

DISEÑO DE AERONAVE ELÉCTRICA TIPO VTOL PARA TRANSPORTE URBANO DE PERSONAS

MIGUEL LONDOÑO SALDARRIAGA

**Trabajo de grado para optar al título de
Ingeniería Mecánica**

Director:

Jorge Hernán Córdoba,

Docente de planta / Investigador Universidad EIA

Codirector:

Omar Hazbon Álvarez,

Docente titular Universidad Pontificia Bolivariana



**UNIVERSIDAD EIA
INGENIERÍA MECÁNICA
ENVIGADO
2019**

Dedicatoria

Este trabajo es dedicado de manera especial a mis padres, quienes con mucho esfuerzo me han permitido llegar hasta este punto de mi vida en el que estoy optando por el título de Ingeniero Mecánico en una de las mejores universidades de ingeniería del país. No solo económicamente, sino también de manera emocional, me han apoyado de manera incondicional, y todos mis logros son fruto de la educación que me brindaron.

AGRADECIMIENTOS

Le agradezco a todos los que han estado involucrados con este trabajo, en especial a los que han cumplido el rol de director en su momento. A José Luis Suarez quien me propuso tan ambicioso trabajo y me guió en los inicios de este, a Jorge Hernán Córdoba quien asumió la dirección con la mayor disposición posible en un momento crítico del trabajo, y a Omar Hazbon, a quien a falta de poco tiempo me atendió con una gran disposición, y permitió que este trabajo tuviera mayor validez desde el punto de vista aeronáutico. También le quisiera agradecer a los profesores Yesid Montoya y Mario Alejandro Sánchez quienes me atendieron y dedicaron tiempo aún teniendo horarios muy apretados.

CONTENIDO

	pág.
INTRODUCCIÓN.....	13
1. PRELIMINARES.....	14
1.1 Formulación del problema	14
1.2 Justificación.....	15
1.3 Objetivos del proyecto	15
1.3.1 Objetivo General.....	15
1.3.2 Objetivos Específicos	15
1.4 Marco de referencia.....	16
1.4.1 Antecedentes	16
1.4.2 Marco teórico.....	17
2. METODOLOGÍA.....	23
2.1 Revisión bibliográfica.....	23
2.2 DISEÑO CONCEPTUAL	23
2.2.1 Design thinking.....	23
2.2.2 Metodología de Ulrich.....	25
2.3 Diseño de detalle del sistema de propulsión (dimensionamiento de hélices)	29
2.3.1 Teoría del blade element	30
2.4 Dimensionamiento de Alas	36
2.5 Verificación numérica del fuselaje y laS ALas.....	38
2.6 Estabilizadores de cola.....	40
2.7 Selección de motor y calculo de baterías.....	41

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

3.	PRESENTACIÓN Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS.....	42
3.1	Diseño conceptual	42
3.2	Hélices de sustentación.....	42
3.3	Alas	46
3.4	Simulaciones cfd	48
3.5	Hélice de empuje.....	49
3.6	Motores y baterías.....	52
3.7	Ubicación de elementos	53
3.8	Especificaciones generales	57
4.	CONCLUSIONES Y CONSIDERACIONES FINALES	59
4.1	Conclusiones.....	59
4.2	Recomendaciones.....	60
	REFERENCIAS	61
	ANEXOS	64

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Lista de funciones e importancia.....	25
Tabla 2. Lista de funciones y medidas.....	25
Tabla 3. Matriz morfológica.....	28
Tabla 4. Lista de criterios y peso porcentual.....	29
Tabla 5. Resumen de resultados Prop_design.....	30
Tabla 6. Datos de entrada para el calculador de alas.....	37
Tabla 7. Datos de entrada para cálculo de estabilizadores.....	40
Tabla 8. Evaluación de conceptos.....	42
Tabla 9. Resultados hélice de sustentación con NACA 24112.....	43
Tabla 10. Resultados hélice de sustentación con NACA Cambre.....	43
Tabla 11. Geometría para las hélices de sustentación.....	44
Tabla 12. Resultados de lift y drag en las alas.....	46
Tabla 13. Geometría para las alas.....	46
Tabla 14. Resumen de resultados CFD de los modelos (Anexo 11).....	49
Tabla 15. Comparativo NACA 24112 y NACA Cambre para hélice de empuje.....	49
Tabla 16. Geometría para la hélice de empuje.....	50
Tabla 17. Consumo energético por tramo actualizado.....	52

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

LISTA DE FIGURAS

Ilustración 1. Distribución de lift y líneas de vorticidad en un ala. Tomado de Aerodynamics for Engineering Students de Houghton, Carpenter P.W., Collicot, & Valentine, 2012 (6ta edición).....	19
Ilustración 2. Vectores de velocidades y fuerzas sobre airfoil. Tomada de http://aviation_dictionary.enacademic.com/7296/windmilling_drag	20
Ilustración 3. Coeficientes típicos según el tipo de aeronave	22
Ilustración 4. Concepto "tail sitter" Ilustración 5. Concepto "tilt rotor"	24
Ilustración 6. Disposición de asientos	24
Ilustración 7. Primer modelo del concepto Ilustración 8. Distribución conceptual de sillas	25
Ilustración 9. Caja negra	27
Ilustración 10. Caja transparente	28
Ilustración 11. NACA Onera Cambre. («ONERA NACA CAMBRE AIRFOIL (ncambre-il)», s. f.)	31
Ilustración 12. NACA 24112. («NACA 24112 (naca24112-jf)», s. f.).....	31
Ilustración 13. Gráfica C_l vs ángulo de ataque para NACA 24112	32
Ilustración 14. Gráfica C_d vs ángulo de ataque para NACA 24112	32
Ilustración 15. Gráfica C_l vs ángulo de ataque para NACA Cambre	33
Ilustración 16. Gráfica C_d vs ángulo de ataque para NACA Cambre	33
Ilustración 17. Ejemplo de distribución de ángulo de ataque vs sección	34
Ilustración 18. Comparación ángulo de ataque geométrico (azul) y ángulo de ataque relativo o inducido (naranja).....	35
Ilustración 19. Ejemplo de distribución de longitud de cuerda.....	35
Ilustración 20. Airfoil Clark-Y. («CLARK Y AIRFOIL (clarky-il)», s. f.).....	37

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Ilustración 21. Modelo 1	38
Ilustración 22. Modelo 2.....	39
Ilustración 23. Modelo 3.....	39
Ilustración 24. Modelo 4.....	40
Ilustración 25. Modelo CAD y medidas generales de una hélice de ascenso.....	45
Ilustración 26. Modelo CAD y medidas generales de un ala	48
Ilustración 27. Modelo CAD y medidas generales de la hélice de empuje	51
Ilustración 28. Perfil del modelo CAD final con C.G. supuesto	53
Ilustración 29. Modelo CAD del concepto en etapa de transición.....	54
Ilustración 30. Modelo CAD del concepto en configuración de vuelo horizontal.....	55
Ilustración 31. Medidas generales fuselaje en milímetros	56
Ilustración 32. Modelo CAD del concepto final.....	56
Ilustración 33. Modelo CAD del concepto en etapa de despegue y aterrizaje	57

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

LISTA DE ANEXOS

Anexo 1. Resultados encuesta #1	64
Anexo 2. Resultados encuesta #2	67
Anexo 3. Resultados encuesta #3:	69
Anexo 4. Datos de entrada para Prop_design	71
Anexo 5. Resultados Prop_design con 4, 6, y 8 hélices.....	71
Anexo 6. Tablas con datos de entrada para hélices.....	72
Anexo 7. Interfaz del calculador de Aerodynamics4students.com basado en el lifting line theory	73
Anexo 8. Guía para Autodesk CFD.....	74
Anexo 9. Evaluación por sección de aspa para hélice de ascenso	77
Anexo 10. Evaluación por sección de aspa para hélice de empuje.....	78
Anexo 11. Resultados CFD de los modelos.....	79

GLOSARIO

AIRFOIL: geometría de la sección transversal en un ala o aspa de una hélice.

CUERDA: línea recta que va desde el borde de ataque y el borde de fuga.

Ángulo de ataque: ángulo formado por la cuerda con respecto a la horizontal.

Twist: cambio en el ángulo de ataque a través de la longitud de las palas en una hélice.

Leading Edge: vértice frontal de un ala o aspa.

Trailing Edge: vértice posterior de un ala o aspa.

Span: longitud alar, de punta a punta (tip to tip).

Ángulo de sweep: o ángulo de barrido es el ángulo con el que se elongan las alas hacia atrás.

Relación de aspecto (AR): relación entre el span y la cuerda promedio de un ala rectangular o trapezoidal, para otro tipo de alas es la relación entre el cuadrado del span y el área

CFD: simulación de dinámica de fluidos o computational fluid dynamics por sus siglas en inglés.

Downwash: efecto generado en el vértice posterior del ala (trailing Edge) donde se mezclan el aire de la zona superior e inferior a presiones y velocidades distintas, generando así, remolinos o vórtices.

Drag inducido: resistencia del aire generada por los vórtices del downwash.

RESUMEN

El tráfico en gran cantidad de zonas urbanas alrededor del mundo es uno de los mayores problemas para sus habitantes, y la implementación de vehículos de transporte que utilicen la tercera dimensión espacial es inminente. En este trabajo se generó el concepto de una aeronave para el transporte urbano de personas, que además incorpora un sistema de propulsión eléctrico. Esto último con el fin de no contribuir a la abultada contaminación de las zonas urbanas que es generada en gran parte por el sector de transporte. Dicho sistema de propulsión se diseñó de manera detallada mediante la teoría del “blade element”, y las alas se dimensionaron mediante la teoría del “lifting line”, a diferencia del resto de elementos de la aeronave que se diseñaron de manera conceptual y mediante simulaciones de CFD se verificó la competencia de estos.

Palabras claves:

VTOL, sustentación, drag, empuje, propulsión eléctrica.

ABSTRACT

Traffic in the big urban areas around the world is one of the biggest problems for its inhabitants, and the implementation of transport vehicles that use the third spatial dimension is imminent. In this work the conceptual design of an aircraft for the urban transport of people was generated, which also incorporates an electric propulsion system. The latter in order not to contribute to the bulging pollution of urban areas that is mostly generated by the transport sector. The propulsion system was designed in detail using the "blade element" theory, and the wings were sized using the "lifting line" theory, unlike the rest of the aircraft's elements which were designed conceptually and through CFD simulations their aerodynamic competence was verified.

Keywords:

VTOL, lift, drag, thrust, electric propulsion.

INTRODUCCIÓN

El uso de motores de combustión interna en el sector aeronáutico parece no tener fin en el futuro cercano. Pero, la llegada de los nuevos conceptos de eVTOLs parecen ofrecer una alternativa, no solo al problema de las emisiones de CO₂, sino también al del tráfico. Por ende, en este trabajo se incurre en las primeras etapas del diseño de una aeronave de este tipo, siendo estas el diseño conceptual de la aeronave, el dimensionamiento tanto del sistema de propulsión como de las alas, y la selección de motores y baterías. Esto con el fin de generar un concepto que ilustre una alternativa de transporte viable para las personas en zonas urbanas o para recorridos cortos.

1. PRELIMINARES

1.1 FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

Las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical o VTOLs por sus siglas en inglés (vertical take-off and landing) existen desde inicios del siglo anterior cuando se iniciaron como experimentos, y la mayoría resultaron siendo fracasos. (Intwala & Parikh, 2015) Pero últimamente han recobrado mucha fuerza debido a las grandes ventajas que estos pueden llegar a presentar. Los VTOLs son capaces de despegar y aterrizar sin la necesidad de una pista, permitiéndoles la operación lejos de un aeropuerto. (Gnadt, Speth, Sabnis, & Barrett, 2019)

El transporte es uno de los servicios más demandados en los últimos tiempos. La demanda de éste crece conforme crece la población, pero se ha llegado a un punto en el que el tráfico de las ciudades es un problema no solo social sino también económico. Como resultado del incremento en la urbanización, y reforzado por un gran crecimiento poblacional, los problemas de tráfico son más agudos en todo el mundo, especialmente en las grandes ciudades. (KRAAS, 2007) Según el INRIX, en Bogotá una persona promedio pierde 272 horas al año por la congestión vial, y en una ciudad como Londres perder 227 horas promedio al año por persona significa un costo de £1,680 GBP per cápita.

Estos problemas se deben en parte a la configuración espacial del sistema de transporte tradicional. En el tráfico urbano con menos de 500 km de distancia la tercera dimensión espacial ha sido casi ignorada hasta el momento. (Sun, Zhang, & Wandelt, 2017) Elon Musk también ha aquejado en varias entrevistas que contamos con un sistema de transporte bidimensional para un sistema tridimensional de edificios, lo que es ineficiente.

Por otro lado, siendo la industria aeronáutica un gran atractivo en este caso, esta presenta un problema que es la contaminación. Hasta hace un año todas las aeronaves tripuladas de producción contaban con un motor de combustión. Según el grupo de acción de transporte aéreo la industria aeronáutica es responsable del 2% de las emisiones de CO₂ a nivel global, y de un 12% en el sector de transporte. (ATAG, 2019) Estas cifras parecen pequeñas pero el crecimiento anual estimado del sector es de 4.5%. Debido a este crecimiento se espera que las emisiones de CO₂ del sector se dupliquen o hasta tripliquen para el 2050. (Gnadt et al., 2019)

Con un VTOL eléctrico se podría resolver tanto el problema del tráfico como el de las emisiones. Por consiguiente, estos vehículos se postulan como una gran oportunidad en términos de movilidad urbana. Dicho lo anterior, surge la siguiente pregunta:

¿Es posible elaborar un diseño de un vehículo eléctrico de despegue y aterrizaje vertical cuyo propósito sea transportar personas en zonas urbanas?

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

1.2 JUSTIFICACIÓN

Las aeronaves eléctricas así sean de corto rango representan una gran alternativa en la industria, no solo por la reducción en la huella de carbono, sino también por la reducción de los costos operacionales. Mediante el control de los componentes eléctricos se pueden ahorrar componentes mecánicos complejos como lo es una transmisión. Y no es de ignorar el ahorro económico que representa utilizar energía eléctrica en comparación con combustibles.

Si bien los costos operacionales son un gran atractivo, el mayor beneficio de un vehículo eléctrico es la huella de carbón, ya que las emisiones de CO₂ son casi nulas. Se dice que son casi nulas por que la energía eléctrica, que contienen las baterías del vehículo, proviene de alguna central eléctrica, y existe la probabilidad de que dicha central sea térmica. Pero, según un estudio financiado por Ford, solo si se recorren menos de 35 km genera más emisiones un VTOL en comparación a un auto convencional; esto suponiendo que el cien por ciento de carga eléctrica de las baterías proviene de centrales térmicas. (Blain, 2019)

Por último, el hecho de que una aeronave sea de corto rango no significa necesariamente una limitación, de hecho, esto representa una oportunidad en cuanto a transporte urbano se trata. Así, se contribuiría al problema del tráfico que se ha tornado en un dolor de cabeza para las grandes ciudades. Además, si se trata de un VTOL, que no requiere de un aeropuerto, se estaría acortando la distancia de A hasta B de manera notable, y así mismo el tiempo de viaje.

1.3 OBJETIVOS DEL PROYECTO

1.3.1 Objetivo General

Diseñar conceptualmente una aeronave eléctrica que despegue y aterrice de manera vertical para el transporte urbano de personas.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Identificar los parámetros, funciones, número de personas y necesidades involucradas en el diseño de aeronaves para transporte urbano de personas.
- Realizar el diseño conceptual de la aeronave.
- Diseñar de manera detallada el sistema de propulsión requerido para la aeronave.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

- Verificar numéricamente la estructura y el fuselaje mediante simulaciones de CFD para comprobar la condición aerodinámica de la aeronave.

1.4 MARCO DE REFERENCIA

1.4.1 Antecedentes

En cuanto a VTOLs eléctricos, existen varias empresas que están desarrollando vehículos de este tipo para competir en el sector de transporte urbano, más específicamente transporte conocido como on-demand, o por decirles de otra manera aerotaxis. Algunas de las empresas más conocidas o más adelantadas en el desarrollo de su producto son Lilium, Ehang y Velocopter.

En Lilium están desarrollando lo que ellos llaman un VTOL jet, este cuenta con seis pequeños propulsores en cada una de sus alas delanteras y doce en cada una de sus alas traseras. Los propulsores de cada una de las alas rotan de manera solidaria con el fin de apuntar hacia el suelo o hacia atrás. Todos los propulsores son accionados por motores eléctricos. Este eVTOL está diseñado para transportar a un máximo de 5 personas y se dice que para el 2025 será completamente funcional y entrará en operación. (Lilium, 2019)

Por su parte, el personal de Ehang está terminando de probar su cuadricóptero ya se espera que este comience a operar a inicios del próximo año. Este vehículo cuenta con cuatro extremidades y en cada una de estas hay dos rotores coaxiales. El Ehang 184 será un eVTOL completamente autónomo, y contará con capacidad de 100 a 117 kg (1 persona con un maletín) y un rango máximo de 50 km. (Pascual, 2019)

En Volocopter también poseen ya un modelo funcional de su inusual idea de VTOL, este tiene 18 rotores integrados a una estructura circular, que tiene aspecto de telaraña. El vehículo es totalmente eléctrico y tiene una capacidad máxima de 160 kg o dos personas. Esta empresa está comenzando a construir un helipuerto únicamente para sus vehículos y esperan hacer las primeras pruebas en dichas instalaciones a finales de este año. (Volocopter, 2019)

Además de estos primeros desarrollos de eVTOLs también se han realizado diversos estudios con respecto al tema. Por ejemplo, un estudio publicado por Elsevier titulado "Competitiveness of on-demand air taxis regarding door-to-door travel time: A race through Europe" en el que se busca comparar a los VTOLs como transporte público vs los medios de transporte convencionales como buses, trenes o incluso aviones. Este estudio es delimitado en el continente europeo y concluye que los taxis aéreos pueden ser competitivos en cierto rango de distancias (80-130 km y 220-340 km), además plantea que no son competitivos en comparación a algunos sistemas ferroviarios que están bien establecidos. (Xiaoqian, Wandelt, & Stumpf, 2018)

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

1.4.2 Marco teórico

VTOL: son aeronaves que tienen la capacidad de despegar y aterrizar de manera vertical sin la necesidad de una pista. Pueden ser tanto tripulados como no tripulados y pueden ser de varios tamaños y escalas. (Intwala & Parikh, 2015) Al menos uno de sus propulsores está apuntando hacia el suelo en el momento de despegue y aterrizaje para permitirles dicha acción. Existen muchos tipos de VTOLs siendo los helicópteros los más comunes, pero en este trabajo se hará especial enfoque en los que cuentan con sistemas de propulsión eléctricos, de múltiples rotores, y son tripulados.

Empuje: o thrust, es la fuerza proporcionada por el sistema de propulsión de una aeronave. A Pesar de que esta fuerza empuja una aeronave hacia adelante, una definición más acertada sería decir que esta actúa de manera paralela al sistema de propulsión. (NASA & AAPT, 2015)

Sustentación: o lift, es una fuerza aerodinámica que actúa de manera perpendicular a la dirección con la que fluye un fluido sobre un objeto. Usualmente se piensa que el lift solo actúa hacia arriba, sin embargo, este puede actuar en cualquier dirección. Este fenómeno puede ser explicado por dos leyes o teoremas, siendo estos la tercera ley de Newton, la cual plantea que un cuerpo, haciendo el aire fluir en una dirección, obtiene una fuerza sobre sí mismo en la dirección opuesta; y por la ley de Bernoulli, en la que un aumento de la velocidad del aire sobre el cuerpo produce una disminución de la presión que resulta en la generación de lift. (NASA & AAPT, 2015)

Arrastre: o drag, es la fuerza generada por la resistencia del aire y actúa sobre un cuerpo en la dirección opuesta al movimiento de este. Según la geometría de cada cuerpo este tiene un coeficiente de drag del que depende directamente la fuerza en cuestión, según la ecuación:

$$F_d = \frac{1}{2} * c_d * \rho * v^2 * A \quad \text{Ecuación 1}$$

En la que c_d es el coeficiente de drag de la geometría que está en contacto directo con el aire, ρ es la densidad del aire, v sigue siendo la velocidad del objeto, y A es el área de referencia de la geometría que está en contacto directo con el aire.

