar un embrague a la salida del motor para que poco a poco permita transmitir el torque y la velocidad angular a la hélice;
- 2) El motor sin carga puede girar hasta 14000 rpm y entrega su máximo torque a 10500 rpm. La hélice tendrá un rango de giro donde la máxima velocidad es de 5300 rpm, es por esto que se deberá reducir la velocidad utilizando algún sistema de reducción, ya sea por fajas y poleas, cadenas o cajas reductoras con engranajes.
- 3) El eje que sale del motor y va hasta la hélice esta en sentido horizontal, por otro lado el eje que esta unido a la hélice esta en sentido vertical, por esto se deberá utilizar algún sistema de transmisión que permita cambiar el sentido en 90 grados.

Se procederá a analizar cada situación y sólo se harán cálculos generales para poder conocer con qué elementos o dispositivos de transmisión se trabajará.

Para el primer caso, debido a la inercia que se deberá vencer para mover una hélice de 1.1 metro de diámetro con 5 aspas y los otros sistemas de transmisión, el uso de un embrague será necesario para evitar que el motor, cuando comience a funcionar se encuentre con un torque tan alto que se apague debiendo mover todos estos elementos.

El máximo torque que el motor puede transmitir es de 20 N·m por lo que se deberá contar con un embrague que pueda soportar esto y que logre girar a velocidades por encima de los 12000 rpm. Existen diferentes tipos de embragues en el mercado, pero en este caso, como se estarán utilizando motores de kart, también existen embragues exclusivamente para este tipo de motores, los cuales se acoplan directamente a su eje de salida y cumplen con las características mencionadas.

Su funcionamiento se basa en el movimiento de unas masas interiores que a determinadas revoluciones por minuto, debido a la velocidad centrífuga se abren, presionando una serie de anillos y transmitiendo la potencia del motor. En la foto 2.16 se puede ver en plano de explosión cuales son las diferentes partes del embrague centrífugo radial.

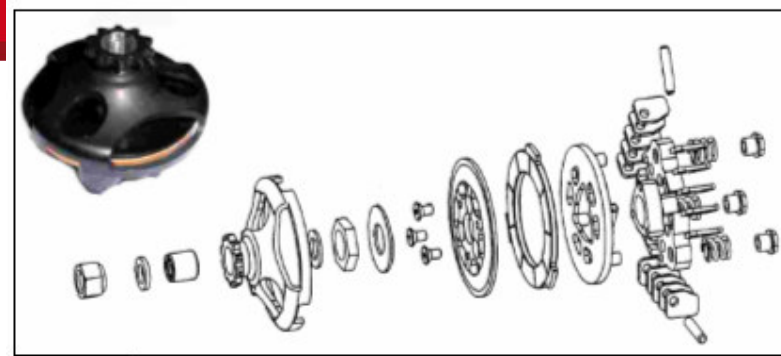


Foto 2.16 Embrague Centrifugo (Cortesía PCR Italia)

Así para el mismo motor existen otros embragues, siendo uno de ellos como el que se muestra en la foto 2.17 donde se puede ver el eje que sirve de unión entre el motor y el embrague, cuenta con un canal chavetero para transmitir la potencia y una rosca y tuerca para ajustarlo. En la parte derecha se muestra una de las piezas interiores donde se colocan una serie de anillos que se van acoplando a medida que la fuerza centrífuga aumenta. En conclusión, se utilizará un embrague centrífugo radial colocado directamente a la salida del motor.

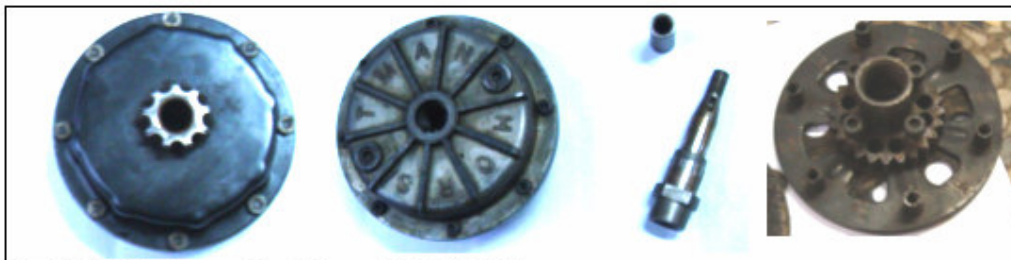


Foto 2.17 Embrague Centrifugo MORSTMAN

Como se explicó anteriormente la velocidad nominal que tendrá el motor es de 12000 rpm y la velocidad a la que girará la hélice será de 5000 rpm. De esta manera se puede determinar la relación de transmisión dividiendo la velocidad de entrada entre la de salida teniendo como resultado un 2.4:1.

La potencia máxima que puede entregar el motor es de 32.2 HP por lo que para seleccionar el sistema reductor multiplicaremos esta potencia por un factor de servicio hallado en función del tiempo y la clase de trabajo. También es necesario considerar que el máximo torque a la salida de la reducción será de 38.50 N·m.

El giro de la hélice generará una fuerza giroscópica que hará que la nave tienda a moverse en el sentido contrario, y más aún si las cuatro hélices giraran hacia el mismo lado, la nave tendría que utilizar un sistema para nivelar esto. Este fenómeno se puede ver claramente en un helicóptero, el cual posee dos hélices, una grande en la parte superior y otra pequeña en la cola. Ni bien el helicóptero despegga del suelo va tender a girar en sentido contrario de la hélice superior.

Esto no sucede pues la fuerza se contrarresta gracias a la hélice de la cola evitando que el aparato de vueltas sobre si mismo. De la misma manera en este vehículo deberemos compensar las cuatro fuerzas de las hélices, por lo que la configuración del giro será como se indica en la foto 2.18.

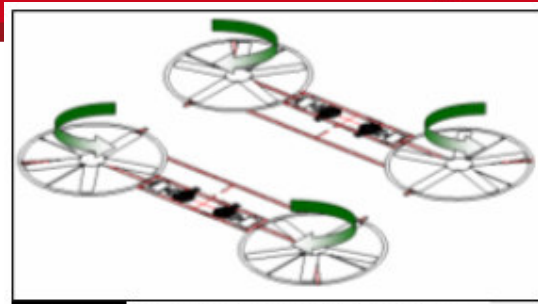


Foto 2.18 Sentido de rotación de rotores

Para cumplir con esta necesidad dos de los sistemas de reducción deberán tener inversión de giro entre su entrada y salida. Los otros dos mantendrán el mismo sentido del motor hasta llegar a la hélice, es decir, que el sistema de reducción deberá tener el sentido de giro igual en la entrada y en la salida.

Para la transmisión y reducción de velocidad se podrá usar poleas y faja plana o en V, cadena o engranajes, debiendo tomar todas las consideraciones antes expuestas. En el caso de las poleas y fajas, la desventaja radica en que pueden romperse de manera imprevista por algún esfuerzo y esto sería muy peligroso si sucede en pleno vuelo. La utilización de una cadena es más segura que la faja, pero tienen como desventaja que no trabajan a velocidades tan altas como los engranajes. Por lo tanto se escogió una caja reductora con engranajes ya que a la velocidad que deberá funcionar, ya no se encuentran comúnmente las fajas y cadenas como se puede ver en los gráficos de funcionamiento (ver anexos 1.7 y 1.8), donde a más de 5000 rpm ya no existen modelos. Otra ventaja que trae el uso de engranajes es que la caja puede ser más compacta que con cadenas o fajas, presentando más robustez en el diseño y seguridad en el funcionamiento.

El eje de salida del embrague y el eje de entrada de la caja de reducción serán coaxiales, por lo tanto, para unirlos se puede utilizar una brida. Otra opción es colocar un acoplamiento con parte polimérica que puede absorber vibraciones y permite un pequeño amortiguamiento torsional. En el mercado existen diferentes tipos en función a la potencia a transmitir, la velocidad de giro y el diámetro del eje. Para poder escogerlo se deberá tomar en cuenta un factor de servicio y multiplicarlo por la potencia a transmitir. Luego de una búsqueda en el mercado nacional, un acoplamiento que gire a 12000 rpm no es fácil de encontrar, pues los que existen tienen un promedio de velocidad de trabajo de 1800 rpm por lo que presentaremos las características que se deberán tener en cuenta para el acoplamiento. El acople no deberá ser muy grande y el torque máximo a transmitir será de 20 N·m. El diámetro del eje será de 15 mm a la salida del embrague y de 25 mm a la entrada de la caja de reducción.

Como este vehículo tendrá un despegue y aterrizaje vertical, la hélice (1), como se puede ver en la foto 2.19, deberá estar colocada horizontalmente generando empuje hacia abajo y estará empernada a un eje (2) ubicado de manera vertical. A la salida del motor se colocará un embrague, luego un acoplamiento y luego una caja de reducción,

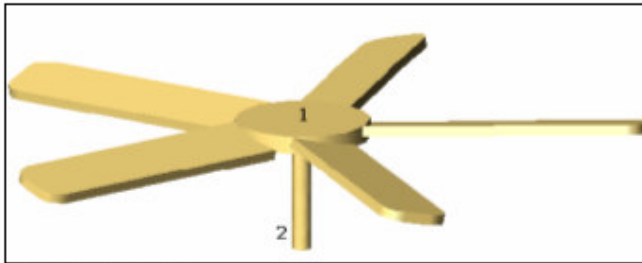


Foto 2.19 Hélice

por lo que el eje que llega a la hélice estará en sentido horizontal. En consecuencia se deberá buscar una manera de transmitir potencia cambiando de sentido en 90 grados para poder unir los dos ejes.

El torque a transmitir en el lado de la hélice será de 38.5 N·m y tendrá una velocidad promedio de 4750 rpm. Para este trabajo se podrían colocar dos poleas perpendiculares entre sí unidas con una faja, teniendo como desventaja el peligro que implica que una de estas se rompa durante el vuelo. Es por esto que escogeremos un juego de engranajes cónicos de dientes rectos a 90 grados para poder mover la hélice, pues con esto el sistema será más robusto y menos peligroso.

A continuación se presentará un cálculo preliminar y básico para dimensionar los engranajes cónicos que transmiten la potencia desde el eje de la caja reductora hacia el eje que va a la hélice. Se deberán conocer sus características básicas como son: número de dientes (z_e), módulo (m), longitud del diente (b_e), diámetro (d_e) y el semiángulo de cono para cada engranaje (ϵ_1, ϵ_2). Las relaciones que deben existir entre las características son:

$$d = z_e \cdot m \quad (2.10)$$

$$90^\circ = \epsilon_1 + \epsilon_2 \quad (2.11)$$

Bajo la norma DIN 780 (ver anexo 1.6), se podrá escoger un módulo estandarizado para los engranajes. El diámetro no puede ser mayor que 90 mm debido a las limitaciones de espacio que marca la hélice. De esta manera se puede determinar el número de dientes variando el módulo y el diámetro. Cada semiángulo de cono valdrá 45 grados sumando así 90 grados. Para poder determinar la longitud del diente existen tablas y gráficos (ver anexos 1.4) que recomiendan un valor en función al número de dientes, al semiángulo del cono, al tipo de trabajo y de mecanizado.

Lo explicado sólo se remite a factores de tamaños, pero también es necesario determinar cuanta fuerza podrá resistir nuestro engranaje cónico, por lo que se usará la fórmula 2.12.

$$\sigma_f = \frac{2 \cdot C_s \cdot M_t \cdot Y_f}{\lambda \cdot z_v \cdot m^3} \leq \sigma_{f adm} \quad (2.12)$$

El factor de forma (Y_f) que se usará se puede determinar de gráficas (ver anexo 1.5) entrando con los valores $x = 0$ ya que se trata de engranajes cónicos de dientes rectos los cuales no tienen corrección, y el número de dientes que tendrá el engranaje, por lo que se deberá ir iterando con las otras fórmulas para llegar al engrane deseado.

El factor de servicio (C_s) tendrá un valor de 1.75, pues el tipo de máquina motriz será monocilíndrica, la máquina movida no sufrirá de golpes y se puede considerar dentro del rubro de ventiladores y compresores centrífugos. Debido a que este vehículo tiene funciones de rescate, se considerará un tiempo de servicio de 24 horas como caso crítico.

Tabla 2.11 Factor de servicio

Máquina Movida	Máquina motriz								
	A			B			C		
	3 h	8 h	24 h	3 h	8 h	24 h	3 h	8 h	24 h
TIPO I	0.80	1.00	1.25	1.00	1.25	1.50	1.25	1.50	1.75
TIPO II	1.00	1.25	1.50	1.25	1.50	1.75	1.50	1.75	2.00
TIPO III	1.50	1.75	2.00	1.75	2.00	2.25	2.00	2.25	2.50

El máximo torque que transmitirá (M_t) será de 38.5 N·m. Y el valor lambda (λ) es igual al cociente entre la longitud del diente y el módulo del engranaje. z_v es el número virtual de dientes (se llama así por que se usa con decimales) que cumple con la relación:

$$z_v = \frac{z_e}{\cos \epsilon} \quad (2.13)$$

Reemplazando todos estos valores en la fórmula 2.12 se debe obtener una respuesta que este por debajo del esfuerzo admisible del material. Los engranajes deben estar lubricados para su correcto funcionamiento por lo que deberán estar dentro de una caja hermética y con el lubricante necesario.

Finalmente, al haber presentado los diferentes sistemas de transmisión, resueltos en líneas generales para conocer como trabajarán y que dimensiones podrán tener, se continuará con el análisis de otros sistemas.

2.4. Sistema eléctrico y electrónico

El sistema eléctrico de este vehículo será el conjunto de elementos que generen, almacenen y requieran de una diferencia de tensión para funcionar, incluyendo el cableado entre los mismos.

Como parte importante de todo vehículo, debe contar con un sistema de luces que pueda iluminar en caso no tenga buena visibilidad o sea de noche, el contorno del vehículo, y que también sirva para ser visto por las personas u otras naves. Como este vehículo se mueve en tres dimensiones a diferencia de un automóvil, este deberá tener aparte de las luces para iluminar la parte delantera y trasera, las partes laterales así como la superior y la inferior, cubriendo con esto todas las direcciones hacia donde se puede mover el vehículo.

El vehículo deberá llevar un sistema de almacenamiento de energía para alimentar al sistema eléctrico y electrónico, el cual es similar al de un auto, por lo tanto se usará una batería común de automóvil para esta función. Debido a la cantidad de luces que se usará y el sistema de control electrónico, se contará con dos baterías colocadas de manera simétrica en el vehículo buscando el equilibrio de la nave. Cada una de las baterías deberá tener instalado un circuito de carga para mantener su nivel de tensión constante. Este circuito se divide en un alternador, que unido con una faja a una polea situada en el eje del motor genera corriente. En caso las revoluciones aumenten y el alternador genere más tensión, se deberá colocar un relé que ayude para que no se sobrecargue la batería, pues tiene como límite los 14 voltios y aunque el alternador genere más, este no dejará que pase. De esta manera se puede tener una batería que mantenga una corriente constante para alimentar al sistema eléctrico, el panel de control y el sistema electrónico, los cuales se detallarán a continuación. En la foto 2.20 se muestra el circuito de carga donde se puede ver (1) el alternador, (2) el relé, (3) la batería, (4) el indicador de sobrecarga, (5) los fusibles y (6) el cableado.

