

DISEÑO DE LA PLANTA MOTRIZ ELÉCTRICA PARA LA AVIONETA DIAMOND
DA50-RG

DIEGO FERNANDO VARGAS VELASCO

UNIVERSIDAD SANTO TOMÁS
DIVISIÓN DE INGENIERÍAS
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA
BOGOTÁ D.C.
2021

DISEÑO DE LA PLANTA MOTRIZ ELÉCTRICA PARA LA AVIONETA DIAMOND
DA50-RG

DIEGO FERNANDO VARGAS VELASCO

Trabajo de Grado en la modalidad de Solución a un problema de Ingeniería para optar al
título de Ingeniero Mecánico

Director
Ing. Andrés José Zapata Saad
Ingeniero Mecánico

UNIVERSIDAD SANTO TOMÁS
DIVISIÓN DE INGENIERÍAS
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA
BOGOTÁ D.C.
2021

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C., noviembre 4 de 2021

DEDICATORIA

Dedico la culminación de este proyecto en primer lugar a mis padres Martha Yaneth Velasco Vargas y Roldan Vargas Pinzon, que han sido, son y serán un apoyo fundamental en mi vida, gracias por todo su esfuerzo y ayuda durante este proceso, por los valores y principios que me han inculcado y por el buen ejemplo que me dan. A mi hermana por sus consejos, por su alegría y por su apoyo que me inspiraron a superarme constantemente. A mis tías, tíos y abuelas que siempre creen en mí y me brindaron un apoyo incondicional. A los ingenieros de la facultad, por su guía en lo académico. Y a mis amigos, compañeros y conocidos que me apoyaron durante el transcurso del proyecto.

AGRADECIMIENTOS

Agradezco al ingeniero que me ayudo con el desarrollo de este proyecto, el Ingeniero Andrés José Zapata Saad por su paciencia, conocimientos brindados, experiencia, apoyo y dirección para el desarrollo del presente proyecto.

De igual manera un sincero agradecimiento a la Universidad Santo Tomas, a la facultad de ingeniería mecánica y a todos los docentes presentes durante mi proceso de formación, por ser el lugar donde me formé y crecí como persona y como profesional.

Finalmente agradezco a mi familia por brindarme todo su apoyo y ayuda durante el transcurso de la carrera.

A todos ustedes muchas gracias.

TABLA DE CONTENIDO

	Pág.
1. OBJETIVOS	16
1.1. OBJETIVO GENERAL	16
1.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	16
2. PROPULSIÓN EN AERONAVES	17
2.1. SISTEMAS DE PROPULSIÓN.....	17
2.1.1. Motores alternativos.....	17
2.1.2. Motores de reacción	19
2.1.3. Motores modernos (Eléctricos)	20
2.2. HÉLICE.....	22
2.2.1. Definición y funcionamiento.....	22
2.2.2. Tipos de hélices.....	23
2.2.3. Parámetros de una hélice.....	24
2.2.4. Solidez.....	26
2.3. AVIONES ELÉCTRICOS	26
2.3.1. Fuente de energía	27
3. DISEÑO DE LA PLANTA MOTRIZ	28
3.1. MOTOR ELÉCTRICO.....	29
3.1.1. Motor actual de la aeronave	29
3.1.2. Motores eléctricos consultados	30
3.1.3. Selección del motor.....	34
3.2. HÉLICE.....	37
3.2.1. Teoría del elemento de pala	38
3.2.2. Datos de entrada.....	40
3.2.3. Requisitos y restricciones.....	45
3.2.4. Pasos de calculo	46
3.2.5. Selección de la hélice	54
4. ANÁLISIS DEL DISEÑO	60
5. CONCLUSIONES	65
BIBLIOGRAFÍA	66

ANEXOS 69

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Masa, carga y rendimiento de la avioneta Diamond DA-50 RG.	29
Tabla 2. Especificaciones técnicas del motor Continental CD-300 Jet-A.	30
Tabla 3. Especificaciones técnicas del motor E-811 EASA TC.	31
Tabla 4. Especificaciones técnicas del motor SP260D.	32
Tabla 5. Especificaciones técnicas de la unidad de propulsión magni350 EPU.	33
Tabla 6. Especificaciones técnicas de la unidad de propulsión magni650 EPU.	34
Tabla 7. Comparación del motor actual de la aeronave con los motores eléctricos consultados.	36
Tabla 8. Geometría de una hélice.	41
Tabla 9. Características aerodinámicas del perfil Clark Y para alto número de Reynolds.	43
Tabla 10. Fuerzas y torque de una pala.	53
Tabla 11. Rendimiento de 22 modelos distintos de hélices de tres palas a diferentes diámetros.	55
Tabla 12. Modelos de mayor rendimiento en hélices de tres palas.	56
Tabla 13. Modelos de mayor rendimiento en hélices de dos palas.	56
Tabla 14. Modelos de mayor rendimiento en hélices de cuatro palas.	57
Tabla 15. Empuje, torque y eficiencia de la hélice APC Sport 14x13 de 4 palas a diferentes diámetros.	57
Tabla 16. Primera evaluación de los requisitos de la hélice.	58
Tabla 17. Empuje a diferentes velocidades de vuelo.	59
Tabla 18. Segunda evaluación de los requisitos de la hélice.	59
Tabla 19. Hélice seleccionada.	59
Tabla 20. Numero de Reynolds a nivel del mar para diferentes velocidades de vuelo.	60
Tabla 21. Especificaciones de la planta motriz eléctrica para la avioneta Diamond DA50-RG.	63

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Evolución de la masa de motores alternativos de combustión interna.	18
Figura 2. Poder específico versus el peso de los motores alternativos de combustión interna a lo largo de las décadas.....	18
Figura 3. Sección transversal de un motor CC sin escobillas.	22
Figura 4. Cambios en el ángulo de la pala de la hélice desde el eje hasta la punta.	23
Figura 5. Geometría de un perfil aerodinámico.	25
Figura 6. Paso geométrico y efectivo.....	25
Figura 7. Ilustración de la relación de solidez	26
Figura 8. Avioneta Diamond DA50-RG.....	28
Figura 9. Dimensiones de la avioneta Diamond DA-50 RG.....	28
Figura 10. Motor Continental CD-300 Jet-A.....	30
Figura 11. Motor E-811 EASA TC.....	31
Figura 12. Motor SP260D.....	32
Figura 13. Unidad de propulsión magni350 EPU.....	33
Figura 14. Unidad de propulsión magni650 EPU.....	34
Figura 15. Estructura básica de la matriz de decisión.....	35
Figura 16. Matriz de decisión de motores.....	36
Figura 17. Pala de una hélice.	38
Figura 18. Elemento de pala.	39
Figura 19. Fuerzas y reacciones que actúan sobre un elemento de pala.....	39
Figura 20. Nomenclatura de una hélice.	41
Figura 21. Perfil Clark Y.....	42
Figura 22. Aproximación polinómica del coeficiente de sustentación.	44
Figura 23. Aproximación polinómica del coeficiente de arrastre.....	44
Figura 24. Reacciones y ángulos de una sección de la pala.....	46
Figura 25. Distribución del ángulo de avance local.....	47
Figura 26. Ángulo de ataque inducido a lo largo de la pala.....	48
Figura 27. Ángulo de ataque a lo largo del radio de la pala.	49
Figura 28. Distribución del coeficiente de sustentación.	49

Figura 29. Distribución del coeficiente de arrastre.....	50
Figura 30. Distribución de fuerzas.....	51
Figura 31. Distribución del torque.....	52
Figura 32. Eficiencia de la hélice en función de la velocidad de vuelo para diferentes velocidades angulares.....	61
Figura 33. (A) Empuje de la hélice en función de la velocidad de vuelo para diferentes velocidades angulares. (B) Empuje de la hélice en función de la velocidad angular para diferentes velocidades de vuelo.	62
Figura 34. (A) Potencia suministrada a la hélice en función de la velocidad de vuelo para diferentes velocidades angulares. (B) Potencia suministrada a la hélice en función de la velocidad angular para diferentes velocidades de vuelo.	62
Figura 35. (A) Torque suministrado a la hélice en función de la velocidad de vuelo para diferentes velocidades angulares. (B) Torque suministrado a la hélice en función de la velocidad angular para diferentes velocidades de vuelo.	63

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
Anexo A. Datos del perfil Clark Y.	69
Anexo B. Tabla con valores de a y C para el cálculo de la relación T/W	71
Anexo C. Resultados de la hélice APC Sport 14x13.....	72
Anexo D. Graficas de la hélice APC Sport 14x13.....	73

RESUMEN

En la actualidad la aviación se ha encaminado en la búsqueda de alternativas que reduzcan el impacto ambiental provocado por la quema de combustibles fósiles. Una opción que ha tenido un interés creciente en las últimas décadas es reemplazar los motores de combustión tradicionales en motores eléctricos ya que no producen emisiones y tienen una alta eficiencia. Las primeras muestras de esto han sido en aviones ligeros o avionetas debido a la facilidad y sencillez que prestan para llevar a cabo el cambio del motor. Para ello es necesario seguir un proceso de diseño, que consiste en adecuar un motor eléctrico junto con la hélice a su nueva tarea. Del mismo modo, dichas modificaciones supondrán pruebas de vuelo para comprobar si el rendimiento de la aeronave se ha visto afectado negativamente.

El proceso de diseño de la planta motriz eléctrica para la avioneta Diamond DA50-RG inicio con la selección del motor por medio de una matriz de decisión teniendo en cuenta las especificaciones del motor a combustión de la aeronave. Luego de ello, se selecciono la hélice con la teoría del elemento de pala, en la que se probaron diferentes hélices hasta encontrar la mas adecuada para el caso establecido. Finalmente, se realizó un análisis para examinar el funcionamiento de la planta en diferentes condiciones.

Los resultados mostraron que la velocidad máxima de la aeronave disminuyo de 93 m/s a 88 m/s. Se obtuvo una reducción de 154 kg de peso gracias al cambio del motor. La nueva planta motriz permite generar una cantidad de empuje equivalente a $\frac{1}{4}$ o más del peso máximo de despegue de la aeronave.

Palabras clave: avión eléctrico, rendimiento, propulsión, hélice.

INTRODUCCIÓN

El uso del transporte aéreo es cada vez más frecuente ya que es cómodo, rápido y efectivo en comparación con otros medios de transporte. Estudios realizados por la IATA (The International Air Transport Association) muestran que en el año 2000 se generaron cerca de 1,7 mil millones de viajes mientras que en el 2018 se superó los 4,3 mil millones de viajes [1].

Debido al rápido crecimiento del sector aeronáutico, temas como la contaminación ambiental, el impacto climático y la eficiencia en los motores de combustión interna y de reacción en aviones se han convertido en unos de los principales problemas a tratar en esta industria.

Según una investigación realizada por el Instituto de Tecnología de Massachusetts (MIT, por sus siglas en inglés) [2], son tres los componentes responsables del 97% de los daños climáticos y ambientales producidos por la aviación:

- 25% dióxido de carbono (CO₂) responsable del efecto invernadero.
- 58% los óxidos de nitrógeno (NO_x) que al reaccionar con otras sustancias contribuyen a la formación de ozono, smog y ácido nítrico (principal constituyente de la lluvia ácida).
- 14% las estelas de condensación que afectan la formación de nubes.

El CO₂ producido por la aviación representa el 2% de las emisiones mundiales de carbono, de acuerdo con la Asociación Internacional de Transporte Aéreo (IATA) el cual a su vez predice que para el año 2037 el número de pasajeros aéreos se duplicara a 8200 millones [3].

La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) da como ejemplo que un pasajero en un vuelo de clase económica desde Londres hasta Nueva York emite aproximadamente 0.67 Ton de CO₂. Lo cual equivale al 11% de las emisiones anuales de alguien en el Reino Unido o en Ghana [3].

Por ello y por el creciente desarrollo de tecnologías más eficientes y limpias, el sector aeronáutico demanda aeronaves que cumplan con dichos estándares, siendo los motores eléctricos una de las opciones más atractivas.

La utilización de motores eléctricos como fuentes de propulsión en los aviones, se ha investigado desde hace décadas debido a que estos son dispositivos que ofrecen una gran eficiencia, no producen gases contaminantes y tienen bajos costos de combustible y mantenimiento en comparación a los motores de combustión y reacción.

En abril de 2016 durante la feria AERO Friedrichshafen en Alemania, la empresa de avionetas deportivas EXTRA presento el Extra-330 LE, un avión acrobático totalmente eléctrico. La aeronave biplaza cuenta con un motor eléctrico SP260D con una potencia de 260 kW (368 hp) desarrollado por Siemens en conjunto con el Programa de Investigación Aeronáutica de Alemania (LuFo). El vuelo exitoso de este prototipo hace posible que el desarrollo de aeronaves de cuatro plazas o más este cada vez más cerca [4].

Otro prototipo que ha llamado la atención dentro del campo de la aviación es el Sun Flyer 2 presentado por la empresa By Aerospace en compañía de Siemens. Este avión de 2 asientos con motor Siemens SP70D de 70 kW (94 hp) busca ser el primer eléctrico en ser certificado por la FAA (Federal Aviation Administration) para posteriormente entrar al mercado de entrenamiento de vuelo y aviación general [5].

Cada vez se presentan más prototipos y modelos de pequeñas aeronaves totalmente eléctricas, de baja capacidad de transporte de pasajeros, pero la industria demanda aviones de gran volumen: En respuesta a esto distintas organizaciones dedicadas al desarrollo y fabricación de motores aeronáuticos buscan una posible solución como es el caso de Eviation Aircraft que durante el 2019 mostro en el Salón Internacional de la Aeronáutica y el Espacio de Paris lo que se conocería como la primera aeronave comercial de pasajeros totalmente eléctrica.

Alice, como fue llamada es una aeronave de 12 m de largo, pesa 6.300 kg, cuenta con 9 asientos y puede volar un trayecto de hasta 1000 km con una velocidad promedio de 440 km/h, gracias a su batería de litio de 900 kWh [6]. Aunque es menos rápida que las aeronaves convencionales actuales, los gastos por combustible son mucho menores lo que la hace una propuesta atractiva en términos financieros.

Por tanto, el presente proyecto tiene como objetivo diseñar la planta motriz eléctrica para la avioneta Diamond DA50-RG, con el propósito de aportar información a la investigación que se realiza entorno a los motores eléctricos en aeronaves como solución a los problemas ambientales y climáticos producto de las operaciones de la industria aeronáutica. También se busca demostrar la viabilidad de realizar estas modificaciones en avionetas de una manera fácil y sencilla.

Para el desarrollo de este proyecto, se realizó una revisión bibliográfica de diferentes motores eléctricos para aeronaves con el objetivo de seleccionar uno de estos a partir de la semejanza de sus especificaciones con el motor Continental 300 Jet-A que trae la avioneta Diamond DA50-RG. A continuación, debido a que la información de la hélice de la avioneta no estaba disponible, se seleccionó utilizando la metodología del elemento finito de pala. Las hélices analizadas en el proceso de selección provienen de la base de datos del sitio web del departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Illinois. Una vez que todo se estableció, se realizaron unas pruebas de la planta en determinadas condiciones de vuelo también mediante la aplicación de la metodología con la que se seleccionó la hélice. Finalmente, después de terminadas las pruebas, se dan las conclusiones del proyecto.

Este proyecto es un estudio preliminar en el que se obtengan las primeras líneas de diseño para la planta motriz. Pasos como análisis en un programa CFD o el estudio estructural y diseño CAD están fuera del alcance de este proyecto. También cabe aclarar que el proyecto no incluye temas referentes a la fuente de energía, el combustible o cambios en el diseño de la aeronave a causa de la nueva planta motriz.

1. OBJETIVOS

1.1. OBJETIVO GENERAL

Diseñar la planta motriz eléctrica para la avioneta Diamond DA50-RG.

1.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Identificar las soluciones existentes de motores eléctricos para avionetas.
- Seleccionar la planta motora para la avioneta.
- Diseñar en detalle la planta motriz para la avioneta.

2. PROPULSIÓN EN AERONAVES

2.1. SISTEMAS DE PROPULSIÓN

La humanidad desde sus inicios ha tenido el deseo de volar, algo que sonaba imposible o poco probable debido a la limitada tecnología con la que se contaba, pero desde 1903 esto paso de ser un sueño a ser algo real todo gracias a lo que hoy conocemos como aviones. Por más de un siglo estas máquinas han pasado por grandes cambios en especial el aspecto de la propulsión el cual será el enfoque de este apartado.

Propulsar es el acto de empujar o impulsar un objeto hacia adelante y cualquier máquina que produzca empuje, permitiendo que dicho objeto se mueva hacia adelante, es un sistema de propulsión. En aviación, se aprovecha la tercera ley de Newton (acción y reacción) para generar empuje. Esto se hace acelerando un gas o fluido de trabajo en el motor, y la reacción a esta aceleración produce una fuerza sobre el motor [7].

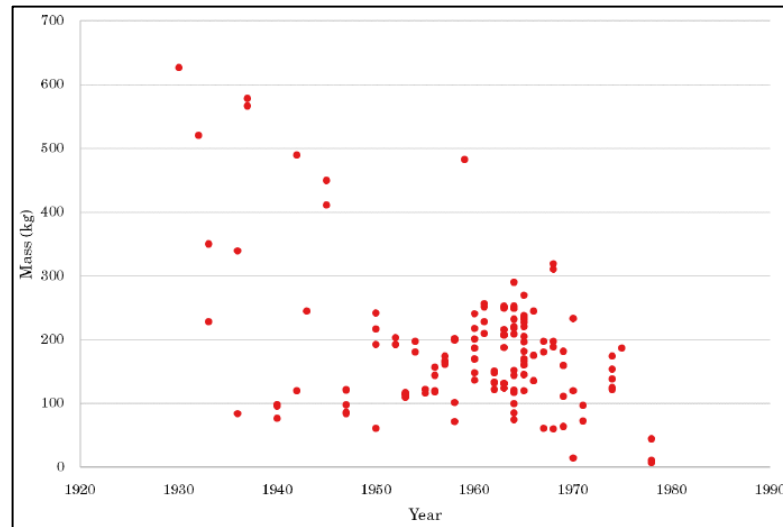
2.1.1. Motores alternativos

Los motores alternativos o reciprocantes (cilindro-pistón), son aquellos que están provistos de cilindros y pistones. Los motores de pistón funcionan absorbiendo el aire circundante, mezclándolo con combustible y quemándolo, utilizando el gas calentado para mover varios pistones unidos a un eje. Finalmente, el eje hace que la hélice se mueva y finalmente propulse la aeronave [8]. Algunos tipos de motores de esta clase son: Motor en línea, motor rotativo, motor radial, motor en v, etc.