Ion-Litio: es una tecnología utilizada en baterías y estas son probablemente las baterías más utilizadas en dispositivos portables como celulares o computadores y ahora también en carros eléctricos. Debido a su alta densidad energética, poco mantenimiento, y mayor seguridad, las baterías recargables de ion-litio son muy populares. (Bhanvase & Pawade, 2018) Según un paper publicado por la universidad de Cornell acerca de la densidad energética de las baterías de ion-litio, actualmente hay baterías con capacidad de hasta 260 Wh/kg, esto todavía representa una desventaja grande frente a los combustibles fósiles que cuentan con alrededor de 12,000 Wh/kg, pero la tecnología de las baterías avanza de manera acelerada, y se espera que para dentro de un par de años hayan baterías de ion-litio con casi el doble de capacidad.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Ley de conservación de la energía: mediante esta ley se aclara que la energía no puede ser creada ni destruida. Esto se demuestra matemáticamente mediante la siguiente ecuación:

$$E_1 + W - W_{otros} = E_2 \quad \text{Ecuación 2}$$

Que puede ser transcrita como:

$$W = E_k + E_p + W_{otros} \quad \text{Ecuación 3}$$

$$E_p = m * g * h \quad \text{Ecuación 4}$$

$$E_k = \int m * a * dh \quad \text{Ecuación 5}$$

$$E_k = \frac{1}{2} * m * v^2 \quad \text{Ecuación 6}$$

Donde W es el consumo energético representado como el trabajo, E_k es la energía cinética, E_p la energía potencial (en este caso solo se mencionan la energía potencial y cinética ya que las otras no tienen un efecto significativo), y W_{otros} el trabajo que representa los efectos de la la fuerza de drag. La E_k se puede definir mediante la

$$E_k = \int m * a * dh$$

Ecuación 5, donde m es masa, a es la

aceleración, y dh un diferencial de altura, o mediante la Ecuación 6 donde v es velocidad. Para la E_p se recurre al producto de la masa por la gravedad (g) por la altura (h). Y, como W_{otros} es un trabajo referente a la fuerza de drag (F_d), este se calcula con el producto de dicha fuerza por la distancia (x) en la que esta se

$$F_d = \frac{1}{2} * c_d * \rho * v^2 * A$$

ejerce. Para la fuerza de drag se utilizó la Ecuación 1.

Teoría de Lifting Line: esta teoría, propuesta por Prandtl, permite calcular la sustentación proveída por un ala que no tenga ángulo de barrido y que tenga una relación de aspecto mayor a 5. Para esto, se propone una distribución de lift parabólica como se muestra en la Ilustración 1. Distribución de lift y líneas de vorticidad en un ala. Tomado de Aerodynamics for Engineering Students de Houghton, Carpenter P.W., Collicot, & Valentine, 2012 (6ta edición), donde también se puede observar que el ala se sustituye por líneas de vorticidad. (McCorcmick, 1995)

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

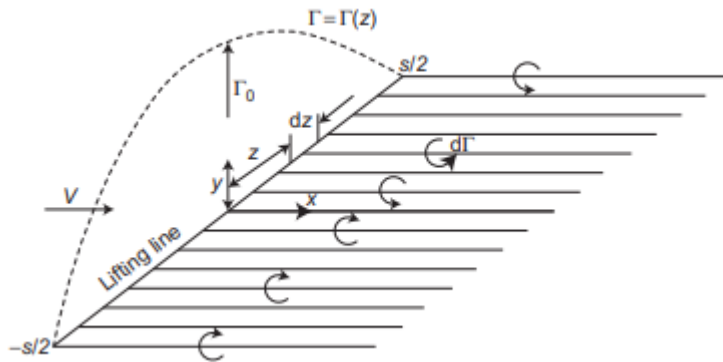


Ilustración 1. Distribución de lift y líneas de vorticidad en un ala. Tomado de Aerodynamics for Engineering Students de Houghton, Carpenter P.W., Collicot, & Valentine, 2012 (6ta edición)

Con dichas líneas de vorticidad y la distribución de lift se calcula el lift y el drag a lo largo del ala teniendo en cuenta los efectos del drag inducido, que se genera por el downwash. La línea de vorticidad principal se ubica a $\frac{1}{4}$ de la cuerda desde el vertice frontal (leading edge), se dice que allí es donde mayor lift se genera.

Teoría del blade element: establece que el lift (L) y el drag (D) sobre una sección (transversal) de un aspa o pala de una hélice son respectivamente:

$$dL = \frac{1}{2} * \rho * C_l * V_R^2 * c * dr \quad \text{Ecuación 7}$$

$$dD = \frac{1}{2} * \rho * C_d * V_R^2 * c * dr \quad \text{Ecuación 8}$$

Donde C_l y C_d son los coeficientes de lift y drag respectivamente, V_R es la velocidad relativa del aire, c es la longitud de la cuerda en la sección, y dr es el diferencial de radio de dicha sección de hélice. Pero el thrust generado por la hélice no es equivalente a este lift, ya que este no es paralelo a la dirección de avance, y el drag tampoco es perpendicular a esta, como se muestra en la Ilustración 2. Vectores de velocidades y fuerzas sobre airfoil. Tomada de http://aviation_dictionary.enacademic.com/7296/windmilling_drag.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

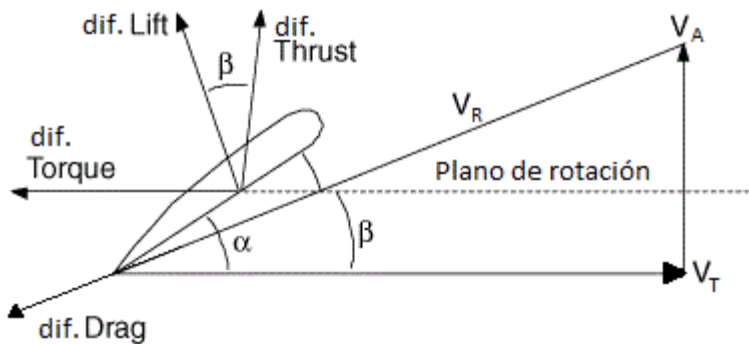


Ilustración 2. Vectores de velocidades y fuerzas sobre airfoil. Tomada de http://aviation_dictionary.enacademic.com/7296/windmilling_drag

En la ilustración anterior, el ángulo Alpha (α) hace referencia al ángulo de ataque geométrico. Pero el hecho de que haya una velocidad de avance y una velocidad tangencial, perpendiculares una a la otra, genera una velocidad relativa (V_R) en el aire, con un ángulo (β) respecto a la horizontal (la velocidad de avance se asume constante en toda la hélice, pero la tangencial varía ya que depende de la distancia al centro de cada sección). Por lo que el ángulo de ataque efectivo resulta en la resta de α y β ($=\alpha-\beta$).

Así, el thrust (T) y el torque (Q) generado sobre toda la hélice resultan siendo respectivamente:

$$\frac{dT}{z} = dL * \cos(\beta) - dD * \sin(\beta) \quad \text{Ecuación 9}$$

$$\frac{dQ}{z * dx} = dL * \sin(\beta) + dD * \cos(\beta) \quad \text{Ecuación 10}$$

Donde z es el número de palas de la hélice y dx es la distancia al centro de cada sección.

Para resolver los valores de thrust y torque para una hélice se debe primero definir una distribución de ángulo de ataque geométrico y de cuerda, con el fin de establecer variables como C_l , C_d , y c en términos del radio (r). Los coeficientes C_l y C_d dependen del ángulo de ataque geométrico y del airfoil (geometría de la sección transversal) que también debe ser definido previamente. Ya teniendo todas las variables en términos de r se integra desde el radio de la manzana (hub) hasta el mayor radio de la hélice. (Houghton, Carpenter P.W., Collicot, & Valentine, 2012)

Luego de hallar el torque generado en la hélice, se puede calcular la potencia [W] requerida multiplicando el torque [N.m] por la velocidad angular de la hélice [rad/s].

Distribución de longitud de cuerda: para generar esta distribución, en el artículo “An improved propeller design method for the electric aircraft”, se denota un método muy

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

general, con el que se pueden variar ciertos factores con el fin de conseguir mejores resultados, manteniéndose dentro de las recomendaciones. En el artículo mencionado se expone el siguiente modelo:

$$c = c_1 * B^{-(\xi_i - m)^2} \quad \text{Ecuación 11}$$

$$\xi_i = r_i / R \quad \text{Ecuación 12}$$

Donde c es la longitud de la cuerda en una sección i ésima, c_1 es el valor de cuerda máxima, m es la coordenada radial no dimensional de la sección con mayor longitud de cuerda, B es el coeficiente de distribución de cuerda (es un valor fijo entre 2 y 100), y ξ_i es la coordenada radial no dimensional de la sección i ésima. (Xiang et al., 2018)

Eficiencia para hélices: para una hélice se puede calcular la eficiencia según el thrust (T) que esta genera, su velocidad de avance (v_a), el torque (Q), y la velocidad angular (ω). Como se muestra en la siguiente ecuación:

$$\eta = \frac{T * v_a}{Q * \omega} \quad \text{Ecuación 13}$$

Coeficientes de volumen de cola: Todo avión o aeronave con alas necesita elementos estabilizadores que permitan un mejor control y manejo de esta. Estos elementos por lo general se ubican en la parte trasera y a dicho conjunto se le llama cola. Para dimensionar de manera preliminar estos elementos, asumiendo que hay un elemento horizontal y otro vertical, se pueden utilizar el coeficiente de volumen de cola horizontal o

$$\text{CHT } (C_{HT} = \frac{S_{HT} * L_{HT}}{S_W * C_{MAC}} \quad \text{Ecuación 14), y el coeficiente de cola}$$

$$\text{vertical o CVT } (C_{VT} = \frac{S_{VT} * L_{VT}}{S_W * C_{MAC}} \quad \text{Ecuación 15).$$

$$C_{HT} = \frac{S_{HT} * L_{HT}}{S_W * C_{MAC}} \quad \text{Ecuación 14}$$

$$C_{VT} = \frac{S_{VT} * L_{VT}}{S_W * C_{MAC}} \quad \text{Ecuación 15}$$

Donde S_{HT} es el área superficial del estabilizador horizontal, L_{HT} es la distancia entre los centros aerodinámicos (1/4 de la cuerda) del ala y del estabilizador horizontal, S_{VT} es el área superficial del estabilizador vertical, L_{VT} es la distancia entre los centros aerodinámicos (1/4 de la cuerda) del ala y del estabilizador vertical, S_W es el área

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

superficial del ala, y C_{MAC} es la medida de la cuerda media del ala. («Horizontal and Vertical Tail Design | AeroToolbox.net», 2017)

	Typical values	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

Ilustración 3. Coeficientes típicos según el tipo de aeronave

$$\text{De la } C_{HT} = \frac{S_{HT} * L_{HT}}{S_W * C_{MAC}}$$

$$\text{Ecuación 14 y la } C_{VT} = \frac{S_{VT} * L_{VT}}{S_W * C_{MAC}}$$

Ecuación 15 se pueden despejar S_{HT} y S_{VT} , y según los coeficientes típicos enlistados en la Ilustración 3 se pueden calcular las áreas superficiales de los elementos estabilizadores.

2. METODOLOGÍA

2.1 REVISIÓN BIBLIOGRÁFICA

Se llevó a cabo una revisión extensa de artículos, libros, reglamentos, y patentes relacionadas al tema; donde se encontró información sobre tecnologías implementadas en la actualidad o en etapa de conceptualización, además de teoría útil para el diseño de aeronaves, y en los reglamentos se encontró información valiosa para la siguiente etapa.

2.2 DISEÑO CONCEPTUAL

2.2.1 Design thinking

En esta etapa se generaron y evaluaron tres conceptos mediante la metodología de Ulrich. Pero antes se recurrió a la metodología "design thinking", cuyo propósito es darle importancia al criterio de usuarios potenciales, para definir algunas de las necesidades a partir de las cuales se evaluarían los conceptos posteriormente. Para esto se llevaron a cabo 2 encuestas utilizando los formularios de Google.

La primera encuesta contaba con preguntas como edad, genero, ¿le gustaría transportarse en una aeronave eléctrica a nivel urbano?, ¿Cómo se imagina dicho vehículo?, ¿Para cuantos pasajeros le gustaría que fuera?, ¿Qué disposición de sillas considera ideal para dicho vehículo?, ¿Cuánta distancia recorre usted en un día promedio? (por trayecto), ¿Cuánto tiempo estima demorarse recorriendo dicho trayecto en dicho vehículo?, ¿Qué equipaje lleva cuando se transporta usualmente?, ¿Cuando se transporta usualmente lo hace solo o acompañado?, ¿Qué miedos le produciría un vehículo de este tipo? ¿o ninguno?, y ¿Qué más le gustaría que tuviera dicho vehículo?

Con los resultados de dicha encuesta (incluidos en el Anexo 1. Resultados encuesta #1) se calculó la velocidad promedio a la que esperan viajar los usuarios (+85 km/h), la cantidad de pasajeros (entre 2 y 3), y el peso promedio del equipaje que lleva un usuario (~6 kg). También se identificó que el mayor miedo de la gente es a sufrir un accidente en la aeronave, y se rescataron sugerencias para el diseño como la de incluir paracaídas y que tenga buena visibilidad.

Ya la segunda encuesta fue más concisa y corta. En esta se incluyeron 3 conceptos establecidos de aeronaves que pueden cumplir con la función propuesta, con el fin de saber cuál les gusta más a las personas y cuál les da mayor confianza. Los tres conceptos propuestos fueron "tail-sitter" (se asienta en su "cola" o empenaje previo a despegar y posterior a aterrizar) mostrado en la Ilustración 4. Concepto "tail sitter" Ilustración 5. Concepto "tilt rotor", "tilt rotor" (la dirección de sus hélices cambia según la etapa del vuelo) mostrado en la Ilustración 4. Concepto "tail sitter" Ilustración 5.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Concepto "tilt rotor", y mixto (tiene hélices apuntando hacia abajo para elevarse y aterrizar y otras hélices apuntando hacia atrás para desplazarse horizontalmente). También, se preguntó otra vez por la disposición de las sillas, pero asumiendo una capacidad para 3 personas como se muestra en la Ilustración 6. Disposición de asientos, se preguntó por la preferencia del piloto (sí humano o autónomo), y por la autonomía deseada (sí 30, 60 u 80 km).

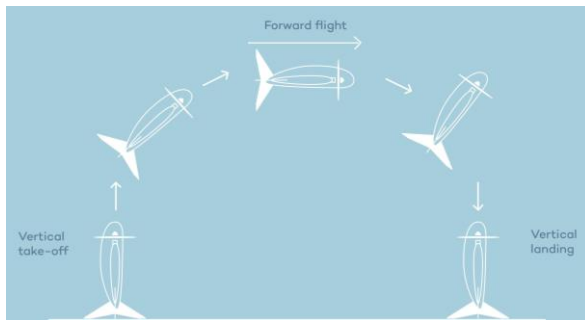


Ilustración 4. Concepto "tail sitter"

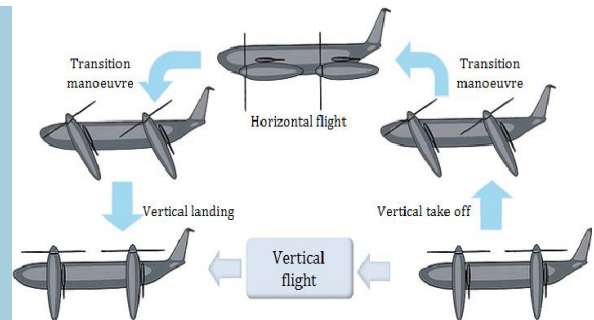


Ilustración 5. Concepto "tilt rotor"

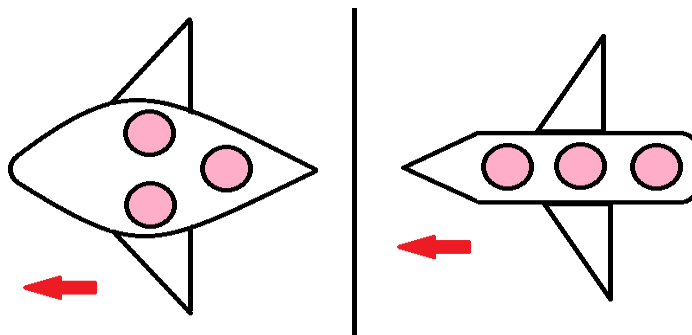


Ilustración 6. Disposición de asientos

De las respuestas obtenidas (incluidas en el Anexo 2. Resultados encuesta #2) se evidenció una preferencia por el concepto mixto, por una disposición de sillas de 2 adelante y 1 atrás. Con respecto al piloto, resultó una gran parcialidad, pero se optó por elegir piloto asistido (autónomo) ya que esto significa menos peso para la aeronave. Y, en términos de autonomía hubo mucha variedad en las respuestas por lo que se pensó en realizar el diseño con la mayor distancia propuesta (80 km).

Según lo anterior se generó un primer modelo, que se muestra en la Ilustración 7. Primer modelo del concepto Ilustración 8. Distribución conceptual de sillas, en representación a el concepto deseado, y con este se realizó la tercer y última encuesta, en la que se les preguntó a los usuarios qué tanto les gustó y qué tanta confianza le generaba. Además, se incluyó una imagen (Ilustración 7. Primer modelo del concepto Ilustración 8. Distribución conceptual de sillas) de cómo estarían ubicados los asientos para evaluar qué tan cómodos se sentiría con dicha distribución.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

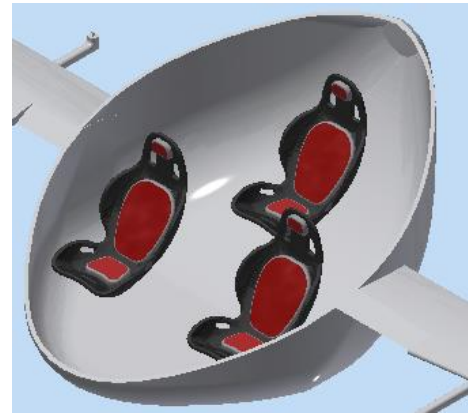
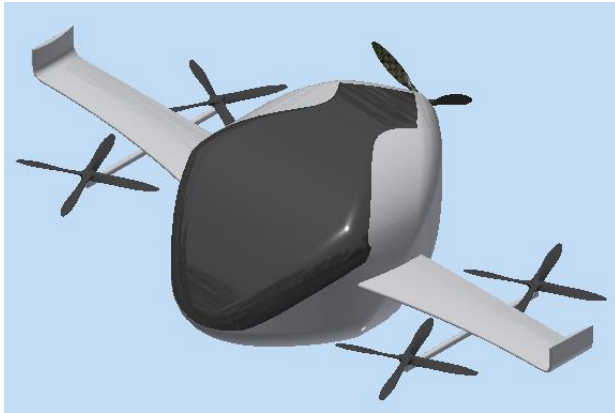


Ilustración 7. Primer modelo del concepto de sillas

Ilustración 8. Distribución conceptual de sillas

Según los resultados (incluidos en el Anexo 3. Resultados encuesta #3:), a más del 74% de los encuestados les genera confianza el concepto, y a más del 87% les gusta el concepto y se sentirían cómodos con la distribución de las sillas.

2.2.2 Metodología de Ulrich

El primer paso en la metodología de Ulrich es listar las necesidades y asignarles un valor de importancia (Tabla 1).

Tabla 1. Lista de funciones e importancia

Número	Tipo	Necesidad	Importancia 1-5
1	Dispositivo	Seguridad	5
2	Dispositivo	Bajo tiempo/trayecto	3
3	Dispositivo	Bajo peso total	5
4	Dispositivo	Dimensiones máximas	5
5	Proceso	Altura mínima de vuelo	5
6	Proceso	Altura máxima de vuelo	2
7	Dispositivo	Capacidad de carga	4
8	Dispositivo	Autonomía	4

Posteriormente, a cada necesidad se le asignó una medida y un valor estimado (Tabla 2).

Tabla 2. Lista de funciones y medidas

Número	Necesidades	Medida	Unidades	Valor estimado
1	Bajo tiempo/trayecto	Vel. máxima	Nudos	54
2	Seguridad	Tipo de paracaídas	-	Balístico

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

3	Bajo peso total	Peso máximo	Kg	3175
4	Dimensiones máximas	Ancho x largo	m	3 x 9
5	Altura mínima de vuelo	Distancia del suelo	ft (m)	1565 (477)
6	Altura máxima de vuelo	Distancia del suelo	ft (m)	10000 (3048)
7	Capacidad de carga	Payload máximo	Kg	270
8	Autonomía	Capacidad energética	Km/KWh	3.72

Algunos de los valores de la Tabla 2. Lista de funciones y medidas como la **velocidad máxima** y el **payload máximo** (3 personas de 90 kg c/u con 10 kg de equipaje c/u) se calcularon a partir de las encuestas realizadas, de donde surgió, también, la necesidad de **seguridad**. Los otros valores, excepto por la autonomía, se hallaron en reglamentos. El **peso máximo** se adoptó de un reglamento que está siendo generado por la EASA para este tipo de aeronaves, donde aclara que aplica para aeronaves con una configuración de no más de 9 personas y con un peso máximo de despegue de 3175 kg. (*SPECIAL CONDITION Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Aircraft Special Condition for small-category VTOL aircraft Statement of Issue*, 2019) Para las **dimensiones máximas** se estableció un ancho de 3 metros ya que esta es la medida estándar del carril de una calle en Colombia y 9 metros de largo siendo esta una medida común de helipuertos. Tanto la **altura mínima** como la altura máxima de vuelo se consultaron de los reglamentos expedidos por la Aerocivil, donde constata que o se debe volar a distancias menores de 300 m (1000 ft.) sobre el obstáculo más alto, (*REGLAMENTOS AERONÁUTICOS DE COLOMBIA - CAPITULO V*, s. f.) y siendo en Medellín el edificio Coltejer la construcción más alta con 175 m se asignó una altura de vuelo mínima de 477 m (1565 ft.). Con respecto a la **altura máxima**, se dice que no se puede volar por encima de 3048 m.s.n.m. (10000 ft.) sin abastecimiento de oxígeno, (*REGLAMENTOS AERONÁUTICOS DE COLOMBIA - CAPITULO IV*, s. f.) entonces para simplificar el diseño se decidió no sobrepasar dicha altura.