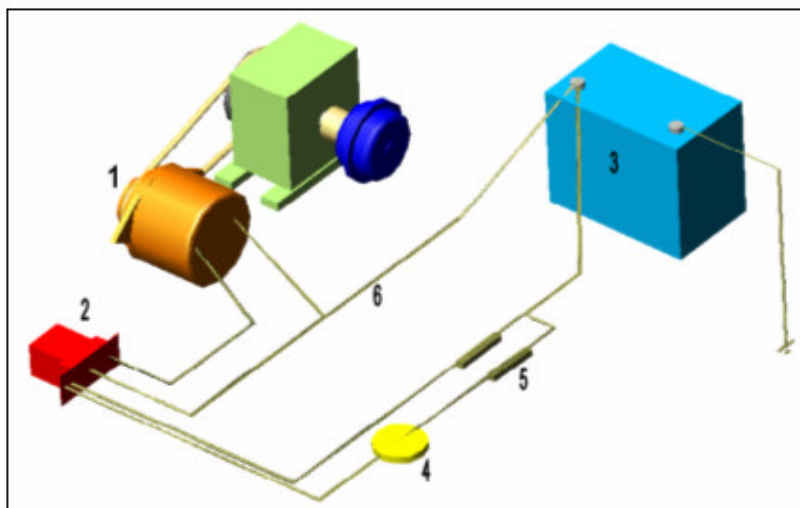


Foto 2.20 Sistema eléctrico de carga

El sistema electrónico que deberá tener el vehículo para controlar variables como estabilidad, aceleración de la hélice, movimiento de los timones de mando entre otros aspectos, no será parte de este trabajo, sin embargo a continuación se detallan las diferentes funciones que deberán cumplir como complemento del diseño que se presenta en esta tesis.

Deberá contar con un sistema de control de estabilidad que implica utilizar sensores que puedan medir la inclinación de la nave en los diferentes ejes y de esta manera enviar una señal al controlador, para que se acelere o desacelere alguna de las hélices sin llegar al ángulo crítico de volteo de la nave, donde esta caería en barrena. Esto será muy importante porque en el momento que las personas ingresaran o cuando ocurra algún viento fuerte, la nave tenderá a desestabilizarse, por lo que uno de los requisitos del control es que tenga una velocidad de respuesta rápida.

Para variar la velocidad en las hélices y éstas puedan aumentar o disminuir el empuje generado, se deberá variar el ángulo de la mariposa ubicada en el carburador de los motores, pues a medida que la mariposa se va abriendo entra más mezcla en la cámara de combustión aumentando de velocidad en el eje y por ende en la hélice. Existirán dentro del sistema electrónico una serie de motores que giren la mariposa el ángulo indicado para que se acelere lo necesario y de esta manera estabilizar la nave.

Para que el vehículo pueda moverse ya sea de manera lateral, hacia adelante, atrás o girar sobre su eje vertical, tendrá debajo de cada hélice una serie de timones que estarán controlados por servomotores que recibirán las señales del control de movimiento del vehículo, es decir, la nave puede contar, ya sea con un sistema GPS (Sistema de Posicionamiento Global) que cuando se posicione en una determinada coordenada en la cual se desee permanecer, el control moverá los timones como sea necesario para que la nave no se desplace, o con una serie de sensores de posición que midan cuánto se mueve el vehículo, y envíen una señal para que los timones lo regresen al punto inicial. Esto podría suceder por las diferentes corrientes de aire y por las pequeñas inclinaciones que la nave tendrá cuando exista movimiento del centro de gravedad al ser ocupado por las personas.

También deberá tener un sensor para medir el valor de velocidad y aceleración de ascenso y descenso, y mediante el sistema de control poder verificar que así suceda. La velocidad de bajada no deberá exceder de determinado valor ya que puede suceder un accidente si se da el caso de querer desacelerar el vehículo y la potencia de los motores para mover las hélices y generar el empuje no alcanza para llegar al suelo con velocidades cercanas a cero metros por segundo.

El sistema electrónico también deberá contar con un sistema de piloto automático para que el piloto pueda ayudar en algún momento con el salvataje de las personas, o en caso se deba hacer alguna actividad que involucre dejar los controles. Otro sensor importante que formará parte del sistema es el que mida la velocidad del viento pues esta afectará de manera directa en la estabilidad y en el movimiento que pueda tener el vehículo, siendo muy importante este parámetro. También se podrá contar con un sistema electrónico que mida el nivel de combustible e indique el momento en que se debe llenar de nuevo el tanque.

Luego de haber terminado con la explicación del sistema eléctrico y electrónico, más adelante se estudiará la ubicación de cada elemento y su relación con el conjunto completo que es el vehículo a diseñar.



2.5. Sistema Estructural

Entenderemos como sistema estructural al cuerpo principal del vehículo a desarrollar, cuya función es dar cabida a los pasajeros, piloto y carga que sea necesaria transportar, además de servir de soporte para cada uno de los componentes, ya sean los motores, hélices, faros, tanque de combustible, etc.

La estructura del vehículo puede ser metálica o de algún polímero reforzado, entre otros materiales, pero en este caso es necesario tener presente que la estructura deberá ser bastante resistente para las diferentes fuerzas que se presentarán, deberá ser ligera, fácil de trabajar para poder fabricarla, y que el material a elegir sea de fácil adquisición en nuestro país. Se podrían utilizar perfiles de acero pero este tiene mucho peso. Por estos motivos la estructura se construirá con aluminio 6063-T5 que es una aleación de aluminio, magnesio y silicio, cuya densidad es de 2710 Kg/m^3 siendo bastante ligera; con una resistencia máxima a la tracción que va desde los 16 hasta 20 Kg/mm^2 ; con buena soldabilidad y fácil de adquirir en el mercado.

A continuación se presentará un breve análisis del peso y momento de inercia de diferentes tipos de perfiles tomando como base un metro de longitud y características iguales para poder elegir el más adecuado para la estructura metálica que llevará el vehículo.

Descripción	Peso Kg.	Momento de Inercia mm^4		
		Eje Y	Eje X	
Tubo de $\text{Ø}10 \times 2\text{mm}$ de espesor	0.136	427.3	427.3	
Tubo cuadrado 10mm de lado, 2 mm de espesor	0.173	725.0	725.0	
Perfil en I 10mm de lado, 2mm de espesor (Vertical)	0.141	337.3	689.3	
Perfil en I 10mm de lado, 2mm de espesor (Horizontal)	0.141	689.3	337.3	
Perfil en C 10mm de lado 2mm de espesor (Vertical)	0.141	698.3	1430.5	

Luego de ver los resultados el tubo circular es el que pesa menos, y después del tubo cuadrado, es el que presenta más resistencia a ser doblado en cualquiera de sus ejes, ya

que los otros perfiles tienen un gran momento de inercia en uno de sus ejes pero no en los dos. El perfil en C también presenta buenos valores ya que tiene un peso relativamente bajo y un mayor momento en el eje Y que el tubo circular, pero es entre todos los perfiles, el que cuenta con el mayor momento de inercia en el eje X.

En el mercado de aluminios se puede encontrar una gran cantidad de perfiles con todo tipo de formas, también se pueden hacer por pedido según el perfil y el espesor que se requiera. Por las dimensiones que tendrá la nave para albergar a 5 personas, será necesario contar con perfiles relativamente grandes y con medidas estándar, por lo que se escogerá un ancho de 38.1 mm con espesores mayores o iguales a 2 mm ya que son fáciles de encontrar en el mercado.

Existen tubos cuadrados de 38.1 mm de lado con espesores de 1.1 mm y 2.3 mm. Se puede encontrar también perfiles en C con 38.1 mm x 12.7 mm de lado y espesores de 2 mm, y el perfil más común de encontrar es el tubo circular de 38.1 mm de diámetro y espesores de 1.5, 1.8, 2 y 2,7 mm.

Para la estructura de este vehículo utilizaremos tubos circulares con 38.1 mm de diámetro y 2 mm de espesor ya que son los que menos pesan y haciendo una comparación con los otros perfiles, la sección cuadrada de 1.1 mm de espesor es poco resistente y de 2.3 mm es muy pesada.

Para unir estos perfiles y formar la estructura del vehículo, se pueden utilizar uniones soldadas, empernadas o remachadas. En una unión remachada, los distintos remaches van cediendo hasta que todos los elementos de la unión queden uniformemente cargados, caso contrario ocurre con una unión soldada donde todas las costuras resisten la parte que les corresponde, presentando mayor rigidez. La ventaja de una unión empernada es que es más fácil de ensamblar y puede soportar más vibraciones que una unión soldada que podría fallar por fatiga. Sin embargo en este caso se hará una estructura soldada para poder analizarla fácilmente como una pieza, pues será más simple darle la forma requerida y en estudios posteriores se podrá diseñar la misma estructura con pernos.

Antes del diseño final de la estructura, primero se diseñará uno de los cuatro rotores con el sistema motopropulsor, para poder tener las medidas preliminares y luego formar la estructura total con el análisis anterior.

Como se calculó al inicio de este capítulo, se contará con una hélice de diámetro 1110 mm y 220 mm de diámetro central desde donde se sujetarán las palas.

El sistema de movimiento que incluye, el eje, los rodamientos, la transmisión cónica a 90 grados y las bridas, no deberá sobrepasar los 220 mm, y el anillo donde se colocará todo el sistema del rotor deberá tener un diámetro interior de 1120 mm para evitar cualquier colisión entre la hélice y éste, como también para aumentar el empuje generado por la hélice, pues funcionará como base para un ducto.

Para poder escoger los pernos que se utilizarán se hicieron cálculos preliminares. A continuación se presentará el ejemplo de la estimación del diámetro del tornillo que une el eje con la hélice.

La carga máxima que se tendrá será de 233 Kg. Por lo que usaremos la tabla del anexo 1.3, entrando con el valor de 250 Kg. según las instrucciones. Luego en este caso el tornillo tendrá cargas de trabajo dinámicas centradas, por lo que se deberá avanzar un nivel, tomando ahora 400 Kg. Este tornillo se ajustará con torquímetro por lo que se avanzará otro nivel de fuerza en la tabla subiendo a 630 Kg. Para concluir, al lado de esta cifra desde la columna 2 hasta la 4 se puede observar los valores del diámetro del tornillo según su clase de resistencia. Escogiendo tornillos M4 con resistencia 12.9 y M5 con resistencia 10.9 y 8.8.

Cuando el vehículo este ascendiendo, en cada rotor, la hélice generará una fuerza axial máxima de 233 kg a 5300 rpm, por lo que será necesario un juego de rodamientos que pueda soportar estas cargas axiales colocados en arreglo X ó O. Se escogerán rodamientos de bolas de contacto angular los cuales a diferencia de los rodamientos de



Foto 2.21 Rodamientos sellados de bolas

rodillos cónicos pueden venir sellados como se muestra en la foto 2.21 para garantizar una buena lubricación evitando la colocación de engrasadoras y retenes haciendo más simple el mantenimiento. También se requerirán rodamientos que soporten cargas radiales en el eje de transmisión del motor hasta el rotor, por lo que se usarán rodamientos rígidos de bolas con sello. En los dos casos se verificó que la velocidad de trabajo de los rodamientos exceda los 5300 rpm.

Para poder dimensionar el eje que moverá la hélice y el eje que transmitirá la potencia desde la salida de la caja de reducción hasta el sistema de transmisión de engranajes cónicos, se utilizará el material Ck45 recomendado para ejes con cargas altas y resistentes al desgaste. Luego de hacer el cálculo previo o tentativo a la fatiga y el cálculo definitivo a la fatiga, se obtuvo que un diámetro de 16 mm no fallará. Estos cálculos se hicieron tomando en cuenta que el torque máximo a transmitir será de 38.5 N·m a 5300 rpm y que las fuerzas que intervienen serán de torsión y flexión.

Será necesario que el eje y todo el conjunto hasta la hélice estén bien balanceados verificando luego la concentricidad con el ducto.

En el caso de los engranajes cónicos a 90 grados se usarán las dimensiones que se calcularon en el subcapítulo del sistema de transmisión.

En el caso de las uniones por forma para transmitir potencia, se usarán chavetas paralelas con ajuste fijo debido a la velocidad de giro. También se podría usar eje estriado, o cuadrado, pero esto encarecería el producto y no es necesario ya que el torque a transmitir es relativamente bajo. Es así que luego de estos cálculos previos y tentativos, el arreglo interior del rotor será como se muestra en la foto 2.22.

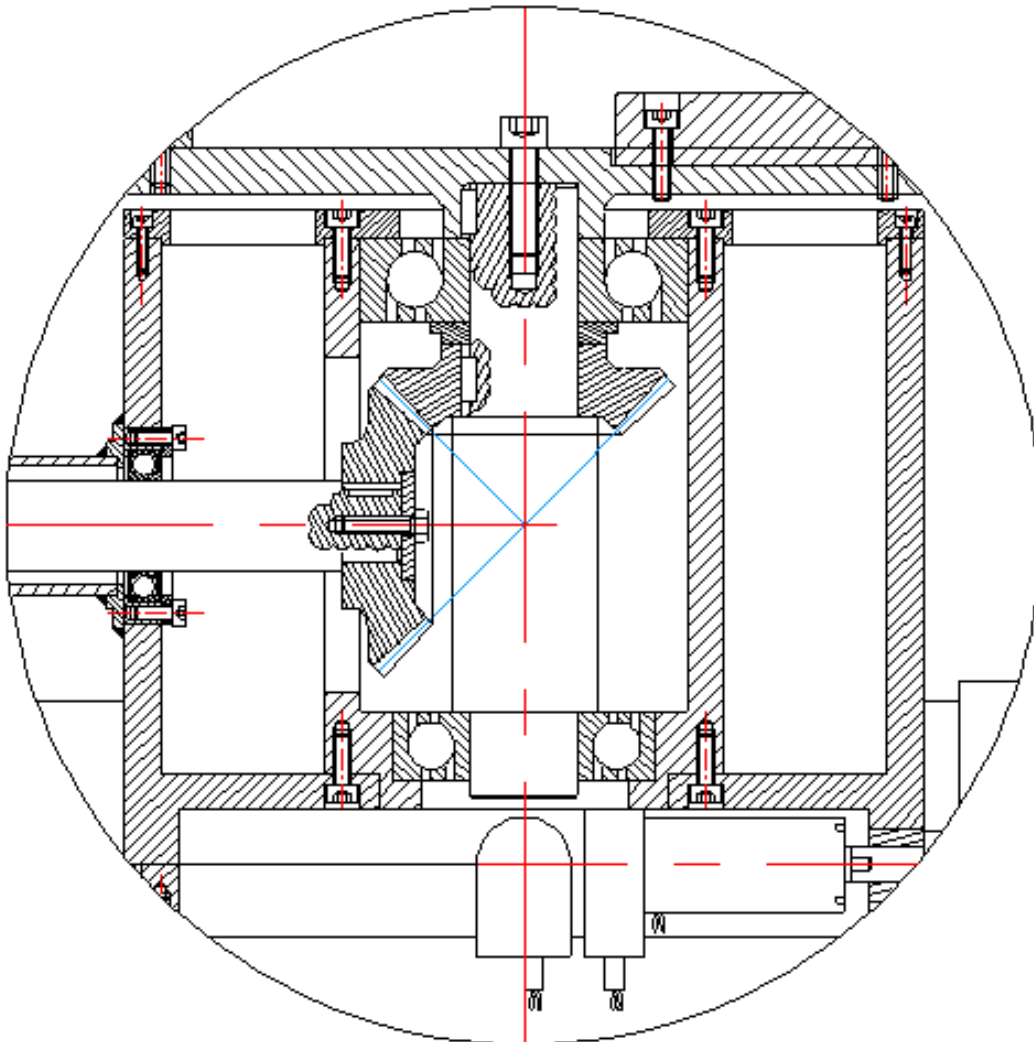


Foto 2.22 Sistema interno del rotor

Las superficies de mando y control, estarán situadas en la parte inferior de la hélice, actuando como timones, los cuales, respondiendo a las indicaciones de los mandos existentes en el tablero de control provocan el movimiento del vehículo sobre cualquiera de sus ejes (transversal, longitudinal y vertical). Serán unas planchas redondeadas en las puntas y con 10 mm de espesor que dirigirán al vehículo. Estos timones funcionan