Los motores alternativos se clasifican en dos tipos: como **máquinas de encendido por chispa (ECH)** o **máquinas de encendido por compresión (ECOM)**, según como se inicie el proceso de combustión en el cilindro. En las maquinas ECH, la combustión de la mezcla aire y combustible se inicia con una chispa en la bujía, mientras que en las ECOM la mezcla de aire y combustible se auto enciende como resultado de comprimirla arriba de su temperatura de autoencendido [9].

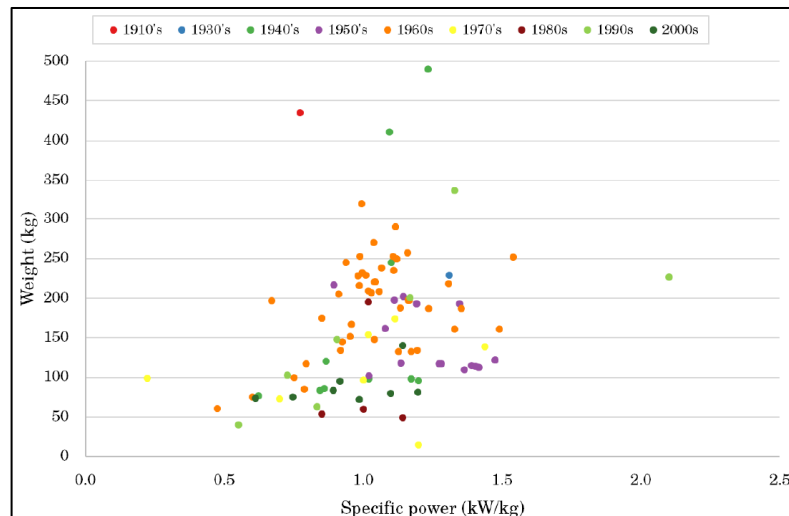
En la aviación, estos motores han cambiado con el tiempo en especial a causa de las guerras mundiales, que dispararon su desarrollo y condujeron a mejoras, como la reducción de masa (Figura 1). Frente al tema que respecta a la potencia especifica en función del peso apenas experimentaron una evolución a lo largo de las décadas (Figura 2).

Figura 1. Evolución de la masa de motores alternativos de combustión interna.



Fuente: E. Maneus Salvador [8]

Figura 2. Poder específico versus el peso de los motores alternativos de combustión interna a lo largo de las décadas.



Fuente: E. Maneus Salvador [8]

Además de los motores alternativos cabe mencionar otro tipo, los turbohélices. La idea de esta tecnología se remonta a 1925, pero no fue hasta 1945 cuando voló el primer avión turbohélice [10]. Estos motores consisten en una turbina de gas que utiliza una o más etapas de turbinas para impulsar un conjunto de engranajes de reducción, que a su vez impulsa una hélice [11]. Al igual que los motores alternativos, los motores turbohélice están limitados por los efectos de compresibilidad en las puntas de las palas de la hélice cuando alcanzan altas velocidades [12].

En los últimos años, debido al interés por alternativas de propulsión más limpias o que no utilicen combustibles, las hélices vuelven a cobrar importancia y popularidad, debido a su buen funcionamiento y en especial a que el alcance de la tecnología de propulsión eléctrica aún no ha llegado a desarrollar motores similares a cualquiera de los antes mencionados.

2.1.2. Motores de reacción

Los motores de reacción, reactores o jet (del inglés jet engine) son motores que expulsan un chorro de gases a gran velocidad y así generar el empuje requerido para la propulsión de la aeronave. Algunos tipos de motores de esta clase son:

- **Turborreactor (turbo jet):** consiste en una entrada de aire, un compresor, una cámara de combustión, una turbina de gas (encargada de mover el compresor) y una tobera. El aire entra por la entrada y se comprime en el compresor antes de llegar a la cámara de combustión, donde se mezcla con el combustible y se quema, creando gases de escape calientes. Estos gases ingresan a la turbina, que está acoplada al compresor a través de un eje, y accionan dicho eje para hacer girar el compresor. Los gases de escape salen de la turbina para ingresar a la tobera, donde se expanden para lograr la mayor velocidad posible en la salida del motor [8].
- **Turbofán:** se caracteriza por tener un ventilador (fan en inglés) en la entrada, el cual divide el aire en dos caminos que son el flujo primario que penetra el núcleo del motor compuesto por el compresor y la turbina (igual que un turborreactor) y el flujo secundario que se deriva a un conducto anular exterior concéntrico con el núcleo.
- **Estatorreactor:** a diferencia del turbo jet, el estatorreactor carece de compresor y turbina ya que la compresión se logra con un aumento de la velocidad. El proceso de funcionamiento consiste en que el aire entra, se comprime y pasa a la zona de combustión, donde se inyecta el combustible, se mezcla y finalmente se quema. Los gases producidos en esta combustión son luego expulsados a través de la boquilla. La compresión se logra desacelerando la entrada del aire entrante, lo que da como resultado un aumento de la presión en la zona de combustión [8]. Este aumento de presión es mayor con mayor velocidad del aire entrante, lo que hace que el estatorreactor sea adecuado para vuelos supersónicos, pero no a velocidades subsónicas, donde el aire a mayor velocidad debe ingresar a la entrada para arrancar el estatorreactor. Sin embargo, la combustión en el estatorreactor ocurre a velocidades subsónicas [12].
- **Motores cohete:** a diferencia de los otros motores a reacción, los cohetes no cuentan con una entrada de aire ya que transportan el combustible y el oxidante en el vehículo, permitiendo que funcionen en la atmósfera y en el espacio. El principio de funcionamiento es que tanto el combustible como el oxidante, conocidos como propulsores, se introducen en la cámara de combustión donde se encienden

mediante algún sistema. Los gases resultantes luego se aceleran en la boquilla y se expulsan, impulsando el vehículo hacia adelante [12]. No suelen ser muy utilizados en aviones debido a su baja eficiencia, excepto en situaciones que requieran altas velocidades y gran empuje.

Los motores presentados anteriormente son los sistemas de propulsión más desarrollados actualmente, que han tenido avances y cambios a través del tiempo, especialmente en cuanto a mejoras relacionadas con el combustible. A excepción del motor cohete, todos estos respiran aire y funcionan de manera diferente dependiendo de la altitud a la que trabajen.

2.1.3. Motores modernos (Eléctricos)

Utilizar motores eléctricos como fuente motriz en un medio de transporte no es algo nuevo. A principios del siglo XIX, ya se podían encontrar ejemplos de motores eléctricos para barcos a motor (1838) o automóviles (1851) [13]. Pero debido a que dependían de baterías que carecían del suministro de energía necesario para hacerlo funcionar a un costo razonable, se interrumpió el desarrollo de los motores eléctricos [13].

Los motores eléctricos son máquinas que transforman la energía eléctrica en energía magnética y por último en energía mecánica. Por ello, el electromagnetismo es el factor más importante en el funcionamiento del motor eléctrico, encargado de generar las fuerzas magnéticas necesarias para producir movimiento, sea lineal o rotacional [14].

Los motores eléctricos se dividen en dos clases, según el tipo de alimentación:

- **Motores CC:** son motores que están diseñados para funcionar con alimentación CC. Este tipo de motores ofrecen un excelente control de la velocidad y la capacidad de proporcionar un par alto a bajas velocidades [15]. Los motores CC se pueden clasificar en motores con escobillas que ofrecen un bajo costo inicial, alta confiabilidad y características simples de control de velocidad y par, y los motores sin escobillas, que tienen mayor confiabilidad, mayor vida útil, mayor eficiencia, menos mantenimiento, menor ruido, eliminación de chispas ionizantes del conmutador y reducción general de la interferencia electromagnética [14].
- **Motores CA:** son motores que están diseñados para funcionar con alimentación CA. En comparación con los motores CC, al eliminar los conmutadores y las escobillas, los motores de CA ofrecen una mayor confiabilidad de funcionamiento, una vida útil más larga, una mayor eficiencia, menos mantenimiento, un costo reducido, un tamaño de bastidor más corto y una estructura de motor más simple [14].

Los motores eléctricos indiferente al tipo de alimentación o aplicación, cuentan con siete propiedades generales comunes, que son [16]:

- La potencia del motor estará determinada principalmente por la disposición del enfriamiento.
- En motores con sistemas de refrigeración similar, el par nominal es aproximadamente proporcional al volumen del rotor.
- La velocidad es directamente proporcional a la potencia de salida por unidad de volumen.
- Los motores grandes son más eficientes y tienen un par específico más alto (par por unidad de volumen) que los pequeños.
- La eficiencia de un motor mejora con la velocidad.
- Se puede proporcionar un motor para adaptarse a cualquier voltaje.
- La mayoría de los motores pueden sobrecargarse durante períodos cortos sin sufrir daños.

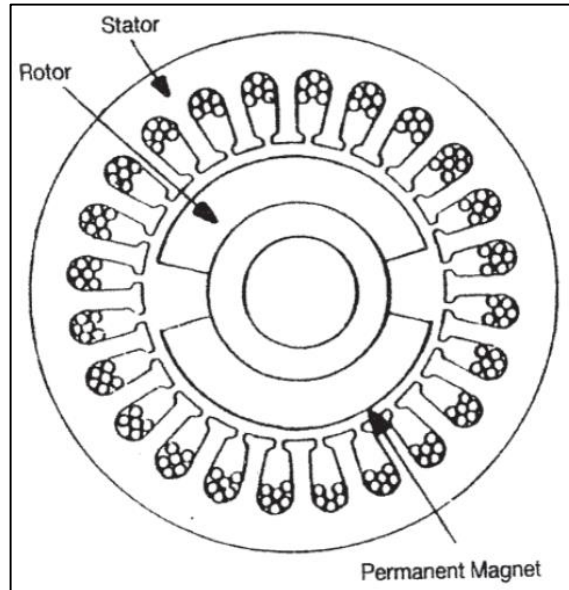
Para la propulsión, el tipo de motor eléctrico a seleccionar depende de factores como las limitaciones del vehículo, la fuente de energía disponible, la aceleración, la velocidad máxima, etc. [17].

El motor que más se utiliza en la propulsión de avionetas es CC sin escobillas, debido a que permite controlar la velocidad y el par a la vez que es liviano y tiene menos partes móviles [18].

El motor CC sin escobillas o motor de imanes permanentes, como su nombre lo indica, hace uso de imanes permanentes de alta energía como mecanismo de excitación de campo, accionados por inversores electrónicos que se activan de acuerdo con la posición del rotor [18]. Estos motores generan alta densidad de potencia, elevadas velocidades y gran eficiencia de operación, lo que los convierte en una opción atractiva y prometedora como medio de propulsión [17].

La configuración básica de un motor CC sin escobillas se compone de un devanado de estator trifásico e imanes permanentes montados en el rotor (Figura 3). La posición del rotor es monitoreada por sensores (transductores ópticos o magnéticos) que suministran información al controlador electrónico. Posteriormente el controlador cambia el voltaje del bus de CC entre los devanados del estator para que el rotor gire. Según la información entregada por los sensores, el controlador electrónico decide qué fases del estator deben activarse en cualquier momento [18].

Figura 3. Sección transversal de un motor CC sin escobillas.



Fuente: Handbook of electric motors [18].

Los imanes permanentes utilizados en los motores DC sin escobillas son de distintos materiales como samario-cobalto (Sm-Co) o neodimio-hierro-boro (Nd-Fe-B) [19]. También pueden ser de aluminio-níquel-cobre más conocido como ALNICO del cual se investiga su desarrollo y perfeccionamiento en vista de que las tendencias recientes de investigación y desarrollo (R&D) se centran en conceptos que no requieran imanes de tierras raras [20].

Un aspecto importante de este tipo de imanes a fin de evitar efectos no deseados como la ondulación del par es la distribución. La disposición de Halbach o matriz de Halbach, consiste en la combinación de una matriz de imanes radiales con una matriz de imanes azimutales, la cual permite un mejor enfoque del flujo en la dirección deseada en comparación con la matriz de imanes radiales, mayor potencial magnético y no presenta ondulación del par [21].

A pesar de factores como el costo y la complejidad, los motores DC sin escobillas se han posicionado como la mejor opción frente a otros motores eléctricos para producir propulsión en aeronaves debido a su alta eficiencia, facilidad de control, facilidad de enfriamiento y bajo mantenimiento [17].

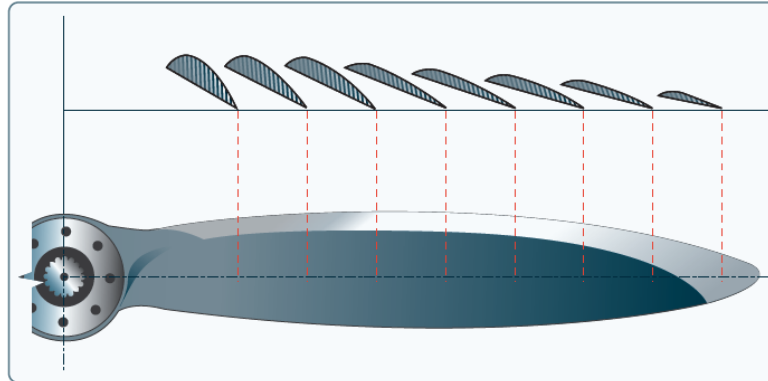
2.2. HÉLICE

2.2.1. Definición y funcionamiento

La hélice es un perfil aerodinámico giratorio, sujeto a arrastre inducido, paradas y otros principios aerodinámicos que se aplican a cualquier perfil aerodinámico. Proporciona el

empuje necesario para empujar la aeronave por el aire. La potencia del motor se utiliza para hacer girar la hélice, que a su vez genera un empuje muy similar a la forma en que un ala produce sustentación. La cantidad de empuje producido depende de la forma del perfil aerodinámico, el ángulo de ataque (AOA del inglés “angle of attack”) de la pala de la hélice y las revoluciones por minuto (rpm) del motor [22]. La hélice en sí está torcida para que el ángulo de la pala cambie desde el eje hasta la punta (Figura 4).

Figura 4. Cambios en el ángulo de la pala de la hélice desde el eje hasta la punta.



Fuente: Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge [22].

2.2.2. Tipos de hélices

- **Hélices de paso fijo:** como su nombre lo indica, el paso o ángulo de la pala de una hélice de paso fijo no se puede cambiar una vez construida. Están diseñadas para obtener la mejor eficiencia a una velocidad de giro y de avance determinadas, por lo que a cualquier cambio de estas condiciones se reduce la eficiencia tanto de la hélice como del motor [23].
- **Hélice ajustable desde el suelo:** funciona como una hélice de paso fijo con la diferencia que el ángulo o paso de la pala se puede cambiar solo cuando la hélice no este girando. Esto se hace aflojando el mecanismo de sujeción que mantiene las hojas en su lugar. Una vez que se ha apretado el mecanismo de sujeción, el paso de las palas no se puede cambiar [23].
- **Hélice de paso variable:** permite un cambio de paso de la pala, o ángulo, mientras la hélice está girando, proporcionando el mejor rendimiento para condiciones de vuelo particulares [23]. Los primeros sistemas de hélice de paso ajustable proporcionaban solo dos ajustes de paso: bajo y alto. Hoy en día, la mayoría de los sistemas de hélice de paso ajustable son capaces de una variedad de ajustes de paso [22].
- **Hélice automática o de velocidad constante:** es una hélice de paso controlable cuyo paso se varía automáticamente en vuelo por un gobernador que mantiene rpm

constantes a pesar de las cargas de aire variables. La principal ventaja de una hélice de velocidad constante es que convierte un alto porcentaje de potencia de frenado (BHP del inglés “brake horsepower”) en potencia de empuje (THP del inglés “thrust horsepower”) en una amplia gama de combinaciones de rpm y velocidad del aire. Una hélice de velocidad constante es más eficiente que otras hélices porque permite seleccionar las rpm del motor más eficientes para las condiciones dadas [22].

2.2.3. Parámetros de una hélice

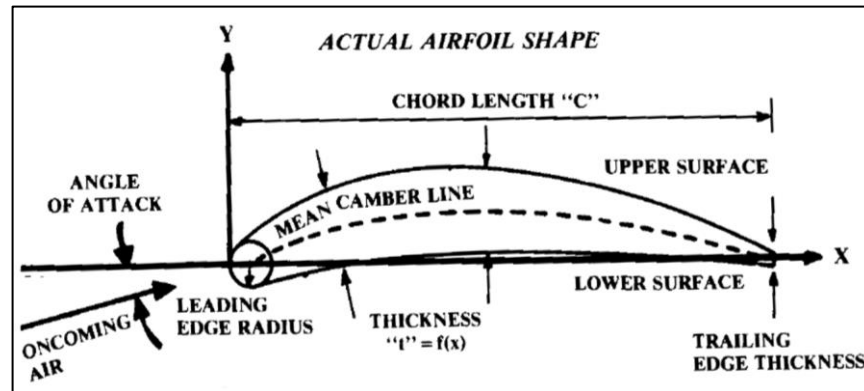
- **Numero de palas (N):** los aviones ligeros generalmente cuentan con hélices de 2, 3 o 4 palas. La cantidad depende del empuje necesario para el desplazamiento de la aeronave, ya que a mayor número de palas la fuerza de sustentación aumenta, pero también la potencia requerida [24].

Un número alto de palas disminuye las vibraciones, reduce levemente las pérdidas presentes en las puntas y genera vórtices más débiles, mientras que un número bajo reduce el peso del rotor principal y proporciona mejor fiabilidad y facilidad de mantenimiento [24].