La **autonomía** es una excepción ya que para este valor se realizó un cálculo que requería de muchos de los otros valores ya establecidos. Este cálculo se trata de una primera aproximación de la energía consumida en un viaje donde el recorrido sea el máximo posible, que según la 2da encuesta sería de 80 km. Para esta primera aproximación se acudió a las ecuaciones de la conservación de la energía mencionadas en el marco teórico.

Se analizaron tres tramos por separados. En el primero tramo (ascenso) se tomó para la

$$E_k = \int m * a * dh$$

Ecuación 5 para la E_k , asumiendo que la

aeronave debe subir 600 m en 50 segundos aproximadamente a una aceleración constante; dicha aceleración se calculó mediante ecuaciones cinemáticas. Para la E_p se

utilizó la $E_p = m * g * h$

Ecuación 4, asumiendo una altura (h)

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

de 600 m. Para W_{otros} se asumió un c_d de 0.5, un A de 8 m^2 , una x de 600 m, y se tomó la v promedio en del ascenso (15 m/s).

Para el segundo tramo (desplazamiento horizontal) se tomó la $E_k = \frac{1}{2} * m * v^2$ Ecuación 6 para la E_k , donde v es la velocidad final o crucero (36.1 m/s), la E_p se asumió como 0 ya que no habría un cambio significativo en la altura, y para W_{otros} se asumió un c_d de 0.3, un A de 3 m^2 , la misma v de crucero (36.1 m/s), y una x de 80 km.

Y, para el tercer tramo (descenso) se realizó un cálculo similar al del tramo 1, solo que esta vez se le restó la E_k a la E_p , asumiendo que se descienden 600 m en 30 s, además el W_{otros} también se restó ya que en este tramo lo que se quiere es frenar el descenso acelerado que provoca la gravedad.

Finalmente, se sumaron las energías resultantes para cada tramo y dicho valor se dividió por 0.4 ya que se asumió una eficiencia conservadora en el sistema de propulsión del 40%, y por el total de kilómetros recorridos en todos los tramos.

Después se realizó la caja negra (Ilustración 9).

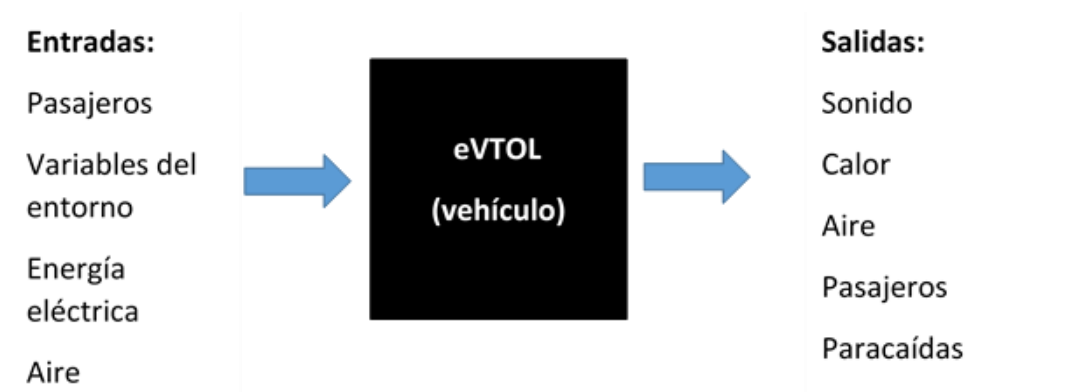


Ilustración 9. Caja negra

Y posteriormente la caja transparente en la que se involucraron las funciones (Ilustración 10).

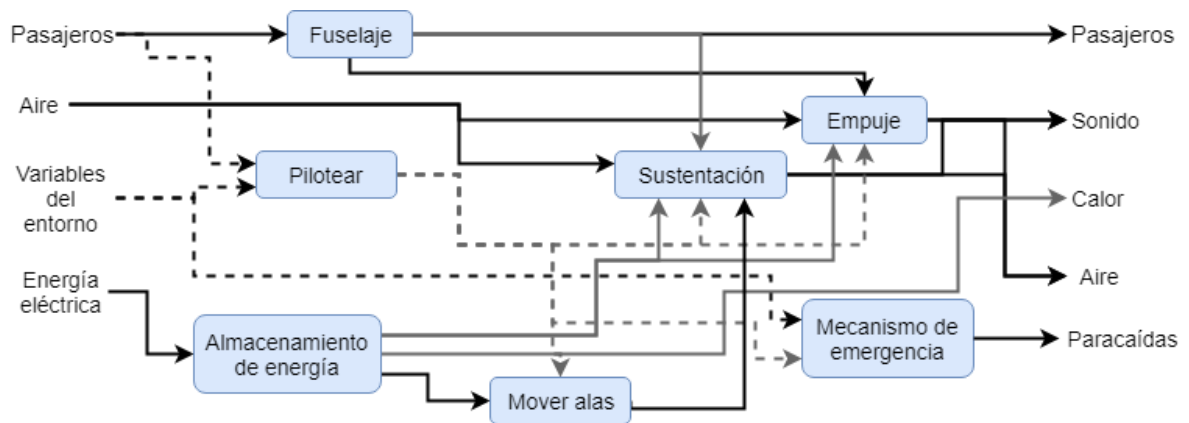


Ilustración 10. Caja transparente

Ya una vez establecidas las funciones y sus conexiones con las entradas y salidas se listaron y se propusieron diversas soluciones para cada una (Tabla 3).

Tabla 3. Matriz morfológica

Función	Solución 1	Solución 2	Solución 3
Sustentación	Alas	Hélices	Ambas
Propulsión/empuje	Hélices fijas	Hélices de dirección variable (tilt rotor)	-
Fuselaje	Sillas en fila	2 sillas adelante y 1 atrás	-
Almacenamto. energía	Li-ion	Li-ion y supercondensadores	-
Piloto	Asistido	Humano	-
Mecanismo de emergencia	Paracaídas personal	Paracaídas para la aeronave	-
Mover alas	Desplegar verticalmente con servos	Desplegar horizontalmente con mecanismo hidráulico	Alas desmontables

A partir de las soluciones presentadas en la Tabla 3. Matriz morfológica se generaron 3 conceptos relacionados con los ya expuestos en la 2da encuesta. El primero concepto es una aeronave tipo Tail-sitter que se asienta en su "cola" o empenaje previo a despegar y posterior a aterrizar. Contaría con alas y hélices fijas, una disposición de pasajeros en fila, baterías de Li-ion y supercondensadores como componente auxiliar de las baterías. El segundo es una aeronave tipo Tilt-rotor cuyas hélices cambian de dirección según la etapa del vuelo. Contaría con alas y hélices de dirección variable, 2 pasajeros adelante y 1 atrás, y baterías de Li-ion. Y el tercero es una aeronave mixta con hélices fijas, algunas apuntando hacia atrás para general empuje y otras apuntando hacia el suelo para generar

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

la elevación inicial, una vez en el aire la sustentación será generada por un par de alas. Disposición de pasajeros en fila, baterías de Li-ion y supercondensadores como componente auxiliar de las baterías.

Posteriormente se establecieron tres criterios según las necesidades listadas. Se sumaron las importancias de cada una de las necesidades pertenecientes a cada criterio, y se calculó el peso del criterio respecto a la suma total de importancias, como se muestra en la Tabla 4.

Tabla 4. Lista de criterios y peso porcentual

Criterio	Necesidades	Importancia	Suma importancias	Peso %
Rendimiento	Bajo tiempo/trayecto	3	14	0.44
	Altura mínima de vuelo	5		
	Altura máxima de vuelo	2		
	Autonomía	4		
Confort y servicio	Bajo peso total	5	13	0.4
	Dimensiones máximas	5		
	Capacidad de carga	3		
Confianza	Seguridad	5	5	0.16

Una vez obtenidos los pesos de cada criterio, se procedió a evaluar cada concepto. En cuestiones de rendimiento los tres conceptos son bueno y similares pero el concepto 1 (tail-sitter) tiene un poco de ventaja ya que en el despegue sufre menos los efectos del drag. Con respecto confort y servicio ningún concepto debería tener mayor problema adaptándose a las dimensiones o pesos establecidos, pero al concepto 1 una calificación un poco menor ya que el confort de los pasajeros se puede ver comprometido en el despegue y aterrizaje. Y, por último, en confianza se le asigna la mayor calificación al concepto 3 (mixto) a diferencia de los otros dos, que se les asigna una calificación más baja, porque, en caso de presentarse la falla de un motor o hélice el control para compensar con los otros motores sería más fácil de realizar en el concepto 3 mientras que en los 2 primeros conceptos se presentaría un poco de dificultad.

2.3 DISEÑO DE DETALLE DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN (DIMENSIONAMIENTO DE HÉLICES)

Teniendo ya el concepto inicial de la aeronave se procedió a dimensionar las hélices. Para esto se realizó una primera aproximación mediante un software de código abierto (open source) llamado PROP_DESIGN desarrollado por Anthony Falzone, este permite optimizar parámetros como radio de la hélice, número de palas, la distribución del ángulo

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

de ataque, la distribución de la longitud de la cuerda; todo esto lo hace según los requerimientos de empuje y revoluciones que deben ser ingresados junto con otras especificaciones como se muestran en el Anexo 4.

Para calcular los requerimientos de empuje (thrust) de las hélices de sustentación se utilizaron los mismos resultados obtenidos cuando se calculó la energía del tramo 1 en el apartado 2.2.2.(*página 25*), pero esta energía o trabajo fue dividida por la distancia para obtener la fuerza total requerida y esta a su vez por el número total de hélices.

$$T = m*(g + a) + F_d$$

Ecuación 16

Según esta fuerza se comenzaron a evaluar los resultados arrojados por el software suponiendo diferentes números de hélices, por ejemplo 4, 6, y 8 (del número de hélices depende el thrust requerido, ya que el thrust total se divide por dicha cantidad). Esto con el fin de definir la cantidad de hélices para la sustentación y de analizar las dimensiones aproximadas de estas.

Tabla 5. Resumen de resultados Prop_design

# hélices	4	6	8
Thrust/hélice (N)	5120	3420	2600
Potencia req./hélice (kW)	233	152	113.7
Radio hélice (m)	0.664	0.586	0.538

Según los resultados mostrados en el Anexo 5 y resumidos en la Tabla 5 se optó por proceder con una configuración de 4 hélices a cada lado (8 en total) ya que con menos se obtendrían dimensiones mucho mayores a lo esperado.

2.3.1 Teoría del blade element

Una vez establecida la cantidad de hélices para la sustentación, se procedió a dimensionarlas mediante la teoría del blade element. Pero en este caso no se integró; en este caso se dividió un aspa en 13 secciones (este es el mismo número de secciones establecido por defecto en Prop_design (software mencionado anteriormente), y se evaluaron los valores de thrust y torque para cada una. En este proceso hay muchos

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

parámetros involucrados como el airfoil, distribución de ángulo de ataque, distribución de longitud de cuerda, radio de la hélice, y radio del hub, que se deben ir modificar con el fin de encontrar la configuración óptima, que entregue el mayor thrust posible a la menor potencia requerida.

Para las hélices de sustentación o ascenso y descenso se estableció un radio máximo de 0.5m, para que las dimensiones generales de la aeronave no sean muy grandes. Y, el radio del hub o manzana se aseguró en 0.1m ya que este es un componente estructural importante.

En cuanto a airfoils, se seleccionaron 2 airfoils de la página airfoiltools.com, donde se encuentran la mayoría de airfoils existentes, incluyendo todos los NACA. Se buscó que dichos airfoils fueran recomendados para aeronaves de ala rotativa (rotorcraft), y se eligieron los que tuvieran datos de lift vs drag más altos teniendo en cuenta el número de Reynolds. Los 2 candidatos elegidos fueron el NACA Onera Cambre (Ilustración 11. NACA Onera Cambre. («ONERA NACA CAMBRE AIRFOIL (ncambre-il)», s. f.) , y el NACA 24112 (Ilustración 12. NACA 24112.).

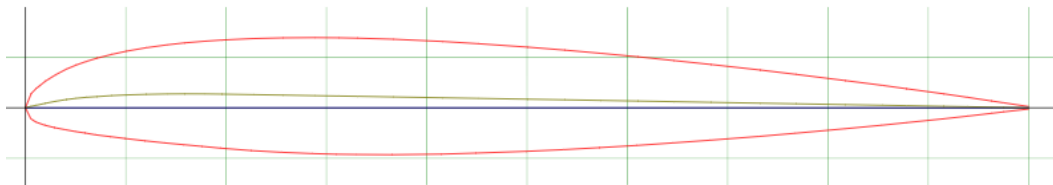


Ilustración 11. NACA Onera Cambre. («ONERA NACA CAMBRE AIRFOIL (ncambre-il)», s. f.)

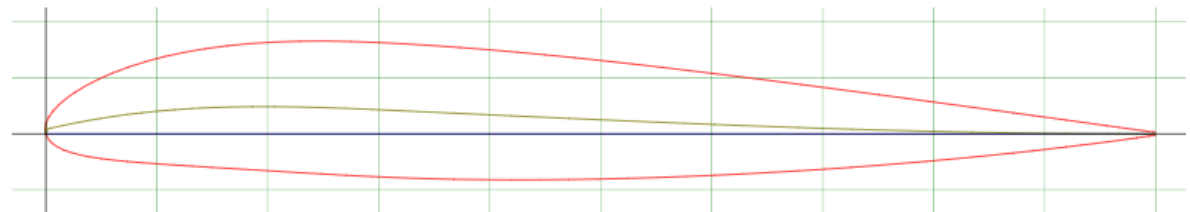


Ilustración 12. NACA 24112. («NACA 24112 (naca24112-jf)», s. f.)

De la página airfoiltools.com se descargaron los datos de C_l y C_d vs ángulo de ataque en Excel para los dos airfoils. Estos datos se graficaron, y de cada gráfica se obtuvo la ecuación de la curva como se muestra en las siguientes ilustraciones:

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

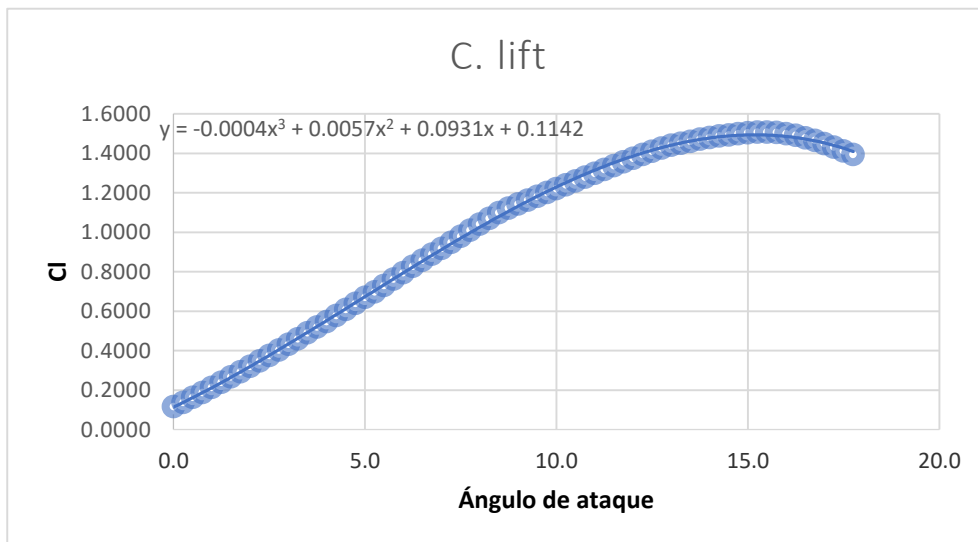


Ilustración 13. Gráfica Cl vs ángulo de ataque para NACA 24112

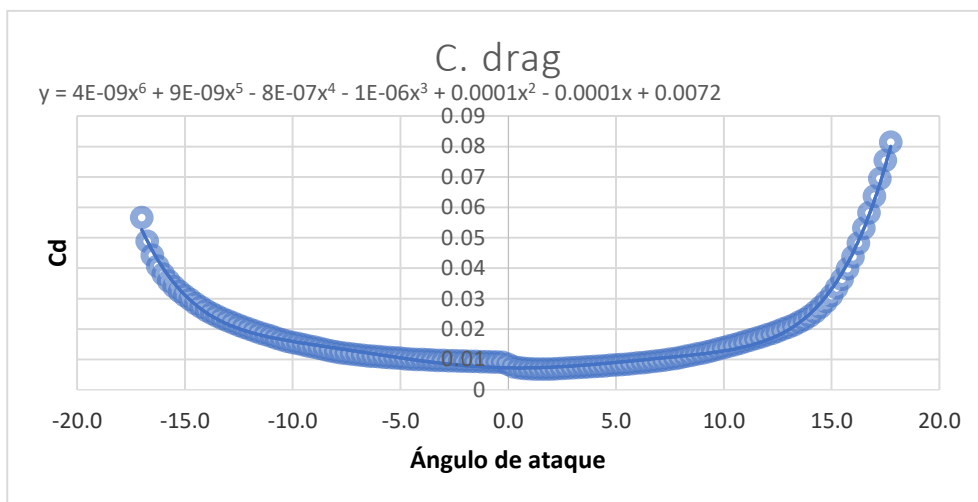


Ilustración 14. Gráfica Cd vs ángulo de ataque para NACA 24112

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

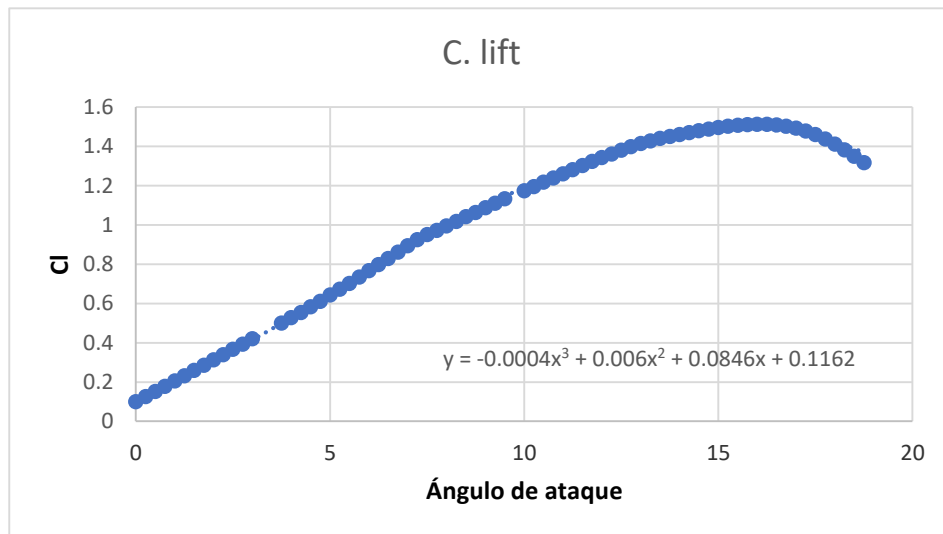


Ilustración 15. Gráfica C_l vs ángulo de ataque para NACA Cambre

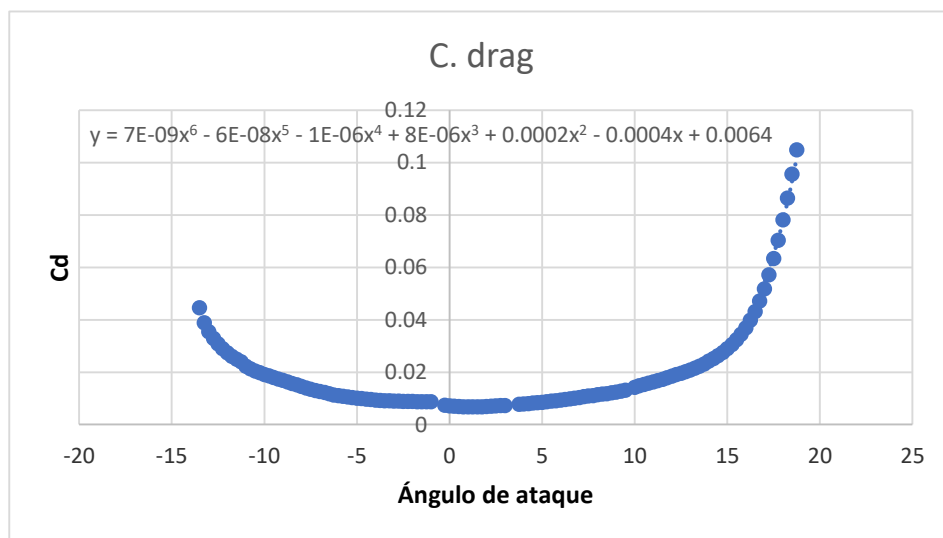


Ilustración 16. Gráfica C_d vs ángulo de ataque para NACA Cambre

Posteriormente, se le asignó a cada sección un ángulo de ataque geométrico según distribuciones recomendadas. Se dice que dicho ángulo no debe sobrepasar los 45° en la raíz, 20° en la mitad del aspa, y 5° en el extremo.(Scythian, 2017) Por lo que se siguió dicha recomendación estableciendo un ángulo de 20° para la primera sección, uno de 5° para la última, y para las otras secciones se genera una relación lineal con dichos puntos. Además, esto concuerda con las distribuciones y los valores utilizados en Prop_design.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Pero con dicha distribución no se obtuvieron buenos resultados por lo que se modificó, estableciendo 25° en la raíz y 10° en el extremo como se muestra en la Ilustración 17. A pesar de que se recomienda máximo 5° en el extremo, se optó por 10° ya que se pensó en diseñar hélices ductadas por lo que el efecto de poner un ángulo mayor a 5° en el extremo no es considerable, y con dicho ángulo se pueden obtener mejores resultados en términos de thrust.