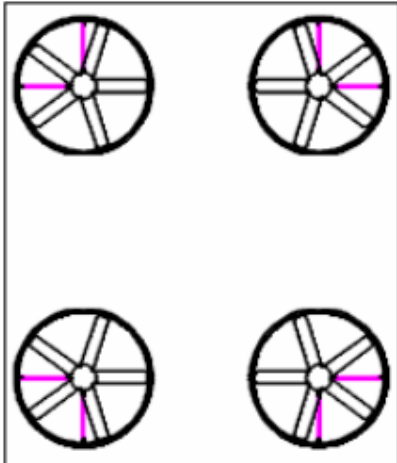


Foto 2.23 Configuración de los timones

correctamente solo con ángulos menores a los 20 grados pues luego se desprende la capa límite perdiendo eficiencia y empuje. El chorro saldrá torsionado y tenderá a girar al timón y al vehículo, por lo que es importante el sentido que tenga cada hélice para que entre las cuatro se anule este efecto. Los timones estarán colocados a 90 grados uno del otro siendo de longitud igual al radio del anillo del rotor como se puede ver en la foto 2.23 y será movidos por motores que formarán parte del sistema electrónico de la nave.

La hélice tendrá un anillo alrededor, sobre el cual se colocará un ducto de fibra de vidrio reforzada para aumentar el empuje. Tendrá una parte esférica que servirá como elemento de seguridad para que las personas que entran en el vehículo no acerquen, ya sea su mano o algún objeto a las hélices, lo cual podría ocasionar un accidente. Encima y debajo del cilindro que alberga el sistema de movimiento de la hélice se colocarán dos semiesferas para hacer más aerodinámica la estructura, ya que en el ascenso y el descenso será importante evitar la resistencia del viento. Todo lo escrito anteriormente se puede observar de manera general en la Foto 2.24 Rotor para una mejor comprensión:

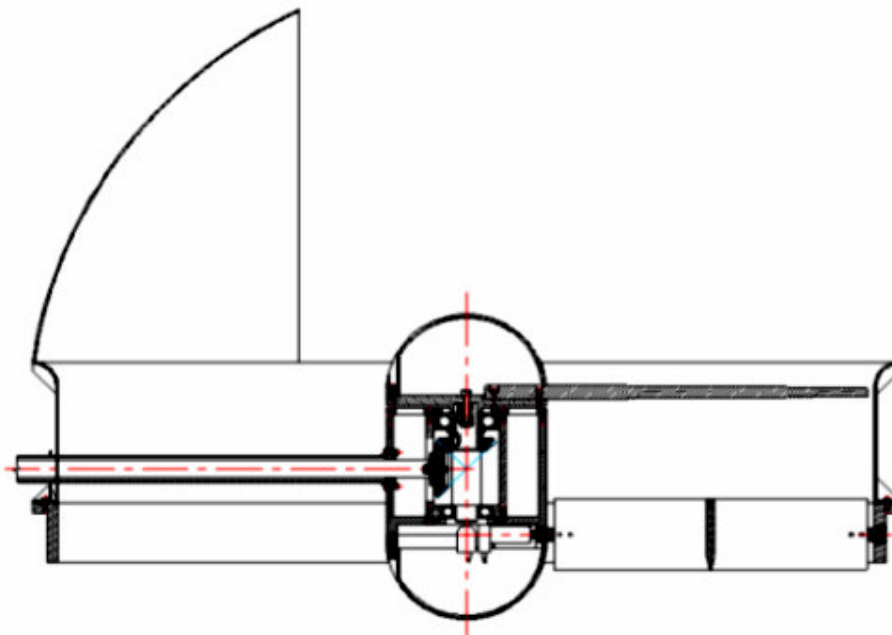


Foto 2.24 Rotor

El sistema motriz y de transmisión que incluye: al motor (1), al embrague (2), al acople (3) y la caja de reducción (4), que se colocará como lo indica la foto 2.25. Este conjunto sumado con la hélice y su sistema de transmisión se le denominará sistema motopropulsor, que como se explicó esta encargado de proporcionar la potencia

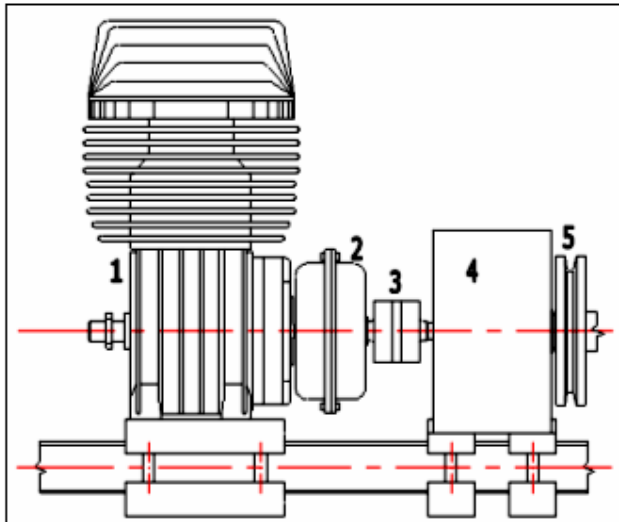


Foto 2.25 Sistema Motriz

necesaria para contrarrestar las resistencias del vehículo y para aportar la aceleración en el momento que se requiera. Este sistema se repetirá cuatro veces para las cuatro hélices, con la diferencia que en dos de ellos una polea (5) con una faja alimentará al alternador para que mantenga a las baterías cargadas, ya que estas se encargarán del sistema eléctrico y electrónico de control.

Como los motores podrían moverse debido a las vibraciones, se colocará un sistema de sujeción que aparte de los pernos que utiliza, tendrá topes para evitar el movimiento en relación con la estructura. En el caso del arranque, para poder hacerlo a mano, será necesario colocar los motores a una distancia cómoda y segura de manera que sea fácil el acceso a estos y se evite cualquier tipo de accidente. También se está calculando esta distancia para que en algún estudio futuro se puedan colocar arrancadores y con accionar una llave, los motores se activen automáticamente, siendo una desventaja el peso que implicaría colocar cuatro arrancadores sobre el vehículo.

Finalmente basándonos en las dimensiones del sistema motopropulsor diseñado; el análisis de materiales y perfiles que se hizo al inicio; y tomando en cuenta los diferentes componentes que deberá llevar el vehículo; se podrá dar inicio al diseño de la estructura del vehículo.

Un criterio importante será que la estructura deberá ser lo más compacta y ligera posible, manteniendo la resistencia necesaria y debiendo guardar espacios para todos los componentes, el piloto y 4 personas.

Para concebir el vehículo en estudio, se pensó en las diferentes formas que puede tener. Puede ser circular, elíptico, rectangular, cuadrado, triangular entre otras, pero lo importante es que en su desarrollo se tenga en cuenta lo siguiente:

- Deberá existir un ingreso a la nave y un espacio seguro donde se albergue a 4 personas y al piloto.
- Colocar una central de mando y control desde donde el piloto manejará el vehículo, es decir, la base para un panel de control.
- Deberá albergar cuatro sistemas motopropulsores que estén lo más simétricos posible para asegurar la estabilidad de la nave.
- Colocar los motores y el sistema motopropulsor lejos de las personas que ocuparán la nave para evitar cualquier tipo de accidente.
- El vehículo deberá tener un espacio donde colocar el tanque de combustible tratando de situarlo lejos de las personas y del lugar de ingreso a la nave ya que se acercará a incendios para funciones de salvataje.
- Se deberán prever los espacios para la colocación de faros en todas las direcciones para poder iluminar el recorrido de la nave, y para que esta sea vista.
- Se deberá tomar en cuenta que en una estructura soldada, las fuerzas tienen que entrar y recorrerla de modo que la mayor parte del material soporte la carga. Se deberían solicitar lo menos posible y en caso exista flexión, colocar nervios para hacer más rígida la estructura.

La forma que utilizaremos será la de un rectángulo, semejante a la de un automóvil, donde los cuatro sistemas motopropulsores tendrán la configuración que se muestra en la foto 2.26 siendo (1) el motor, (2) sistema de transmisión, (3) alternador, (4) hélice, y los números en romano I,II,III,IV los cuatro sistemas motopropulsores.

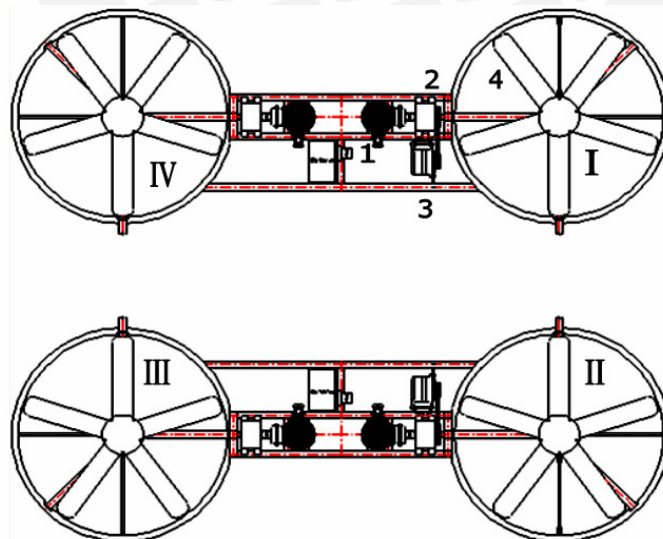


Foto 2.26 Forma final del vehículo

Para que la soldadura no trabaje a flexión, en los tubos que sostienen el cilindro donde se alberga el sistema de movimiento de la hélice, se utilizarán nervaduras y así logren soportar las cargas que aparecerán en el momento que el vehículo comience a ascender

o cuando esté en equilibrio en el aire. Para mayor rigidez se buscará la forma triangular en diferentes partes de la estructura.

Como piso del vehículo se podrá colocar una plancha de aluminio, una plancha de fibra de vidrio o una malla reforzada con cables de acero. Si se coloca una plancha, ya sea de aluminio o fibra de vidrio, cuando el vehículo este en ascenso o descenso, esta plancha generará gran resistencia con el aire, lo cual no ocurriría con una malla reforzada. El peso que implica colocar un material de manera continua en toda el área que representa el piso del vehículo es mucho mayor que colocarlo en forma de malla. De esta manera, si hay más peso y más resistencia con el aire tiene como consecuencia que se tenga que colocar mas potencia para subir la nave. Por lo expuesto anteriormente, el piso será de malla colocada sobre una red de cables de acero como refuerzo.

En las paredes laterales que tendrá la nave también se colocará malla para dividir al sistema motopropulsor del espacio donde se ubicarán las personas, evitando así que alguna coloque su mano en el motor, en algún eje, o en todo caso evitar que suceda cualquier tipo de accidente

Se debe buscar que el diseño sea estable por si mismo para no gastar potencia en estabilizarla, entendiendo por esto que el centro de gravedad del vehículo deberá estar situado en el espacio que está dentro de las cuatro hélices. Para lograr esto, la ubicación de cada componente, al igual que el de las personas, debe hacerse pensando en cómo afecta este al centro de gravedad.

Las dimensiones del espacio y la zona segura para los 4 pasajeros se tomarán en base a una persona sentada con las piernas cruzadas como se puede ver en la foto 2.27. El espacio para el piloto se calculará en base a una persona de pie. Contará con un ingreso en la parte posterior del vehículo. Existirá una baranda que bordeará la zona de pasajeros, la cual deberá tener una altura de 900 mm para evitar que alguna persona caiga.

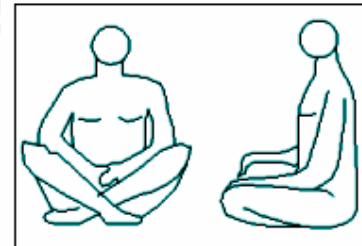


Foto 2.27 Posición de personas

El panel de control estará a una altura de 900 mm buscando que el piloto no deba agacharse ni empinarse, es decir, que sea cómodo usar los controles.

Para poder llegar a diseñar la estructura final, fue necesario ir desarrollando diferentes propuestas como se puede ver en la foto 2.28, no todas cumplían con las exigencias que en este subcapítulo se han detallado por lo que fueron dejadas de lado, dando forma a lo que será el Vehículo Aeronáutico Final como base de esta tesis.

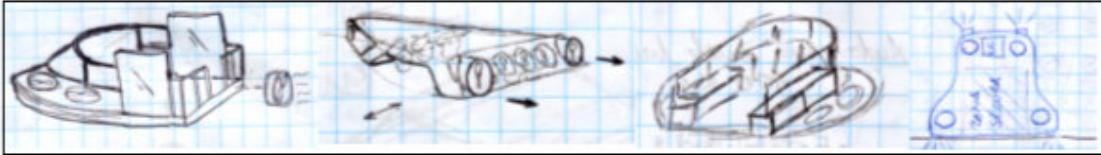


Foto 2.28 Diseños anteriores del vehículo con despegue y aterrizaje vertical

Finalmente la estructura concebida y desarrollada bajo todos los aspectos antes mencionados será como se muestra a continuación (foto 2.29). Las características son: 4.2 metros de largo, 3.3 metros de ancho, 1 metro de alto y con un peso de 102 kilogramos.