- **Diámetro:** es la recta que pasa por el centro del disco generado por la rotación de la hélice y une dos puntos opuestos del mismo. Entre mayor sea el diámetro más eficiente será la hélice, siempre y cuando la velocidad en las puntas de las palas se mantenga por debajo de la velocidad sónica [25].
- **Velocidad angular:** es la medida de la velocidad de rotación, definida como los ángulos girados por unidad de tiempo y se expresa en radianes por segundo (rad/s) o revoluciones por minuto (RPM). Este parámetro permite el cálculo de la velocidad tangencial de las puntas de la hélice y también de muchos otros valores.
- **Perfil aerodinámico:** un perfil aerodinámico es una estructura diseñada para obtener una reacción sobre su superficie del aire a través del cual se mueve o que pasa junto a dicha estructura. El aire actúa de diversas formas cuando se somete a diferentes presiones y velocidades [22].

El frente del perfil aerodinámico está definido por un radio de borde de ataque (Leading Edge Radius) que es tangente a las superficies superior e inferior llamadas “Camber”. La cuerda c del perfil aerodinámico (Chord), es la línea recta desde el borde de ataque hasta el borde de salida. La línea de comba media (Mean Camber Line), es la línea equidistante de las superficies superior e inferior [25].

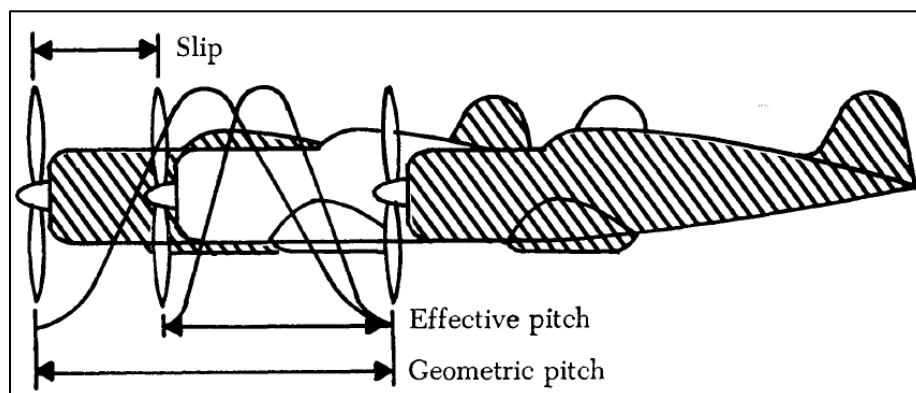
Figura 5. Geometría de un perfil aerodinámico.



Fuente: Aircraft Design: A Conceptual Approach [25].

- **Numero de Reynolds:** es un valor adimensional que mide la relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas para así caracterizar el movimiento de un fluido, el cual dependiendo del valor de dicho número puede considerarse laminar (número de Reynolds relativamente pequeño) o turbulento (número de Reynolds relativamente grande). Dependiendo de la dimensión del objeto por el cual se mueve el fluido, el número de Reynolds se puede considerar como local que es el que existe en un punto a una distancia l del borde de la superficie, o global refiriéndose al efecto completo sobre la pala, sobre el ala, sobre el avión, entre otras [26].
- **Paso:** es la distancia que avanza la hélice por cada revolución. Este se divide en paso geométrico (Geometric pitch), que es la distancia que debe avanzar una hélice en una revolución y el paso efectivo (Effective pitch) que es la distancia que realmente avanza [23]. La diferencia entre estos es el deslizamiento (Slip) el cual se reconoce en el paso efectivo, pero no en el paso geométrico (Figura 6).

Figura 6. Paso geométrico y efectivo.



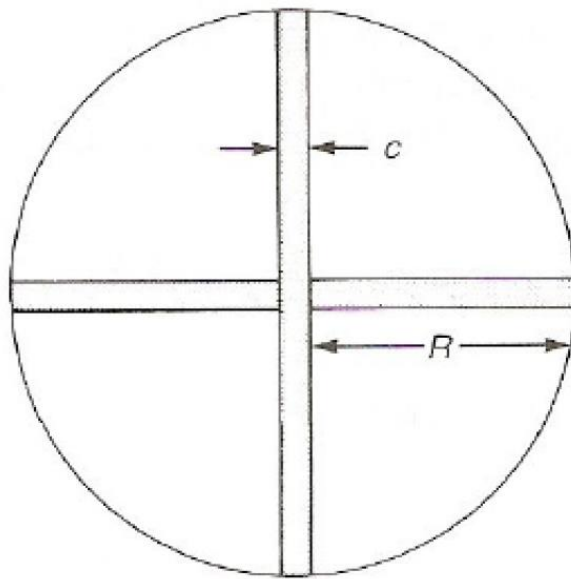
Fuente: Airframe & Powerplant Mechanics [23].

2.2.4. Solidez

Es un parámetro que representa el área efectiva de sustentación de la hélice, relacionando la superficie proyectada por la pala sobre el disco (área total del alabe) y la superficie frontal barrida por la hélice (área del disco rotor) (Figura 7). La solidez se calcula a partir de la siguiente ecuación, sea para hélices de cuerda variable o constante [27].

$$\sigma = \frac{\text{Área de las palas}}{\text{Área del disco rotor}} = \frac{NRc}{\pi R^2} = \frac{Nc}{\pi R} \quad (2.1)$$

Figura 7. Ilustración de la relación de solidez



Fuente: Diseño conceptual y calculo aerodinámico de una pala para un helicóptero monoplaza [24].

2.3. AVIONES ELÉCTRICOS

Existen dos conceptos diferentes para el término “avión eléctrico” que son “avión más eléctrico” y “avión todo eléctrico”.

- **Avión más eléctrico:** o MEA de su nombre en inglés “More Electric Aircraft”, es un avión que utiliza energía eléctrica en los subsistemas, reemplazando las demás formas de energía que también utilizan combustible, como la energía neumática, mecánica e hidráulica [28]. En este caso solo el motor del avión trabaja con combustible.
- **Avión todo eléctrico:** o AEA de su nombre en inglés “All Electric Aircraft”, es un concepto de avión en el que todos los sistemas son sustituidos por sistemas

eléctricos. La diferencia que tiene con el MEA es que este diseño funciona con un sistema de propulsión eléctrico [8].

2.3.1. Fuente de energía

En la actualidad se consideran tres enfoques principales para suministrar energía a una aeronave eléctrica los cuales son: pilas de combustible, paneles solares y baterías [8].

- **Pilas de combustible:** son dispositivos electroquímicos que convierten la energía química de los combustibles en energía eléctrica directamente. Debido a que se evitan los pasos intermedios de producción de calor y trabajo mecánico y producen energía con un mínimo de contaminantes ya que no hay combustión, las pilas de combustible prometen una generación de energía con alta eficiencia y bajo impacto ambiental. Sin embargo, a diferencia de las baterías, el reductor y oxidante de las pilas de combustible deben reponerse continuamente para permitir un funcionamiento continuo [29]. En aviación, algunos prototipos como SkySpark y ENFICA-FC han volado, pero la tecnología de las pilas de combustible aun no es una opción común para los fabricantes de aeronaves [30],[31].
- **Paneles solares:** son un conjunto de células fotovoltaicas montadas en un marco para su instalación. Los paneles solares utilizan la luz solar como fuente de energía para generar electricidad de corriente continua. Proyectos como el Solar Impulse y el Sunseeker han demostrado que la implementación de paneles como fuente de energía en aeronaves eléctricas es viable [32],[33], pero a causa de su baja densidad de potencia que compromete la velocidad máxima alcanzable y el hecho de que los aviones contruidos con este tipo de tecnología sean lentos y frágiles hace que la industria aeronáutica no opte por ellos [34].
- **Baterías:** son dispositivos que convierten la energía química en energía eléctrica y viceversa, respectivamente, en el momento de la carga y descarga. La batería electroquímica es una combinación de celdas independientes que poseen todas las propiedades electroquímicas. Cada celda es capaz de almacenar o entregar una cantidad significativa de energía individualmente o en combinación basada en sus conexiones [20]. Entre los diversos tipos de baterías químicas que hay, una de las más prometedoras en el campo del transporte es la batería de iones de litio, ya que muestra alta potencia y densidad de energía en comparación con otro tipo de baterías [35]. En aeronaves, los sistemas de propulsión demandan baterías de alta densidad de energía y bajo peso, las cuales son algunas de las ventajas que poseen las baterías de ion de litio, además de su bajo costo de producción [36].

3. DISEÑO DE LA PLANTA MOTRIZ

El presente capítulo contiene el proceso de diseño de la nueva planta motriz eléctrica para la avioneta Diamond DA50-RG (Figura 12), el cual estará dividido en dos secciones que son la selección del motor y la selección de la hélice. Para esto es importante conocer las especificaciones de la aeronave las cuales se describen a continuación.

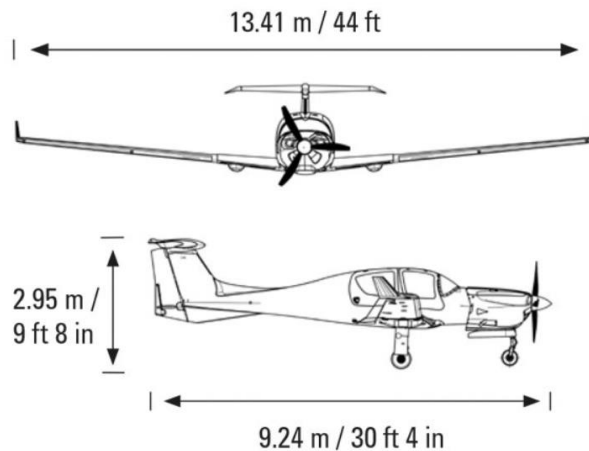
Figura 8. Avioneta Diamond DA50-RG.



Fuente: Diamond Aircraft Industries [37].

La avioneta Diamond DA50-RG es una avioneta monomotor de ala baja que consta de cinco asientos, fabricada por la empresa Diamond Aircraft Industries. Cuenta con un motor Continental CD-300 turbocargado el cual funciona con combustible JET-A1 y una hélice MT propeller MTV-12-D/210-56. Tiene una longitud de 9,24 m, altura de 2,95 m y envergadura de 13,41 m (Figura 11). Esta aeronave puede alcanzar una velocidad máxima de 335 km/h y una altura máxima de 6.096 m (20.000 ft), (Tabla 1).

Figura 9. Dimensiones de la avioneta Diamond DA-50 RG.



Fuente: Diamond Aircraft Industries [37].

Tabla 1. Masa, carga y rendimiento de la avioneta Diamond DA-50 RG.

ESPECIFICACIONES TECNICAS	UNIDAD	MAGNITUD
Peso vacío	kg	1.440
Carga útil	kg	559
Masa máxima de despegue	kg	1.999
Capacidad total de combustible	lt	195
Velocidad máxima (14.000 ft, 1.700 kg, MCP)	km/h	335
Perdida de velocidad, configuración de aterrizaje	km/h	106
Mejor tasa de ascenso	m/s	5,3
Máximo rango de inclinación 30 min. de reserva	km	1.389
Distancia de despegue (ISA SL, MTOM, rodadura en tierra / obstáculo a 50 ft)	m	381 / 740
Distancia de aterrizaje (ISA SL, MTOM, rodadura en tierra / obstáculo a 50 ft)	m	344 / 678
Altitud de operatividad máxima	m	6.096

Fuente: Diamond Aircraft Industries [37].

3.1. MOTOR ELÉCTRICO

Esta sección abarca el listado y selección del motor eléctrico, el cual es de gran importancia ya que es el factor que hace que la aeronave sea eléctrica y por ende más ecológica. Además, el motor seleccionado define la velocidad de rotación de la hélice, dado que controla el torque aplicado al eje.

En el listado se mencionan diferentes motores eléctricos ya sea que se encuentran en el mercado o que son utilizados en proyectos de aeronaves eléctricas. Se da una breve descripción de cada uno y sus respectivas especificaciones técnicas.

La selección se realizó mediante la aplicación de la matriz de decisión o método de Pugh, teniendo en cuenta la similitud entre las especificaciones técnicas del motor actual de la aeronave y de los motores consultados.

3.1.1. Motor actual de la aeronave

El **Continental CD-300 Jet-A** es un motor diésel turboalimentado de 4 válvulas y 6 cilindros en configuración en V con inyección directa common-rail, fabricado por la empresa Continental Aerospace Technologies. Cuenta con dos turbocargadores, refrigeración por líquido e incorpora un cárter de aceite húmedo, un sistema FADEC doble redundante, una caja de cambios integrada y un regulador de hélice [38].

Figura 10. Motor Continental CD-300 Jet-A.



Fuente: Continental Aerospace Technologies [38].

Tabla 2. Especificaciones técnicas del motor Continental CD-300 Jet-A.

ESPECIFICACIONES TECNICAS	UNIDAD	MAGNITUD
Combustible certificado		Jet-A1
Potencia de despegue (5 min)	kW	221
Potencia continua máxima	kW	200
Velocidad de salida máxima	rpm	3.880
Peso en seco	kg	265
Torque	N.m	918
Consumo de combustible de crucero	l/h	34,9
Tiempo entre reemplazo (TBR)	h	1.200
Alto	mm	700
Ancho	mm	790
Largo	mm	980

Fuente: Continental Aerospace Technologies [38].

3.1.2. Motores eléctricos consultados

- **E-811 EASA TC:** es un motor eléctrico de imán permanente síncrono de flujo axial, fabricado por la empresa Pipistrel Aircraft, que combina un motor eléctrico y un controlador de potencia, ambos refrigerados por líquido. El controlador recibe el comando de par a través del bus CAN y ajusta la entrada de corriente del motor a través del bus de CA de alto voltaje, convirtiendo así la corriente continua (CC) de las baterías en corriente alterna (CA). El motor reacciona instantáneamente y sin dudarlo [39].

El E-811 es ideal para planeadores motorizados y aeronaves UL, LSA y VLA. También puede utilizarse en aplicaciones de propulsión distribuida teniendo en cuenta las condiciones especiales correspondientes [39].

Figura 11. Motor E-811 EASA TC.



Fuente: Pipistrel Aircraft [39].

Tabla 3. Especificaciones técnicas del motor E-811 EASA TC.

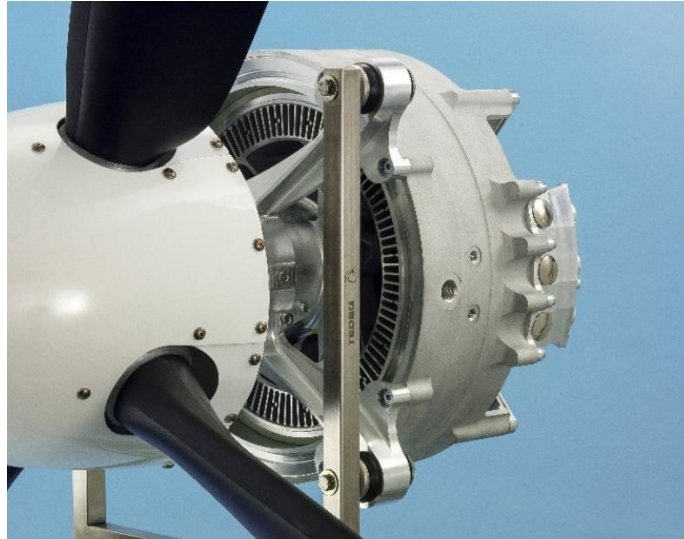
ESPECIFICACIONES TECNICAS	UNIDAD	MAGNITUD
Potencia de despegue (90 seg)	kW	57,6
Potencia continua máxima	kW	49,2
Velocidad de salida	rpm	2.350 / 2.500
Peso en seco	kg	22,7
Torque máximo	N.m	220
Torque nominal	N.m	200
Temperatura máxima del motor	°C	110
Temperatura de salida del aire	°C	-20 / +40
Diámetro	mm	268
Longitud	mm	91

Fuente: Pipistrel Aircraft [39].

- **SP260D:** es un motor eléctrico sin escobillas, diseñado y producido por la empresa Siemens para la propulsión de aeronaves. Este ofrece una salida de 260 kW y cuenta con un peso 50 kg, por lo que es considerado como uno de los mejores motores en cuanto a la relación peso-rendimiento. Además, debido a las bajas rpm a las que

trabaja, hace girar una hélice a velocidades eficientes sin la necesidad de una transmisión [40].

Figura 12. Motor SP260D.



Fuente: Siemens [40].

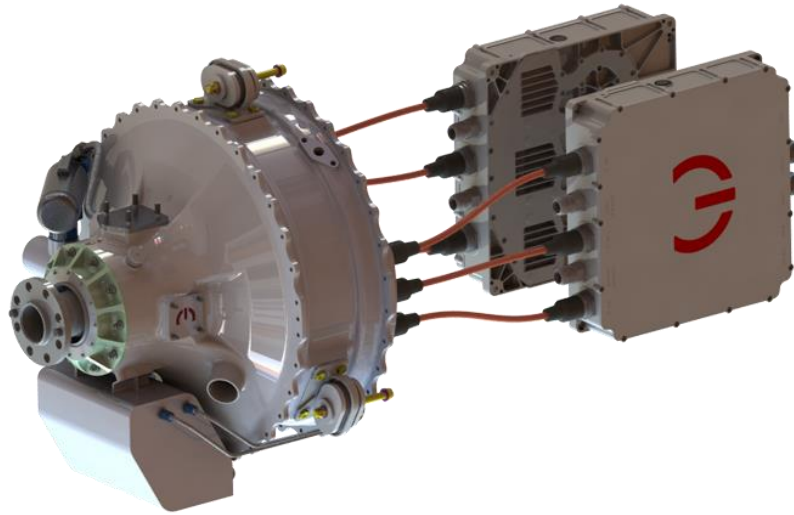
Tabla 4. Especificaciones técnicas del motor SP260D.

ESPECIFICACIONES TECNICAS	UNIDAD	MAGNITUD
Potencia máxima	kW	260
Velocidad de salida continua	rpm	2.500
Torque nominal	N.m	1.000
Voltaje nominal	V	580
Temperatura máxima de entrada del refrigerante	°C	90
Peso en seco	kg	50
Eficiencia del motor	%	95
Diámetro	mm	418
Longitud	mm	300

Fuente: Siemens [40].

- **Magni350 EPU:** la unidad de propulsión magni350 EPU es una EPU (Electric Propulsion Unit) fabricada por la empresa Magnix, la cual es capaz de proporcionar 350 kW de potencia y 1.600 Nm de torque. Esta EPU se compone de un motor eléctrico magni350, dos magniDrive-100 que cumplen la función de variador y controlador del motor, y un sistema de gestión térmica integrado de circuito cerrado [41].