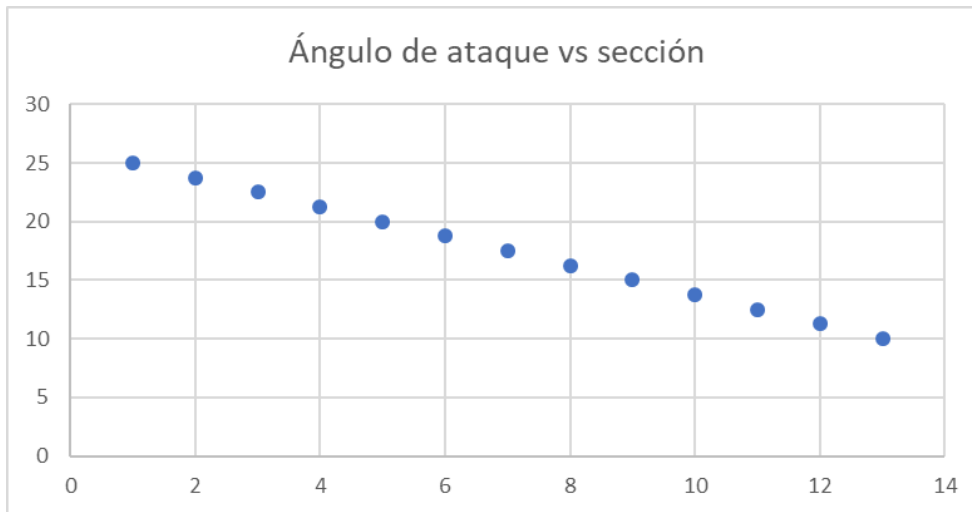


Ilustración 17. Ejemplo de distribución de ángulo de ataque vs sección

Además, se debe tener en cuenta que los valores de C_l y C_d no se evalúan según el ángulo de ataque geométrico sino con el ángulo de ataque relativo al aire no perturbado, que es el relacionado a la velocidad relativa del aire, y este ángulo puede ser mucho menor para algunas secciones. En la Ilustración 18. Comparación ángulo de ataque geométrico (azul) y ángulo de ataque relativo o inducido (naranja) se muestra el comparativo entre ambos ángulos para una de las hélices suponiendo que gira a 5200 rpm y avanza a 20 m/s.

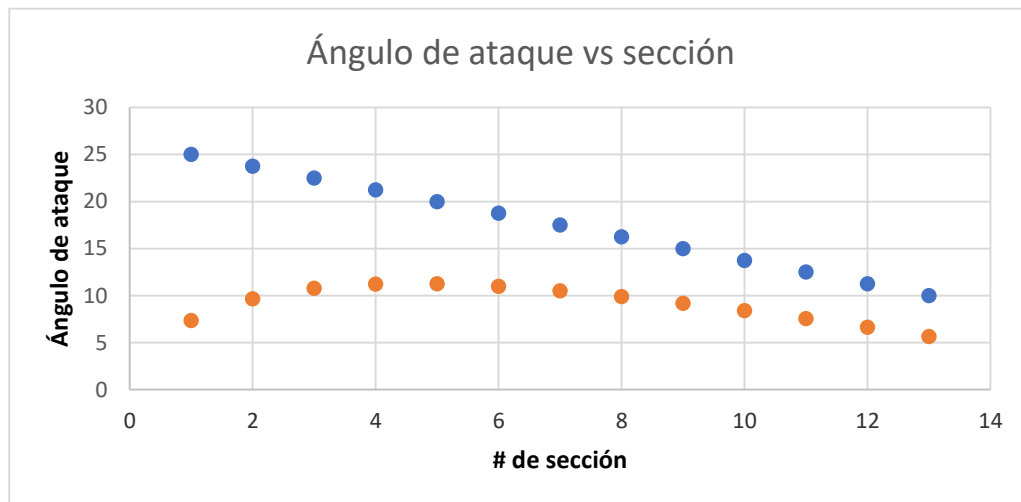


Ilustración 18. Comparación ángulo de ataque geométrico (azul) y ángulo de ataque relativo o inducido (naranja)

Para la distribución de la longitud de la cuerda se utilizó el modelo mencionado en el marco teórico ($c = c_1 * B^{-(\xi_i - m)^2}$ Ecuación 11 y $\xi_i = r_i / R$ Ecuación 12), con valores de B entre 20 y 40, c_1 entre 0.18 y 0.2, y para m se eligió la sección del medio como la de mayor cuerda. Obteniendo una distribución como la de la Ilustración 19.

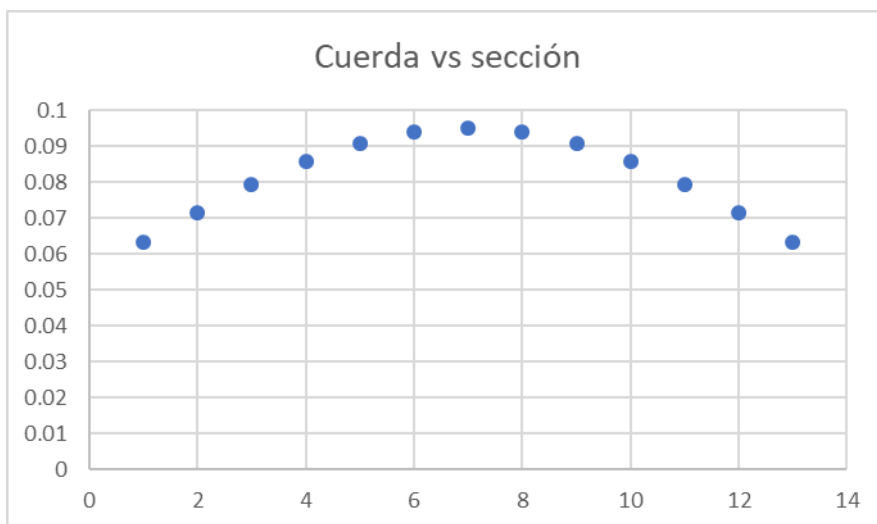


Ilustración 19. Ejemplo de distribución de longitud de cuerda

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Los dos airfoils se evaluaron por aparte, y los datos de entrada para cada uno son los enunciados en el Anexo 6.

Se tomó la densidad del aire a 2000 msnm que es la altura la que volaría aproximadamente la aeronave, la velocidad angular depende del radio de la hélice, ya que en el extremo la velocidad tangencial no debe superar 0.8 mach para no entrar en condiciones de vuelo transónico con lo que se tendrían que considerar otros aspectos. El thrust/rotor es el thrust total requerido dividido por el número de hélices o rotores. Los parámetros Beta, C_1 , y m , corresponden a la distribución de longitud de cuerda, y la velocidad de avance es de 10 m/s siendo esta la velocidad promedio de ascenso, pero también se debe hacer un análisis a 0 m/s representando el despegue (vel. Inicial), y a 20 m/s que sería la velocidad máxima asumiendo una aceleración constante.

Los cálculos se realizaron en Microsoft Excel y para cada sección se evaluaron los siguientes valores: dr [m] diferencial de radio o de longitud, distancia al centro [m], velocidad tangencial [m/s], \hat{A} . alpha (α) ángulo de ataque geométrico, cuerda [m], velocidad relativa [m/s], Reynolds, C_l , C_d , \hat{A} . ataque (inducido), \hat{A} . beta (β), diferencial de lift [N], diferencial de drag [N], diferencial de thrust [N], y diferencial de torque [N.m]. En el Anexo 9 se muestran dichos valores mencionados para los dos airfoils en cuestión.

De igual manera, para la hélice de empuje se realizó el mismo proceso, pero teniendo en cuenta que para esta cambian algunos parámetros, principalmente debido a que el thrust requerido es distinto. Por ejemplo, tanto el radio de la hélice como el radio del hub aumentaron. Los datos de entrada para dicha hélice son los ilustrados en el Anexo 6.

En este caso la velocidad de avance es equivalente a la velocidad de vuelo presupuestada para el desplazamiento horizontal, y el thrust requerido depende principalmente del drag generado por el fuselaje y las alas en el desplazamiento horizontal. Esta vez no se estableció un radio máximo debido a que se tenía mayor flexibilidad y se trata de 1 sola hélice, pero el radio máximo lo definió la velocidad de giro de la hélice que depende a su vez de la del motor. Los valores calculados para cada airfoil se encuentran en el Anexo 10.

Finalizando, para cada una de las hélices evaluadas se calculó la potencia requerida a la

velocidad angular establecida y la eficiencia según la Ecuación 13.

$$\eta = \frac{T^* v_a}{Q^* \omega}$$

2.4 DIMENSIONAMIENTO DE ALAS

El dimensionamiento de las alas se realizó de manera muy general. Debido a que la velocidad estimada de vuelo no es muy alta se optó por implementar la teoría del lifting line propuesta por Prandtl. En dicha teoría se asumen alas rectangulares o trapezoidales en su defecto, y sin ángulo de barrido para no incurrir en otros análisis de mayor

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

complejidad. Para hacer dicho cálculo se acudió a una herramienta que se encuentra en la página aerodynamics4students.com que fue creada por la Universidad de Sídney («Subsonic Aerofoil and Wing Theory | Aerodynamics for Students», s. f.). Esta herramienta es un calculador online en el que se deben ingresar los datos de la geometría de un ala ya establecida, estos se resumen en la Tabla 6.

Tabla 6. Datos de entrada para el calculador de alas

Span (m):	16
Cr (m):	2.5
Ct (m):	1.8
Washout:	0
Flap (% del ala):	50%
Ángulo de ataque:	4°
dCl/dα raíz:	6.75°
α_0 raíz:	-3.49°
dCl/dα extremo:	6.75°
α_0 extremo:	-3.49°

Cr es la longitud de cuerda en la raíz, Ct es la longitud de cuerda en el extremo, Washout es el cambio de ángulo de raíz a extremo, el % de Flap se refiere a cuanto porcentaje del ala ocuparan los flaps, y los datos de “section data” son referentes al airfoil. El dCl/dα es el ángulo de ataque en el que el airfoil alcanza la mayor relación lift/drag, y α_0 es el ángulo en el que el airfoil no genera lift (0 lift), y se piden estos dos datos para la raíz y el extremo, por sí hay algún cambio de sección. En este caso no se planteó cambio de sección y se optó por utilizar un el Clark-Y (Ilustración 20. Airfoil Clark-Y.) que es un airfoil bastante conocido y se ha utilizado en aviones como el Hawker Hurricane.

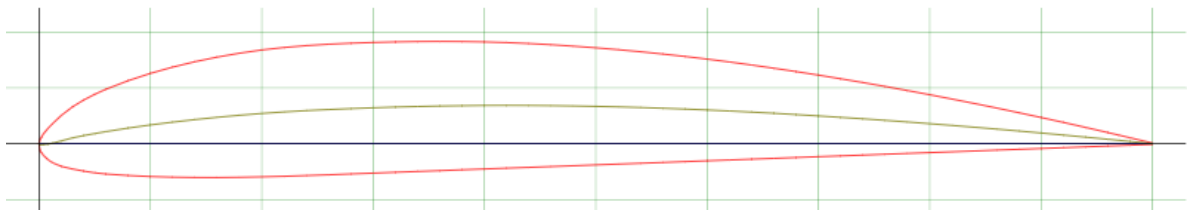


Ilustración 20. Airfoil Clark-Y. («CLARK Y AIRFOIL (clarky-il)», s. f.)

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Una vez ingresados dichos datos al calculador, este entrega las ecuaciones para calcular el C_l y C_d según ángulo de ataque, y genera un esquema general de la superficie alar, como se muestra en la tercer imagen del Anexo 7.

Con las ecuaciones para C_l y C_d se procede a evaluar el lift y drag por secciones en el ala. Se hace esto ya que casi todos los datos son constantes a lo largo del ala, con excepción de la longitud de cuerda. La velocidad de avance es de 41.667 m/s (150 km/h), y el ángulo de ataque es de 4° a lo largo de toda el ala. Esto teniendo en cuenta que el lift que debe ser aportado por las alas es de 19600 N lo que equivale a los 2000 kg de peso planteados inicialmente como peso total máximo de la aeronave.

2.5 VERIFICACIÓN NUMÉRICA DEL FUSELAJE Y LAS ALAS

Con el fin de realizar simulaciones en Autodesk CFD, para comprobar la condición aerodinámica de la aeronave, se generaron varios modelos CAD considerando tanto la dimensión de las hélices, la de las hélices, y la de los pasajeros:

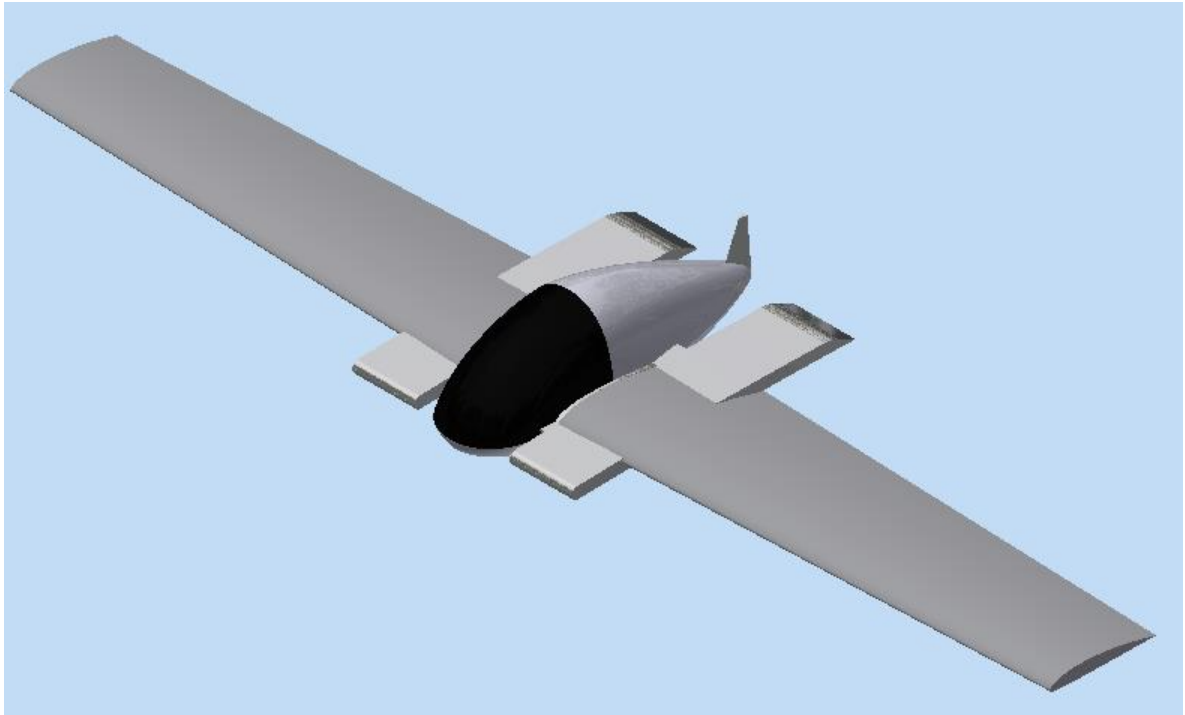


Ilustración 21. Modelo 1

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

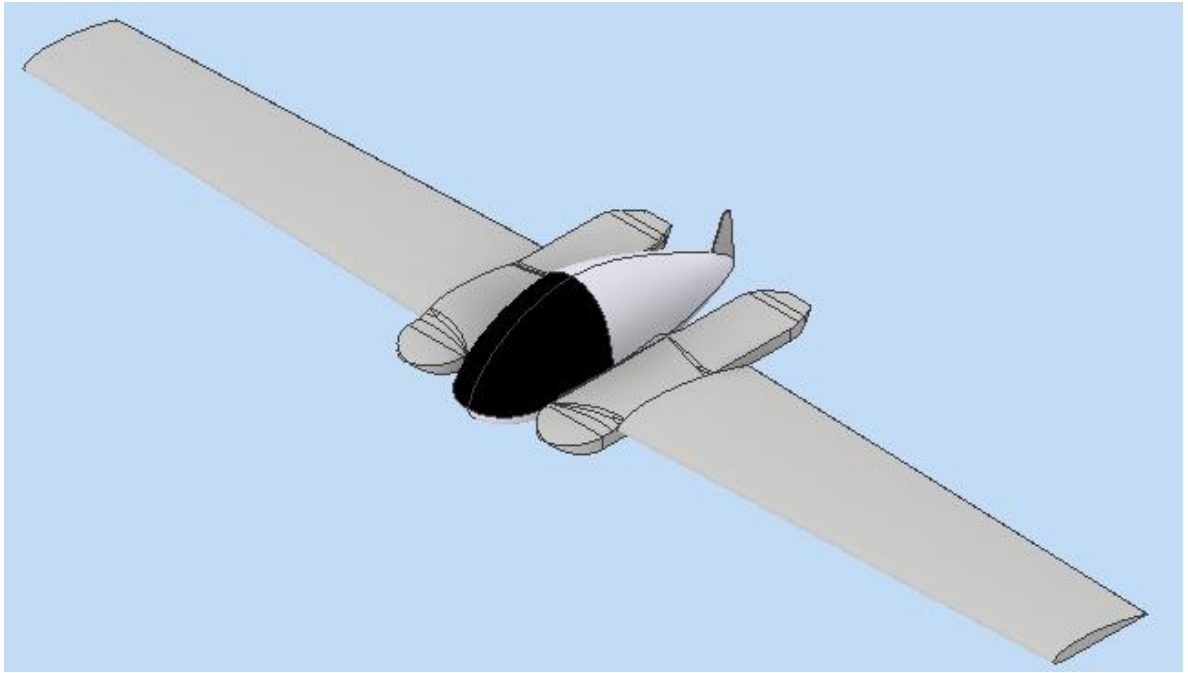


Ilustración 22. Modelo 2

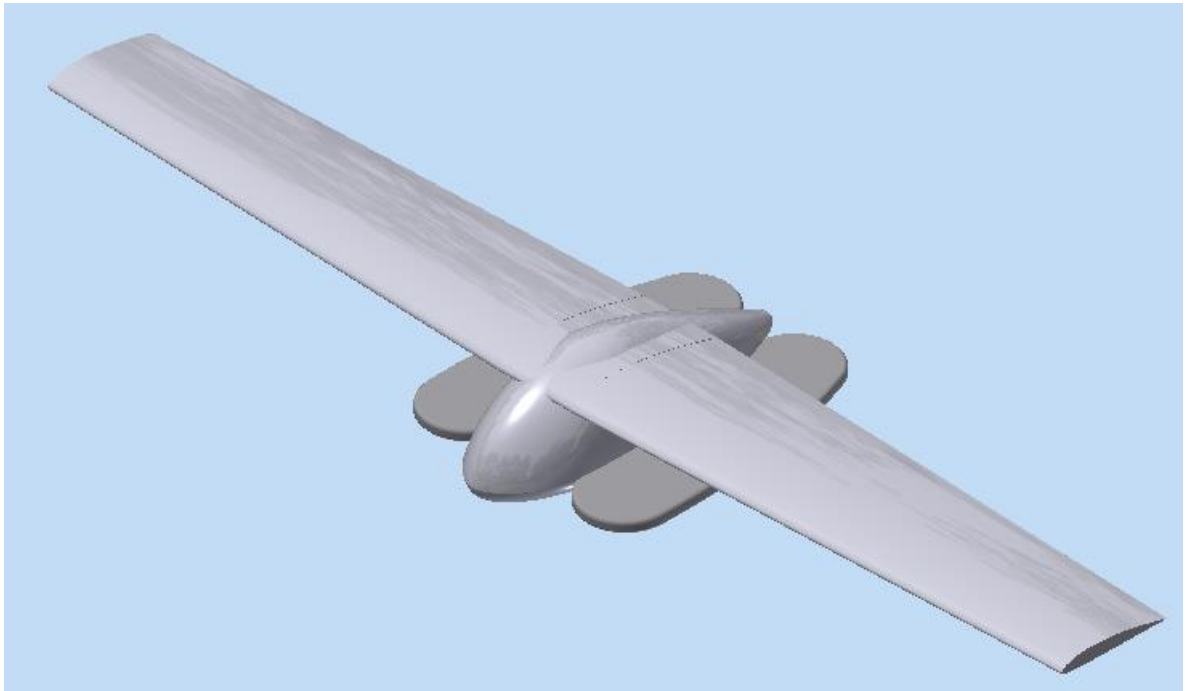


Ilustración 23. Modelo 3

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

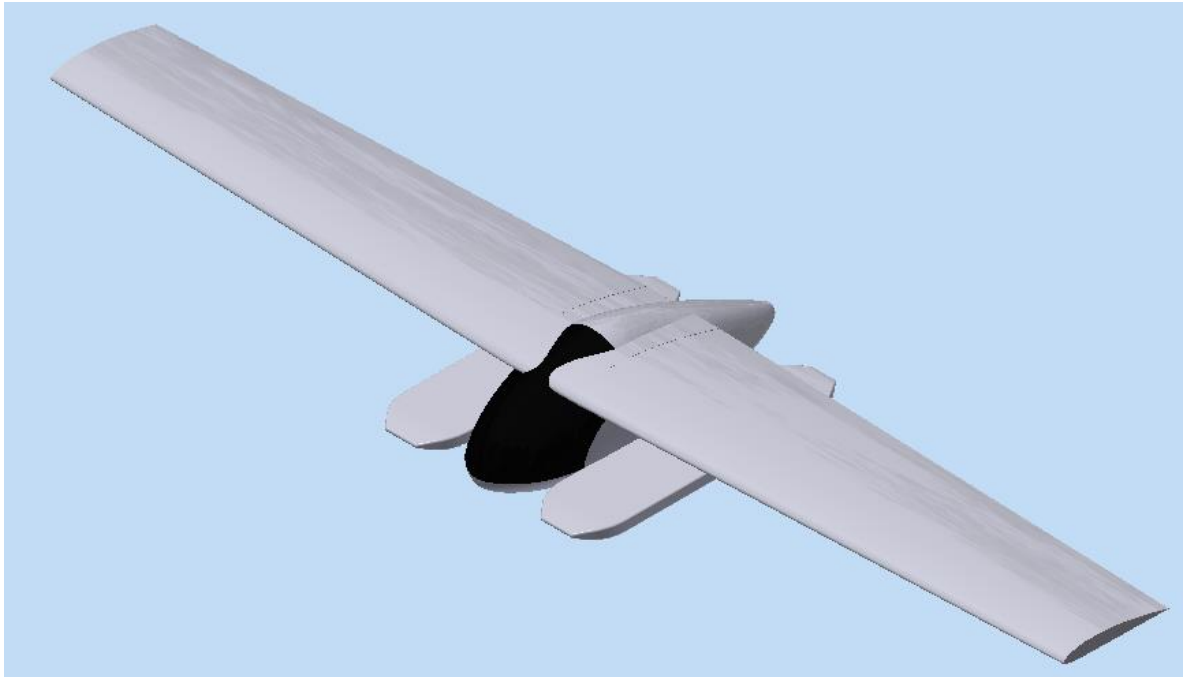


Ilustración 24. Modelo 4

A cada uno de estos modelos se le realizaron varias simulaciones, representando el vuelo horizontal, tal como se indica en el Anexo 8, en el que se supone una velocidad de desplazamiento horizontal de 41.67m/s.