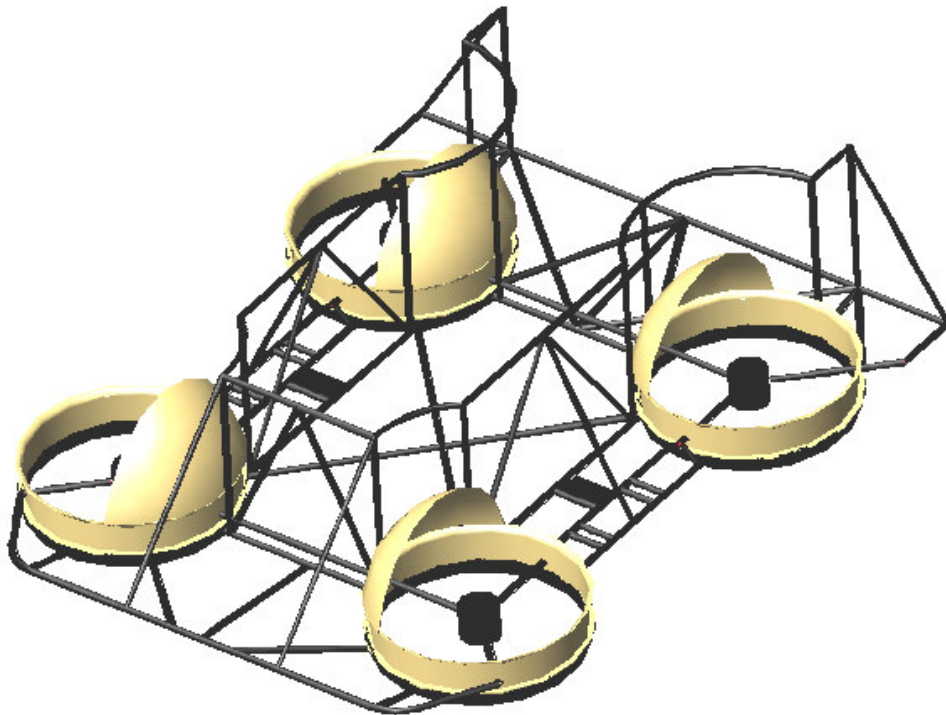


Foto 2.29 Estructura final del Vehículo

Para poder concluir con el estudio de los componentes que aún faltan, se presentará un análisis de éstos y así, finalmente mostrar la estructura junto con los sistemas motopropulsores, el tanque de combustible, las mallas de seguridad, el tren de aterrizaje, el sistema eléctrico y electrónico con los faros delanteros, traseros y superiores, el panel de control, los timones de mando y control entre otros dispositivos que deberá tener el vehículo

Un tanque de combustible es básicamente un recipiente hermético donde se pueden almacenar gasolina, petróleo, alcohol y gas entre otros. Dependiendo de lo que se almacene, el tanque tendrá diferentes características. En el caso de un tanque para gas donde al soportar mayor presión debe tener paredes más gruesas lo que implica es un mayor peso.

Para los motores que se eligieron, el combustible a utilizar es una mezcla de 0.14 litros de aceite por cada 3.8 litros de gasolina, por eso el tanque a utilizar puede ser el de un automóvil, pero este debería cumplir con la capacidad de almacenamiento y peso que se quiere. Los motores a su máxima potencia están consumiendo un promedio de 4.75 litros por hora, pero no siempre estarán entregando su máxima potencia. Para dimensionar el tanque se pensó en un vuelo de ocho horas, pero el peso del combustible se presenta como un limitante por lo que luego se pensó en 3 horas de vuelo.

Un tema bastante importante es la seguridad, en consecuencia hay que tomar en cuenta que este vehículo estará cerca de incendios, que existe la posibilidad de que se produzca una colisión o que suceda algún desperfecto mecánico. Existen tanques de combustible especiales para autos de carrera Formula 1 y Rally, que se denominan tanques celulares (foto 2.30) y llevan dentro de la carcasa una espuma o esponja que evita la explosión del combustible en caso la temperatura en el exterior aumente y la generación de olas con el movimiento del vehículo trayendo como consecuencia que en algún momento la salida se quede sin gasolina y no le llegue al motor. Por estos motivos y las ventajas que tiene, el tanque que utilizará el vehículo será celular.

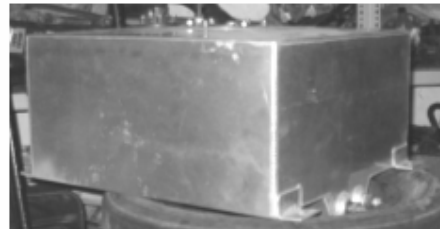


Foto 2.30 Tanque de combustible celular

En función a la estructura del vehículo que cuenta con el ingreso de las personas por la parte posterior, el tanque se ubicará en la parte delantera para evitar cualquier contacto con alguna llama de fuego y a la vez estar lejos de las personas. El tanque tendrá las dimensiones 910 x 700 mm y su sección transversal formará un trapecio cuya base mayor es de 130 mm y la menor es de 50 mm

La forma que tendrá se debe a la estructura de la nave. El volumen que podrá almacenar este tanque será un total de 57 litros de mezcla de gasolina con aceite, que con una densidad de 700 kg. /m³ pesará 39.9 kilos. El tanque por su parte estará pesando cerca de 12 kilos.

Para poder diseñar un tren de aterrizaje en el vehículo se hará una pequeña reseña de diferentes aviones y helicópteros observando el tren de aterrizaje que tienen en función al peso de la nave y el tipo de aterrizaje.

El tren de aterrizaje tiene como misión amortiguar el impacto del aterrizaje y permitir la rodadura y movimiento del vehículo en tierra. En los aviones puede ser fijo como en el caso del *Air Tractor* Modelo AT-301 que tiene un peso de 3130 Kg catalogado como avión agrícola



Foto 2.31 Air Tractor



Foto 2.32 Fokker

monoplaza (foto 2.31) o como el antiguo avión monoplaza Fokker Dr.I utilizado como explorador de caza con un peso de 586 Kg (figura 2.32). También puede ser retráctil y con sistema de suspensión, como en el caso de aviones más pesados, aviones de pasajeros o los aviones de guerra como el Mustang P-51D (figura 2.33) cuyo peso máximo es de 5265 Kg siendo mucho más elevado que el de nuestro vehículo en diseño. Este avión tiene funciones de Caza-Bombardero monoplaza.



Foto 2.33 Mustang P-51D

Mayormente los arreglos son de triciclo (dos ruedas principales en la parte posterior y una en la parte de adelante) o patín de cola (dos ruedas principales en la parte delantera y un patín o rueda en la cola). Hay trenes adaptados a la nieve (con patines) y al agua (con flotadores).

Los trenes de aterrizaje en los helicópteros, que tienen despegue y aterrizaje vertical como en el caso del vehículo en diseño, también pueden ser fijos como el Augusta Bell AB102 (Foto 2.11) que pesa 3026 kg helicóptero utilizado para cometidos generales en diferentes Fuerzas aéreas en el mundo, como por ejemplo: Emiratos Árabes, Austria y las fuerzas aéreas marroquíes. O retráctiles y con sistema de suspensión, como en el caso del Sikorsky CH-53E Super Stallion cuyo peso es de 17344 kg mucho más pesado y con funciones de búsqueda y salvamento avanzado. En el caso de los autos, tienen un sistema de suspensión compuesto por un resorte o muelle y un amortiguador.



Foto 2.34 Augusta Bell

Finalmente, luego de este breve análisis, se colocará un sistema de aterrizaje como el del helicóptero Augusta Bell AB102 por dos motivos esenciales. El vehículo con carga completa no deberá pesar más de 800 kg, que a diferencia de los aviones y helicópteros antes mencionados es un valor bastante bajo y colocar un sistema de suspensión saldrá muy costoso. El tipo de aterrizaje será vertical como el de un helicóptero y a muy poca velocidad de descenso, pues se busca que tienda a cero este valor para evitar el impacto.

El tamaño del vehículo en comparación con un auto será como se muestra en la foto 2.35, siendo esto importante para poder prever como se transportará.

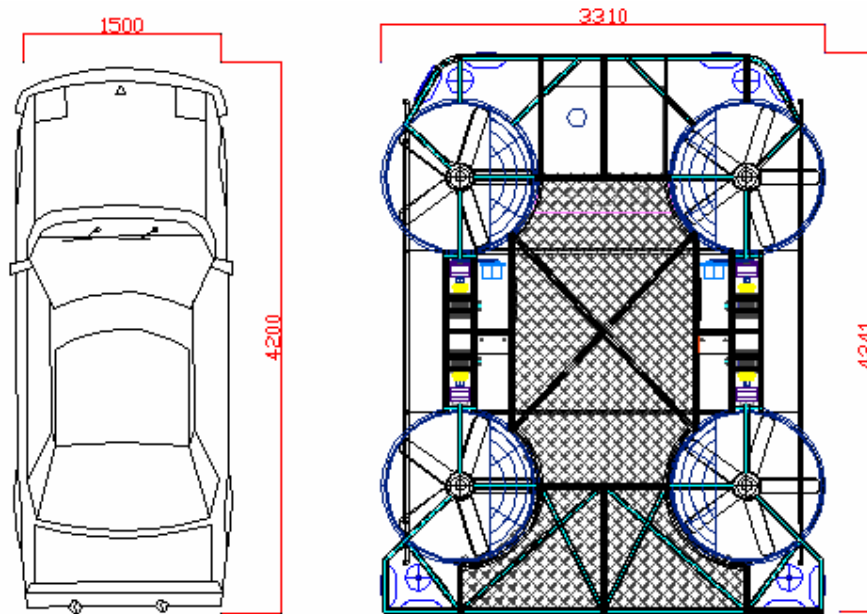


Foto 2.35 Comparación de tamaños entre un automóvil y el vehículo diseñado

Finalmente el Vehículo Aeronáutico que es el conjunto de la estructura y todos los sistemas, componentes y dispositivos auxiliares, concebido y desarrollada bajo todos los aspectos antes mencionados será como se muestra a continuación (foto 2.36). Las características finales son: 4.2 metros de largo, 3.3 metros de ancho, 1.4 metro de alto y con un peso de 365 kilogramos.

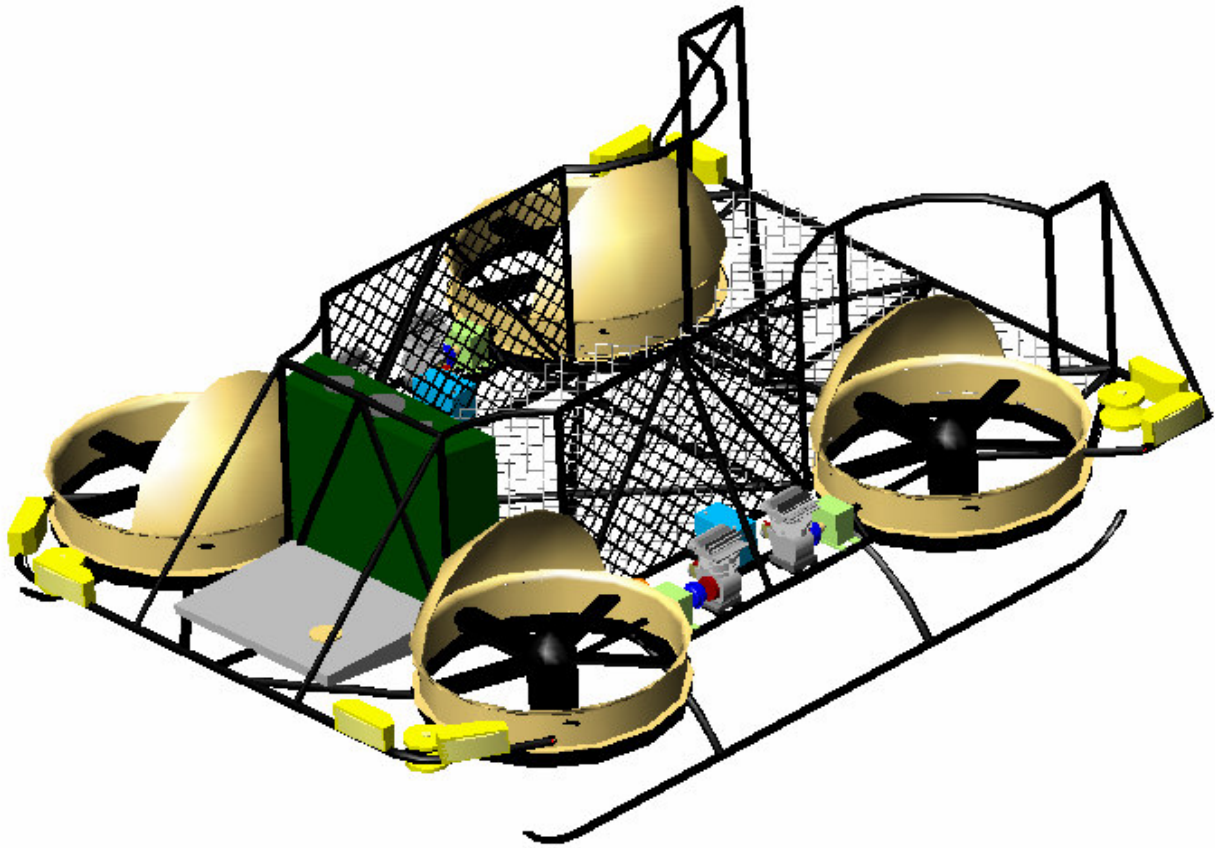
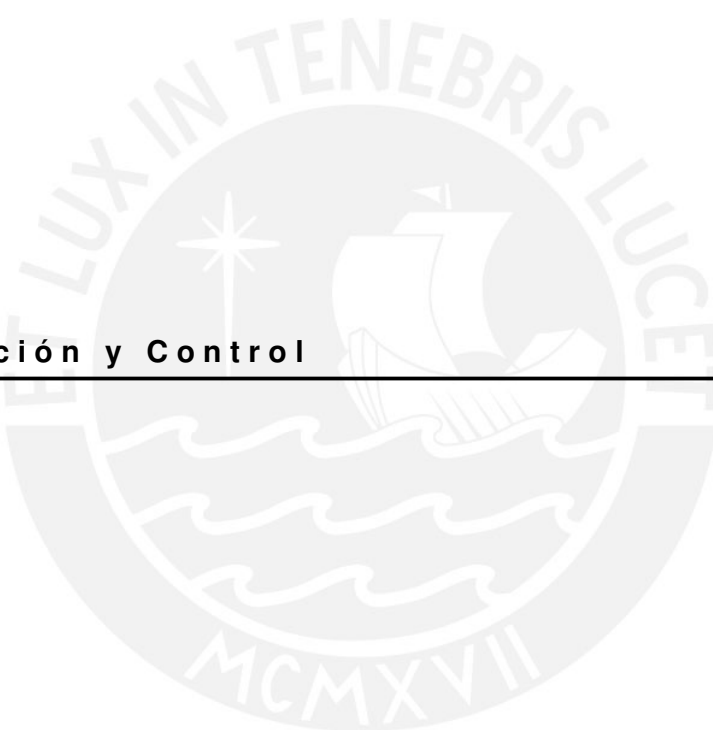


Foto 2.36 VEHICULO AERONAUTICO DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL

Con el vehículo terminado se puede apreciar de manera más detallada todo lo que anteriormente se expuso, es así que la disposición de los sistemas motopropulsores concuerda con lo especificado, las mallas que dividen los motores y el sistema de transmisión estarán colocadas en los extremos, los faros en todos los sentidos para poder iluminar el contorno, el panel de control en la parte delantera y el ingreso en la posterior. El peso que se había estimado para el vehículo era de 337.5 kg que se acerca bastante al peso real que tendrá que es de 365 kg. Todo el detalle de los componentes y sus pesos se colocarán en el siguiente capítulo junto con los cálculos del funcionamiento del vehículo.