Figura 13. Unidad de propulsión magni350 EPU.



Fuente: Magnix [41].

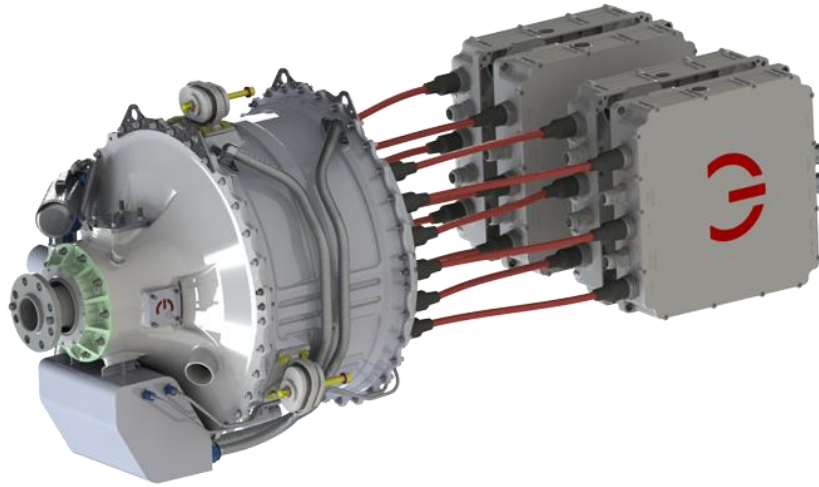
Tabla 5. Especificaciones técnicas de la unidad de propulsión magni350 EPU.

ESPECIFICACIONES TECNICAS	UNIDAD	MAGNITUD
Potencia máxima de despegue	kW	350
Potencia nominal continua	kW	280
Velocidad de salida	rpm	1.200 / 2.300
Torque continuo máximo	N.m	1.610
Torque nominal	N.m	1.410
Peso en seco	kg	111.5
Altitud de operación máxima	ft	35.000
Voltaje de operación máximo	V	800
Voltaje de operación mínimo	V	500

Fuente: Magnix [41].

- **Magni650 EPU:** la unidad de propulsión magni650 EPU es una EPU (Electric Propulsion Unit) fabricada por la empresa Magnix, la cual es capaz de proporcionar 640 kW de potencia y 3.000 Nm de torque. Esta EPU se compone de un motor eléctrico magni650, cuatro magniDrive-100 que cumplen la función de variador y controlador del motor, y un sistema de gestión térmica integrado de circuito cerrado [41].

Figura 14. Unidad de propulsión magni650 EPU.



Fuente: Magnix [41].

Tabla 6. Especificaciones técnicas de la unidad de propulsión magni650 EPU.

ESPECIFICACIONES TECNICAS	UNIDAD	MAGNITUD
Potencia máxima de despegue	kW	640
Potencia nominal continua	kW	560
Velocidad de salida	rpm	1.200 / 2.300
Torque continuo máximo	N.m	3.020
Torque nominal	N.m	2.820
Peso en seco	kg	200
Altitud de operación máxima	ft	35.000
Voltaje de operación máximo	V	800
Voltaje de operación mínimo	V	500

Fuente: Magnix [41].

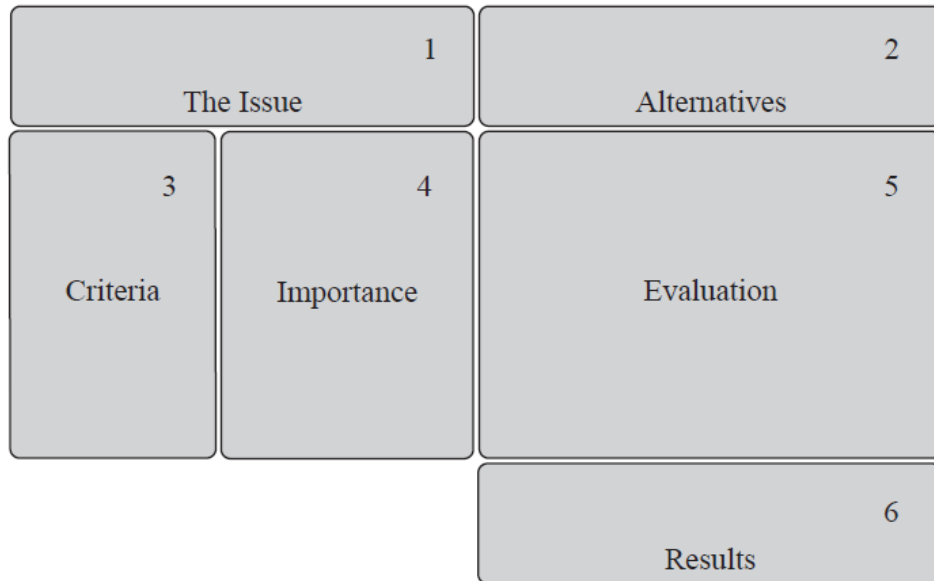
3.1.3. Selección del motor

Como se mencionó anteriormente, la selección consiste en la comparación de los motores consultados con el actual, con el fin de elegir el motor eléctrico que va a reemplazar el motor a combustión que tiene la avioneta. Para ello se utilizó el método de la matriz de decisión, el cual es simple y eficaz al momento de comparar conceptos alternativos.

La **matriz de decisión** o **método de Pugh** proporciona un medio para calificar cada concepto alternativo en relación con los demás en su capacidad para cumplir con los criterios. La comparación de los puntajes de esta manera da una idea de las mejores alternativas e información útil para la toma de decisiones [42].

La matriz está compuesta de seis pasos (Figura 18). Los cuáles serán aplicados en su respectivo orden para la selección del motor.

Figura 15. Estructura básica de la matriz de decisión.



Fuente: The Mechanical Design Process [42].

Paso 1. The Issue (El asunto): elección del nuevo motor eléctrico para la avioneta Diamond DA50-RG.

Paso 2. Alternatives (Alternativas): motores eléctricos consultados.

Paso 3. Criteria (Criterios): como criterios de evaluación se tiene la potencia máxima, la potencia continua, la velocidad máxima, el torque máximo, el peso en seco y porcentaje de diferencia. Estos fueron escogidos ya que de ellos depende el empuje producido por la planta motora, además se tiene en cuenta el peso ya que se espera que el motor seleccionado sea más liviano que el actual.

- **Porcentaje de diferencia:** valora y evalúa la diferencia que tiene cada uno de los motores consultados con el motor Continental CD-300 JET-A, con el fin de evitar que la planta motriz este sobredimensionada a causa del motor seleccionado. El cálculo se hizo a partir de la potencia máxima.

Paso 4. Importance (Importancia): en un comienzo se asumió que los seis criterios eran igualmente importantes, pero luego se decidió que la potencia máxima era la más relevante. Los pesos relativos se muestran como porcentajes que suman el 100% (Figura 20).

Paso 5. Evaluation (Evaluación): todas las alternativas se compararon con el motor actual de la aeronave (Tabla 7) a través de la potencia máxima, la potencia continua, el torque máximo y el peso en seco y fueron evaluados utilizando 0 para denotar que es “igual” o “similar”, 1 es “mejor que” y -1 es “peor que”. Para este caso la similitud se encuentra en un rango de ± 50 .

Tabla 7. Comparación del motor actual de la aeronave con los motores eléctricos consultados.

ESPECIFICACIONES	MOTOR ACTUAL	MOTORES CONSULTADOS			
	Continental CD-300 JET-A	E-811 EASA TC	SP260D	Magni350 EPU	Magni650 EPU
Potencia máxima (kW)	221	57,6	260	350	640
Potencia continua (kW)	200	49,2	220	280	560
Velocidad máxima (rpm)	3880	2500	2500	2300	2300
Torque máximo (N.m)	918	220	1000	1610	3020
Peso en seco (kg)	265	22,7	50	111,5	200
Porcentaje de diferencia	0%	74%	18%	58%	190%

Fuente: Autor.

Figura 16. Matriz de decisión de motores.

Asunto: Selección del motor		Motores	E-811 EASA TC	SP260D	Magni350 EPU	Magni650 EPU
Potencia máxima	30	Datos	-1	0	1	1
Potencia continua	20		-1	0	1	1
Velocidad máxima	10		1	1	0	0
Torque máximo	20		-1	0	1	1
Peso en seco	15		1	1	1	1
Porcentaje de diferencia	5		-1	1	0	-1
Total			-2	3	4	3
Total ponderado			-50	30	85	80

Fuente: Autor.

La **velocidad máxima** se compara únicamente entre los motores consultados debido a que el motor actual de la avioneta utiliza un sistema que reduce las elevadas rpm que entrega a la hélice, haciendo innecesario que el motor eléctrico seleccionado cuente con una velocidad similar. Por ello este criterio fue evaluado entre las alternativas presentadas utilizando 1 para los motores con las velocidades más altas y 0 para los motores con las velocidades más bajas.

En cuanto a la **porcentaje de diferencia** al ser un valor que representa la diferencia que tienen las alternativas frente al motor de combustión y no la similitud entre una de sus especificaciones, se evaluó con 1 a aquellos que tengan una diferencia menor o igual al 25%, 0 para los que tengan una diferencia mayor al 25% y menor o igual al 70% y -1 para los que estén por encima del 70% (Tabla 7).

Paso 6. Results (Resultados): de los totales (resultados no ponderados) no está muy claro qué configuración es la mejor, pero los resultados ponderados muestran que la alternativa Magni350 EPU es la mejor.

Motor seleccionado: Magni350 EPU.

3.2. HÉLICE

En esta parte se describe el proceso por el cual se seleccionó la hélice que como se ha mencionado anteriormente es la encargada de producir la mayor parte del empuje, por ello se debe realizar de manera cuidadosa y teniendo en cuenta las características de la aeronave, el motor seleccionado y los requisitos de misión.

La selección se lleva a cabo a partir de la aplicación de la teoría del elemento de pala debido a que es sencilla, rápida de usar y en especial a que permite seleccionar y evaluar la hélice con los datos que se tienen. Además, funciona muy bien cuando la potencia y el empuje de la hélice son relativamente pequeños como es el caso de la mayoría de las hélices de aviones. Esta metodología a pesar de no prever efectos tridimensionales es capaz de encontrar la velocidad axial y circunferencial adicional agregada al flujo entrante por cada segmento de la pala dando como resultado una aceleración del flujo y, por tanto, el empuje [43].

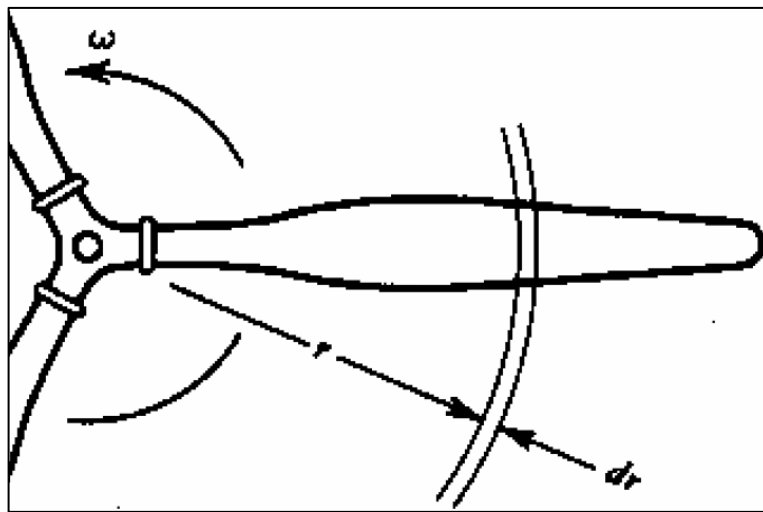
El proceso de selección inicia con los datos de entrada requeridos por la teoría del elemento de pala tales como geometría de la hélice, número de palas, revoluciones por minuto, entre otras. Luego se definen las restricciones como la potencia entregada por el motor, el empuje necesario para el desplazamiento de la aeronave y el mach crítico en la punta de la pala. Seguido de esto se muestra el paso a paso de los cálculos realizados para obtener el empuje, el torque y el rendimiento. Finalmente se comparan y evalúan las hélices y se selecciona la mejor.

El caso de estudio planteado para el proceso de selección es en el que la aeronave Diamond DA50-RG alcanza la velocidad máxima (ver Tabla 1).

3.2.1. Teoría del elemento de pala

La pala de una hélice es un perfil aerodinámico giratorio que produce resistencia y sustentación, además de empujes generados por los vórtices de la punta [44]. Hay variedad de métodos por los cuales se pueden calcular los factores de funcionamiento de las hélices siendo uno de estos la teoría del elemento de pala.

Figura 17. Pala de una hélice.



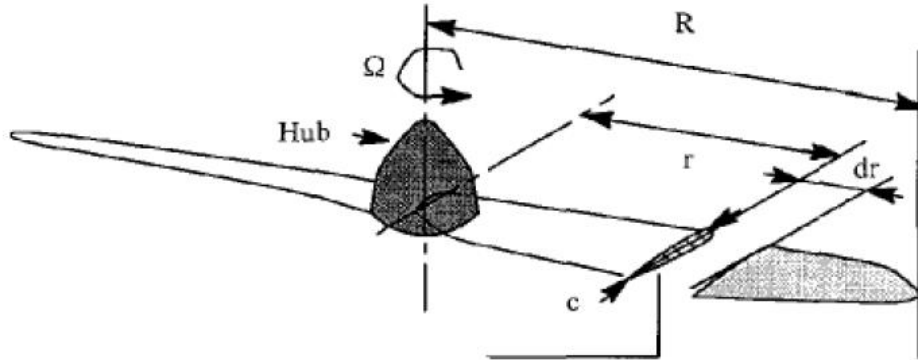
Fuente: Selección de una hélice para una aeronave eléctrica [44].

La **teoría del elemento de pala** calcula las fuerzas sobre la pala producidas por su movimiento a través del aire y, en consecuencia, las fuerzas y el rendimiento de toda la hélice. Se asume que cada sección de la pala actúa como un perfil aerodinámico bidimensional para producir fuerzas aerodinámicas, con la influencia de la estela y el resto de la hélice contenido completamente en un ángulo de ataque inducido en la sección. De modo que, la solución requiere una estimación de la velocidad inducida por la estela en el disco de la hélice, obtenida a través de la teoría del momento, la teoría del vórtice o cálculos de flujo de entrada no uniformes [45].

Esta teoría consiste en tomar un elemento de una pala de la hélice, de cuerda c , posicionada en el radio r (Figura 9). El elemento tiene una velocidad de Ωr mientras que el fluido está rotando en el mismo plano y sentido a $b\Omega$, por lo tanto, $\Omega r(1-b)$ es la velocidad del elemento relativa al aire en el plano $b\Omega$. La velocidad a través del disco cuando la hélice avanza a una velocidad V es $V(1+a)$, donde a es la afluencia en el radio r . Por consiguiente, la velocidad total del flujo relativo a la pala es de V_R [44].

$$V_R = V(1 + a)\operatorname{cosec}(\phi) = \Omega r(1 - b) \quad (3.1)$$

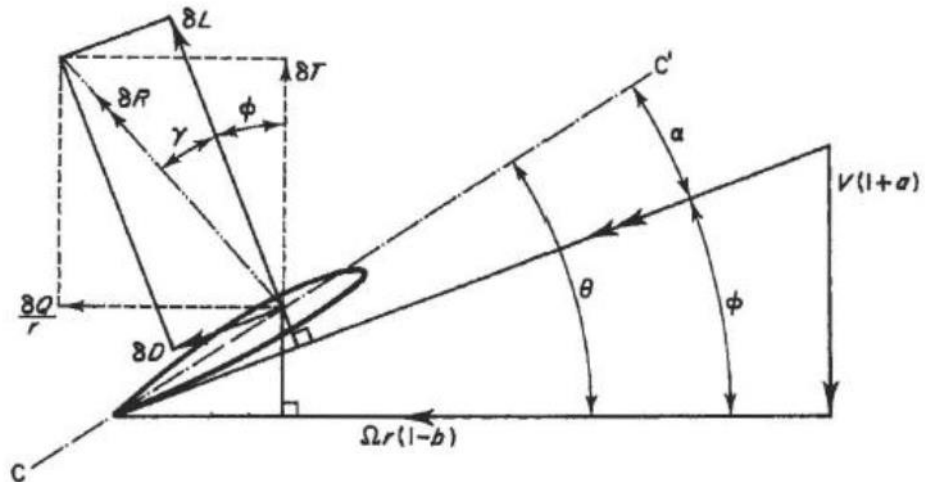
Figura 18. Elemento de pala.



Fuente: Desarrollo de una metodología de diseño de una hélice contra rotatoria para motores de categoría FAR 25 [27].

En la Figura 10 se observan los parámetros que determinan la posición del elemento de pala como la línea de sustentación nula de la pala CC' , el ángulo de torsión del elemento θ relacionado con el paso geométrico, y el ángulo de incidencia de la sección α . Además, los valores de fuerzas y reacciones como la sustentación δL , la resistencia δD , la resultante de las fuerzas aerodinámicas δR , la cual se descompone en dos resultantes, de empuje δT y de par fuerza $\delta Q/r$, siendo δQ el par requerido para hacer rotar el elemento alrededor de eje del rotor. Es de anotar que los efectos tridimensionales se tienen en cuenta mediante el termino de interferencia rotacional $b\Omega$ [44].

Figura 19. Fuerzas y reacciones que actúan sobre un elemento de pala.