Para la fase de ascenso no se realizaron simulaciones, ya que los resultados del drag calculados con la primera aproximación no fueron significativos, puede ser debido a las bajas velocidades con las que se desplaza la aeronave en dicha fase.

2.6 ESTABILIZADORES DE COLA

Debido a que esta aeronave esta propuesta para desplazarse horizontalmente como un avión, debe contar con estabilizadores. En este caso se optó por estabilizadores de cola,

y mediante la
$$C_{HT} = \frac{S_{HT} * L_{HT}}{S_W * C_{MAC}}$$
 Ecuación 14 y la
$$C_{VT} = \frac{S_{VT} * L_{VT}}{S_W * C_{MAC}}$$

Ecuación 15 se realizó una primera aproximación de las dimensiones de estos. Los datos insertados en dichas ecuaciones se resumen en la Tabla 7.

Tabla 7. Datos de entrada para cálculo de estabilizadores

LHT:	3 m
------	-----

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

LVT:	3m
SW:	35 m ²
CMAC:	2.15 m
CHT:	0.5
CVT:	0.04

En la Tabla 7 LHT y LVT se asumieron como iguales, y estos se aproximaron como el 60% de la longitud total de la aeronave (5m). SW se aproximó como el producto del wing span (16m) y la cuerda media o CMAC (2.15m). Y para los coeficientes se eligieron los coeficientes de un “homebuild” de la Ilustración 3.

2.7 SELECCIÓN DE MOTOR Y CALCULO DE BATERÍAS

En cuanto a motores, se optó por implementar un motor individual para cada hélice, motores eléctricos sin escobillas y de corriente directa (brushless DC). Estos motores se seleccionaron según la potencia requerida que se calculó para cada hélice, y también se tuvo en cuenta que los motores seleccionados debían ser aptos para las condiciones de torque y velocidad angular establecidas.

Y, para las baterías se utilizaron los cálculos de autonomía realizados en el diseño conceptual, pero a estos se le actualizaron los valores de drag con los resultados de las simulaciones. Una vez calculada la energía máxima requerida para un trayecto, se dividió dicho valor por la densidad energética de las baterías seleccionadas para establecer el peso que correspondería a las baterías.

3. PRESENTACIÓN Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS

A continuación, se mencionarán los resultados obtenidos referentes al diseño conceptual, a las dimensiones de las hélices, las alas, y el fuselaje, y se ilustrarán los resultados obtenidos en las simulaciones y el efecto de estos en los cálculos. También se mencionarán los motores y baterías seleccionados.

3.1 DISEÑO CONCEPTUAL

Al culminar la etapa de Ulrich se evaluaron los 3 conceptos establecidos como se muestra en la Tabla 8, donde el concepto 1 equivale al “tail-sitter”, el concepto 2 sería el “tilt rotor”, y el concepto 3 el mixto.

Tabla 8. Evaluación de conceptos

Criterio	Peso %	Concepto 1		Concepto 2		Concepto 3	
		Calificación 1-5	Ponderado	Calificación 1-5	Ponderado	Calificación 1-5	Ponderado
Rendimiento	0.44	4.5	1.98	4	1.76	4	1.76
Confort y servicio	0.4	4	1.6	4.5	1.8	4.5	1.8
Confianza	0.16	3.5	0.56	3.5	0.56	5	0.8
Puntaje Total		4.14		4.12		4.36	

Se puede observar en la Tabla 8 que el concepto 3 (mixto) fue el de mejor puntaje; resultado coherente con lo visto en las respuestas de las encuestas. Por lo tanto se procedió a realizar el dimensionamiento de las hélices y las alas para una aeronave de este tipo.

3.2 HÉLICES DE SUSTENTACIÓN

Como se mencionó anteriormente, se debe contar con 8 hélices que provean la sustentación y el empuje necesarios para despegar y ascender. Para estas se postularon los dos airfoils ya indicados (Ilustración 12. NACA 24112. e Ilustración 11. NACA Onera Cambre. («ONERA NACA CAMBRE AIRFOIL (ncambre-il)», s. f.) , y se supusieron los otros parámetros geométricos para poder evaluar el thrust, la potencia requerida y la eficiencia para ambos casos. Dichos parámetros se fueron modificando e iterando para ambos airfoils hasta que el valor del thrust calculado fuera lo más similar al thrust requerido posible. El único parámetro geométrico que no se modificó fue el radio, para el que se estableció máximo de 0.5m, y después de realizar los cálculos se hizo necesario adoptar dicho radio como se puede ver en la **¡Error! No se encuentra el origen de la**

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

referencia. y en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**, en dichas tablas se indican algunos de los parámetros geométricos definitivos de las hélices en cuestión.

Las hélices correspondientes a cada airfoils se analizaron a 0 m/s, 10 m/ y 20 m/s y se compararon los resultados, exhibidos en la Tabla 9 y la Tabla 10.

Tabla 9. Resultados hélice de sustentación con NACA 24112

Vel. Avance:	0	10	20	m/s
Thrust total:	3103.02	3108.33	2567.95	N
Torque total:	46.71	73.20	104.17	N.m
Pot. Eje:	25.44	39.86	56.73	kW
Eficiencia:	-	78%	91%	

Tabla 10. Resultados hélice de sustentación con NACA Cambre

Vel. Avance:	0	10	20	m/s
Thrust total:	3186.02	3178.51	2609.98	N
Torque total:	68.42	86.35	112.23	N.m
Pot. Eje:	37.26	47.02	61.11	kW
Eficiencia:		68%	85%	

Si bien se puede observar que los resultados para las hélices de ambos airfoils son bastante similares, se pueden encontrar diferencias con las que se puede tomar una fácil decisión. En términos de thrust, la hélice con Naca Cambre (Tabla 10. Resultados hélice de sustentación con NACA Cambre) obtuvo en los 3 casos mayores valores pero no muy lejanos a los obtenidos con el NACA 24112 (Tabla 9. Resultados hélice de sustentación con NACA 24112), y en ambos casos las dos cumplen con el thrust requerido para mantener aceleración constante. Sin embargo, la gran diferencia se encuentra en la potencia requerida, aquí los mayores valores pertenecen también a la hélice con NACA Cambre, pero esto no es precisamente bueno, de lo contrario, este se convirtió en el factor determinante para optar por el NACA 24112 como el airfoil a utilizar. Además, los valores de eficiencia del NACA 24112 son mayores, lo cual es positivo. Cabe aclarar, que se supuso la misma velocidad angular para ambos casos y para todas las velocidades (5200 RPM).

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Tabla 11. Geometría para las hélices de sustentación

Sección	dr (m)	dist. al centro (m)	Á. alpha	Cuerda (m)
1	0.031	0.115	25	0.064
2	0.031	0.146	23.75	0.073
3	0.031	0.177	22.5	0.080
4	0.031	0.208	21.25	0.087
5	0.031	0.238	20	0.092
6	0.031	0.269	18.75	0.095
7	0.031	0.300	17.5	0.097
8	0.031	0.331	16.25	0.095
9	0.031	0.362	15	0.092
10	0.031	0.392	13.75	0.087
11	0.031	0.423	12.5	0.080
12	0.031	0.454	11.25	0.073
13	0.031	0.485	10	0.064

Luego de definir el airfoil, se procedió a modelar la hélice calculada según los datos indicados en la Tabla 11. Geometría para las hélices de sustentación, en la que se denotan los valores de cuerda, ángulo de ataque geométrico, distancia al centro, y diferencial de radio para cada sección de cada aspa. Obteniendo de esta forma la hélice presentada en las siguiente ilustración:

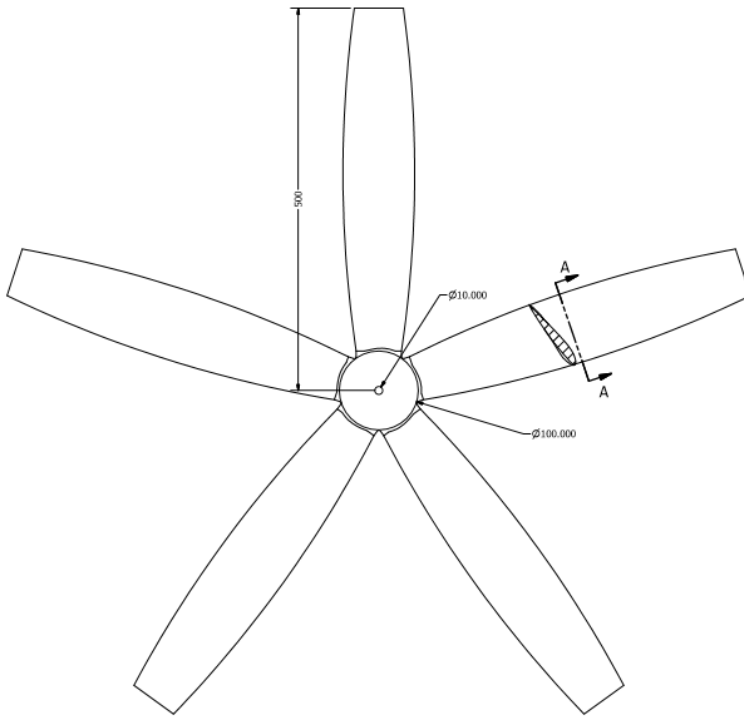
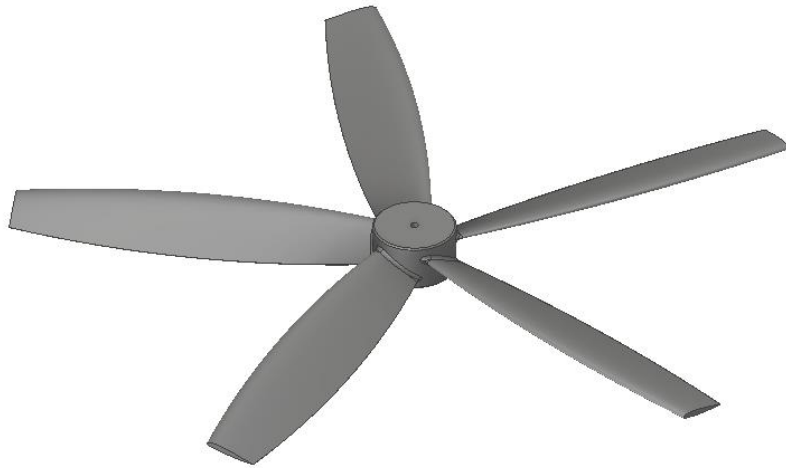


Ilustración 25. Modelo CAD y medidas generales de una hélice de ascenso

Es importante aclarar que para el diseño final de la aeronave se pensó en incorporar estas hélices como hélices ductadas (ducted fans), de esta manera se puede lograr aumentar la eficiencia de las hélices de manera considerable. Y, para aumentar aún más la eficiencia del sistema hélice-ducto se debería incorporar alabes fijos en la parte inferior de las hélices fijas (salida del aire), estos alabes cumplirían el rol de direccionadores del

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

flujo de aire a la salida, y sí se aumenta la cantidad de flujo en la componente vertical se aumenta el empuje. Pero estos direccionadores no se incorporaron ya que el aumento que estos pueden representar en la eficiencia probablemente no justifique el aumento de peso que significarían.

3.3 ALAS

Para las alas se estableció una longitud de 8m (cada una), un ángulo de ataque de 4° y un washout de 0, esto significa que el ángulo de ataque permanece constante a lo largo del ala, una distancia de cuerda en la raíz (Cr) de 2.5m, y una distancia de cuerda en la raíz (Ct) de 1.8m. Según estos parámetros y los coeficientes de lift y drag entregados por el software online de Aerodynamics4students.com se evaluaron las alas a 41.67m/s. Los resultados se resumen en la Tabla 12 y Tabla 13.

Tabla 12. Resultados de lift y drag en las alas

Lift	19930.60	N
Drag	597.82	N

El lift requerido para las alas se estableció en 19600N y según la Tabla 12. Resultados de lift y drag en las alas este valor se superó. Además, se espera que el fuselaje también aporte algo de lift. Por otro lado, el valor de drag parece ser bajo, pero es porque este solo es el valor del drag inducido, en este no se tiene en cuenta el drag por forma que es el más alto. Por esta razón se prefiere no hacer ningún cálculo posterior con este valor.

Tabla 13. Geometría para las alas

Sección	dr (m)	dist. a raíz (m)	Á. ataque	Cuerda
1	0.615	0.308	4	2.5
2	0.615	0.923	4	2.442
3	0.615	1.538	4	2.383
4	0.615	2.154	4	2.325
5	0.615	2.769	4	2.267
6	0.615	3.385	4	2.208
7	0.615	4.000	4	2.150
8	0.615	4.615	4	2.092

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

9	0.615	5.231	4	2.033
10	0.615	5.846	4	1.975
11	0.615	6.462	4	1.917
12	0.615	7.077	4	1.858
13	0.615	7.692	4	1.8

Posteriormente se modelaron las alas según los valores de la Tabla 13. Geometría para las alas y el airfoil elegido (Ilustración 20. Airfoil Clark-Y.). Con lo que se obtuvo el siguiente modelo:

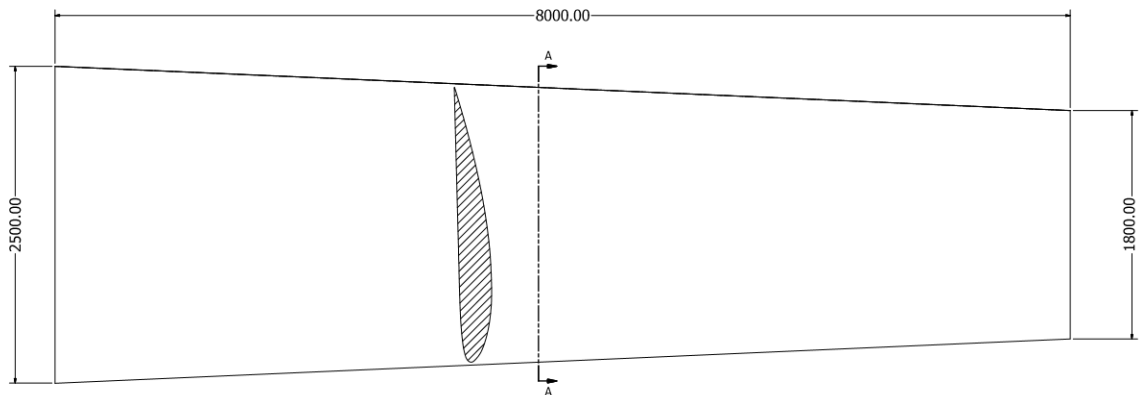
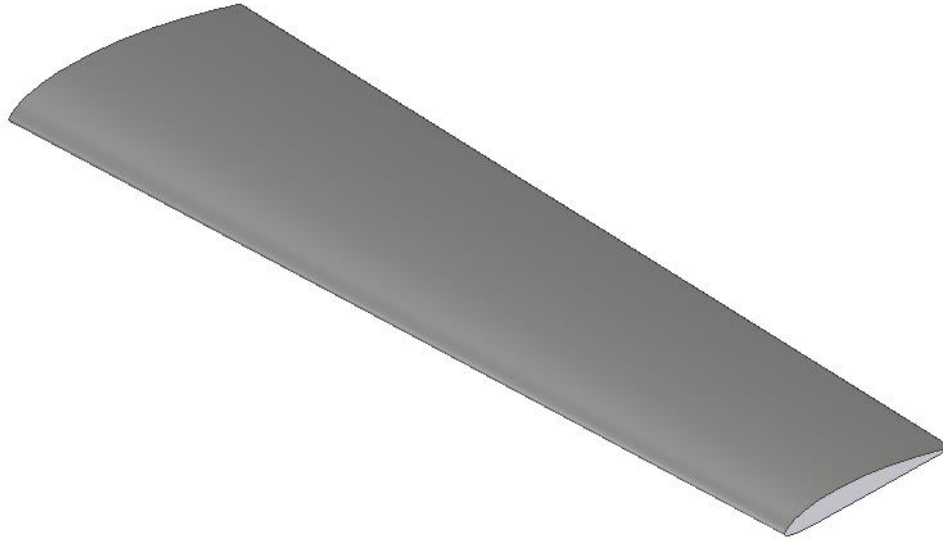


Ilustración 26. Modelo CAD y medidas generales de un ala

3.4 SIMULACIONES CFD

Los resultados obtenidos para los modelos planteados en la metodología (Ilustración 21. Modelo 1 a Ilustración 24. Modelo 4) se analizaron con el “Wall calculator” de Autodesk CFD, este permite conocer las fuerzas totales ejercidas sobre los volúmenes de interés. Con dicha herramienta se consiguieron los valores de la Tabla 14.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Tabla 14. Resumen de resultados CFD de los modelos (Anexo 11)

	Modelo 1	Modelo 2	Modelo 3	Modelo 4
Total Fx (N):	6.9	21.9	10	-114.2
Total Fy (N):	7585.6	16757.4	19276.9	20270.4
Total Fz (N):	-3600.4	-5226.9	-6919.86	-5602.39

En la Tabla 14 Total Fy corresponde a la fuerza vertical, ósea la fuerza de sustentación o lift generado, y total Fz corresponde a la fuerza horizontal, ósea al drag generado. Total Fx no es relevante ya que este debería ser 0 por la simetría de los modelos.

Ahora bien, analizando dichos valores se puede identificar que a medida que crece el número del modelo se nota un progreso. El modelo 1 tiene el menor drag, pero también el menor lift, y este está muy alejado del objetivo (19600 N). En el modelo 2 se nota un aumento significativo en el lift, pero todavía no llega a lo esperado, además el drag también aumenta. Para el modelo 3 ya se empiezan a observar un valor de lift muy cercano a lo buscado, pero el drag es muy alto. Y, el modelo 4 no solo cumple con creces en términos del lift, sino que también tiene el segundo valor de drag más bajo. Por lo anterior se elige el modelo 4 (Ilustración 24. Modelo 4) como el concepto con el que se debe continuar. Con esto se demuestra que es mejor ubicar las alas en la parte superior donde no estén unidas al soporte de las hélices. Esto también permite que el concepto sea un poco más compacto.