Operación y Control

Capítulo 3



3. Operación y Control

Como introducción de este capítulo, se realizará un estudio del medio donde el vehículo se moverá, el aire. De esta manera podremos conocer cuanto varían los diferentes parámetros que pueden afectar la salud de una persona, así como el vuelo del vehículo. La atmósfera es la envoltura gaseosa que rodea el planeta y está compuesta principalmente por una mezcla de gases (78% de nitrógeno, 21% de oxígeno y 1% de otros gases) que denominamos aire. Para que el vehículo pueda elevarse y mantenerse en el aire interesa centrarse en las características básicas que definen su comportamiento como fluido: presión, temperatura y densidad, estos tres conceptos están íntimamente relacionados y afectan de forma muy importante al vuelo.

La presión atmosférica se define como la cantidad de fuerza aplicada por unidad de superficie, la cual varía en función de la altura, así por cada 1000 metros de altura la presión disminuye en 0.110 atmósferas. Conociendo esto, podemos decir que a cero metros sobre el nivel del mar la presión atmosférica será de 1.01 atmósferas y a 500 metros será de 0.95 atmósferas.

La temperatura del aire depende de muchos factores, siendo uno de ellos la altura, pues a mayor altura la temperatura disminuye. La magnitud de este cambio es de aproximadamente 6,5 °C cada 1000 metros, siendo muy poca la diferencia. Sin embargo estos valores son validos desde el nivel del mar hasta una altitud de 11000 metros; a alturas superiores la temperatura se considera que tiene un valor constante de -56,5 °C.

La densidad del aire tiene una gran importancia para el vuelo del vehículo, pues es uno de los valores que influye en la generación de empuje. Siendo la variación de la densidad inversamente proporcional a la altura, con un cambio de 1.23 Kg/m³ a cero metros sobre el nivel del mar a 1.17 Kg/m³ a 500 metros de altura.

El porcentaje de oxígeno que existe en el aire también varía con la altura, teniendo al nivel del mar 21% de oxígeno, a 70 Km. de altura 33.5% y a mas de 300 Km. se tiene 20%. Nuestro rango de trabajo es hasta los 500 metros de altura por lo que no habrá problema con el porcentaje de oxígeno.

Sobre las velocidades del viento, que también es un tema importante para considerar, se conoce que a alturas mayores de 5000 metros sobre el nivel del mar, siendo una altura muy por encima de la colocada para este vehículo, llega a 90 Km./h. En nuestro caso las velocidades no serán muy altas ya que el vehículo deberá llegar hasta los 500m solamente y nos valdremos de los sensores colocados para medir y estabilizar la nave.

Luego de haber analizado el medio en el que el vehículo se desplazará, se realizarán los cálculos relacionados con las cualidades y limitaciones que tendrá la nave. Para comenzar se presentará en la tabla 3.1, de manera detallada los diferentes elementos que conforman la nave y sus respectivos pesos. Este resultado se colocó en el capítulo anterior, pero es en este donde se utilizará para encontrar las características finales del vehículo, como por ejemplo las velocidades de trabajo.

Tabla 3.1 Estudio de Pesos del Vehículo

Estructura		Elementos y componentes		Elementos y componentes	
Descripción	Masa Kg	Descripción	Masa Kg	Descripción	Masa Kg
Tubo	42.00	Tren A.	8.00	Faros	12.80
Anillos Ducto	28.00	Tanque y Comb.	52.00	Batería	8.00
Anillos Ducto	28.00	Aspas Hélice	30.00	Reductor	12.00
		Polea y faja	1.60	Motor	76.00
		Alternador	4.00	Embrague	3.20
		Panel de control	8.00	Sistema hélice	40.00
		Malla	7.60	Acoplamientos	4.00
				TOTAL	365.20

Conociendo el peso real del vehículo se efectuarán nuevamente los cálculos, pues anteriormente se realizó un estimado para hacer la elección de los diferentes sistemas de la nave.

Como el vehículo llevará cinco personas, el peso total que la nave deberá elevar será de 777.70 Kg. Comenzaremos revisando las hélices que se utilizan. Cada una de éstas debe generar un empuje de 194.40 Kg así, basándonos en la geometría calculada en el capítulo 2, la hélice tendrá que girar a 4830 rpm y requerirá una potencia de 24.20 HP para poder compensar el peso logrando el equilibrio. Esta velocidad llevada el eje del motor, luego de pasar por la caja de transmisión con una relación de 2.4:1 es de 11592 rpm.

El siguiente paso es verificar que el motor cumpla con la velocidad y la potencia que la hélice exige. La máxima potencia que puede entregar el motor es de 32.20 HP a 11750 rpm, cumpliendo y superando los valores.

En la tabla 3.2 se muestran diferentes velocidades de trepada en los aviones y velocidades ascensionales en helicópteros, así como vehículos VTOL, para conocer el rango en el que se encuentran.

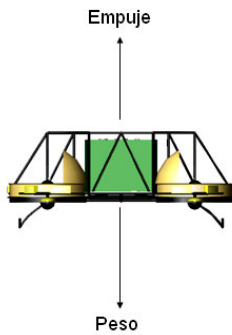
Tabla 3.2 Velocidades de trepada de diferentes vehículos

Vehículo	km / h	Vehículo	km / h
Avión Hercules Lockheed	33.48	Skycar Moller Corporation (VTOL)	100.50
Avión Aichi 2a guerra mundial	30.00	Helicóptero Aerospatiale	24.00
Avión Harrier (VTOL)	306.00	Helicóptero SA 315 LAMA	14.00
Avión de guerra TOMCAT F14	540.00	Dragon Fly (VTOL)	100.00

Con los parámetros ya calculados se establecerán las velocidades y aceleraciones que el vehículo tendrá en su proceso de ascenso y descenso.

El motor puede entregar a 12350 rpm un torque de 17 N·m, que es donde se interseca con la curva de carga de la hélice, esto significa que puede entregar a esa velocidad 29.50 HP. Luego de la reducción, la máxima velocidad que puede recibir la hélice es de 5145 rpm, logrando generar 220 kg de empuje.

Para hallar la máxima aceleración de ascenso que podrá tener el vehículo utilizaremos los datos de potencia y velocidad máxima, para que luego, con un diagrama de cuerpo libre se pueda hallar fácilmente el valor de la aceleración.



Utilizando la segunda ley de Newton se tiene:

$$F = m \times a$$

$$(220 \times 9.8 \times 4) - (777.70 \times 9.8) = 777.7 \times a$$

$$a = 1.29 \text{ m / s}^2$$

De esta manera, la máxima aceleración de subida que podrá tener la nave será de 1.29 m / s², que en términos aeronáuticos sería 0.13 veces la aceleración de la gravedad.

Como se pudo apreciar en la tabla 3.2, las velocidades de ascenso en diferentes vehículos varían desde 14 km/h hasta 540 km/h, dependiendo principalmente del tipo de despegue y el peso de la nave. En este caso, debido a que el despegue es vertical no podremos tener valores tan altos como los aviones, y como el vehículo es de emergencia buscaremos valores no tan bajos como los helicópteros. En consecuencia la velocidad de ascenso que tendrá el vehículo será de 92 km/h, llegando a esta luego de 20 segundos, después de que el vehículo llegó a la altura deseada, los motores deberán disminuir de velocidad tal que el empuje generado se equilibre con el peso, y la nave se pueda mantener así el tiempo necesario. Todo lo explicado se puede ver en la tabla 3.3 donde se coloca la curva de ascenso para 500 metros de altura.

Tabla 3.3 Curva de velocidad de ascenso

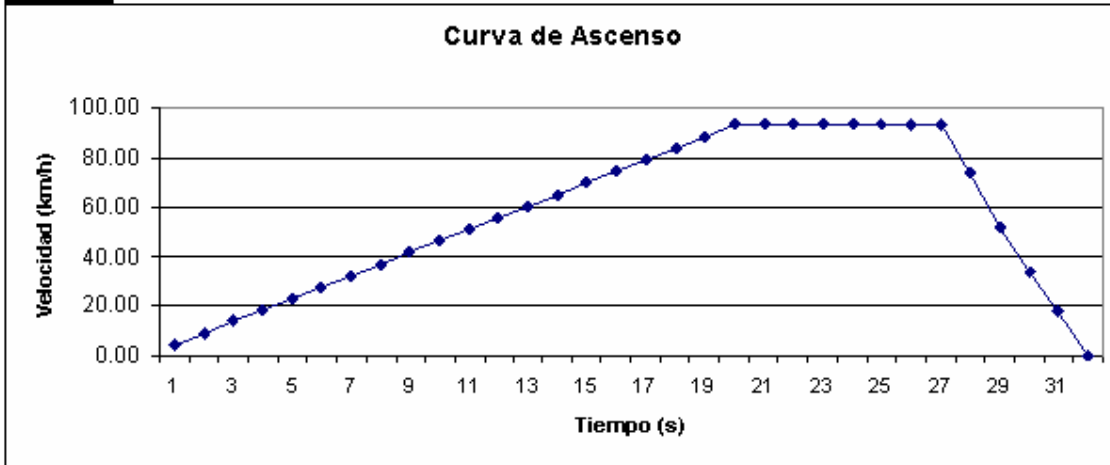
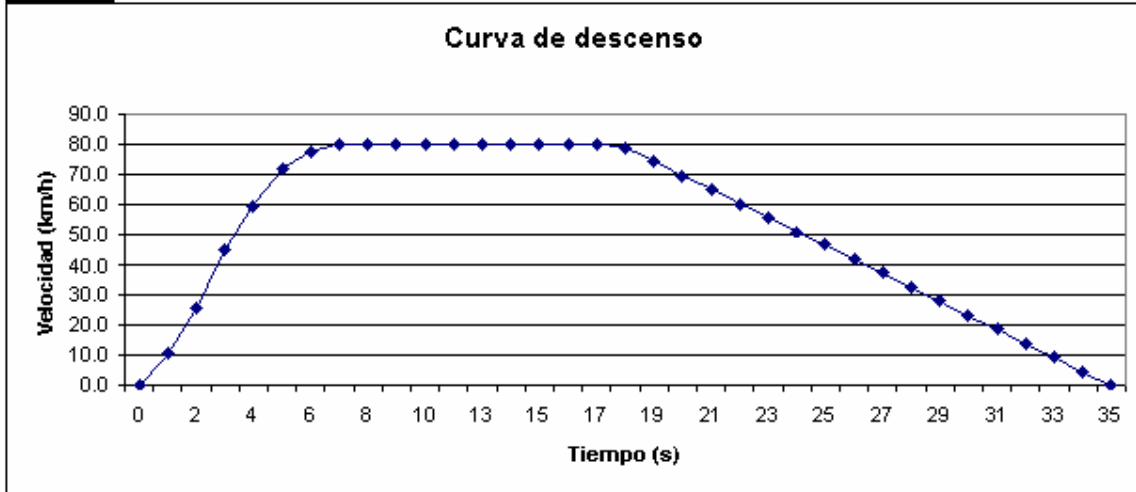


Tabla 3.4 Curva de velocidad de descenso



Así las características finales del vehículo serán:

El peso en vacío de la nave es de	325.30 kg
El peso con combustible es	365.20 kg
El peso con carga completa es	777.70 kg
Las dimensiones del vehículo son:	4.20 metros de largo, 3.30 metros de ancho, 1.40 metro de alto
Velocidad de ascenso	92.00 km/h
Velocidad de descenso	80.00 km/h

El tema de la estabilidad en el vehículo es de vital importancia, pues aparte de mantener a la nave en vuelo y en forma horizontal, se puede ahorrar potencia en los motores si se garantiza la estabilidad estática. Esto significa, que el centro de gravedad del vehículo no se encuentre fuera de un área determinada. Para aclarar este concepto podemos imaginar un avión de guerra, el cual precisa hacer maniobras bruscas como por ejemplo un giro rápido en el aire. Si el centro de gravedad está en la parte delantera del avión, no requerirá de mucha potencia para inclinarse hacia delante, pero sí para mantenerse en vuelo y de manera estable, caso contrario ocurre con el vehículo diseñado en esta tesis.

Para poder analizar la estabilidad, se realizarán los cálculos necesarios para encontrar el centro de gravedad de la nave y su variación en función a los diferentes momentos que deberá resistir, los cuales se describen a continuación:

1. Cuando el vehículo está elevándose con el tanque de combustible lleno y solamente se encuentra el piloto en la parte delantera.
2. Cuando los cuatro pasajeros y el piloto se sitúen en la parte posterior o de ingreso, ya sea por motivos de pánico o todos ocupen la nave en un mismo momento. En

este caso asumiremos que el tanque esta relativamente vacío para hacer más crítica la situación.

3. Cuando los cuatro pasajeros y el piloto se encuentren muy cerca al panel de control, ya sea por que no quieran estar cerca al ingreso o por alguna otra eventualidad.
4. Cuando todos los pasajeros y el piloto se encuentren muy cerca de uno de los lados del vehículo, ya sea el izquierdo o el derecho.

No se tomarán los momentos en que alguna ráfaga de viento influye sobre el vehículo, pues esto implica cálculos más sofisticados en función a la aerodinámica de la nave, la velocidad del viento, si es turbulento, torsionado, la dirección con la que impacta en el vehículo, entre otros factores.

Conociendo los diferentes momentos críticos que consideraremos, se puede analizar cómo se desplaza el centro de gravedad, para lo cual colocaremos un centro de coordenadas o punto de referencia en la parte posterior central de la nave como se puede ver en la foto 3.1. A partir de este punto definiremos los límites donde se podría ubicar el centro de gravedad para que la nave pueda estar siempre estable. En caso el centro de gravedad sobrepase algún límite, el vehículo tendrá poca posibilidad de estabilizarse. Definiremos los límites como cuatro puntos que forman un rectángulo, el cual es el área segura por donde puede ubicarse el centro de gravedad. Los puntos son:

(1090, 948); (1090, 3293); (-1090, 3293); (-1090, 948)

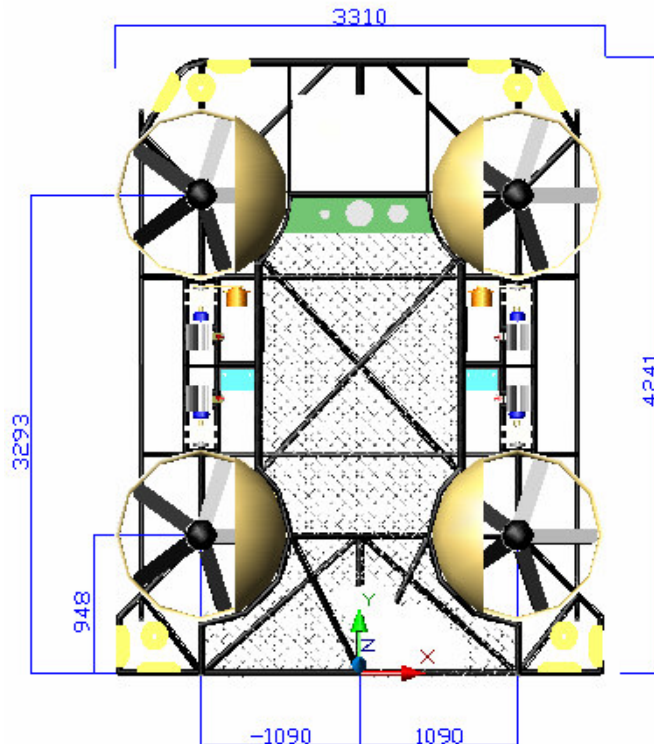


Foto 3.1 Márgenes del área estable

A continuación analizaremos la ubicación del centro de gravedad con respecto al eje X.