Fuente: Selección de una hélice para una aeronave eléctrica [44].

$$\tan(\gamma) = \frac{\delta D}{\delta L} = \frac{C_D}{C_L} \quad (3.2)$$

$$\delta T = \delta R * \cos(\phi + \gamma) \quad (3.3)$$

$$\frac{\delta Q}{r} = \delta R * \sin(\phi + \gamma) \quad (3.4)$$

$$\tan(\phi) = \frac{V(1 + a)}{\Omega r(1 - b)} \quad (3.5)$$

Si η es el rendimiento del elemento, el cual es la relación entre potencia de salida/potencia de entrada, se tiene:

$$\eta = \frac{V \delta T}{\Omega \delta Q} = \frac{V * \cos(\phi + \gamma)}{\Omega r * \sin(\phi + \gamma)} \quad (3.6)$$

Y del triángulo de velocidades y la ecuación (2.5):

$$\frac{V}{\Omega r} = \frac{1 - b}{1 + a} * \tan(\phi) \quad (3.7)$$

Al reemplazar la ecuación (2.7) en (2.6) se obtiene:

$$\eta = \frac{1 - b}{1 + a} * \frac{\tan(\phi)}{\tan(\phi + \gamma)} \quad (3.8)$$

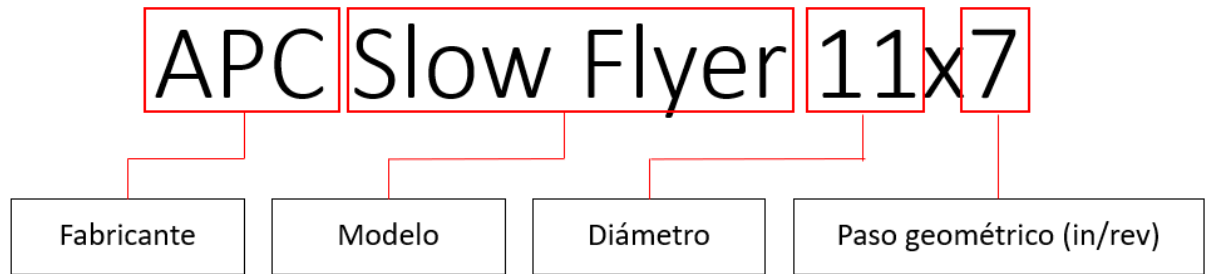
3.2.2. Datos de entrada

- **Geometría de la hélice:** consiste en la cuerda (c) y el ángulo de paso (β). En un proceso normal de diseño de una hélice, estos datos son desconocidos, pero al ser una selección deben ser conocidos. Por ello las geometrías son extraídos de la base de datos de geometrías del departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Illinois (UIUC Propeller Data Site), en el cual existe un gran número de archivos con los datos de distintas hélices y sus geometrías.

La base de datos está dividida en tres volúmenes y contiene un aproximado de 250 geometrías distintas. El volumen 1 comprende alrededor de 140 hélices utilizadas en vehículos aéreos no tripulados y modelos de aviones, el volumen dos 70 hélices de pequeña escala y el volumen tres 40 hélices plegables de fibra de carbono Aero-Naut CAM [46].

Las hélices son clasificadas según el fabricante, modelo, diámetro y ángulo de paso tal como se logra apreciar en la Figura 20, en la que a modo de ejemplo se expone la nomenclatura de una hélice fabricada por APC, modelo “Slow Flyer”, de diámetro de 11 pulgadas y un paso geométrico de 7 pulgadas por revolución.

Figura 20. Nomenclatura de una hélice.



Fuente: UIUC Propeller Data Site [46].

Aunque las hélices de la base de datos tengan un diámetro especificado este puede ser redimensionado puesto que todo el proceso de cálculo se basa en la utilización de coeficientes a dimensionales por ende la modificación del diámetro no afectará la precisión de los resultados.

La geometría está establecida por una tabla que contiene la cuerda y el ángulo de paso β de cada sección medida a lo largo del radio, en escalones de 0,05. Para presentar lo anterior se utiliza como ejemplo la hélice APC Thin Electric 11x10 (Tabla 8).

Tabla 8. Geometría de una hélice.

r/R	c/R	β
0,15	0,128	48,87
0,20	0,145	55,01
0,25	0,163	51,58
0,30	0,178	45,77
0,35	0,187	40,79
0,40	0,191	36,73
0,45	0,191	33,37
0,50	0,186	30,57
0,55	0,179	28,18
0,60	0,168	26,13
0,65	0,155	24,37
0,70	0,141	22,83
0,75	0,125	21,50
0,80	0,110	20,22
0,85	0,096	19,22
0,90	0,082	18,26
0,95	0,065	17,57
1,00	0,047	16,89

Fuente: UIUC Propeller Data Site [46].

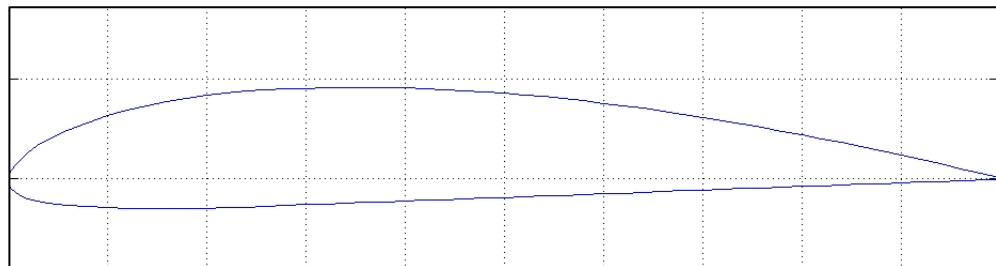
Para el proceso de selección se tomaron algunas hélices del volumen 1, esto debido al tipo de aplicación en las que son utilizadas y a la gran variedad que ofrece el volumen en comparación con los otros. Se analizaron 22 geometrías de diferentes empresas y modelos. Los datos de cada una de las hélices fueron consignados en una hoja de Excel.

- **Numero de palas (N):** como se mencionó anteriormente la cantidad de palas se define por medio de factores como el empuje y el rendimiento, por ello durante el proceso de cálculo de cada tipo de hélice se maneja un rango de entre 2 a 4 palas, que son valores comunes en rotores para avionetas.
- **Revoluciones por minuto (ω):** la velocidad angular está dada por el motor Magni350 EPU, que según sus especificaciones entrega entre 1.200 y 2.300 rpm. Este factor varía durante el proceso de cálculo a fin de encontrar el mayor rendimiento de la hélice seleccionada. Por ello se toma como valor inicial 2.300 rpm.
- **Perfil aerodinámico:** el perfil aerodinámico seleccionado ha sido el Clark Y debido a la facilidad con la que se encuentra su información en la web y la gran popularidad que tiene, siendo uno de los perfiles más utilizados y estudiados en la industria aeronáutica a lo largo de los años.

El Clark Y fue diseñado en 1922 por el ingeniero Virginius Evans Clark, cuenta con un espesor de 11,7% y un intradós plano con un espesor máximo del 30% de su cuerda. Al tener la superficie inferior plana la medición en ángulos de las hélices y la construcción de alas es más fácil y sencilla [44].

Como ventajas este tipo de perfil proporciona un rendimiento general razonable en cuanto la relación entre sustentación y arrastre, también posee características de pérdida moderadas y relativamente benignas. En cuanto a sus desventajas desde el punto de vista aerodinámico, el intradós plano no es óptimo por lo que rara vez se utiliza en diseños modernos.

Figura 21. Perfil Clark Y.



Fuente: UIUC Airfoil Data Site [47].

Los coeficientes bidimensionales de arrastre y sustentación se obtienen de los datos experimentales registrados en el NACA Report 502. Esto se debe a que tienen una mayor presión que los adquiridos de forma numérica por medio de programas como JavaFoil o XFoil [44].

Las anteriores características aerodinámicas varían a lo largo de la pala según el número de Reynolds, pero dado que el alcance del proyecto no necesita de una precisión tan alta y a modo de simplificar los cálculos, se toma un valor fijo que para este caso será de 4.500.000.

Los datos del NACA report fueron tabulados a diferentes ángulos de ataque (α) para facilitar su utilización (Tabla 9).

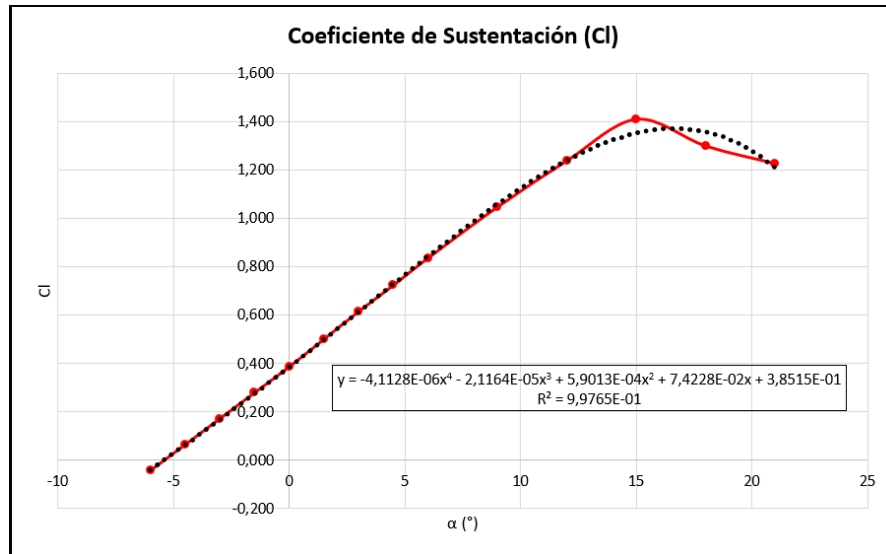
Tabla 9. Características aerodinámicas del perfil Clark Y para alto número de Reynolds.

α	C_L	C_D
-6	-0,043	0,00922
-4,5	0,064	0,00898
-3	0,171	0,01016
-1,5	0,279	0,01305
0	0,386	0,01763
1,5	0,500	0,02340
3	0,614	0,03012
4,5	0,723	0,03300
6	0,835	0,05056
9	1,046	0,08576
12	1,238	0,10704
15	1,409	0,14186
18	1,298	0,22517
21	1,226	0,29541

Fuente: NACA Report 502 [48].

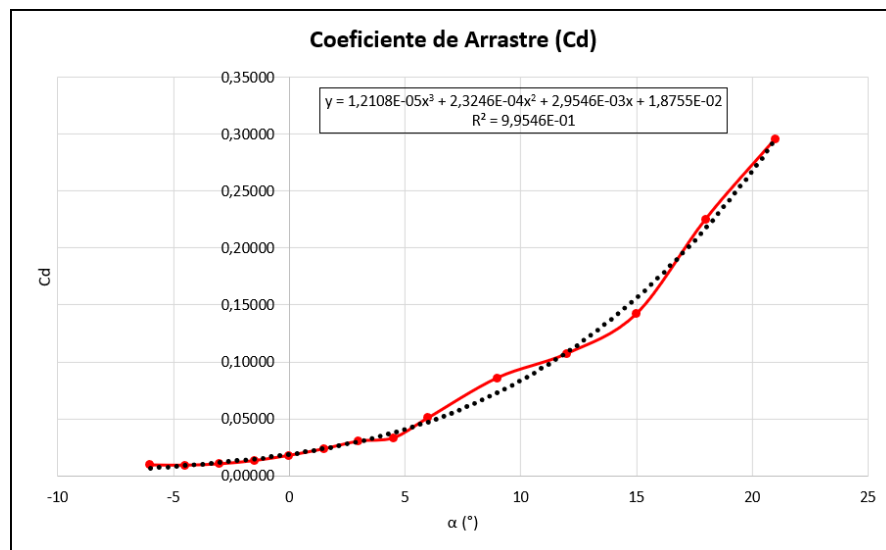
Los datos se utilizaron para hacer dos gráficas, una del coeficiente de sustentación (Figura 22) y otra del coeficiente de arrastre (Figura 23), ambas en función del ángulo de ataque. Con estas se aproximaron las curvas a un polinomio (línea de puntos) y así mediante estas líneas de tendencia se pueden obtener los coeficientes para cualquier ángulo de ataque de la pala.

Figura 22. Aproximación polinómica del coeficiente de sustentación.



Fuente: Autor.

Figura 23. Aproximación polinómica del coeficiente de arrastre.



Fuente: Autor.

Se debe tener en cuenta que, para ángulos mayores a 21 grados, los resultados son poco fiables esto a razón de que gran parte de la pala estarían en pérdida.

Las ecuaciones en las gráficas representan las aproximaciones polinómicas de las curvas, siendo Y el coeficiente (C_l o C_d) y X el ángulo de ataque en grados.

- **Velocidad de la corriente (V_{∞}):** como se espera que al realizar el cambio de la planta motriz la velocidad de la aeronave no sufra grandes variaciones, el valor de la velocidad de vuelo a alcanzar es de 335 km/h (93 m/s).
- **Diámetro de la hélice (D):** este dato varía según el empuje que se necesite producir y la velocidad a la que gire la hélice, por lo tanto, se define un rango de entre 1,80 m y 2,20 m, con escalones de 0,05 m. Al igual que la velocidad de giro, este factor varía durante el proceso de cálculo a fin de encontrar el mayor rendimiento de la hélice seleccionada. Por ello se toma como valor inicial 2,1 m.

3.2.3. Requisitos y restricciones

- **Potencia máxima:** el motor Magni350 EPU es capaz de generar una potencia máxima de 350 kW. En caso de que la potencia absorbida por la hélice supere la entregada por el motor se tiene que regular las rpm y/o la velocidad de vuelo.
- **Empuje mínimo:** al no contar con referencia alguna acerca del empuje que necesita la avioneta Diamond DA50-RG, se calculó por medio de la relación entre el empuje y el peso de la aeronave (T/W). El parámetro adimensional producto de esta relación se halla con la Ecuación 3.1 sacada del libro “Aircraft Design” de Daniel P. Raymer para aviones monomotor [25].

$$\frac{T}{W} = a * V_{\infty}^C \quad (3.9)$$

Donde $a = 0,024$, $C = 0,22$ y la velocidad está dada en millas por hora (mph) por lo que $V_{\infty} = 335 \text{ km/h} = 208,159 \text{ mph}$. Como se está utilizando la velocidad máxima de la aeronave, según sus especificaciones la masa es de 1.700 kg, teniendo como peso $W = 1.700 * 9,793 = 16.648 \text{ m/s}^2$. Aplicando estos valores en la Ecuación 3.1 se obtiene:

$$\frac{T}{16.648} = 0,024 * 208,159^{0,22}$$

$$T_{requerido} = 0,07767 * 16.648$$

$$T_{requerido} = 1.293 \text{ N}$$

El empuje mínimo que necesita la aeronave a una velocidad de 335 km/h y una altitud de 14.000 ft es de 1.293 N. En caso de que por razones de la potencia o el Mach crítico la velocidad de la aeronave varíe, este valor será recalculado utilizando el proceso anterior.

- **Mach crítico en la punta de la pala (Mtip):** las palas al girar a altas velocidad son propensas a la aparición de régimen sónico o transónico en sus puntas que puede llevar a pérdidas por ondas de choque o fallas estructurales por vibraciones y/o fatiga. Razón que hace necesario vigilar que el Mtip no supere el límite de entre 0,8 y 0,85 [44]. El Mach en la punta de la pala se calcula con la Ecuación 3.1.

$$M_{tip} = M_{\infty} * \sqrt{1 + \left(\frac{\pi}{J}\right)^2} \quad (3.10)$$

Donde:

M_{∞} : Velocidad del sonido.

J : Parámetro de avance.

El parámetro de avance cuantifica la distancia que avanza la hélice en una revolución y se adimensionaliza dividiendo por el diámetro de la hélice [49].

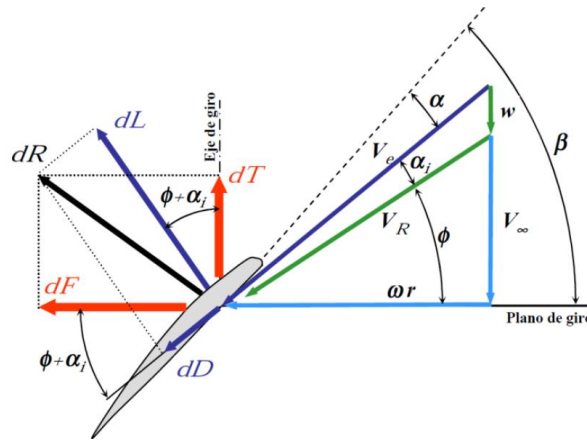
$$J = \frac{V_{\infty}}{\omega * D} \quad (3.11)$$

3.2.4. Pasos de calculo

Esta parte contiene el proceso de calculo aplicado a cada uno de los 22 modelos analizados. Los datos y gráficos presentados pertenecen al modelo APC Thin Electric 11x10, utilizado como ejemplo en esta sección.

Al definir los datos de entrada y las restricciones a tener en cuenta, se procede a calcular todas las distribuciones de ángulos y velocidades a lo largo de la pala (Figura 24), con el objetivo de obtener el empuje, el par y el rendimiento de la hélice, además la potencia que absorbe y la que genera.

Figura 24. Reacciones y ángulos de una sección de la pala.



Fuente: Selección de una hélice para una aeronave eléctrica [44].

Dado que se conoce la velocidad de vuelo V_∞ que para este caso es de 93 m/s, y se tiene como valores iniciales 2.300 rpm para la velocidad de giro ω y 2,1 m para el diámetro, se calcula el ángulo de avance local ϕ_r (Ecuación 3.4).

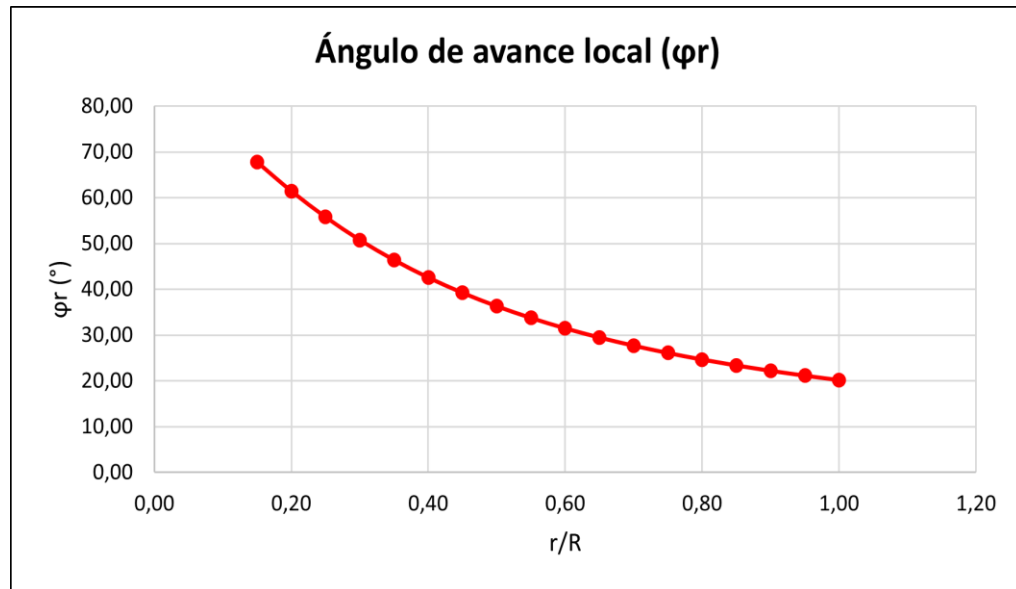
$$\phi_r = \arctan\left(\frac{V_\infty}{\omega * r}\right) \quad (3.12)$$

En cuanto al ángulo de avance para toda la hélice, se puede obtener con la siguiente formula:

$$\phi = \arctan\left(\frac{V_\infty}{\omega * \frac{3}{4} * R}\right) \quad (3.13)$$

Donde r es el radio local y R es el radio de la hélice.