3.5 HÉLICE DE EMPUJE

Inicialmente se evaluaron las hélices con los respectivos airfoils según la primera aproximación del drag calculado para la autonomía en el diseño conceptual. Pero, se prefirió esperar a realizar las simulaciones de CFD para comprobar dicho drag. Al final el drag arrojado por las simulaciones (5600N) fue mucho mayor al de la primera aproximación (aproximadamente de 1500N). Entonces se definió el drag arrojado en las simulaciones como objetivo se empuje y se procedió a evaluar las hélices de ambos airfoils.

Este proceso fue el mismo al realizado con las hélices de ascenso, a excepción del empuje requerido, y que para esta hélice el análisis se debe hacer considerando únicamente la velocidad de avance presupuestada para el vuelo horizontal (41.67 m/s), tal como se observa en la Tabla 15. Comparativo NACA 24112 y NACA Cambre para hélice de empuje.

Tabla 15. Comparativo NACA 24112 y NACA Cambre para hélice de empuje

	NACA 24112	Naca Cambre	
--	------------	-------------	--

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Vel. Avance	41.67	41.67	m/s
Empuje total:	5604.93	5622.20	N
Torque total:	789.90	810.11	N.m
Pot. Eje:	248.15	254.50	kW
Eficiencia:	94%	92%	

Esta vez el resultado también fue similar a aquel de las hélices de ascenso. Y de igual manera, termina siendo la potencia requerida y la eficiencia los factores determinantes en los que se basa la elección del airfoil NACA 24112 como el más apto para el diseño.

Tabla 16. Geometría para la hélice de empuje

Sección	dr (m)	dist. al centro (m)	Á. alpha	Cuerda (m)
1	0.05769231	0.14884615	40	0.10395813
2	0.05769231	0.20653846	37.5	0.12016868
3	0.05769231	0.26423077	35	0.13529502
4	0.05769231	0.32192308	32.5	0.14836449
5	0.05769231	0.37961538	30	0.1584659
6	0.05769231	0.43730769	27.5	0.16485393
7	0.05769231	0.495	25	0.16704
8	0.05769231	0.55269231	22.5	0.16485393
9	0.05769231	0.61038462	20	0.1584659
10	0.05769231	0.66807692	17.5	0.14836449
11	0.05769231	0.72576923	15	0.13529502
12	0.05769231	0.78346154	12.5	0.12016868
13	0.05769231	0.84115385	10	0.10395813

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Con los datos de la Tabla 16. Geometría para la hélice de empuje y el airfoil elegido se modeló la hélice de empuje obteniendo así la hélice presentada a continuación:

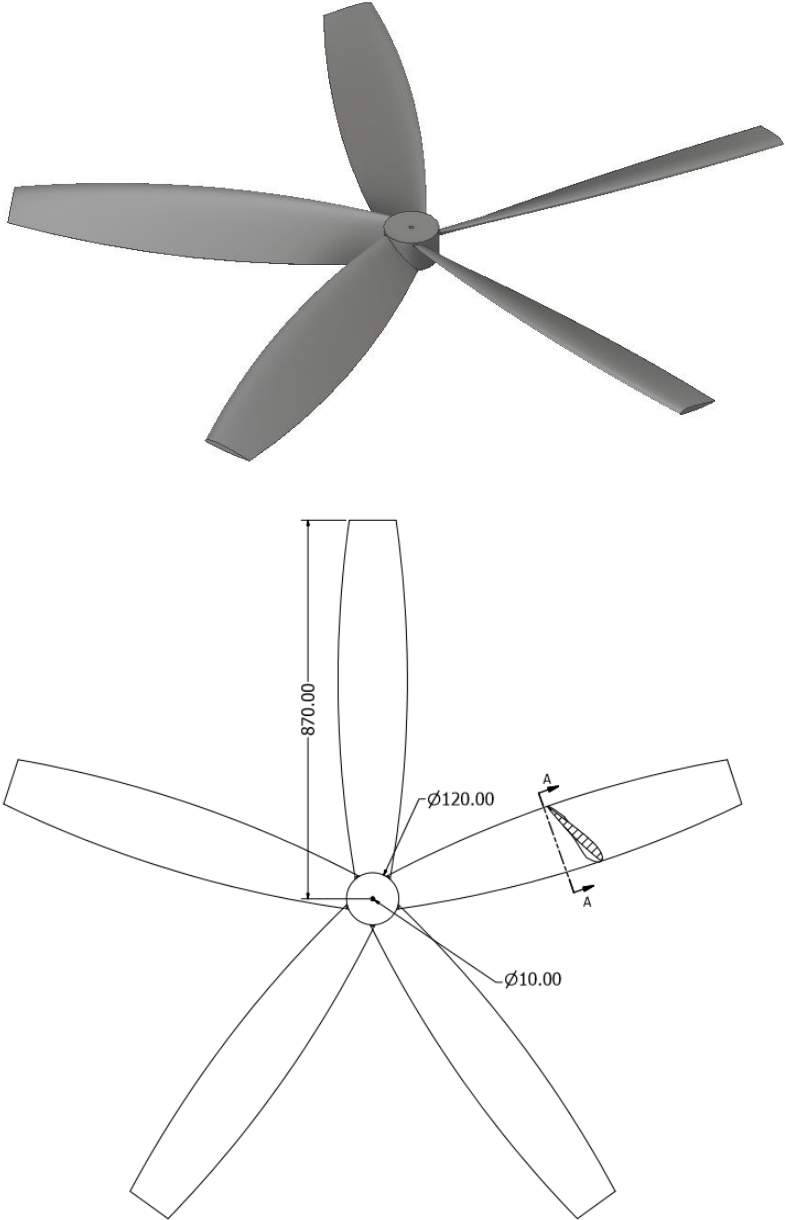


Ilustración 27. Modelo CAD y medidas generales de la hélice de empuje

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

3.6 MOTORES Y BATERÍAS

Para las hélices de ascenso se eligieron motores según los requerimientos de potencia a 10m/s (40kW, 74N.m, y 5200rpm). Se eligieron entonces unos motores chinos de marca Mp y referencia MP-202150, estos cuentan con una capacidad de potencia continua de 45 kW y una potencia máxima de 80kW, una velocidad angular máxima de 8000rpm, y un torque máximo de 120N.m. Dichos motores pesan 12kg cada uno y sus dimensiones son de 202mm de diámetro y 150mm de altura. («Mp202150 80kw Brushless Outrunner Motor Para Vehículo Eléctrico », s. f.)

En cambio, para la hélice de empuje la selección es un poco más compleja debido a los altos requerimientos (249kW, 790N.m, y 3000rpm), y en ese sector los candidatos son pocos. Sin embargo, el candidato más apto parece ser el Siemens SP260D que cuenta con una potencia máxima de 260kW, un torque máximo de 1000N.m, y una velocidad angular máxima de 2250rpm. Ya que la velocidad angular del motor es menor a la de la hélice, pero el torque es mayor, se podría hacer una transmisión de cadena con una relación $\frac{3}{4}$ del motor a la hélice. Las dimensiones del motor en cuestión son de 418mm de diámetro y 300mm de altura y pesa 50kg. (Anton et al., 2018)

Y, respecto a las baterías se eligieron unas de las mejores baterías del mercado en la actualidad, las Panasonic 2170. Estas son las baterías en el recientemente lanzado Tesla Model 3. Se estima que dichas baterías tienen una densidad energética de 250kWh/kg. (Hawkins, s. f.)

Tabla 17. Consumo energético por tramo actualizado

	Trabajo (kWh)
Tramo 1:	3.497
Tramo 2:	124.8
Tramo 3:	2.898
Total:	131.200
Eficiencia hélices:	90%
Energía:	146

Entonces se actualizaron los cálculos de autonomía hechos al principio con los nuevos valores de drag hallados en las simulaciones, de lo que resultó una demanda energética máxima de 164 kWh (Tabla 17. Consumo energético por tramo actualizado); si se divide este valor por la densidad energética de las baterías seleccionadas se obtiene un peso de 583kg.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

3.7 UBICACIÓN DE ELEMENTOS

Una vez definidos todos los componentes y sus dimensiones se procedió ensamblar el concepto final.

En cuanto a las alas, lo ideal es ubicar el punto de mayor sustentación (1/4 de la cuerda) a la misma distancia longitudinal a la que se encuentra el centro de gravedad (C.G.) de la aeronave. Para esto se supuso una ubicación del C.G. asumiendo que hay una mayor proporción de peso en la parte delantera, y se ubicó el punto de mayor sustentación de las alas en el mismo eje vertical del C.G. como se muestra en la Ilustración 28.

Con la hélice de empuje sucede algo similar, el centro geométrico de esta debe estar alineado con el C.G. Aunque, debido al gran tamaño de esta, no se puede alinear del todo con el C.G. (Ilustración 28)



Ilustración 28. Perfil del modelo CAD final con C.G. supuesto

Como se mencionó en el inicio, las alas deben ser retractiles, esto no solo ayudaría a que las alas no obstruyan el paso del aire hacia las hélices de ascenso, sino también a hacer la aeronave más compacta cuando este despegando y aterrizando, permitiéndole así tener acceso a zonas a las que no tendría acceso si tuviera las alas fijas.

Por lo tanto, se generó un concepto en el que se ilustrara cómo, mediante un mecanismo hidráulico, las alas se doblen hacia arriba (Ilustración 29) para retraerse, y así mismo se despliegan.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.



Ilustración 29. Modelo CAD del concepto en etapa de transición

Y también, sería ideal que este concepto incorpore un sistema que cierre los ductos e los que están ubicados las hélices de sustentación, para cuando la aeronave este desplazándose de manera horizontal. De esta forma se evitaría que se genere un drag adicional debido a estas aberturas y a las hélices. En la Ilustración 30 se puede observar lo dicho anteriormente.

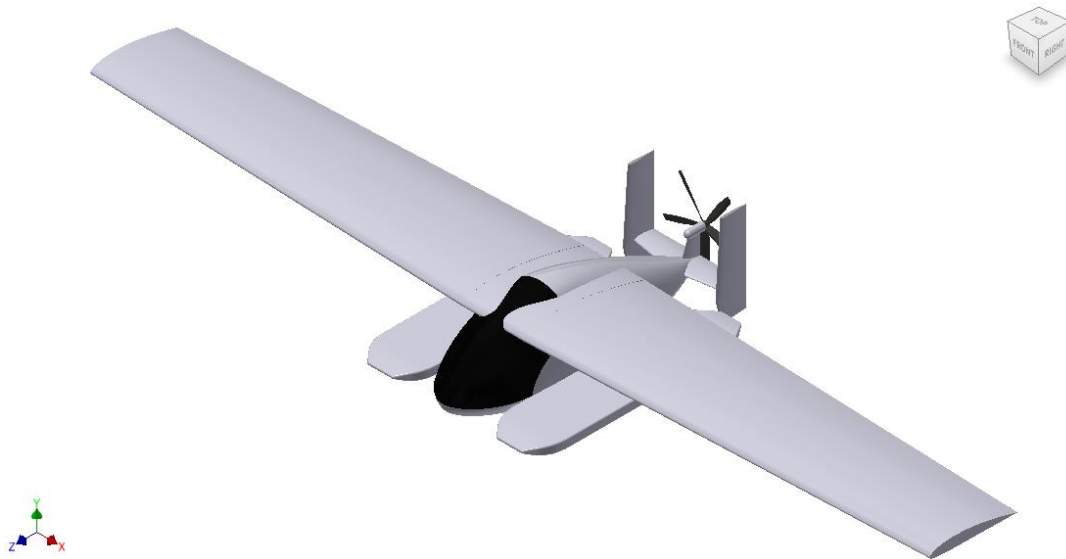


Ilustración 30. Modelo CAD del concepto en configuración de vuelo horizontal

Otro elemento importante que no se mencionó en los resultados son los estabilizadores. A pesar de que se hizo una primera aproximación de las dimensiones de estos, los valores resultantes de las áreas de estos fueron muy altos, por lo que se prefirió dejar el cálculo de estos pendiente para una posible continuación de este trabajo. En cambio, se generó el modelo de unos estabilizadores para ilustrar una posible configuración de los elementos en cuestión como se observa en la Ilustración 30.

El volumen mostrado en la Ilustración 31. Medidas generales fuselaje corresponde a todo el espacio designado a los pasajeros (cabina). Este cambió respecto al primer concepto ya que, se hizo un poco más angosto, pero se alargó. Esto con el fin de generar una geometría más aerodinámica, pero respetando aún el espacio necesario para la ubicación de los 3 pasajeros como se propuso inicialmente (Ilustración 7. Primer modelo del concepto Ilustración 8. Distribución conceptual de sillas). En dicho espacio se piensa también ubicar las baterías y los elementos eléctricos y de control necesarios para todo el circuito eléctrico de la aeronave.

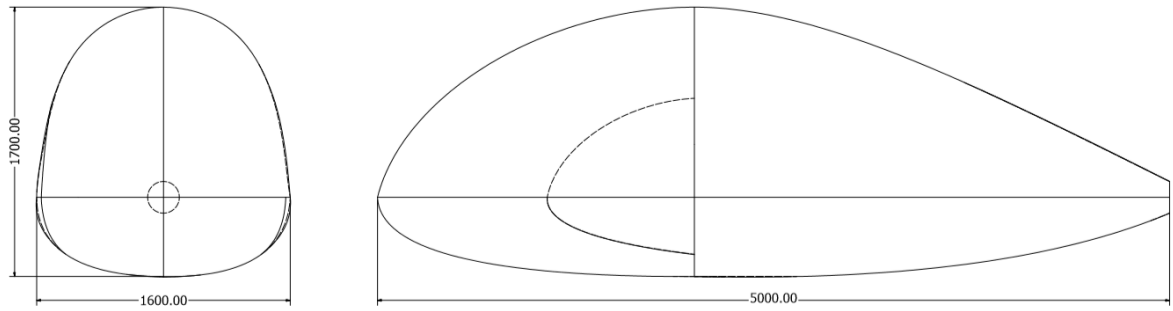


Ilustración 31. Medidas generales fuselaje en milímetros

En la Ilustración 32 y la Ilustración 33 se puede observar el concepto final con todos sus elementos.

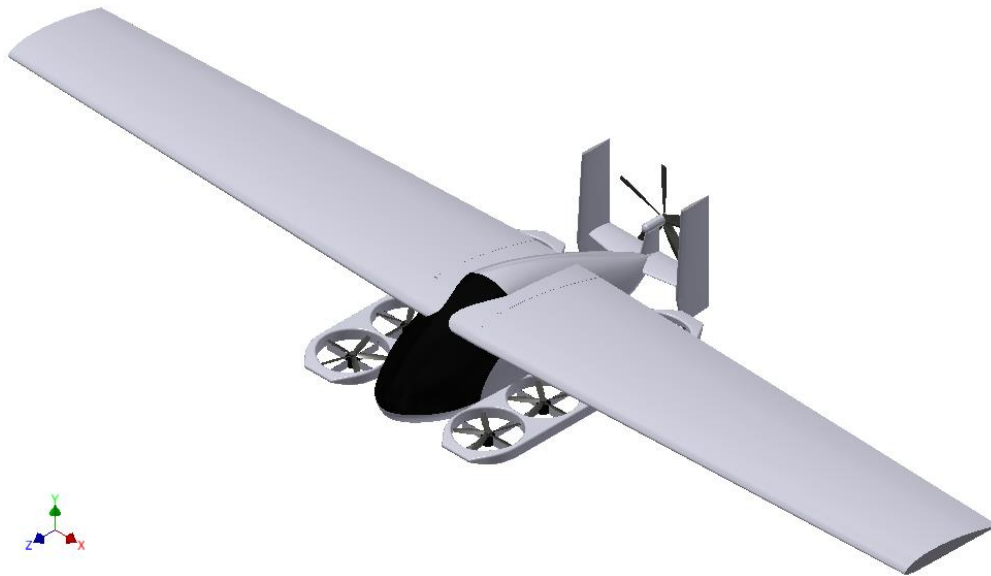


Ilustración 32. Modelo CAD del concepto final

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.



Ilustración 33. Modelo CAD del concepto en etapa de despegue y aterrizaje

3.8 ESPECIFICACIONES GENERALES

De el concepto generado se pueden resaltar las siguientes especificaciones:

- Rango: 80 km
- Vel. promedio de vuelo: 150 km/h
- Capacidad: 3 pasajeros
- Payload máximo: 270 kg
- Peso baterías: 583 kg

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

- Peso total motores: 146 kg
- Ancho: 3.6 m (sin contar las alas)
- Largo: 5 m
- Alto: 1.7 m (sin contar las alas)
- Altura promedio de vuelo: 600 m (desde suelo de referencia)
- Piloto: asistido

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

4. CONCLUSIONES Y CONSIDERACIONES FINALES

4.1 CONCLUSIONES

- En las encuestas se percibió la tendencia de la gente hacia el ámbito social. La mayoría de los encuestados votaron por una capacidad de 3 o más pasajeros, y estos también prefirieron una disposición de sillas en la que estén 2 pasajeros uno al lado del otro. Esto demuestra una tendencia hacia lo social por que en términos técnicos lo ideal para esta aeronave sería una capacidad de 2 pasajeros, y una disposición de sillas en fila.
- El cambio del concepto inicial generado en la etapa de diseño conceptual a el concepto final fue drástico. Dicho cambio se debe a que en el concepto inicial solo se tuvieron en cuenta medidas generales y se realizó pensando en ilustrarle a los encuestados la idea general. En cambio, para el concepto final se desarrollo pensando en optimizar la condición aerodinámica y así obtener un mejor rendimiento tanto en las hélices como las alas, motores y baterías.
- El dimensionamiento de las hélices es un proceso muy iterativo, e independiente de sí se establecen medidas generales como el radio máximo, la geometría de las hélices puede variar mucho según las condiciones de operación. Y, ya que se implementaron hélices de paso fijo en este diseño, estas tenían que cumplir con los requerimientos presupuestados en todas las condiciones de velocidad de avance, esto también limita el diseño.
- Con las simulaciones de CFD realizadas a los modelos (Ilustración 21. Modelo 1 a Ilustración 24. Modelo 4) se observó que cualquier pequeño cambio puede tener efectos muy grandes en términos de drag y lift. Estos modelos no eran muy distintos el uno del otro, sin embargo, sus resultados de lift y drag si lo fueron.
- La diferencia en los resultados de elementos con distintos airfoils no es muy grande, pero si es suficiente como para evaluar varios airfoils, que sean recomendados para el trabajo, y seleccionar el más apto. Esto puede significar un ahorro considerable de energía a largo plazo.
- Tanto para las hélices de sustentación como para la de empuje se optó por implementar el airfoil NACA 24112 debido a que en ambos casos con este se presentaba un menor requerimiento de potencia para cumplir con el mismo thrust establecido.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

- Las alas resultaron con un span de 16m, cada ala tiene una longitud de 8m. Este valor es tan alto ya que para volar a la velocidad horizontal establecida se requiere una gran superficie alar.
- Se logró mantener el peso de los componentes analizados por debajo del peso establecido (2000 kg), y quedó restando un peso importante que se debe distribuir en los componentes no analizados, como el fuselaje y el circuito eléctrico entre otros.

4.2 RECOMENDACIONES

- A pesar de que al principio se planteó el diseño detallado del sistema de propulsión, el dimensionamiento de este fue bastante complejo, por lo que se sugiere para una posible continuación de este trabajo finalizar el diseño en detalla para el que se requeriría asignar materiales, realizar simulaciones de elementos finitos (FEM), y elaborar los planos.
- El dimensionamiento inicial de los estabilizadores de cola arroja unos resultados muy altos, esto puede ser debido al tamaño de las alas implementadas. Por esto, dicho dimensionamiento se sugiere como cálculo para un trabajo posterior en el que se verifiquen de manera detallada las medidas de los componentes mencionados.

REFERENCIAS

- TAMAYO Y TAMAYO, Mario. *Serie Aprender a Investigar, Módulo 5: El proyecto de investigación. 3ª Ed. Bogotá, ICFES, 1999. 237 p.* Anton, F., Otto, O., Sales, H., Development, B., Olbrechts, T., Aerospace, S., ... Manager, M. (2018). *Presentation on behalf of Siemens eAircraft Siemens eAircraft Siemens Next47 Siemens Digital Factory PLM Software Simulation & Testing Solutions.*
- ATAG. (2019). Facts & figures. Recuperado 6 de junio de 2019, de <https://www.atag.org/facts-figures.html>
- Bhanvase, B. A., & Pawade, V. B. (2018). Advanced Nanomaterials for Green Energy: Current Status and Future Perspectives. *Nanomaterials for Green Energy*, 457-472. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-813731-4.00015-1>
- Blain, L. (2019). Ford funds study on eVTOL commuting emissions, and it doesn't go well for Ford. Recuperado 11 de junio de 2019, de New Atlas website: <https://newatlas.com/evtol-commuting-emissions/59245/>
- CLARK Y AIRFOIL (clarky-il). (s.f.). Recuperado 1 de noviembre de 2019, de <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarky-il>
- Gnadt, A. R., Speth, R. L., Sabnis, J. S., & Barrett, S. R. H. (2019). Technical and environmental assessment of all-electric 180-passenger commercial aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 105, 1-30. <https://doi.org/10.1016/J.PAEROSCI.2018.11.002>
- Hawkins, A. J. (s. f.). Electric car battery with 600 miles of range? This startup claims to have done it - The Verge. Recuperado 30 de octubre de 2019, de <https://www.theverge.com/2019/4/4/18293989/innolith-ev-battery-breakthrough-lithium-ion>
- Horizontal and Vertical Tail Design | AeroToolbox.net. (2017). Recuperado 4 de noviembre de 2019, de <https://aerotoolbox.net/design-aircraft-tail/#more-1249>
- Houghton, E. L., Carpenter P.W., Collicot, S. H., & Valentine, D. T. (2012). *Aerodynamics for Engineering Students-6th edition* (6th ed.; Butterworth-Heinemann Ltd., Ed.). Recuperado de [http://rahauav.com/Library/Aerodynamic/Aerodynamics for engineering students_6th_www.rahauav.com.pdf](http://rahauav.com/Library/Aerodynamic/Aerodynamics_for_engineering_students_6th_www.rahauav.com.pdf)
- Intwala, A., & Parikh, Y. (2015). A Review on Vertical Take Off and Landing (VTOL) Vehicles. En *International Journal of Innovative Research in Advanced Engineering (IJIRAE)* (Vol. 2).