De antemano el vehículo fue diseñado simétricamente con respecto al eje Y buscando garantizar que el centro de gravedad sea conocido y este ubicado en un lugar favorable. Para el caso del vehículo sin ningún pasajero ni piloto y con el tanque de combustible lleno, el centro de gravedad con respecto al eje X se ubicará en el punto 0 (cero), asumiendo que el vehículo fue correctamente fabricado y ensamblado.

En el caso de que todos los pasajeros y el piloto se encuentren a uno de los lados del vehículo, siendo este el cuarto momento crítico antes mencionado, determinaremos el centro de gravedad de la siguiente manera. Como ya se conocen las dimensiones completas de las partes y componentes del vehículo junto con sus masas, la operación será multiplicar, las distancias que cada elemento guarda con el punto de referencia, por su masa para luego sumar estos resultados. Finalmente dividir este valor por la masa total que representa cada parte hallando así el valor del centro de gravedad.

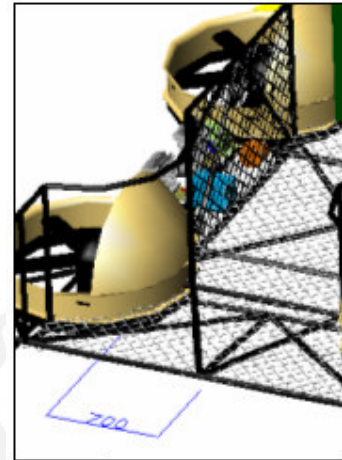


Foto 3.2 Distancia crítica

Como estamos asumiendo que la nave, sin ningún tripulante tiene su centro de gravedad en el punto cero del eje X, solo será cuestión de añadir la masa de las personas y la distancia a la cual se ubicarán. Cada una de las 5 personas tiene una masa de 82.5 Kg y la distancia más crítica es de 700 mm como se muestra en la foto 3.2.

Operando se tiene que: $(5 \times 82.5 \times 700) / (365 + 5 \times 82.5) = 371$

Esto significa que el centro de gravedad en este caso se moverá en 371 mm hacia el lado donde estén todas las personas. Esto quiere decir que la nave con el sistema motopropulsor que tiene instalado podrá estabilizarse automáticamente.

A continuación analizaremos la ubicación del centro de gravedad con respecto al eje Y basándonos en los 3 primeros momentos antes mencionados. Sin embargo antes de esto, calcularemos dónde se encuentra el centro de gravedad con respecto al eje Y para el caso del vehículo sin tripulantes y con el tanque lleno.

En este caso la operación es más compleja pues al no ser simétrico será necesario hallar el centro de gravedad haciendo un análisis elemento por elemento como se puede ver en la tabla 3.5.

Tabla 3.5 Análisis para determinar el centro de gravedad

Estructura				Elementos y componentes			
Descripción	Masa Kg	Distancia Y	Factor Kg x Y	Descripción	Masa Kg	Distancia Y	Factor Kg x Y
Tubo	0.46	186.50	85.79	Tren A.	1.85	2733.00	5056.05
Tubo	0.86	190.00	163.40	Tren A.	4.27	2120.60	9054.96
Tubo	0.81	269.30	218.13	Tren A.	1.85	1508.00	2789.80
Tubo	1.19	370.00	440.30	Tanque	52.00	3641.00	189332.00
Tubo	3.58	474.00	1696.92	Aspas Hélice	15.00	948.60	14229.00
Tubo	0.83	624.86	518.63	Aspas Hélice	15.00	3293.00	49395.00
Tubo	1.68	738.36	796.32	Polea y faja	1.60	2663.00	4260.80
Tubo	1.82	948.09	1137.25	Alternador	4.00	2586.90	10347.60
Tubo	0.61	1309.50	450.40	Panel de control	8.00	3162.00	25296.00
Tubo	1.20	1420.00	1137.71	Malla lateral	2.80	2120.60	5937.68
Tubo	1.46	1770.80	1911.87	Malla piso	4.80	1649.00	7915.20
Tubo	0.26	1837.80	369.20	Faros del	2.00	39.50	79.00
Tubo	0.26	1927.70	460.41	Faros del	2.00	190.00	380.00
Tubo	10.56	2120.60	19407.17	Faros sup	2.40	276.80	664.32
Tubo	0.26	2284.00	501.20	Faros del	2.00	3961.00	7922.00
Tubo	0.26	2374.00	551.36	Faros del	2.00	4203.00	8406.00
Tubo	1.46	2473.60	3334.64	Faros sup	2.40	4030.00	9672.00
Tubo	1.20	2820.00	2848.80	Batería	8.00	2024.60	16196.80
Tubo	0.61	2931.00	1508.90	Reductor	6.00	2592.00	15552.00
Tubo	0.64	3056.00	1804.80	Motor	38.00	2317.60	88068.80
Tubo	6.07	3293.00	17791.17	Embrague	1.60	2451.90	3923.04
Tubo	0.56	3536.70	1711.36	Sistema hélice	20.00	3293.00	65860.00
Tubo	1.53	3748.00	5038.29	Sistema hélice	20.00	948.60	18972.00
Tubo	0.56	3750.00	1980.55	Reductor	6.00	1648.00	9888.00
Tubo	1.64	3951.40	6146.72	Motor	38.00	1894.00	71972.00
Tubo	0.42	4030.00	1575.00	Embrague	1.60	1789.20	2862.72
Tubo	1.28	4203.00	5057.79	Acoplamientos	2.00	1718.60	3437.20
Anillos Ducto	28.00	948.60	26560.80	Acoplamientos	2.00	2521.90	5043.80
Anillos Ducto	28.00	3293.00	92204.00				

Sub total	Masa	Kg x Y	Masa	Kg x Y
	98.07	197408.87	267.17	652513.77
TOTAL DE MASA				365.24
SUMATORIA DE FACTORES Kg x Y				849922.65
CENTRO DE GRAVEDAD				2327.03

De esta manera obtenemos que el centro de gravedad esta dentro del rectángulo seguro que antes se mencionó. A continuación seguiremos con las operaciones de los momentos críticos. Cuando el vehículo esta elevándose con el tanque de combustible lleno y solamente se encuentra el piloto en la parte delantera a 3000 mm del punto de referencia se tiene:

$$(82.5 \times 3000) + (365.24 \times 2327.05) / (82.5 + 365.24) = 2451 \text{ mm}$$

Cuando los cuatro pasajeros y el piloto se sitúen en la parte posterior o de ingreso a una distancia de 300 mm del punto de referencia, ya sea por motivos de pánico o todos

ocupen la nave en un mismo momento y asumiendo también que el tanque esta relativamente vacío para hacer más crítica la situación (1 kg de combustible).

$$(82.5 \times 5 \times 300) + (326.24 \times 2170) / (82.5 \times 5 + 326.24) = 1126 \text{ mm}$$

Cuando los cuatro pasajeros y el piloto se encuentren muy cerca al panel de control ubicándolos a una distancia de 3000 mm del centro de coordenadas, ya sea por que no quieran estar cerca al ingreso o por alguna otra eventualidad.

$$(82.5 \times 5 \times 3000) + (365.24 \times 2327.05) / (82.5 \times 5 + 365.24) = 2684 \text{ mm}$$

Como se puede observar ningún valor esta fuera del rectángulo seguro del vehículo. Esto significa que el sistema motopropulsor instalado en la nave podrá estabilizarla automáticamente en cualquiera de los 4 momentos críticos analizados basándose en el control electrónico que tenga.

Otro aspecto que se señaló en el capítulo 2 fue que, el vehículo podía girar sobre sus ejes hasta un cierto ángulo crítico sin caer en barrena. A continuación calcularemos este ángulo de manera bastante simple. Los timones con los que cuenta la nave no pueden girar más de 20 grados pues la capa limite se desprendería entrando en pérdidas, por lo que tomaremos un ángulo de 15 grados como máximo para el giro de éstos.

En la foto 3.3 (1) se puede observar el diagrama de cuerpo libre del vehículo cuando está en posición horizontal, y la dirección del empuje generado por las hélices se equilibra con el peso logrando mantenerse en vuelo. En el caso (2) se puede observar que la nave ha girado un ángulo determinado con el cual, la dirección del empuje aun puede equilibrarse con el peso.

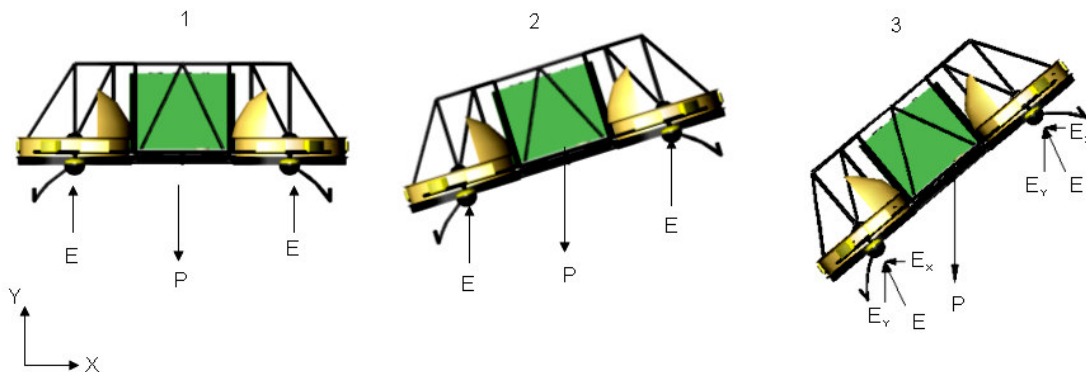


Foto 3.3 Volteo máximo de la nave

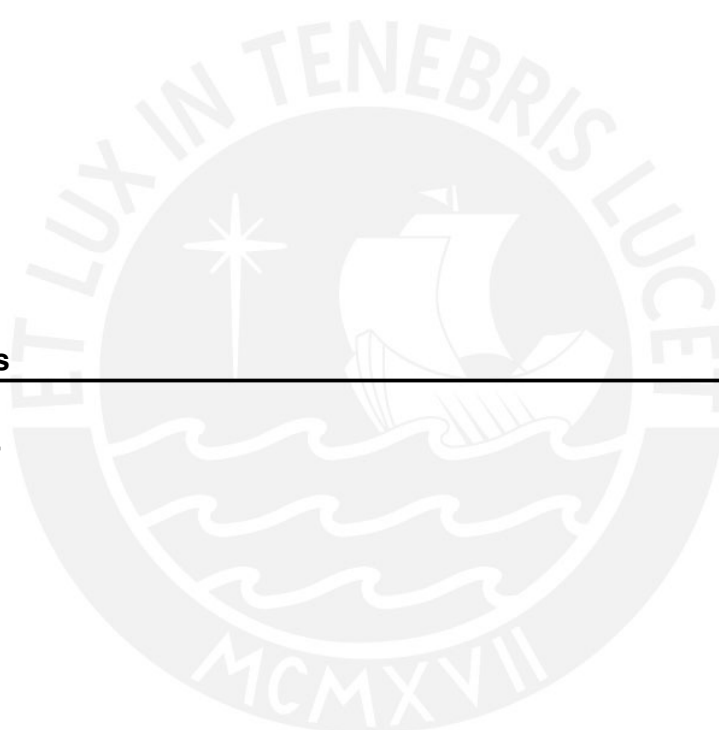
En este caso el ángulo es de 15 grados, pues es el mayor ángulo que pueden girar los timones para direccionar el flujo de aire. Los motores deberán estar a su máxima potencia pues, al existir una desviación de la dirección, se deberá generar un mayor empuje suficiente para equilibrar el vehículo. En este caso se producirá un desplazamiento hacia el lado de inclinación. Para el caso (3), cuando la nave gira más de 15 grados, la dirección que tiene el empuje no podrá ser igual a la del peso y las fuerzas no lograrán contrarrestarse garantizando el equilibrio, por lo que el vehículo tenderá a desplazarse hacia el lado de inclinación, perdiendo la estabilidad y en consecuencia no se podrá mantener en vuelo.

Finalizando este capítulo y los cálculos sobre el vehículo se puede notar que podrá cumplir con las exigencias para una emergencia ya que las velocidades que puede alcanzar son altas y los tiempos que demora son cortos. Así también la estabilidad se puede manejar bien, logrando que el diseño del vehículo esté bien configurado para que el centro de gravedad no esté fuera del área crítica.



Costos

Capítulo 4



4. Costos

En este capítulo se presentará un breve y sencillo análisis de costos para conocer cual será el precio final del vehículo. Para esto fue necesario comunicarse con diferentes distribuidores y fabricantes en nuestro país a fin de obtener valores reales en los precios de cada componente.