Figura 25. Distribución del ángulo de avance local.



Fuente: Autor.

Antes de continuar con los demás ángulos se necesita conocer la solidez de la hélice en cada una de las secciones de la pala σ_r .

$$\sigma_r = \frac{N * c_r}{\pi * r} \quad (3.14)$$

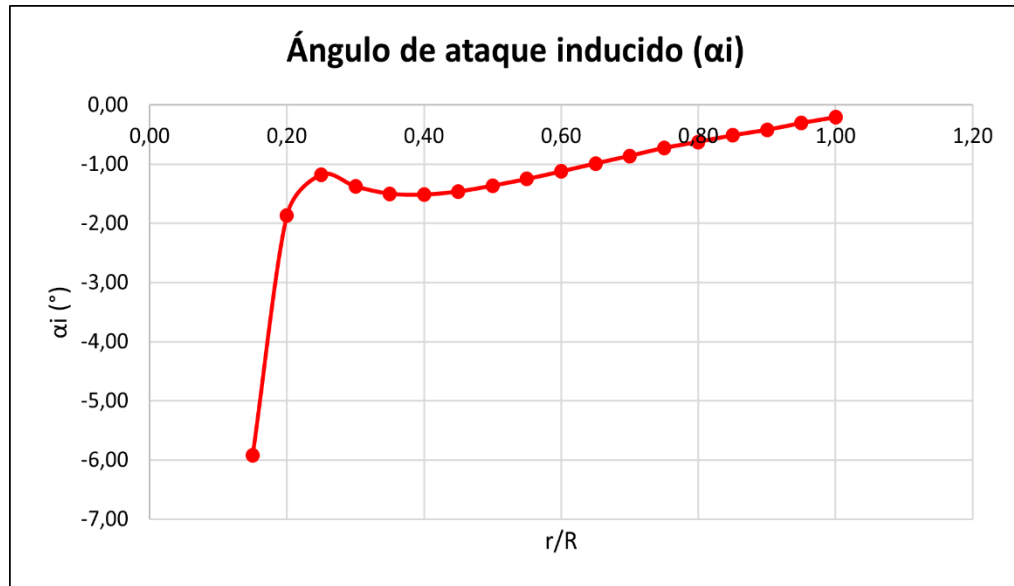
Donde N es el número de palas, c_r es la cuerda de cada sección y r es el radio local.

Con los anteriores datos se calcula el ángulo de ataque inducido α_i , que al igual que otros ángulos varía en función del radio de la pala. La fórmula utilizada se consiguió del proyecto “Selección de una hélice para una aeronave eléctrica”.

$$\alpha_i = \frac{\beta_r - \phi_r}{1 + \frac{8 * \frac{r}{R} * \sin(\phi_r)}{\sigma_r * Cl_\alpha}} \quad (3.15)$$

Donde Cl_α es la pendiente del coeficiente de sustentación Cl en función del ángulo de ataque y β_r es el ángulo de paso local conocido de la geometría. Con esto se obtiene la distribución de ángulo de ataque inducido α_i .

Figura 26. Ángulo de ataque inducido a lo largo de la pala.

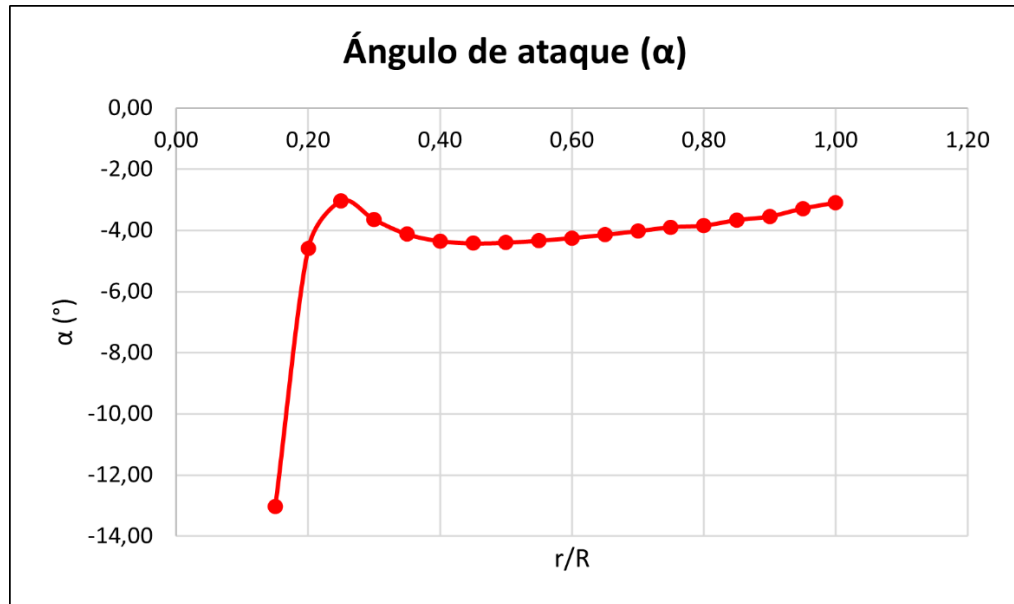


Fuente: Autor.

Con el ángulo de ataque inducido α_i ya es posible calcular el ángulo de ataque a lo largo del radio de la pala α mediante la trigonometría que se logra ver en la Figura 24.

$$\alpha = \beta - (\phi - \alpha_i) \quad (3.16)$$

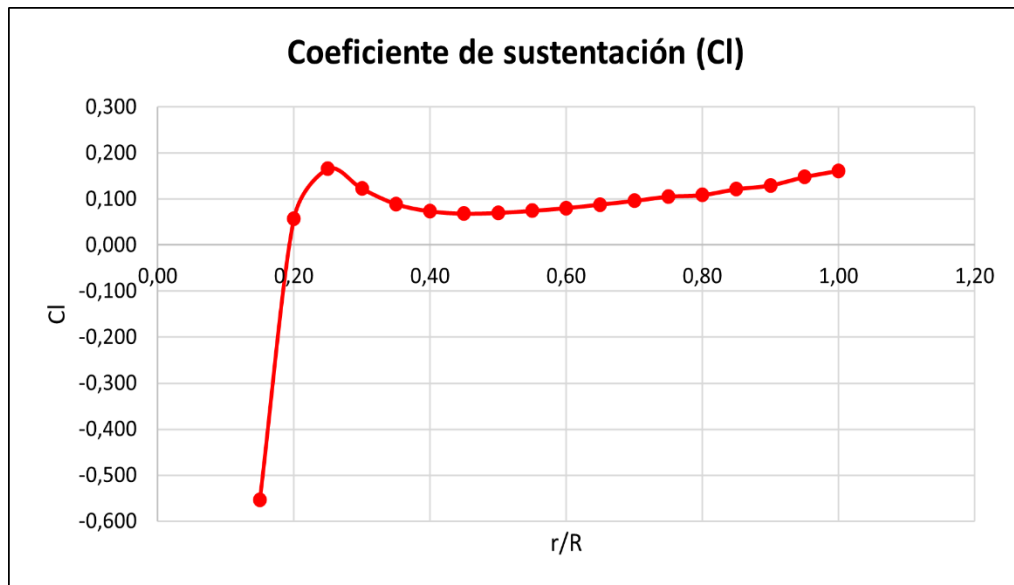
Figura 27. Angulo de ataque a lo largo del radio de la pala.



Fuente: Autor.

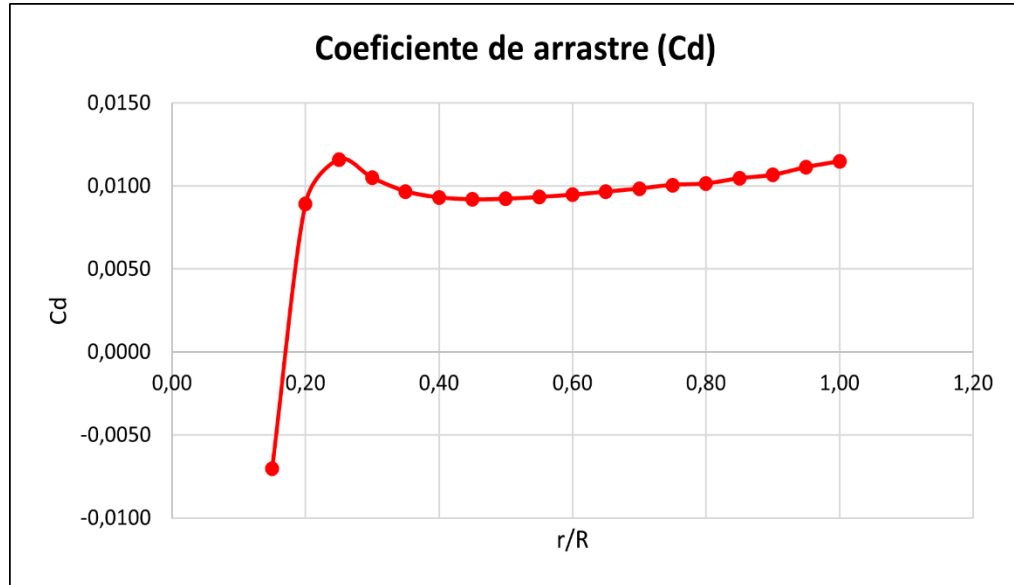
Con el ángulo de ataque ya es posible calcular los coeficientes de sustentación y arrastre, esto por medio de las ecuaciones mostradas en las figuras 22 y 23. Los coeficientes son representados en las siguientes graficas:

Figura 28. Distribución del coeficiente de sustentación.



Fuente: Autor.

Figura 29. Distribución del coeficiente de arrastre.



Fuente: Autor

Como se puede observar en las gráficas algunas zonas presentan pérdida de sustentación y arrastre, esto debido a que se acercan al radio mínimo de la pala donde se encuentran los ángulos de ataque más negativos.

Para poder continuar se debe calcular la velocidad w que como se muestra en la Figura 24 está relacionada con el ángulo de ataque inducido α_i y va en la misma dirección y sentido que V_∞ . Se calcula w con la siguiente ecuación:

$$w_r = \omega * r * \tan(\phi + \alpha_i) - V_\infty \quad (3.17)$$

También es necesario conocer V_e^2 que es el cuadrado de la velocidad relativa al perfil en la dirección del ángulo de ataque, para calcular la sustentación y arrastre del perfil en cada sección de la pala. Esta velocidad se obtiene mediante el teorema de Pitágoras, puesto que V_e es la hipotenusa del triángulo conformado por $(V_\infty + w)$ y (ωr) como se logra apreciar en la Figura 24. Por tanto V_e^2 se consigue con la siguiente formula:

$$V_e^2 = (V_\infty + w)^2 + (\omega r)^2 \quad (3.18)$$

Como se conocen todos los datos necesarios se procede a calcular la sustentación y arrastre del perfil en cada sección de la pala. Esto a través de las ecuaciones presentadas a continuación.

$$dL = Cl * \frac{1}{2} \rho * V_e^2 * c * (r_{i+1} - r_i) \quad (3.19)$$

$$dD = Cd * \frac{1}{2} \rho * V_e^2 * c * (r_{i+1} - r_i) \quad (3.20)$$

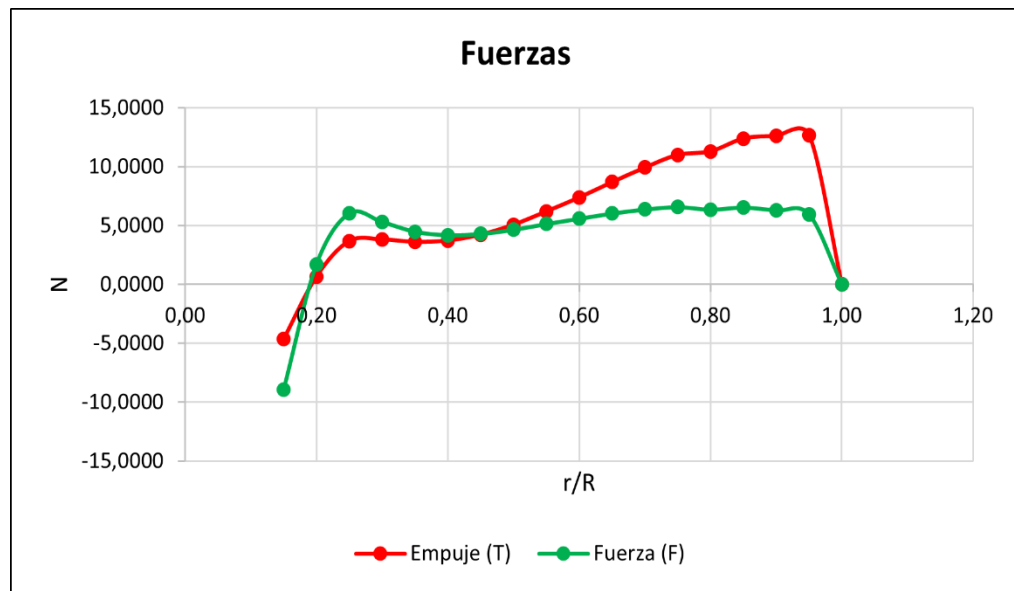
Con la distribución de sustentación dL y de resistencia dD conocidas, se procede a calcular las fuerzas presentes en la pala por medio de las siguientes formulas:

$$dT = dL * \cos(\phi + \alpha i) - dD * \sin(\phi + \alpha i) \quad (3.21)$$

$$dF = dL * \sin(\phi + \alpha i) + dD * \cos(\phi + \alpha i) \quad (3.22)$$

La distribución de estas fuerzas a lo largo de la pala se muestra en la siguiente gráfica:

Figura 30. Distribución de fuerzas.

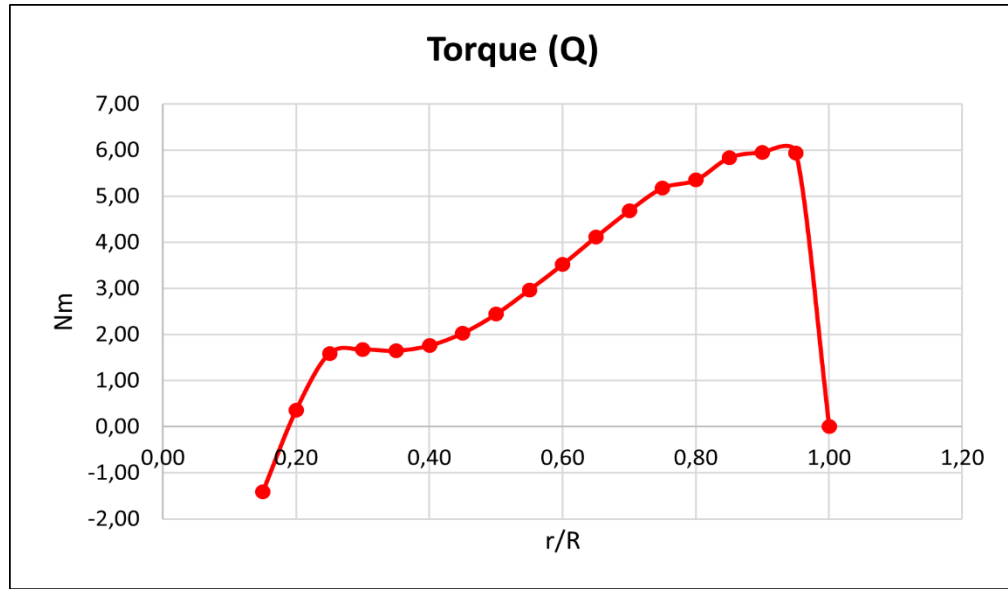


Fuente: Autor.

Seguido de las fuerzas se calcula el torque generado a lo largo de la pala con la formula a continuación.

$$dQ = r * dF \quad (3.23)$$

Figura 31. Distribución del torque.



Fuente: Autor.

Ya que se conocen los datos de las fuerzas y el torque de cada sección, se calcula el total de estos valores, lo cual consiste en obtener el área bajo las curvas de las anteriores gráficas, correspondientes a las siguientes integrales.

$$T = \int_{0,15R}^R dT \quad (3.24)$$

$$Q = \int_{0,15R}^R dQ \quad (3.25)$$

Al igual que la geometría de la hélice mostrada en la Tabla 8, el radio está dividido en secciones de 0,05r. Los valores producto de las funciones en cada estación del radio se suman. Por ello los resultados obtenidos de la sumatoria son los siguientes:

Tabla 10. Fuerzas y torque de una pala.

r/R	dT	dF	dQ
-	N	N	Nm
0,15	-4,64	-8,95	-1,41
0,20	0,68	1,72	0,36
0,25	3,69	6,06	1,59
0,30	3,82	5,32	1,68
0,35	3,62	4,49	1,65
0,40	3,74	4,19	1,76
0,45	4,24	4,30	2,03
0,50	5,08	4,65	2,44
0,55	6,21	5,14	2,97
0,60	7,39	5,59	3,52
0,65	8,69	6,03	4,12
0,70	9,93	6,38	4,69
0,75	11,01	6,58	5,18
0,80	11,31	6,37	5,35
0,85	12,40	6,54	5,83
0,90	12,62	6,29	5,95
0,95	12,68	5,96	5,94
1,00	0,00	0,00	0,00
Σ	112,51	76,65	53,64

Fuente: Autor.

Para conocer las fuerzas y el torque de la hélice, se multiplican los resultados de la sumatoria (valores mostrados en la fila gris de la Tabla 10) por el número de palas N .