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

- KRAAS, F. (2007). Megacities and global change: key priorities. *The Geographical Journal*, 173(1), 79-82. https://doi.org/10.1111/j.1475-4959.2007.232_2.x
- Lilium. (2019). The Jet - Lilium. Recuperado 12 de junio de 2019, de Lilium website: <https://lilium.com/the-jet>
- McCorcmick, B. W. (1995). *AERODYNAMICS, AERONAUTICS, AND FLIGHT MECHANICS*.
- Mp202150 80kw Brushless Outrunner Motor Para Vehículo Eléctrico . (s. f.). Recuperado 30 de octubre de 2019, de <https://spanish.alibaba.com/product-detail/MP202150-80kw-Outrunner-Brushless-Motor-for-60767246678.html?spm=a2700.galleryofferlist.normalList.1.76b24161ssKI8n>
- NACA 24112 (naca24112-jf). (s. f.). Recuperado 1 de noviembre de 2019, de <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca24112-jf>
- NASA, & AAPT. (2015). *WITH YOU WHEN YOU FLY: Aeronautics for Introductory Physics A joint project of NASA Aeronautics and the American Association of Physics Teachers*. Recuperado de https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/aero_introductory_physics.pdf
- ONERA NACA CAMBRE AIRFOIL (ncambre-il). (s. f.). Recuperado 1 de noviembre de 2019, de <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=ncambre-il>
- Pascual, J. A. (2019). EHang 184, el dron taxi volador autónomo y eléctrico que ya transporta pasajeros | Motor - ComputerHoy.com. Recuperado 11 de junio de 2019, de <https://computerhoy.com/noticias/motor/ehang-184-dron-taxi-autonomo-electrico-ya-transporta-pasajeros-383533>
- REGLAMENTOS AERONÁUTICOS DE COLOMBIA - Capítulo IV*. (s. f.). Recuperado de <http://www.aerocivil.gov.co/normatividad/VERSION AGOS 25 2016/RAC 4 - Normas de Aeronavegabilidad y Operación de aeronaves.pdf>
- REGLAMENTOS AERONÁUTICOS DE COLOMBIA - CAPITULO V*. (s. f.). Recuperado de <http://www.aerocivil.gov.co/normatividad/VERSION OCT 15 2015/RAC 5 - Reglamento del Aire.pdf>
- Scythian, M. (s. f.). Accurate Two-Blade Propeller Thrust Calculation. Recuperado 15 de abril de 2017, de <https://www.youtube.com/watch?v=BfDP1ytkUls&list=PLQchhN63uswxIECMyRYIgmjuWWRxtared&index=26&t=741s>
- SPECIAL CONDITION Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Aircraft Special Condition for small-category VTOL aircraft Statement of Issue*. (2019). Recuperado de <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/SC-VTOL-01.pdf>

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

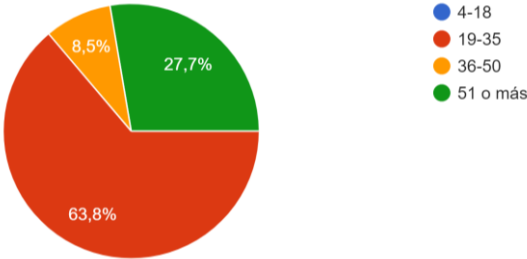
- Subsonic Aerofoil and Wing Theory | Aerodynamics for Students. (s. f.). Recuperado 26 de noviembre de 2019, de <http://www.aerodynamics4students.com/subsonic-aerofoil-and-wing-theory/l1solver.php>
- Sun, X., Zhang, Y., & Wandelt, S. (2017). Air Transport versus High-Speed Rail: An Overview and Research Agenda. *Journal of Advanced Transportation*, 2017, 1-18. <https://doi.org/10.1155/2017/8426926>
- Volocopter. (2019). Volocopter 2X. Recuperado 11 de junio de 2019, de <https://www.volocopter.com/en/product/>
- Xiang, S., Liu, Y. qiang, Tong, G., Zhao, W. ping, Tong, S. xi, & Li, Y. dong. (2018). An improved propeller design method for the electric aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 78, 488-493. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.05.008>
- Xiaoqian, S., Wandelt, S., & Stumpf, E. (2018). Competitiveness of on-demand air taxis regarding door-to-door travel time: A race through Europe. *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, 119, 1-18. <https://doi.org/10.1016/J.TRE.2018.09.006>

ANEXOS

Anexo 1. Resultados encuesta #1

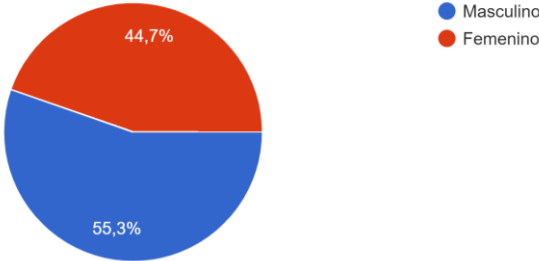
Edad

47 respuestas



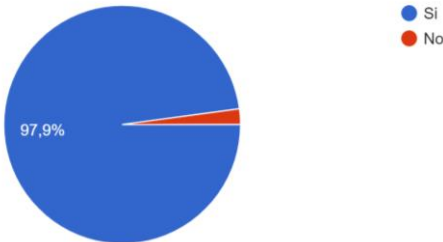
Genero

47 respuestas



¿Le gustaría transportarse en una aeronave eléctrica a nivel urbano?

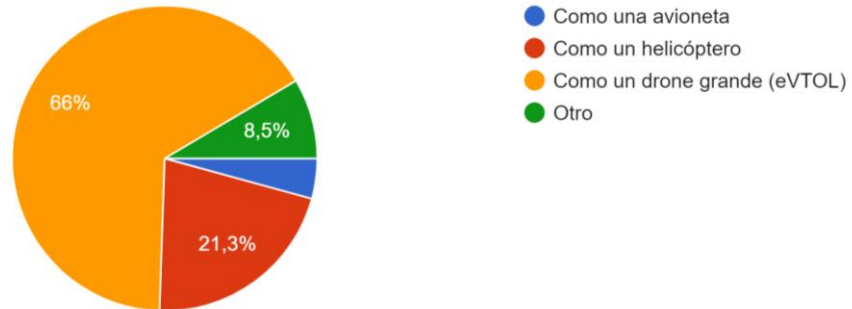
47 respuestas



La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

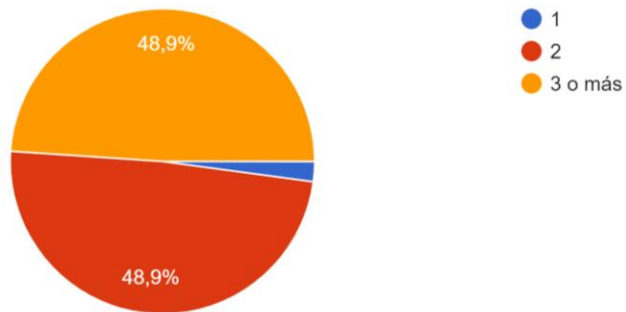
¿Cómo se imagina dicho vehículo?

47 respuestas



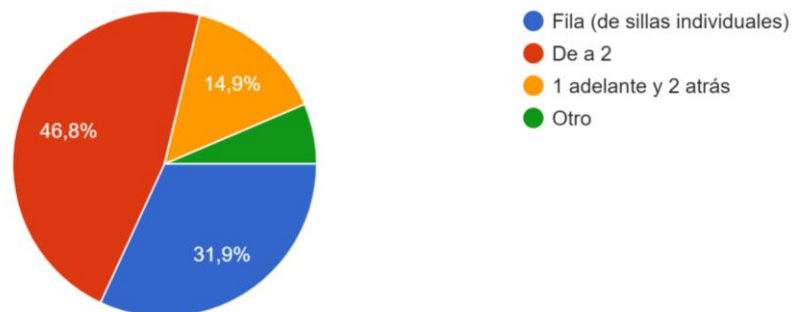
¿Para cuántos pasajeros le gustaría que fuera?

47 respuestas



¿Qué disposición de sillas considera ideal para dicho vehículo?

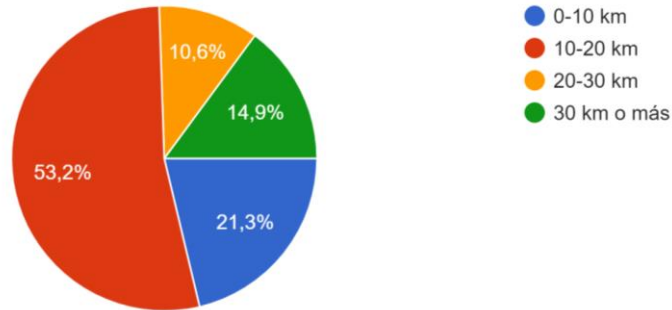
47 respuestas



La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

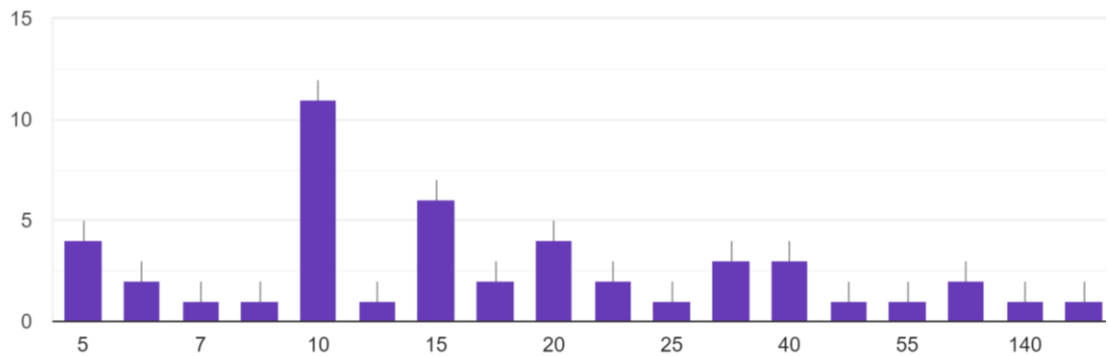
¿Cuánta distancia recorre usted en un día promedio (por trayecto)?

47 respuestas



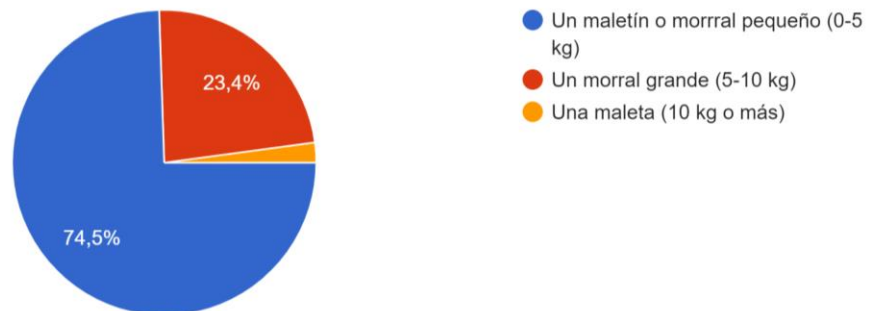
¿Cuánto tiempo estima demorarse recorriendo dicho trayecto en dicho vehículo? (De su respuesta en minutos)

47 respuestas



¿Qué equipaje lleva cuando se transporta usualmente?

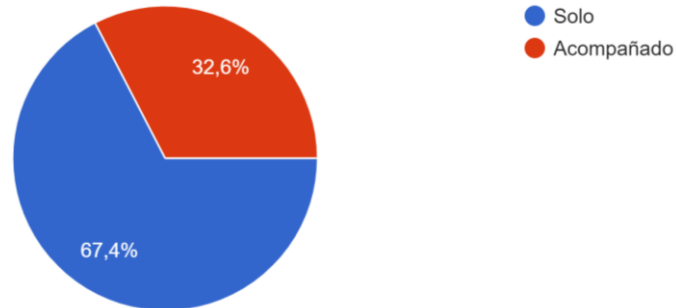
47 respuestas



La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

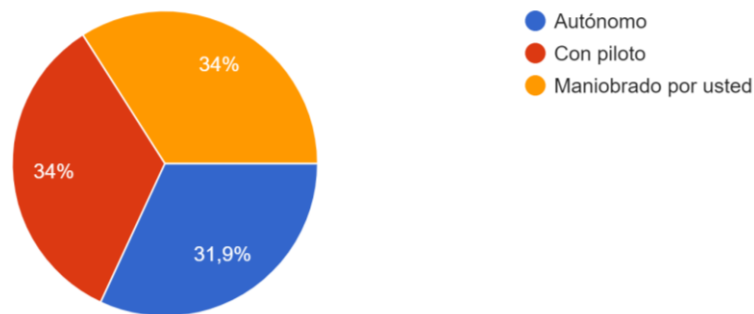
Quando se transporta usualmente lo hace:

46 respuestas



¿Cómo preferiría que fuera este vehículo?

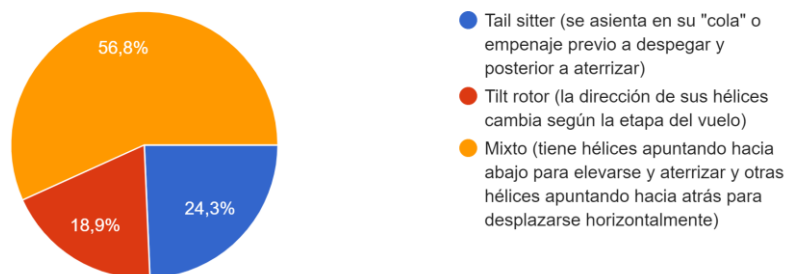
47 respuestas



Anexo 2. Resultados encuesta #2

¿Qué tipo de vehículo le daría mayor CONFIANZA?

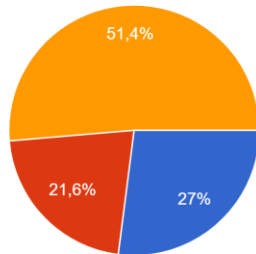
37 respuestas



La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

¿Qué tipo de vehículo le GUSTARÍA más?

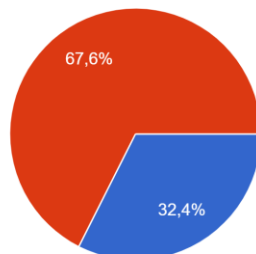
37 respuestas



- Tail sitter (se asienta en su "cola" o empenaje previo a despegar y posterior a aterrizar)
- Tilt rotor (la dirección de sus hélices cambia según la etapa del vuelo)
- Mixto (tiene hélices apuntando hacia abajo para elevarse y aterrizar y otras hélices apuntando hacia atrás para desplazarse horizontalmente)

Asumiendo que este vehículo tiene capacidad para 3 pasajeros, ¿qué disposición de sillas preferiría?

37 respuestas

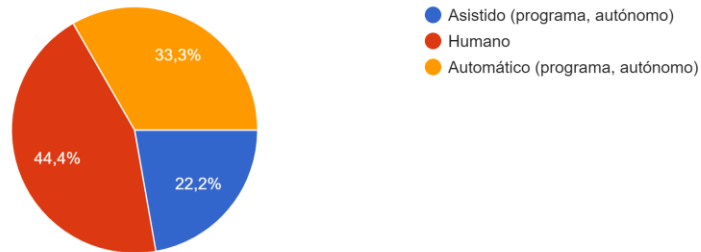


- Fila
- 2 y 1

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

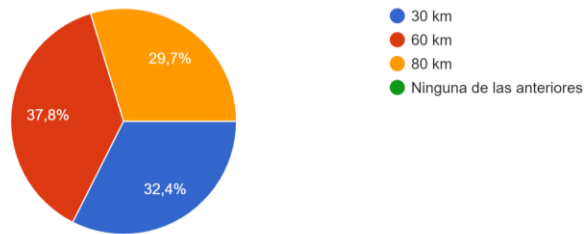
Sí este vehículo tiene piloto, preferiría que fuera:

36 respuestas



Teniendo en cuenta el recorrido que usted hace a diario, ¿con qué autonomía se sentiría cómodo para este tipo de vehículo?

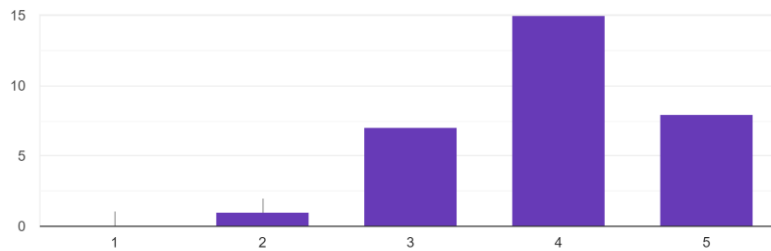
37 respuestas



Anexo 3. Resultados encuesta #3:

¿Qué tanta CONFIANZA le da este concepto? (siendo 5 la máxima valoración)

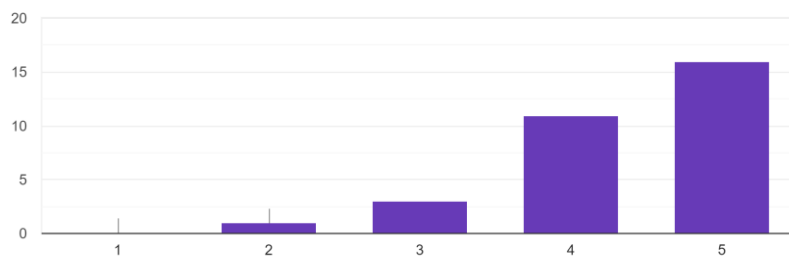
31 respuestas



La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

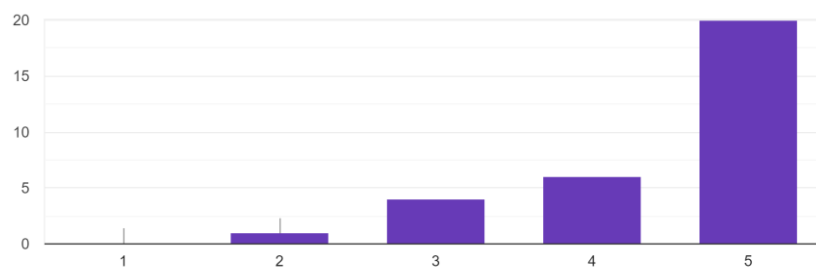
¿Qué tanto le GUSTA este concepto? (siendo 5 la máxima valoración)

31 respuestas



¿Qué tan cómodo se sentiría con esta distribución de sillas? (siendo 5 la máxima valoración)

31 respuestas



La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Anexo 4. Datos de entrada para Prop_design

```

1 OPTIMIZE FOR TAKEOFF OR CRUISE; 1 FOR TAKEOFF, 2 FOR CRUISE (INTEGER, NON-DIM)
1.0 INITIAL PITCH TO TRY FOR TAKEOFF OPTIMIZATION (REAL, METERS, DEFAULT = 1.0)
0.9 EFFECTIVE VELOCITY LIMIT (REAL, MACH, DEFAULT = 0.9)
0.1 AIRCRAFT VELOCITY, PROGRAM SETS THIS TO ZERO IF OPTIMIZING FOR TAKEOFF (MACH NUMBER)
6900. ALTITUDE (FEET)
2 SET GEOMETRY BASED ON; 1 SHAFT POWER (SHP), 2 THRUST (N), OR 3 VOLUMETRIC FLOW RATE (CFM)
2600. ENTER TARGET VALUE; 1 SHAFT POWER (SHP), 2 THRUST (N), OR 3 VOLUMETRIC FLOW RATE (CFM)
3600. SHAFT ANGULAR VELOCITY (RPM)
4 MIN. NUMBER OF BLADES (INTEGER, NON-DIM)
6 MAX. NUMBER OF BLADES (INTEGER, NON-DIM)
1.5 MAX. ALLOWABLE RADIUS (METERS)
2.0 MINIMUM RADIUS/CHORD RATIO (REAL, NON-DIM)
1 CHORD DISTRIBUTION SWITCH (INTEGER, NON-DIM)
2 ALLOW SWEEP; 1 FOR YES, 2 FOR NO (INTEGER, NON-DIM)
0. 0. 0. 0. FOUR VALUES OF AIRFOIL SWEEP, TO EVALUATE AT CRUISE (REAL, DEGREES)
0. 5. 10. 15. FOUR VALUES OF BLADE TIP SWEEP, TO EVALUATE AT CRUISE (REAL, DEGREES)
0. AIRFOIL SWEEP, TO EVALUATE AT TAKEOFF (REAL, DEGREES)
1 PROPELLER ROTATION; 1 FOR CLOCKWISE, 2 FOR COUNTER-CLOCKWISE (INTEGER, NON-DIM)
1 SWEEP DIRECTION; 1 FOR BACK, 2 FOR FORWARD (INTEGER, NON-DIM)
3 HUB END POINT (INTEGER, NON-DIM)
1 SWEEP START POINT (INTEGER, NON-DIM)
2 DUCTED/UNDUCTED SWITCH; 1 FOR DUCTED, 2 FOR UNDUCTED (INTEGER, NON-DIM)
2 USE THE CUSTOM FLUID PROPERTIES BELOW; 1 FOR YES, 2 FOR NO (INTEGER, NON-DIM)
1.225 DENSITY (KG/M^3)
340.3 SPEED OF SOUND (M/S)
1.46E-5 KINEMATIC VISCOSITY (M^2/S)