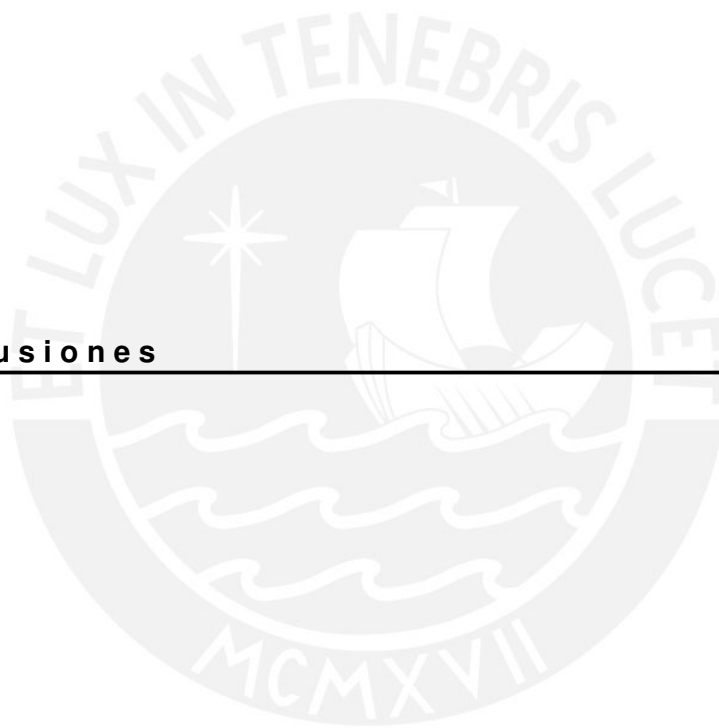
A continuación se presentará la lista de componentes y sus precios respectivos:

Tabla 4.1 Cuadro de Precios

Descripción	Precio Unit.	Cantidad	TOTAL	
	Soles		Soles	Dólares
Hélices	450	4	1800.00	553.84
Alternador	600	2	1200.00	369.23
Malla lateral	91	2	182.00	56.00
Malla piso	300	1	300.00	92.31
Faros	150	16	2400.00	738.46
Baterías	130	2	260.00	80.00
Reductor	975	4	3900.00	1200.00
Motor	4875	4	19500.00	6000.00
Rodamientos sellados	165	8	1320.00	406.15
Engranajes	975	8	7800.00	2400.00
Acoplamientos	315	4	1260.00	387.69
Tanque combustible	975	1	975.00	300.00
Embrague Centrifugo Radial	325	4	1300.00	400.00
Estructura				
Aluminio 70 metros de tubo	1283	1	1283.00	394.77
Fabricación	3287	--	3287.00	1011.38
Anillos	220	4	880.00	270.77
Modelo Anillo	195	1	195.00	60.00
Ductos	160	4	640.00	196.92
Modelo Ducto	160	1	160.00	49.23
Sub total			47602.00	14646.77
Montaje y mano de obra		12%	5712.24	1757.61
Parte electrónica (estimado)			16250.00	5000.00
Accesorios		10%	4760.20	1464.68
TOTAL			75364.44	23189.05

Se puede observar que el precio final es de 75 364.44 nuevos soles, resaltando que este análisis económico se está utilizando para estimar un precio muy cercano a la realidad, pero muchas cotizaciones al tener una fecha de vencimiento y el tipo del cambio del dólar (3.25) hacen que los precios puedan variar.

Conclusiones



Conclusiones y Recomendaciones

La forma y la configuración con que ha sido diseñado el vehículo, luego del largo análisis de los diferentes componentes y criterios a considerar, hacen de este un producto con características que superan lo esperado para las funciones requeridas. Es así que se puede concluir que se logró: poder realizar un montaje preliminar de la nave de manera sencilla y económica; cumplir con un mantenimiento simple por la accesibilidad con que fue colocado cada componente, sin tener que desarmar innecesariamente partes del vehículo; un sistema de propulsión económico y duradero; un arreglo de las masas para que, teniendo a los pasajeros y el piloto en lugares críticos, el centro de gravedad pueda mantenerse dentro de un rango válido para que el vehículo se eleve de manera segura.

Existen otros vehículos del mismo tipo, de despegue y aterrizaje vertical, diseñados en diferentes países donde el precio de estos es muy elevado, siendo muy lejana la posibilidad de adquirir uno. Es así, que desde el comienzo de este trabajo, se tenía proyectado presentar un vehículo cuyo costo sea bajo, y estudiar si eso era posible. Se puede concluir que se logró cumplir este objetivo, ya que la diferencia entre el precio del vehículo diseñado en esta tesis y calculado con un sencillo y breve análisis arroja un valor por debajo de los \$25 000 (S/. 65 000.00) y el costo de un vehículo similar diseñado en otro país, varía desde los \$500 000.00 (S/. 1 625 000.00) hasta el millón de dólares (S/. 3 250 000.00) es sustancial. Cabe aclarar que falta agregar en nuestro análisis el pago por el diseño y la ingeniería, lo cual no puede elevar el precio para llegar a un millón de dólares, manteniendo con firmeza que este vehículo tiene muy buen precio para las funciones especiales que puede realizar.

Al terminar con el estudio y diseño de este vehículo aeronáutico especial, la brecha para poder construirlo y utilizarlo para salvar vidas se acorta, pues con la terminación de este trabajo, la posibilidad de realizar la parte experimental para corroborar la parte teórica con la práctica, y así lograr su fabricación será mayor.

Después de hacer un estudio de los tipos de naves que se han desarrollado hasta hoy para luego pasar al diseño y los análisis respectivos, se puede decir que este vehículo está muy cerca de los vehículos de última generación en el diseño mecánico y de construcción pues cuenta con ventajas propias que facilitan la fabricación estableciendo ventajas poderosas sobre otros vehículos similares, como el precio, el nivel de carga, el tipo de configuración y sus aplicaciones.

Se puede concluir que el vehículo que se presenta en este trabajo puede fabricarse en el Perú, pues se cuenta con una gran cantidad de piezas, elementos y componentes en

nuestro país para que así sea pero solo en el caso del tanque de combustible celular y el embrague centrífugo radial para el motor de kart se deberán importar, ya que no se cuenta con un distribuidor. Esto puede variar pues existen otras opciones para cada uno de estos que si se pueden conseguir en nuestro país.

Al terminar esta tesis quedo satisfecho de que nuestra casa de estudios, la Pontificia Universidad Católica del Perú, cuente con el trabajo de estudio y diseño de un vehículo que durante mucho tiempo se ha estudiando alrededor del mundo, teniendo muchas aplicaciones. Abriendo así la puerta para que profesores y alumnos creen grupos de interés entorno a este tipo de vehículos aeronáuticos con despegue y aterrizaje vertical los cuales son de tendencia multidisciplinaria ya que intervienen las carreras de Ingeniería Mecánica y Electrónica de manera directa.

Esta tesis será un buen comienzo para profundizar estudios de investigación entorno al vehículo. Por ejemplo el diseño de un control electrónico que es necesario para que la nave pueda volar y mantenerse estable, la colocación de hélices verticales para que tenga mas velocidad de avance y entrar en otros campos como GPS, visión aérea o vehículo no tripulados.

Aquí no se presenta la conclusión de una tesis, sino el primer paso de una etapa de investigaciones para llevar a cabo un proyecto multidisciplinario cuyo principal objetivo es salvar vidas.

Luigi Uttili Martinez

Referencias Bibliográficas

BARBOSA STERN, G. Tesis para el título de Ingeniero Mecánico. Diseño del sistema de propulsión para de cojín neumático con capacidad para 8 pasajeros. Lima, 2000. (TIM 2 0181 código PUCP)

BERTIN, John J.; SMITH, Michael L. Aerodynamics for engineers. 2ª.Ed. Englewood Cliffs, N.J.: Prentice – Hall, 1989. 576 p. (TL 570 B39)

DURAND, William F, Aerodynamic theory: a general review of progress / William Frederick Durand, editor. Gloucester, MASS Peter Smith, 1976. (TA 358 A vol 4)

ZAREA Stefan, IRAUSQUIN Ignacio, LEAÑEZ Eduardo. Evaluación Experimental de ocho perfiles aerodinámicos serie SZ-1500 para bajos números de Reynolds Revista de la facultad de Ingeniería de la U.C.V. Vol17, N 2,pp39-58 2002.

NEUFERT, E. Arte de proyectar en arquitectura. 12ª.Ed. Barcelona, 1989.

PETIT, E. El motor de explosión: motores de cuatro y de dos tiempos, motores diesel, turbinas de gas, motor wankel. 6ª.Ed. / amp. Por Luis Rovira. Barcelona: Gustavo Gili, 1971. Cap. 28. (TL 210 P47)

STECKIN, B.S. "Turbohélices". Teoría de los motores de reacción: procesos y características. Madrid: Dossat, 1962. p. 471. (TL 701 579)

ETKIN, Bernard; REID, Lloyd Duff. Dynamics of flight: stability and control / Lloyd Duff Reid. 3ª.Ed. New York: Wiley, 1996. (TL 570 E94)

ANDERSON, John D. Introduction to flight: its engineering and history. New Cork: McGraw-Hill, 1978. (TL 570 A57)

CARMONA, A. Isidoro. Aerodinámica y actuaciones del avión. Madrid: Paraninfo, 1987. (TL 570 C26)

OIT. Introducción al estudio del trabajo. 3ª.Ed. Ginebra: Oficina Internacional del Trabajo, 1983. Ej. 3. (T60 O38 1996)

WICKENS, Christopher D.; LEE, John; LIU, Yili; GORDON BECKER, Sallie. An introduction to human factors engineering / Christopher D. Wickens ... [et al.]. 2ª.Ed. Upper Saddle River, NJ : Pearson Prentice Hall, 2004. p. 252-253. (TA 166 I)

DICCIONARIO ENCICLOPEDICO DE CIENCIA Y TECNOLOGIA. 1ª.Ed. Prentice–Hall Tomo I y II. México, 1996.

ENCICLOPEDIA ILUSTRADA DE LA AVIACIÓN. 2ª.Ed. Barcelona: Editorial Delta S.A., 1984. 1981 Aerospace publishing Ltd London

SCHIMPKE, Paul; HORN, Hans A.; RUGE, J. Tratado general de soldadura / Hans A. Horn y J. Ruge. 4ª.Ed. Barcelona: G. Gili, 1973. (TS 227 S317)

BEER, F.P.; JOHNSTON Jr. Mechanics of materials. 2ª.Ed. 1994.

PIOLENC, F. Marc & WRIGTH, George E. Jr. Ducted Fan design Edition. 2001

Referencias Portales de Internet

All the world's rotocraft, enero 2005

<http://avia.russian.ee/>

Joint Strike Fighter (JSF), enero2005

<http://www.fas.org/man/dod-101/sys/ac/jsf.htm>

Manual de vuelo, febrero 2005

<http://inicia.es/de/vuelo/>

Wankel Rotary Combustion Engines, febrero 2005

<http://www.monito.com/wankel/>

The Avro Car, febrero 2005

<http://www.avroarrow.org/Avrocar/Avrocar.html>

V/STOL: The First Half-Century, marzo 2005

<http://www.aiaa.org/tc/vstol/future.html>

Mazda 13B RV-6A Installation and Flight, marzo 2005

<http://www.dmack.net/mazda/index.html>

DUC helices, abril 2005

<http://www.duc-helices.com/technique/moyeux.htm>

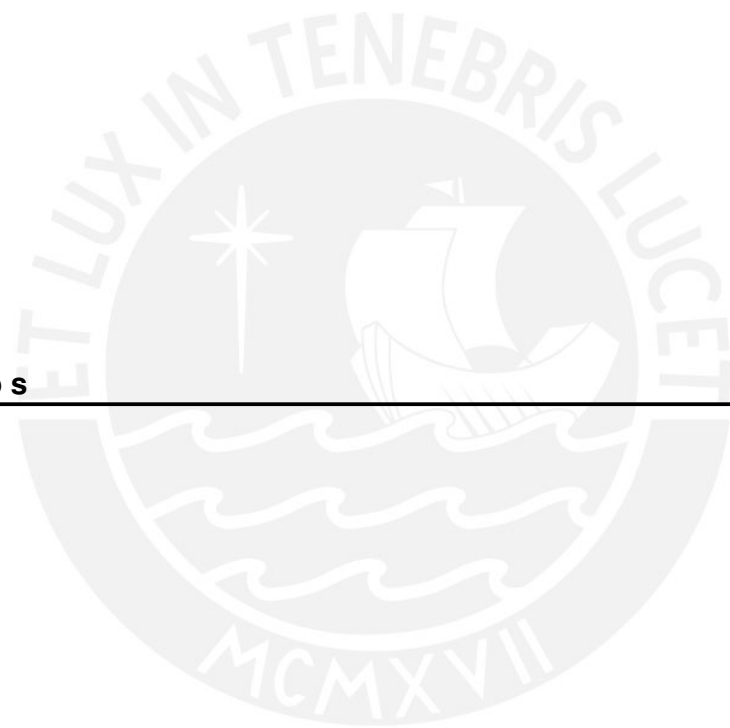
Motores Radiales, abril 2005

<http://cipres.cec.uchile.cl/~apacheco/motor/>

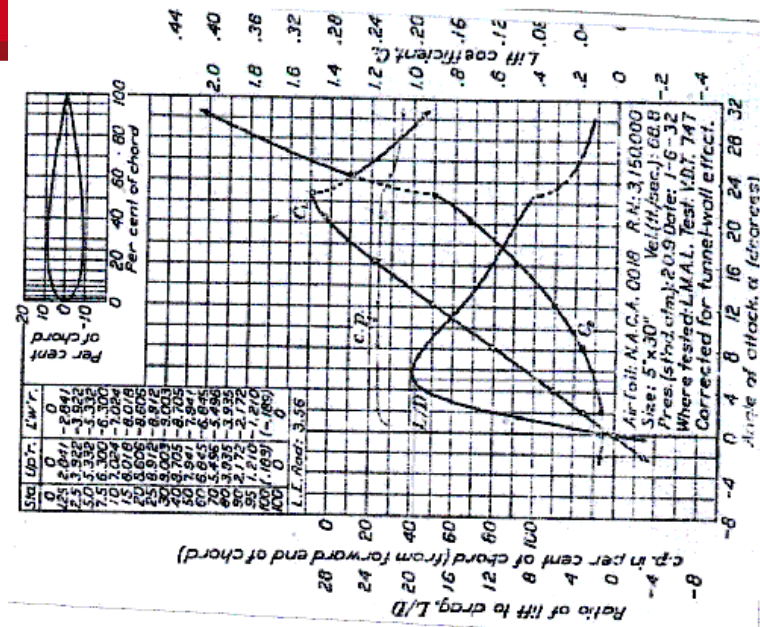
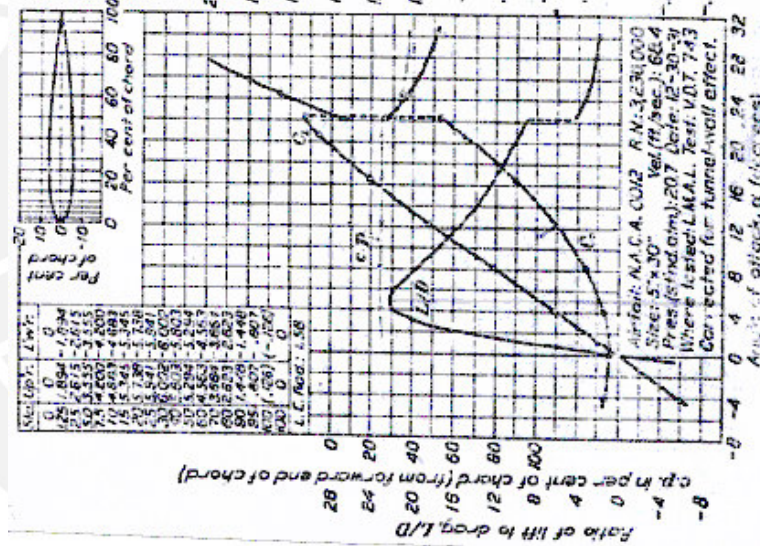
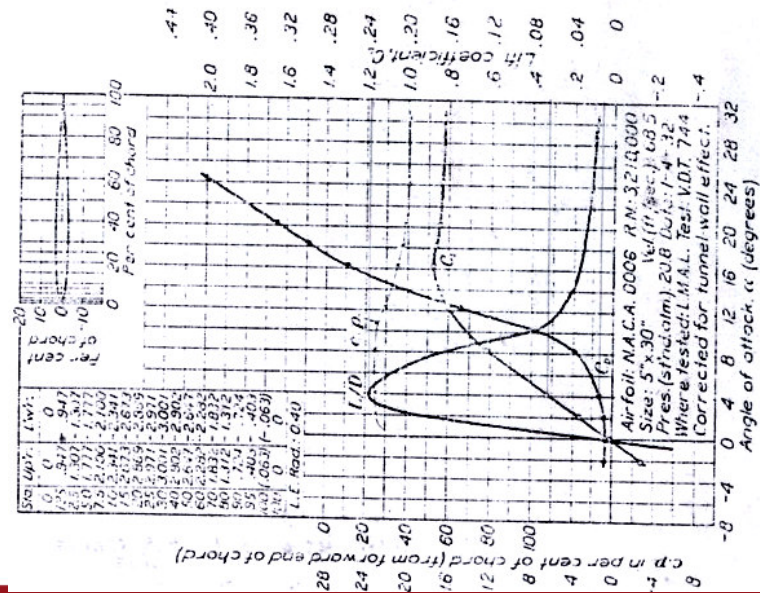
Moller international, abril 2005