Con el empuje T y torque Q conocidos se obtiene el rendimiento o eficiencia de la hélice.

$$\eta_p = \frac{T * V_{\infty}}{Q * \omega} \quad (3.26)$$

También es posible conocer los coeficientes de empuje C_T y potencia C_P de la hélice.

$$C_T = \frac{T}{\rho * n^2 * D^4} \quad (3.27)$$

$$C_P = \frac{Pm}{\rho * n^3 * D^5} \quad (3.28)$$

Donde n son las revoluciones por segundo y Pm es:

$$Pm = Q * 2\pi * n \quad (3.29)$$

El coeficiente del torque C_Q se calcula de la siguiente manera:

$$C_Q = \frac{Q}{\rho * n^2 * D^5} \quad (3.30)$$

Con estos coeficientes se puede obtener de otra forma el rendimiento de la hélice.

$$\eta_p = J * \frac{C_T}{C_P} \quad (3.31)$$

Donde J es el parámetro de avance calculado con la Ecuación 3.3.

3.2.5. Selección de la hélice

La selección consiste en comparar el rendimiento de las distintos modelos de hélices y por consiguiente evaluar cuales son los más adecuadas para el presente caso, teniendo en cuenta las condiciones de entrada elegidas, las restricciones y los requisitos definidos. Esto tiene como propósito definir la hélice para el proyecto

En la siguiente tabla se muestra el rendimiento de los modelos tomados a diferentes diámetros con 3 palas, teniendo como límite $M_{tip} = 0,85$. La velocidad angular se ajusta según el diámetro de modo que se pueda obtener el mayor rendimiento sin sobrepasar el M_{tip} .

Tabla 11. Rendimiento de 22 modelos distintos de hélices de tres palas a diferentes diámetros.

Hélices de 3 palas										
Modelo	η (D = 1,80 m)	η (D = 1,85 m)	η (D = 1,90 m)	η (D = 1,95 m)	η (D = 2,00 m)	η (D = 2,05 m)	η (D = 2,10 m)	η (D = 2,15 m)	η (D = 2,20 m)	
APC Slow Flyer 11x7	1,181515	1,181125	1,181164	1,181074	1,181130	1,181170	1,181006	1,181158	1,181198	
APC Sport 11x8	1,318413	1,314754	1,315121	1,314283	1,314806	1,315174	1,313658	1,315069	1,315437	
APC Sport 11x9	0,637261	0,632083	0,632616	0,631395	0,632159	0,632692	0,630474	0,632540	0,633071	
APC Sport 14x13	0,847707	0,847195	0,847248	0,847128	0,847203	0,847255	0,847038	0,847240	0,847292	
APC Thin Electric 11x8,5	1,340978	1,336073	1,336564	1,335443	1,336143	1,336634	1,334608	1,336493	1,336986	
APC Thin Electric 11x10	0,842533	0,841752	0,841832	0,841649	0,841764	0,841843	0,841512	0,841821	0,841900	
APC Thin Electric 14x12	-0,007355	-0,062665	-0,056771	-0,070342	-0,061819	-0,055935	-0,080758	-0,057609	-0,051772	
APC Free Flight 9x5	1,127797	1,127561	1,127585	1,127530	1,127564	1,127588	1,127489	1,127581	1,127605	
Graupner CAM Prop 11x8	1,245258	1,242777	1,243026	1,242458	1,242813	1,243062	1,242033	1,242991	1,243241	
Graupner CAM Slim 10x8	0,621555	0,614951	0,615633	0,614071	0,615049	0,615730	0,612891	0,615536	0,616215	
Graupner Super Nylon 11x8	1,233021	1,231946	1,232054	1,231806	1,231961	1,232070	1,231621	1,232039	1,232147	
GWS Direct-Drive 11x7	1,171251	1,171043	1,171064	1,171016	1,171046	1,171067	1,170980	1,171061	1,171082	
GWS Slow Flyer 11x8	1,247323	1,246533	1,246612	1,246430	1,246544	1,246624	1,246294	1,246601	1,246681	
Kyosho 9x6	1,205243	1,204327	1,204420	1,204209	1,204341	1,204433	1,204051	1,204407	1,204499	
Kyosho 10x6	1,167140	1,166664	1,166712	1,166602	1,166671	1,166719	1,166519	1,166705	1,166753	
Kyosho 10x7	1,532036	1,522763	1,523688	1,521578	1,522895	1,523821	1,520006	1,523556	1,524484	
Kyosho 11x7	1,195283	1,194109	1,194227	1,193957	1,194126	1,194244	1,193755	1,194211	1,194329	
Kyosho 11x9	0,304793	0,283221	0,285473	0,280304	0,283543	0,285793	0,276376	0,285152	0,287391	
Master Airscrew 11x8	1,160143	1,159504	1,159568	1,159421	1,159513	1,159578	1,159311	1,159559	1,159624	
Master Airscrew Electric 11x7	1,171031	1,170430	1,170491	1,170352	1,170439	1,170499	1,170248	1,170482	1,170543	
Master Airscrew G/F 10x8	1,199547	1,198487	1,198594	1,198350	1,198502	1,198609	1,198167	1,198579	1,198686	
Master Airscrew Scimitar 11x8	1,218940	1,217767	1,217885	1,217615	1,217784	1,217902	1,217413	1,217868	1,217987	

Fuente: Autor.

Como se logra apreciar en la Tabla 11 son cinco los modelos que por su rendimiento pueden considerarse apropiados para el caso establecido. Las celdas mostradas en rojo son rendimientos mayores a 1 o negativos causados porque el empuje y/o el torque son negativos.

Las hélices de tres palas con la mejor eficiencia son presentadas en la siguiente tabla de mayor a menor, acompañadas de su empuje y eficiencia:

Tabla 12. Modelos de mayor rendimiento en hélices de tres palas.

Modelo	T (N)	η máx.
APC Sport 14x13	436	0,8477
APC Thin Electric 11x10	344	0,8425
APC Sport 11x9	119	0,6373
Graupner CAM Slim 10x8	107	0,6215
Kyosho 11x9	28	0,3048

Fuente: Autor.

Para hélices de 2 y 4 palas los modelos de mayor rendimiento son los siguientes:

Tabla 13. Modelos de mayor rendimiento en hélices de dos palas.

Modelo	T (N)	η máx.
APC Sport 14x13	260	0,8296
APC Thin Electric 11x10	197	0,8162
APC Sport 11x9	31	0,3989
Graupner CAM Slim 10x8	17	0,2761

Fuente: Autor.

Tabla 14. Modelos de mayor rendimiento en hélices de cuatro palas.

Modelo	T (N)	η máx.
APC Sport 14x13	630	0,8624
APC Thin Electric 11x10	515	0,8626
Graupner CAM Slim 10x8	234	0,7389
APC Sport 11x9	238	0,7344
Kyosho 11x9	118	0,5928

Fuente: Autor.

Como se logra apreciar, son las hélices de cuatro palas las que entregan un mayor empuje y rendimiento.

También se evidencia que las hélices de la marca APC son las que ofrecen las eficiencias más altas para esta situación, con los modelos Sport y Thin Electric que ocupan los primeros puestos en todas las categorías.

Luego de comparar los dos mejores modelos, se seleccionó el APC Sport 14x13 de 4 palas ya que ofrece el mejor empuje con un alto rendimiento.

Con el modelo y número de palas seleccionado se evalúa el diámetro, teniendo en cuenta factores como el empuje, el torque y la eficiencia.

Tabla 15. Empuje, torque y eficiencia de la hélice APC Sport 14x13 de 4 palas a diferentes diámetros.

D (m)	T (N)	Q (N.m)	η
1,80	630	237	0,862359
1,85	661	255	0,861997
1,90	698	277	0,862034
1,95	734	299	0,861949
2,00	773	323	0,862002
2,05	813	348	0,862039
2,10	850	373	0,861885
2,15	894	401	0,862028
2,20	936	430	0,862065

Fuente: Autor.

Como se puede observar, la eficiencia η no sufre grandes variaciones por ello no se considera un factor relevante para elegir el diámetro. El torque Q tampoco es tenido en cuenta debido a que todos los valores presentados en la Tabla 9 pueden ser suministrados por el motor Magni350 EPU.

Teniendo, así al empuje T como único factor por el cual evaluar el diámetro, que para este caso se elegirá el que produzca la mayor cantidad.

Por lo tanto, se toma como diámetro de la hélice 2,2 m.

Ya con todos los datos, se procede a revisar que el modelo cumpla con los requisitos y restricciones definidos. Esto por medio de la siguiente tabla:

Tabla 16. Primera evaluación de los requisitos de la hélice.

Requisitos	Valor actual	Cumple	
		Si	No
Mtip por debajo de 0,85	0,8490	X	
Empuje (T) igual o mayor a 1.293 N	936		X
Potencia de entrada máxima 350.000 W	101.012	X	

Fuente: Autor

La potencia de entrada y el Mtip se encuentran dentro de los rangos establecidos.

Para mejorar el empuje se puede aumentar la velocidad de giro o el diámetro, pero con ello se eleva la velocidad del sonido en las puntas de las palas. Por lo tanto, se decide disminuir la velocidad de vuelo en escalones de 1 m/s hasta el punto en el que se alcance o sobrepase con una baja diferencia el empuje necesario.

Cabe recordar que al reducir este valor el $T_{requerido}$ cambia por lo que ambos valores de empuje son calculados al mismo tiempo.

Tabla 17. Empuje a diferentes velocidades de vuelo.

V_{∞} (m/s)	$T_{requerido}$ (N)	$T_{producido}$ (N)
93	1293	936
92	1290	1013
91	1287	1089
90	1284	1166
89	1280	1243
88	1277	1319
87	1274	1396

Fuente: Autor.

Se revalúan los requisitos con los nuevos valores.

Tabla 18. Segunda evaluación de los requisitos de la hélice.

Requisitos	Valor actual	Cumple	
		Si	No
Mtip por debajo de 0,85	0,8439	X	
Empuje (T) igual o mayor a 1.277 N	1.319	X	
Potencia de entrada máxima 350.000 W	132.267	X	

Fuente: Autor

Como la hélice cumple con todos los requisitos pasa el proceso de selección.

A continuación, se presenta la hélice seleccionado, junto con sus resultados y graficas producto del caso de estudio tomado para el proceso de selección.

Tabla 19. Hélice seleccionada.

Modelo	Perfil Aerodinámico	Numero de palas	Diámetro (m)
APC Sport 14x13	Clark Y	4	2,20

Fuente: Autor.

4. ANÁLISIS DEL DISEÑO

En este capítulo se analiza el diseño propuesto con el propósito de entregar las especificaciones de la planta motriz, además de evaluar su comportamiento a diferentes condiciones de vuelo. Para ello se examinó que parámetros como el empuje, el torque y la potencia de entrada de la hélice se encontraran dentro de los rangos permitidos por el motor.

Con la hélice seleccionada se realizaron unas pruebas a fin de conocer sus capacidades y el comportamiento de esta a diferentes velocidades de vuelo y de giro teniendo en cuenta datos como la velocidad angular y la potencia suministrada por el motor. Esto se llevó a cabo mediante la aplicación de la teoría del elemento de pala, el proceso es el descrito en la sección 3.2.3.

Como la velocidad de vuelo cambia, también lo hace el número de Reynolds y por ende los coeficientes de sustentación y arrastre sacados del NACA Report 502. Por ello se define un rango para la velocidad de vuelo entre 0 y 100 m/s con escalones de 5 m/s, tal como se aprecia en la Tabla 20. La fórmula utilizada para calcular el número de Reynolds es la siguiente:

$$Re = \frac{\rho_{aire} * V_{\infty} * R}{\mu_{aire}} \quad (4.1)$$

Donde ρ_{aire} es la densidad del aire, V_{∞} la velocidad de vuelo, R el radio de la hélice y μ la viscosidad dinámica del aire.

Tabla 20. Numero de Reynolds a nivel del mar para diferentes velocidades de vuelo.

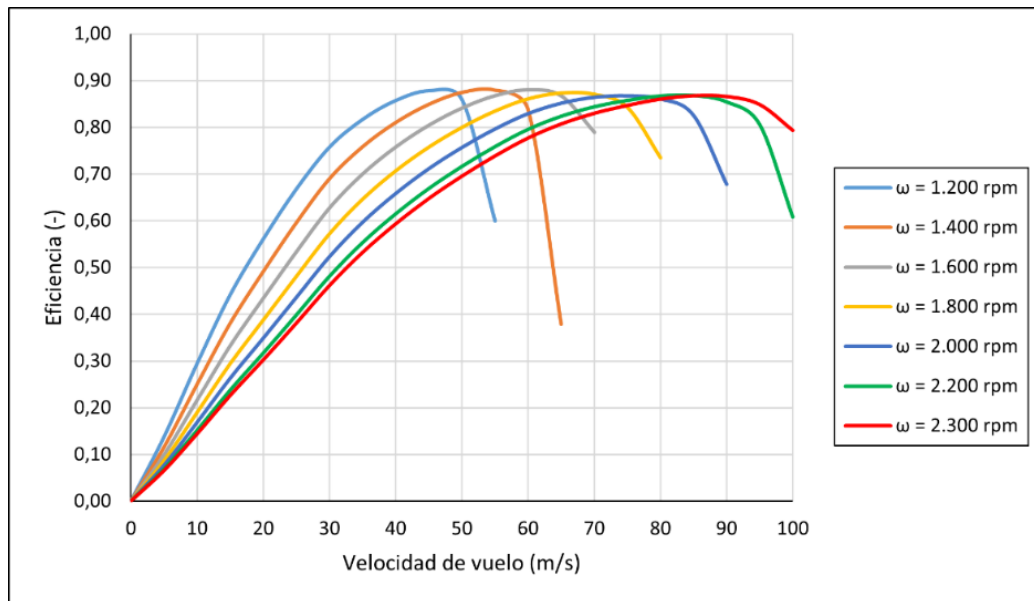
V_{∞} (m/s)	#Reynolds
5	362.849
10	725.699
15	1.088.548
20	1.451.397
25	1.814.247
30	2.177.096
35	2.539.945
40	2.902.795
45	3.265.644
50	3.628.493
55	3.991.342
60	4.354.192
65	4.717.041
70	5.079.890
75	5.442.740

80	5.805.589
85	6.168.438
90	6.531.288
95	6.894.137
100	7.256.986

Fuente: Autor.

Con el número de Reynolds y los coeficientes se calcula la eficiencia de la hélice a diferentes velocidades de vuelo y de giro.

Figura 32. Eficiencia de la hélice en función de la velocidad de vuelo para diferentes velocidades angulares.

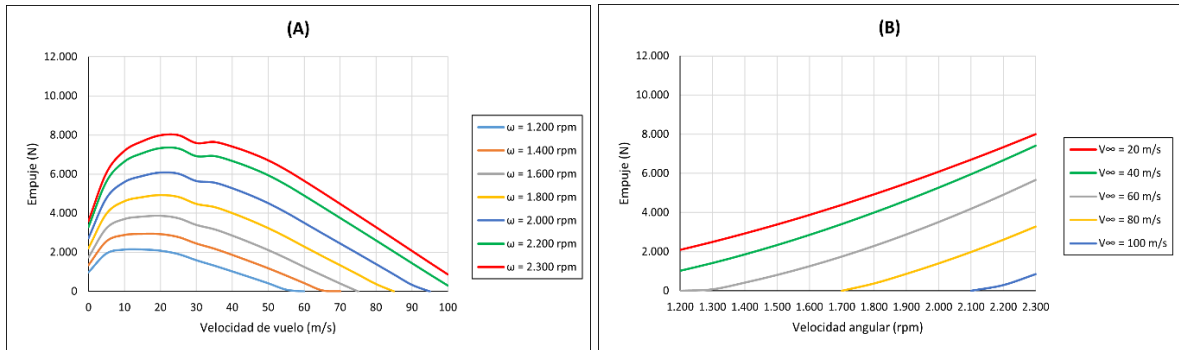


Fuente: Autor.

De la Figura 32 se puede deducir que al aumentar la velocidad de vuelo a bajas rpm la eficiencia disminuye al igual que abajas velocidades de vuelo y altas rpm. Del diseño escogido se obtuvo una eficiencia máxima de $\eta_{m\acute{a}x} = 0,8799$ a 1.600 rpm y una velocidad de vuelo $V_{\infty} = 60 \text{ m/s}$.

Del mismo modo que la eficiencia, se grafica el empuje producido por la hélice.

Figura 33. (A) Empuje de la hélice en función de la velocidad de vuelo para diferentes velocidades angulares. (B) Empuje de la hélice en función de la velocidad angular para diferentes velocidades de vuelo.

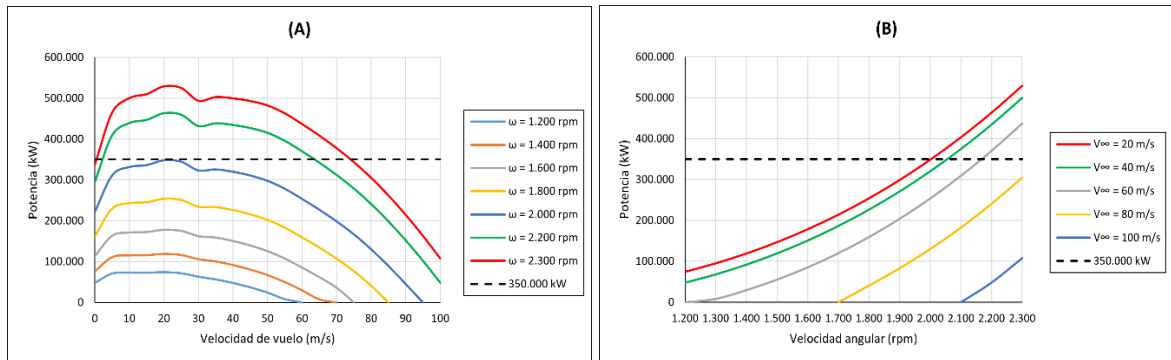


Fuente: Autor.

Como se logra apreciar en la Figura 33, el empuje aumenta a mayores velocidades de rotación. También la cantidad de empuje puede disminuir al elevar la velocidad de vuelo. Otro aspecto que se puede resaltar de las figuras es que hay algunas velocidades de vuelo que en teoría no pueden alcanzar a ciertas velocidades de rotación de la hélice.

El empuje está condicionado por la potencia y torque necesarios para hacerlo, ya que la potencia y el torque suministrados por el motor son limitados, además que no se transforman completamente en empuje debido a que el rendimiento no es perfecto.

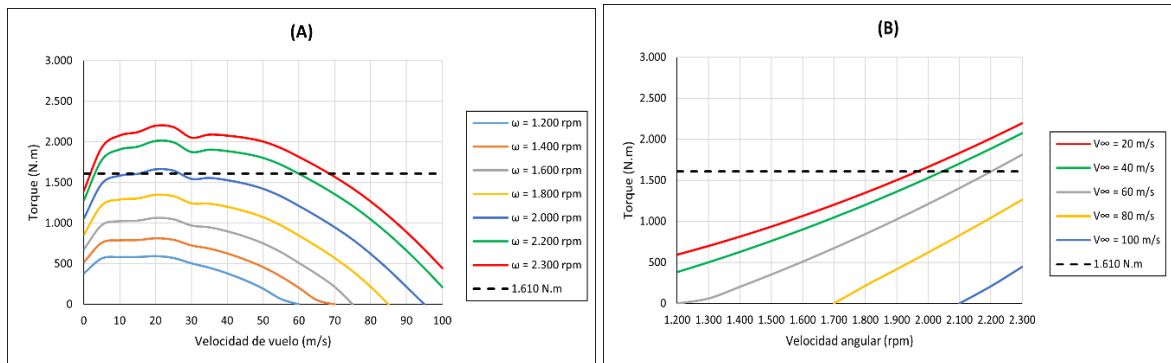
Figura 34. (A) Potencia suministrada a la hélice en función de la velocidad de vuelo para diferentes velocidades angulares. (B) Potencia suministrada a la hélice en función de la velocidad angular para diferentes velocidades de vuelo.



Fuente: Autor.

La líneas segmentadas en las Figura 34 representan la potencia máxima del motor Magni350 EPU que es de $P_{m\acute{a}x} = 350.000 \text{ kW}$.

Figura 35. (A) Torque suministrado a la hélice en función de la velocidad de vuelo para diferentes velocidades angulares. (B) Torque suministrado a la hélice en función de la velocidad angular para diferentes velocidades de vuelo.



Fuente: Autor.

La líneas segmentadas en las Figura 35 representan el torque máximo del motor Magni350 EPU que es de $T_{m\acute{a}x} = 1.610 \text{ N.m}$.

La potencia y torque necesarios para velocidades de vuelo bajas es igual o mayor que para velocidades de vuelo altas. Al igual que el empuje, estos parámetros disminuyen conforme se aumenta la velocidad de vuelo.

Luego de examinar las gráficas de empuje, potencia y torque se concluye que el empuje máximo que puede alcanzar la planta motriz es cercano a los 6.000 N.

Con los datos anteriores se entregan las especificaciones del diseño.

Tabla 21. Especificaciones de la planta motriz eléctrica para la avioneta Diamond DA50-RG.

ESPECIFICACIONES DEL MOTOR	
Motor	Magni350 EPU
Potencia máxima de despegue	350.000 W
Potencia nominal continua	280.000 W
Velocidad de salida	1.200 rpm / 2.300 rpm
Torque continuo máximo	1.610 N.m
Torque nominal	1.410 N.m
Peso en seco	111,5 kg
Altitud de operación máxima	35.000 ft
Voltaje de operación máximo	800 V
Voltaje de operación mínimo	500 V
ESPECIFICACIONES DE LA HÉLICE	
Hélice	APC Sport 14x13
Perfil aerodinámico	Clark Y

Diámetro	2,2 m
Numero de palas	4
Empuje máximo ($V_{\infty} = 15$ m/s, $\omega = 2.000$ rpm)	5.898 N
Torque de entrada ($T = 5.898$ N)	1.607 N.m
Potencia de entrada ($T = 5.898$ N)	336.519 W
Eficiencia máxima ($V_{\infty} = 60$ m/s, $\omega = 1.600$ rpm)	0,8799
ESPECIFICACIONES DE LA PLANTA MOTRIZ	
Velocidad de vuelo máxima a 10.000 ft (1.700 kg)	85 m/s (306 km/h)
Velocidad de vuelo máxima a 14.000 ft (1.700 kg)	88 m/s (317 km/h)
Velocidad de vuelo máxima a 20.000 ft (1.700 kg)	80 m/s (288 km/h)

Fuente: Autor.

5. CONCLUSIONES

- Se cumplió con el objetivo de diseñar la planta motriz eléctrica para la avioneta Diamond DA50-RG, por ello se puede decir que los parámetros que se tuvieron en cuenta para el inicio del diseño son los adecuados.
- De acuerdo con el análisis, el proceso de selección del motor eléctrico, así como el resultado obtenido son los adecuados para el proyecto, ya que permite generar una cantidad de empuje equivalente a $\frac{1}{4}$ o más del peso máximo de despegue de la aeronave.
- La disminución en la velocidad de vuelo máxima de la aeronave se atribuye al perfil aerodinámico ya que si bien hay mucha información de este en la web (razón por la que se utilizó), no es el mejor ni tampoco el más utilizado actualmente debido a su intradós plano.
- Es posible el cambio de planta en la avioneta Diamond DA50-RG, sin embargo, la conveniencia que puedan tener estas modificaciones estará sujeta a las condiciones de misión de la aeronave.
- Además de las ventajas que trae el cambio del motor de combustión a uno eléctrico tales como mayor eficiencia, 0 emisiones y un menor ruido lo que permite el vuelo cerca de lugares donde el nivel de ruido es limitado para la aviación, se obtiene una disminución del peso en seco del motor de 153,5 kg.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] IATA, “IATA Annual Review 2019”, Seoul, 2019.
- [2] RTVE, “Las emisiones de los aviones afectan más al aire”, 2013. <https://www.rtve.es/noticias/20191108/emisiones-aviones-afectan-mas-calidad-del-aire-clima/1989283.shtml> (consultado nov. 04, 2021).
- [3] BBC News Mundo, “Cambio climático: ¿cuál es el medio de transporte que más contamina?”, 2019. <https://www.bbc.com/mundo/noticias-49461967> (consultado nov. 04, 2021).
- [4] “Extra 330LE Electric Aircraft - Aerospace Technology”. <https://www.aerospace-technology.com/projects/extra-330le-electric-aircraft/> (consultado sep. 04, 2021).
- [5] Javier, “Primer vuelo del Sun Flyer 2 con motor eléctrico Siemens - BuckerBook Blog”, 2019. <https://www.buckerbook.es/blog/primer-vuelo-del-sun-flyer-2-con-motor-electrico-siemens/> (consultado sep. 04, 2021).
- [6] C. Acebal, “Alice, el primer avión 100% eléctrico para pasajeros”, 2019. <https://www.expansion.com/fueradeserie/motor/2019/08/07/5d31aeac468aeba67c8b466f.html> (consultado sep. 04, 2021).
- [7] “Guía para principiantes de propulsión”. <https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/bgp.html> (consultado sep. 08, 2021).
- [8] E. Maneus Salvador, “Control of an electric Propulsion System for a Light Aircraft”, Universitat Politècnica de València, 2018.
- [9] Y. A. Cengel y M. A. Boles, *Termodinámica*, 7a ed. México: McGraw Hill, 2012.
- [10] F. E. Hitchens, *Propeller Aerodynamics: The History, Aerodynamics & Operation of Aircraft ... - Frank Hitchens - Google Libros*. Nueva Zelanda: Andrews UK Limited, 1942.
- [11] D. Crane, *Dictionary of aeronautical terms*, 2a ed. Renton: Aviation Supplies & Academics, Inc, 1991.
- [12] J. Mattingly, *Elements of Gas Turbine Propulsion*, 1a ed., vol. 2005. Nueva Delhi: McGraw Hill, 1996.
- [13] F. B. Crooker y M. Arendt, *Electric motors. Their action, control and application*, 1a ed. Nueva York: D. Van Nostrand Company, 1910.
- [14] W. Tong, *Mechanical Deasign of Electric Motors*. Radford: Taylor & Francis Group, 2014.
- [15] U.S. Department of Energy: Industrial Technologies Program, “Improving Motor and Drive System Performance”:, *Ind. Technol. Progr.*, pp. 3, 45, 46, 2008.
- [16] A. Hughes, *Electric Motors and Drives*, 3a ed. Oxford: Elsevier Ltd, 2006.
- [17] M. Ehsani, Y. Gao, S. E. Gay, y A. Emadi, *Modern Electric, Hybrid Electric, and Fuel Cell Vehicles: Fundamentals, Theory, and Design*, 1a ed. Boca Ráton: CRC Press LLC, 2005.
- [18] H. A. Toliyat y G. B. Kliman, *Handbook of Electrical Motors*. Boca Ráton: Taylor & Francis Group, 2004.
- [19] N. Subramonium A K, P. Shetty, G. Saravanan, y S. Vivekanandan, “Technology and Key Strategy of IE4 Permanent Magnet Brushless DC Motor Drive for Electric Vehicle Application”, *J. Eng. Res. Appl.*, vol. 7, núm. 2, pp. 25–31, 2017, doi:

- 10.9790/9622.
- [20] L. Kumar y S. Jain, “Electric propulsion system for electric vehicular technology: A review”, *Renew. Sustain. Energy Rev.*, vol. 29, pp. 924–940, 2014, doi: 10.1016/j.rser.2013.09.014.
 - [21] R. Krishnan, *Permanent Magnet Synchronous and Brushless DC Motor Drives*, 1a ed. Boca Raton: Taylor & Francis Group, 2010.
 - [22] Federal Aviation Administration, *Pilot ’ s Handbook of Aeronautical Knowledge*. Oklahoma: U. S. Department of Transportation, 2016.
 - [23] Federal Aviation Administration, *Airframe & Powerplant Mechanics*. Washington D. C.: U. S. Department of Transportation, 1976.
 - [24] L. H. Flores y J. Sánchez, “Diseño Conceptual Y Cálculo Aerodinámico De Una Pala Para Un Helicóptero Monoplaza”, Instituto Politécnico Nacional, 2010.
 - [25] D. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 2a ed. Washington D. C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1992.
 - [26] A. Isidoro Carmona, *Aerodinámica y actuaciones del avión*, 10a ed. Madrid: International Thomson Publishing, 2000.
 - [27] M. A. Ardila Diaz y R. A. Lucio Oliveros, “Desarrollo de una Metodología de Diseño de una Hélice Contra Rotatoria para Motores de Categoría FAR 25”, Universidad de San Buenaventura, 2011.
 - [28] J. A. Rosero, J. A. Ortega, E. Aldabas, y L. Romeral, “Moving towards a more electric aircraft”, *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 22, núm. 3, pp. 3–9, 2007, doi: 10.1109/MAES.2007.340500.
 - [29] I. EG&G Technical Services, “Fuel Cell Handbook (Seventh Edition)”, Morgantown, 2004. doi: 10.1016/s0031-9422(00)82398-5.
 - [30] “ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cells (ENFICA-FC)”, *Politecnico di Torino*, 2011. <http://www.enfica-fc.polito.it/> (consultado sep. 21, 2021).
 - [31] DigiSky, “SkySpark”. <http://www.skyspark.eu/web/ita/index.php> (consultado sep. 21, 2021).
 - [32] Solar Impulse Foundation, “Solar Impulse”. <https://solarimpulse.com/#> (consultado sep. 21, 2021).
 - [33] Solar Flight, “Sunseeker II - Europe Tour and First Alps Crossing”. <https://www.solar-flight.com/sunseeker-ii/> (consultado sep. 21, 2021).
 - [34] J. J. Bird y J. W. Langelaan, “Design space exploration for hybrid solar/soaring aircraft”, *17th AIAA Aviat. Technol. Integr. Oper. Conf.*, núm. June, pp. 1–11, 2017, doi: 10.2514/6.2017-4092.
 - [35] F. Savoye, P. Venet, M. Millet, y J. Groot, “Impact of Periodic Current Pulses on Li-Ion Battery Performance”, *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 59, núm. 9, pp. 3481–3488, 2012, doi: 10.1504/IJEHV.2015.074670.
 - [36] S. M. Lukic y A. Emadi, “Charging ahead”, *IEEE Ind. Electron. Mag.*, vol. 2, núm. 4, pp. 2–12, 2008, doi: 10.1109/MIE.2008.930361.
 - [37] Diamond Aircraft Industries, “DA50 RG”. <https://www.diamondaircraft.com/en/private-pilots/aircraft/da50/overview/> (consultado oct. 04, 2021).
 - [38] Continental Aerospace Technologies, “Continental CD-300 Jet-A Engine”, 2021.

- <http://www.continental.aero/diesel/engines/cd300.aspx> (consultado oct. 07, 2021).
- [39] Pipistrel Aircraft, “E-811 EASA TC”. <https://www.pipistrel-aircraft.com/aircraft/electric-flight/e-811/> (consultado oct. 08, 2021).
 - [40] Siemens, “Electric Flight”. <https://press.siemens.com/global/en/feature/electric-flight> (consultado oct. 09, 2021).
 - [41] Magnix, “Products | magniX”. <https://www.magnix.aero/products> (consultado oct. 09, 2021).
 - [42] D. G. Ullman, *The Mechanical Design Process*, 4a ed. Nueva York: McGraw Hill, 2010.
 - [43] M. Hepperle, “JavaProp - Design and Analysis of Propellers”, 2018. <https://www.mh-aerotools.de/airfoils/javaprop.htm> (consultado oct. 14, 2021).
 - [44] F. De La Sierra Rivas, “Selección de una Hélice para una Aeronave Eléctrica”, Universidad Politécnica de Madrid, 2014.
 - [45] W. Johnson, *Helicopter Theory*. Nueva York: Dover Publications, INC., 1994.
 - [46] J. B. Brandt, R. W. Deters, G. K. Ananda, O. D. Dantsker, y M. S. Selig, “UIUC Propeller Data Site”. <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html> (consultado oct. 15, 2021).
 - [47] M. S. Selig, “UIUC Airfoil Data Site”. https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html (consultado oct. 17, 2021).
 - [48] A. Silverstein, “NACA Report No. 502”. NASA.
 - [49] MIT Thermodynamic Notes, “Performance of Propellers”. <https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html> (consultado oct. 16, 2021).

ANEXOS

Anexo A. Datos del perfil Clark Y.

X	Y	-Y
0,0000	0,0000000	0,0000000
0,0005	0,0023390	-0,0046700
0,0010	0,0037271	-0,0059418
0,0020	0,0058025	-0,0078113
0,0040	0,0089238	-0,0105126
0,0080	0,0137350	-0,0142862
0,0120	0,0178581	-0,0169733
0,0200	0,0253735	-0,0202723
0,0300	0,0330215	-0,0226056
0,0400	0,0391283	-0,0245211
0,0500	0,0442753	-0,0260452
0,0600	0,0487571	-0,0271277
0,0800	0,0564308	-0,0284595
0,1000	0,0629981	-0,0293786
0,1200	0,0686204	-0,0299633
0,1400	0,0734360	-0,0302404
0,1600	0,0775707	-0,0302546
0,1800	0,0810687	-0,0300490
0,2000	0,0839202	-0,0296656
0,2200	0,0861433	-0,0291445
0,2400	0,0878308	-0,0285181
0,2600	0,0890840	-0,0278164
0,2800	0,0900016	-0,0270696
0,3000	0,0906804	-0,0263079
0,3200	0,0911857	-0,0255565
0,3400	0,0915079	-0,0248176
0,3600	0,0916266	-0,0240870
0,3800	0,0915212	-0,0233606
0,4000	0,0911712	-0,0226341
0,4200	0,0905657	-0,0219042
0,4400	0,0897175	-0,0211708
0,4600	0,0886427	-0,0204353
0,4800	0,0873572	-0,0196986
0,5000	0,0858772	-0,0189619
0,5200	0,0842145	-0,0182262
0,5400	0,0823712	-0,0174914
0,5600	0,0803480	-0,0167572

0,5800	0,0781451	-0,0160232
0,6000	0,0757633	-0,0152893
0,6200	0,0732055	-0,0145551
0,6400	0,0704822	-0,0138207
0,6600	0,0676046	-0,0130862
0,6800	0,0645843	-0,0123515
0,7000	0,0614329	-0,0116169
0,7200	0,0581599	-0,0108823
0,7400	0,0547675	-0,0101478
0,7600	0,0512565	-0,0094133
0,7800	0,0476281	-0,0086788
0,8000	0,0438836	-0,0079443
0,8200	0,0400245	-0,0072098
0,8400	0,0360536	-0,0064753
0,8600	0,0319740	-0,0057408
0,8800	0,0277891	-0,0050063
0,9000	0,0235025	-0,0042718
0,9200	0,0191156	-0,0035373
0,9400	0,0146239	-0,0028028
0,9600	0,0100232	-0,0020683
0,9700	0,0076868	-0,0017011
0,9800	0,0053335	-0,0013339
0,9900	0,0029690	-0,0009666
1,0000	0,0005993	-0,0005993

Anexo B. Tabla con valores de a y C para el cálculo de la relación T/W .

Tomado del libro Aircraft Design de Daniel P. Raymer.

Tipo de aeronave	a	C
Sailplane – powered	0,043	0
Homebuilt – metal / Wood	0,005	0,57
Homebuilt – composite	0,004	0,57
General aviation – single engine	0,024	0,22
General aviation – twin engine	0,034	0,32
Agricultural aircraft	0,008	0,50
Twin turboprop	0,012	0,50
Flying boat	0,029	0,23

Anexo C. Resultados de la hélice APC Sport 14x13.

Hélice modelo APC Sport 14x13. Parámetros (4 palas; diámetro de 2,2 m; perfil aerodinámico Clark Y).

Velocidad de giro	2.243 rpm
Velocidad de vuelo	88 m/s (317 km/h)
Empuje	1.319 N
Torque	563 N.m
Eficiencia	0,8778
Potencia de salida	116.110 W
Potencia de entrada	132.267 W

Anexo D. Graficas de la hélice APC Sport 14x13.

Hélice modelo APC Sport 14x13. Parámetros (4 palas; diámetro de 2,2 m; perfil aerodinámico Clark Y; #Re = 4.500.000; velocidad de vuelo de 88 m/s; velocidad angular 2.243 rpm).