<http://www.moller.com/>

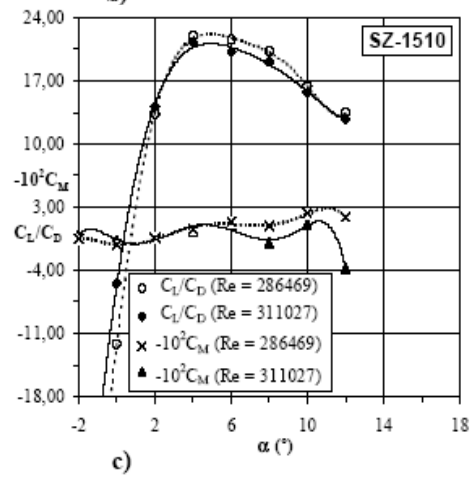
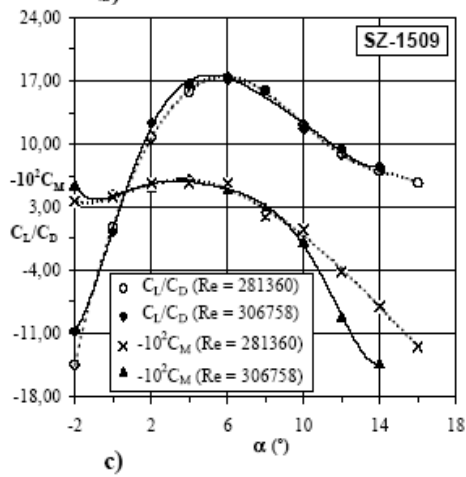
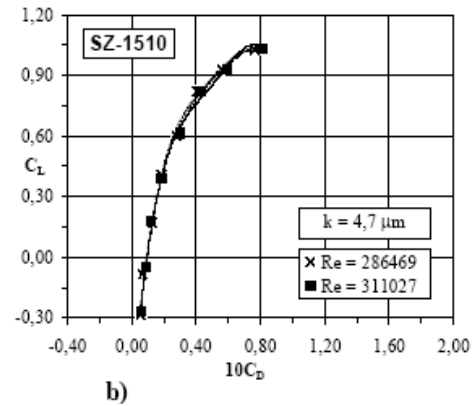
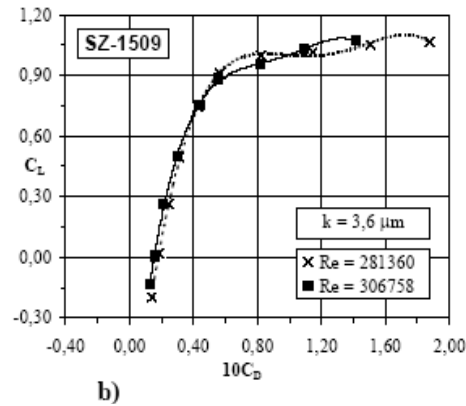
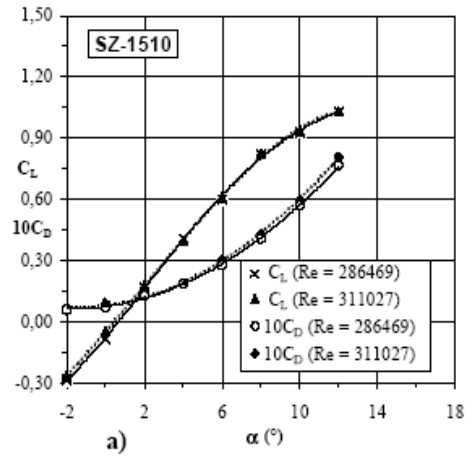
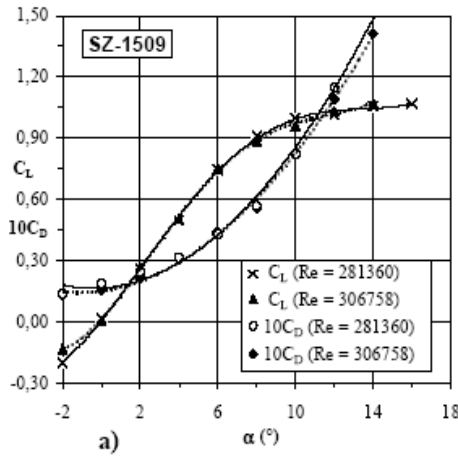
Anexos



Anexo 1.1.- Perfiles NACA



Anexo 1.2.- Perfiles ZAREA



Figuras 14a, b, c. Curvas características del Perfil SZ-1509

Figuras 15a, b, c. Curvas características del Perfil SZ-1510

Anexo 1.3.-

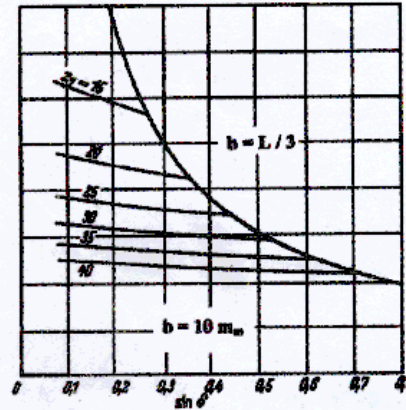
Tabla de Tornillos

1 Fuerza en N	2 Diámetro nominal en mm		
	3 Clase de resistencia		
	12.9	10.9	8.8
250			
400			
630			
1 000			
1 600			
2 500	3	3	3
4 000	3	3	4
6 300	4	4	5
10 000	4	5	5
16 000	5	6	8
25 000	6	8	8
40 000	8	10	10
63 000	10	12	14
100 000	12	14	16
160 000	16	16	20
250 000	20	20	24
400 000	24	27	30
630 000	30	36	

Anexo 1.4.- Tabla para relacionar ancho (b) con longitud (L) del diente

ENGRANAJES CÓNICOS DE DIENTES RECTOS

RECOMENDACIÓN



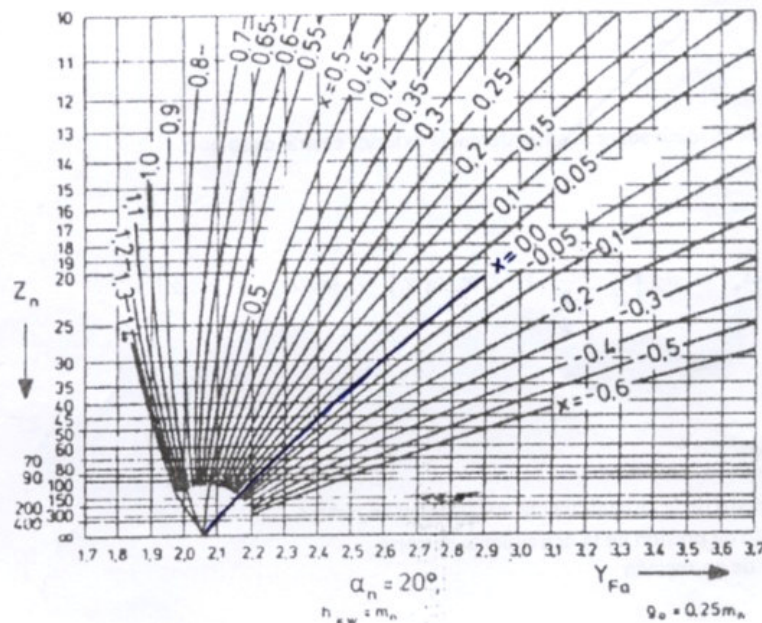
Anexo 1.5.- Tabla del factor de forma (Y_f)

Factor de forma (Y_f):-

Para engranajes cilíndricos de dientes rectos y dientes helicoidales

Z_n : número de dientes rectos o número de dientes virtuales si son helicoidales.

$$Z_n = z / \cos^3 \beta$$



Anexo 1.6.- Tabla de módulos para ruedas dentadas

CD 621.831

2.7

Serie de módulos para ruedas dentadas

DIN 780

En relación con la ISO/R 54 véase aclaraciones.

1. Módulos para ruedas cilíndricas y cónicas

Los módulos que figuran en la tabla en sección normal. Los módulos de la serie 1 han de emplearse preferentemente en relación con los módulos de la serie 2. En la serie 3 figuran algunos módulos suplementarios, que deberían ser evitados en lo posible para nuevas construcciones. Los módulos suplementarios entre paréntesis en la serie 3 no figuran en la recomendación ISO R 54 (véase aclaraciones); se suprimirán de la norma más adelante.

Tabla 1

Módulos m en mm		Módulos m en mm			Módulos m en mm		
Serie 1	Serie 2	Serie 1	Serie 2	Serie 3	Serie 1	Serie 2	Serie 3
0,05			0,65				
	0,055	0,7			6		(6,25) 6,3 (6,75)
0,06			0,75			7	(7,5)
	0,07	0,8			8		8,5
0,08			0,85			9	9,5
	0,09	0,9			10		
0,1			0,95			11	
	0,11	:			12		(13)
0,12		1,25	1,125			14	
	0,14		1,375		16		(18)
0,16		1,5				18	
	0,18	2	1,75		20		
0,20			2,25		25	22	(24)
	0,22	2,5				24	(27)
0,25			2,75		32		
	0,28	3		3,25		36	(38)
0,3			3,5	3,75	40		(39)
	0,35	4		(4,25)		45	(42)
0,4			4,5	(4,75)	50		
	0,45	5		(5,25)		55	
0,5			5,5	(5,75)	60		65
	0,55					70	75
0,6							

2. Módulos para tornillos sin fin y ruedas helicoidales

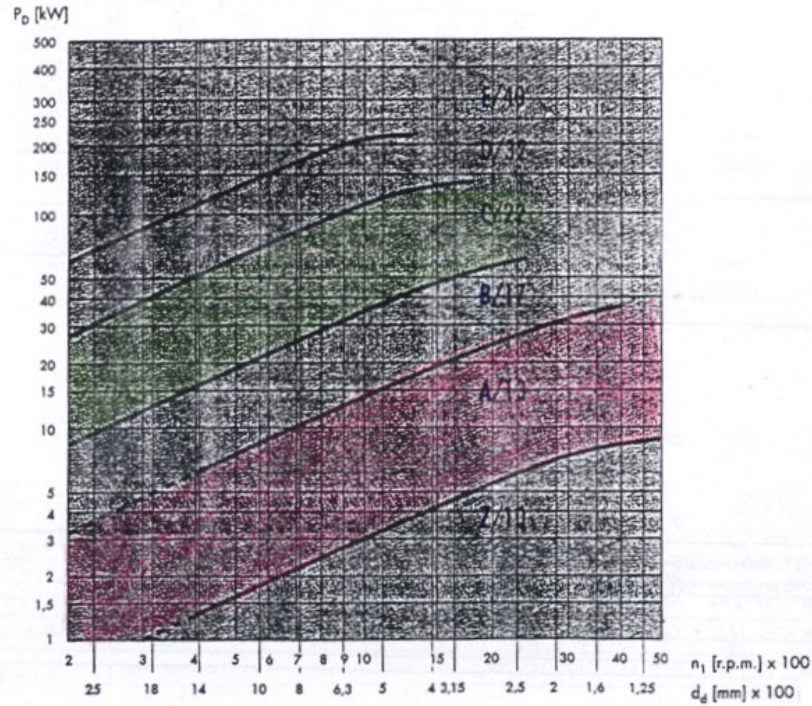
Los módulos sirven para tornillos sin fin en sección del eje y para ruedas helicoidales en sección frontal

Tabla 2

Módulos m mm	Módulos m mm	Módulos m mm	Módulos m mm
1	2,5	6,3	14
1,25	3,15	8	20
1,6	4	10	—
2	5	12,5	—

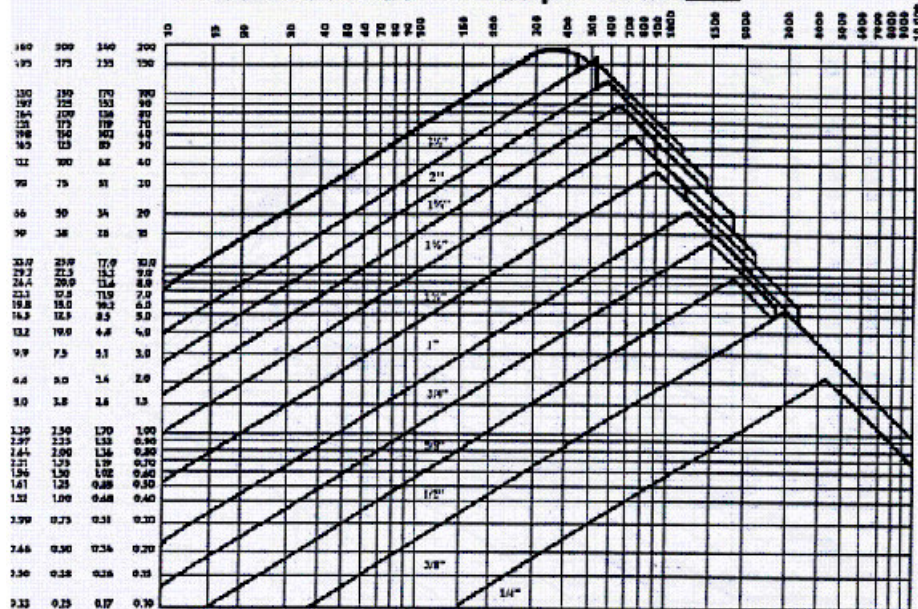
Anexo 1.7.- Tabla de correas trapeciales

Gráfico 3, correas trapeciales clásicas ROFLEX



Anexo 1.8.-

Gráfico de Selección usando piñones de 19D



Anexo 1.9.- Plano de explosión Motor TSL 100