```

CHORD DISTRIBUTION OPTIONS:

- 1 FOR CONSTANT, AIRFOILS ALIGNED ALONG THE QUARTER CHORD
- 2 FOR ELLIPTICAL, AIRFOILS ALIGNED ALONG THE QUARTER CHORD
- 3 FOR ELLIPTICAL, AIRFOILS ALIGNED ALONG CHORD / 2
- 4 FOR SCIMITAR, ELLIPTICAL WITH AIRFOILS ALIGNED ALONG THE TRAILING EDGE

Anexo 5. Resultados Prop_design con 4, 6, y 8 hélices

BLADE COUNT = 4	BLADE COUNT = 4
RADIUS (METERS) = 0.664414436577993	RADIUS (METERS) = 0.586083146480894
RADIUS (INCHES) = 26.1580486840683	RADIUS (INCHES) = 23.0741396251398
RADIUS (FEET) = 2.17983739033903	RADIUS (FEET) = 1.92284496876165
DIAMETER (METERS) = 1.32882887315599	DIAMETER (METERS) = 1.17216629296179
DIAMETER (INCHES) = 52.3160973681366	DIAMETER (INCHES) = 46.1482792502795
DIAMETER (FEET) = 4.35967478067805	DIAMETER (FEET) = 3.84568993752329
PHI MAX. (DEGREES) = 0.00000000000000E+000	PHI MAX. (DEGREES) = 0.00000000000000E+000
AIRFOIL SWEEP (DEGREES) = 0.00000000000000E+000	AIRFOIL SWEEP (DEGREES) = 0.00000000000000E+000
BLADE TIP SWEEP (DEGREES) = 0.00000000000000E+000	BLADE TIP SWEEP (DEGREES) = 0.00000000000000E+000
TOTAL TIP SWEEP (DEGREES) = 0.00000000000000E+000	TOTAL TIP SWEEP (DEGREES) = 0.00000000000000E+000
SHAFT POWER (KW) = 233.132807833651	SHAFT POWER (KW) = 151.721136189858
SHAFT POWER (SHP) = 312.636245114232	SHAFT POWER (SHP) = 203.461395089051
SHAFT POWER (WATTS) = 233132.807833651	SHAFT POWER (WATTS) = 151721.136189858
THRUST (KGF) = 522.094699387831	THRUST (KGF) = 348.742943626954
THRUST (LBF) = 1151.02179232302	THRUST (LBF) = 768.846587609807
THRUST (N) = 5119.99999870387	THRUST (N) = 3419.99999810687
THRUST (OZF) = 18416.3485603299	THRUST (OZF) = 12301.5453237125
FAN EFFICIENCY (%) = 94.4832474570321	FAN EFFICIENCY (%) = 89.8516723450458

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

```

BLADE COUNT = 4
RADIUS (METERS) = 0.538728185489741
RADIUS (INCHES) = 21.2097710821884
RADIUS (FEET) = 1.76748092351570
DIAMETER (METERS) = 1.07745637097948
DIAMETER (INCHES) = 42.4195421643768
DIAMETER (FEET) = 3.53496184703140
PHI MAX. (DEGREES) = 0.00000000000000E+000
AIRFOIL SWEEP (DEGREES) = 0.00000000000000E+000
BLADE TIP SWEEP (DEGREES) = 0.00000000000000E+000
TOTAL TIP SWEEP (DEGREES) = 0.00000000000000E+000
SHAFT POWER (KW) = 113.682214109203
SHAFT POWER (SHP) = 152.450360314510
SHAFT POWER (WATTS) = 113682.214109203
THRUST (KGF) = 265.126214418330
THRUST (LBF) = 584.503253661487
THRUST (N) = 2599.99999821843
THRUST (OZF) = 9352.05199925179
FAN EFFICIENCY (%) = 86.4749113557460

```

Anexo 6. Tablas con datos de entrada para hélices

Hélice de sustentación con airfoil NACA 24112:

#hélices:	8	
Densidad aire:	0.99	kg/m ³
v. angular:	5200	rpm
	544.54	rad/s
Thrust/rotor:	2622	N
# secciones:	13	
Radio:	0.5	m
Radio hub:	0.1	m
Beta:	20	
C1:	0.19	
<i>m</i> :	0.6	
# palas:	5	
Vel. Avance	10.00	m/s

Hélice de sustentación con airfoil NACA Cambre

#hélices:	8	
Densidad aire:	0.99	kg/m ³
v. angular:	5200	rpm
	544.54	rad/s
Thrust/rotor:	2622	N
# secciones:	13	
Radio:	0.5	m
Radio hub:	0.1	m
Beta:	5	
C1:	0.19	
<i>m</i> :	0.6	
# palas:	5	
Vel. Avance	10.00	m/s

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Hélice de empuje con airfoil NACA 24112:

#hélices:	1	
Densidad aire:	0.99	kg/m ³
Viscosidad cin.:	0.000015111	m ² /s
v. angular:	3000	rpm
	314.16	rad/s
Thrust/rotor:	5594.53125	KN
# secciones:	13	
Radio:	0.87	m
Radio hub:	0.12	m
Beta:	20	
C1:	0.192	
<i>m</i> :	0.568965517	
# palas:	5	
Vel. Avance	41.67	m/s

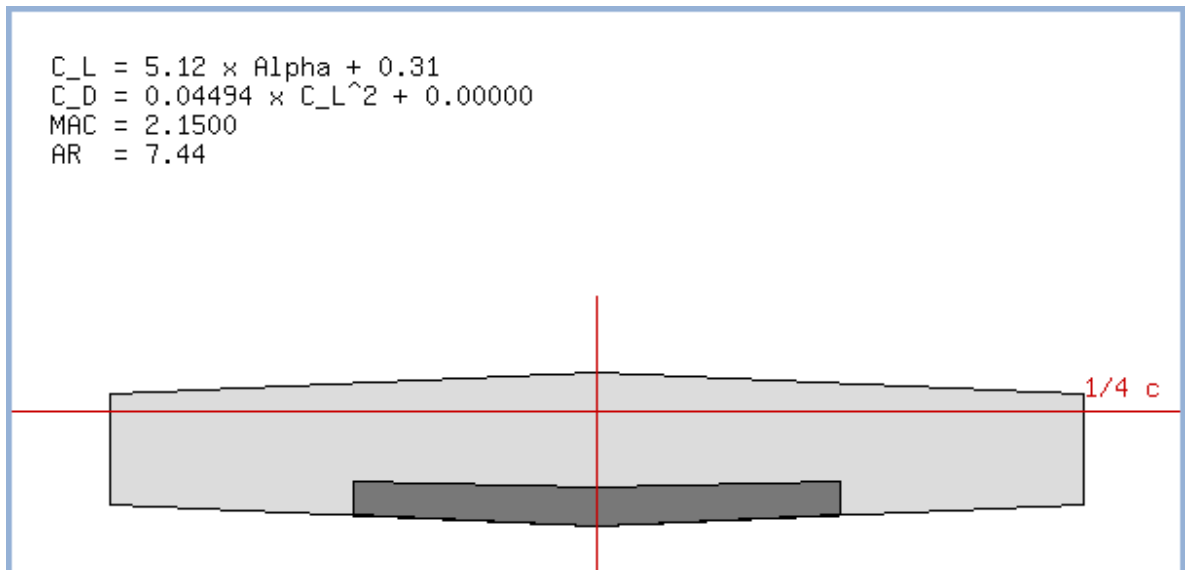
Hélice de empuje con airfoil NACA Cambre:

#hélices:	1	
Densidad aire:	0.99	kg/m ³
Viscosidad cin.:	0.000015111	m ² /s
v. angular:	3000	rpm
	314.16	rad/s
Thrust/rotor:	5594.53125	KN
# secciones:	13	
Radio:	0.87	m
Radio hub:	0.12	m
Beta:	20	
C1:	0.202	
<i>m</i> :	0.568965517	
# palas:	5	
Vel. Avance	41.67	m/s

Anexo 7. Interfaz del calculador de Aerodynamics4students.com basado en el lifting line theory

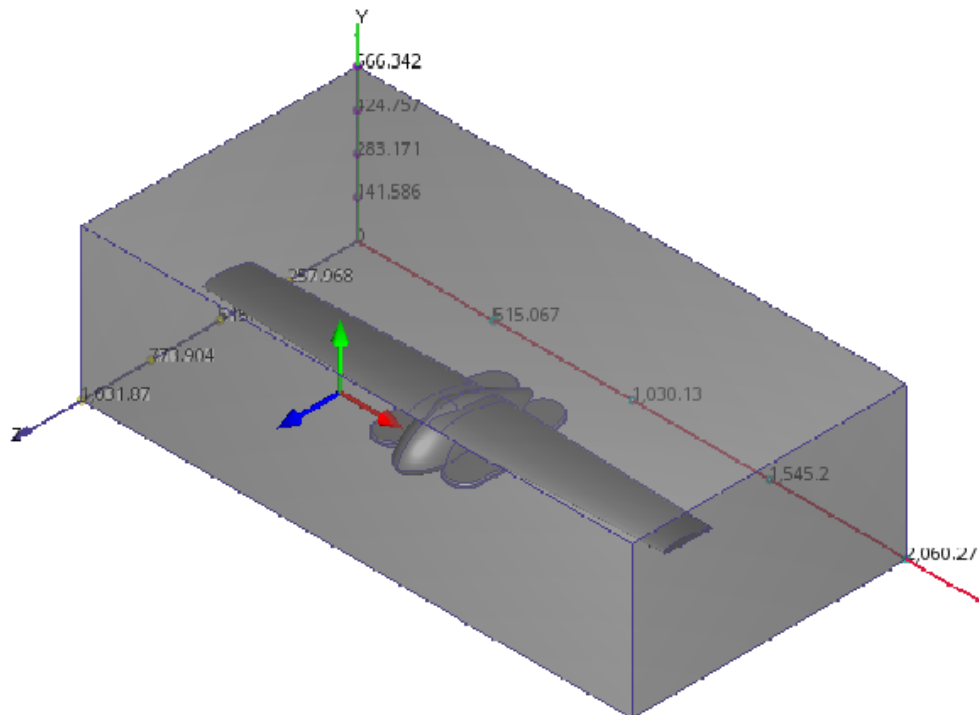
Input Parameters		Section Data	
Wing span (b)(m)	<input type="text" value="16"/>	WingRoot/Flap) $dC_L/d\alpha$ (/rad)	<input type="text" value="6.75"/>
Wing root chord (c_r)(m)	<input type="text" value="2.5"/>	WingRoot/Flap) α_o (Deg)	<input type="text" value="-3.49"/>
Wing tip chord (c_t)(m)	<input type="text" value="1.8"/>	WingTip/Aileron) $dC_L/d\alpha$ (/rad)	<input type="text" value="6.75"/>
Washout angle (Deg)	<input type="text" value="0"/>	WingTip/Aileron) α_o (Deg)	<input type="text" value="-3.49"/>
Flap (- = Aileron) % span	<input type="text" value="50"/>		
Angle of Attack (Deg)	<input type="text" value="4"/>		

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.



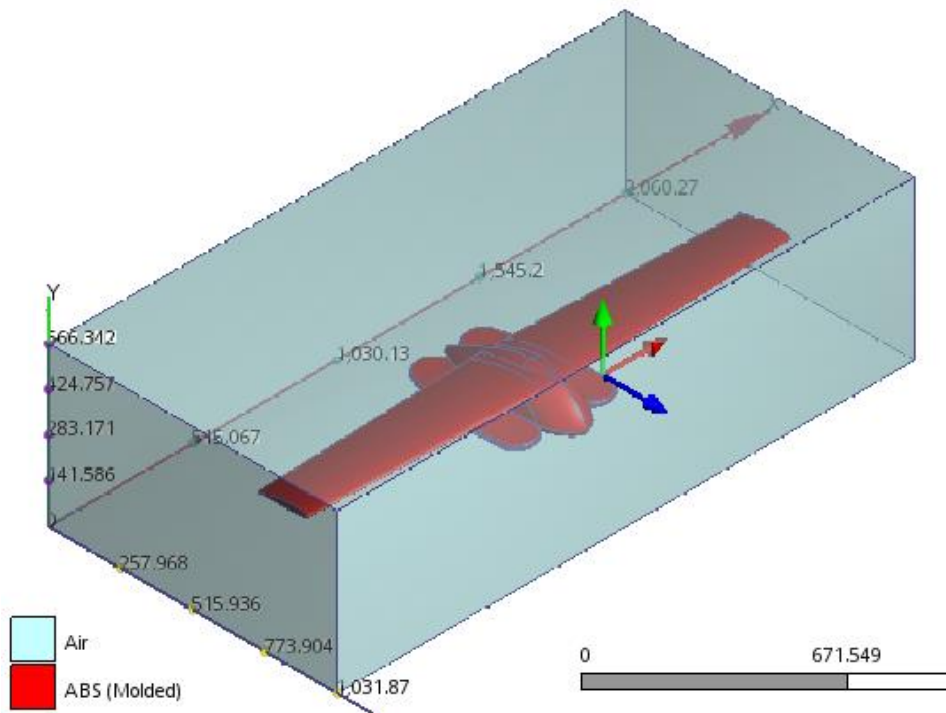
Anexo 8. Guía para Autodesk CFD

Lo primero es definir un volumen de control como el que se observa en la siguiente imagen, se debe tener en cuenta para dicho volumen de control que la parte posterior debe tener mayor profundidad que la de la aeronave debido a las condiciones de frontera que se asignan.



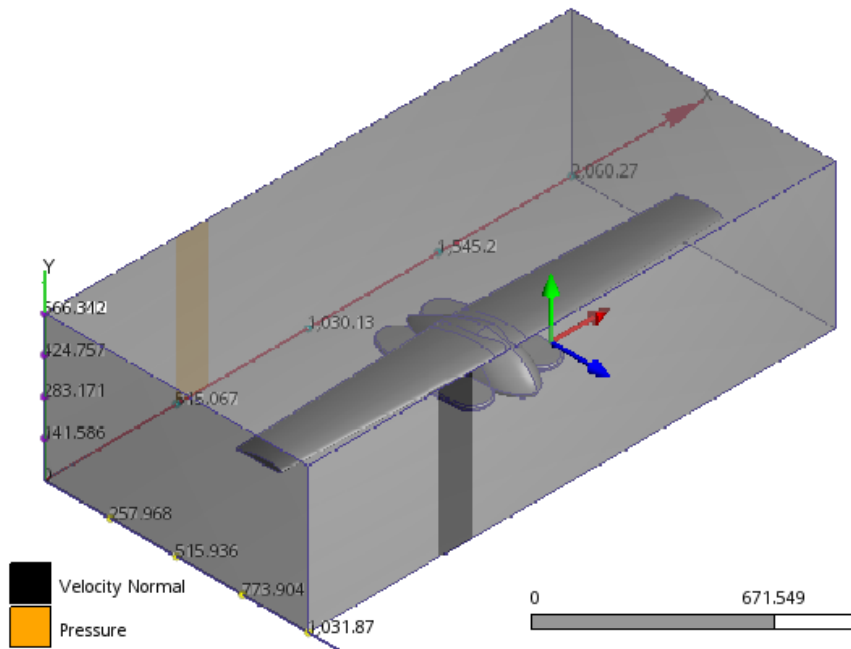
La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Después se les asigna material a todos los volúmenes, en este caso lo importante es que el volumen de control sea de aire y el resto de los volúmenes sean sólidos.



Y, para las condiciones de frontera se asigna una condición de velocidad en la parte frontal de 41.67 m/s, y en la parte posterior una condición de presión igual a 0 en cualquier unidad de medida o 1 atm, para representar presión ambiente. Con dichas condiciones se busca recrear condiciones de vuelo horizontal para la aeronave.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.



Lo siguiente sería establecer el mado, pero en este caso se optó por asignar un mado automático, con lo que solo queda correr la simulación. Las simulaciones para todos los modelos se llevaron a cabo en varias etapas, primero 100 iteraciones con flujo incompresible, y según los resultados se realizaban de 50 a 100 iteraciones más con flujo compresible. Esto también varió según la estabilidad de las líneas de convergencia que provee el software.

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Anexo 9. Evaluación por sección de aspa para hélice de ascenso

Con NACA 24112:

Sección	dr (m)	dist. al c	vel. Tang.	Á. alpha	Epsilon	$(\frac{z-m}{z})^2$	b	Cuerda (m)	Vel. Rel.	Reynolds	CL	CD	Á. ataque	Á. Beta	dif. Lift	dif. Drag	dif. Thrus	dif. Torqu		
1	0.0308	0.115	62.832	25.00	0.231	0.136	0.126	0.063	63.623	4.058	1.426	0.050	15.957	9.043	5.551	0.197	5.451	0.123		
2	0.0308	0.146	79.587	23.75	0.292	0.095	0.143	0.072	80.213	5.796	1.401	0.063	16.588	7.162	9.671	0.439	9.540	0.240		
3	0.0308	0.177	96.342	22.50	0.354	0.061	0.158	0.079	96.860	7.752	1.402	0.062	16.574	5.926	15.702	0.705	15.545	0.411		
4	0.0308	0.208	113.097	21.25	0.415	0.034	0.172	0.086	113.539	9.838	1.418	0.055	16.197	5.053	23.694	0.922	23.520	0.624		
5	0.0308	0.238	129.852	20.00	0.477	0.015	0.182	0.091	130.237	11.943	1.435	0.045	15.596	4.404	33.462	1.049	33.283	0.862		
6	0.0308	0.269	146.608	18.75	0.538	0.004	0.188	0.094	146.948	13.942	1.444	0.035	14.848	3.902	44.396	1.080	44.220	1.103		
7	0.0308	0.300	163.363	17.50	0.600	0.000	0.190	0.095	163.669	15.706	1.437	0.027	13.997	3.503	55.495	1.041	55.328	1.329		
8	0.0308	0.331	180.118	16.25	0.662	0.004	0.188	0.094	180.395	17.115	1.412	0.021	13.072	3.178	65.522	0.968	65.367	1.521		
9	0.0308	0.362	196.873	15.00	0.723	0.015	0.182	0.091	197.127	18.077	1.366	0.017	12.092	2.908	73.219	0.890	73.079	1.664		
10	0.0308	0.392	213.628	13.75	0.785	0.034	0.172	0.086	213.862	18.530	1.301	0.014	11.070	2.680	77.552	0.827	77.429	1.747		
11	0.0308	0.423	230.383	12.50	0.846	0.061	0.158	0.079	230.600	18.455	1.216	0.012	10.015	2.485	77.914	0.778	77.807	1.758		
12	0.0308	0.454	247.139	11.25	0.908	0.095	0.143	0.072	247.341	17.874	1.116	0.011	8.933	2.317	74.242	0.735	74.151	1.695		
13	0.0308	0.485	263.894	10.00	0.969	0.136	0.126	0.063	264.083	16.844	1.001	0.010	7.830	2.170	67.018	0.687	66.944	1.563		
															0.500	0.795	623.438	10.317	621.666	14.641

Thrust total:	3108.329 N
Torque total:	73.2032 N.m
Pot. Eje:	39.86227 kW

Eficiencia:
78%

Con NACA Cambre:

Sección	dr (m)	dist. al c	vel. Tang.	Á. alpha	Epsilon	$(\frac{z-m}{z})^2$	b	Cuerda (m)	Vel. Rel.	Reynolds	CL	CD	Á. ataque	Á. Beta	dif. Lift	dif. Drag	dif. Thrus	dif. Torqu		
1	0.031	0.115	62.832	25.000	0.231	0.136	0.153	0.076	63.623	4.902	1.369	0.072	15.957	9.043	6.437	0.339	6.304	0.155		
2	0.031	0.146	79.587	23.750	0.292	0.095	0.163	0.082	80.213	6.609	1.345	0.086	16.588	7.162	10.583	0.688	10.414	0.293		
3	0.031	0.177	96.342	22.500	0.354	0.061	0.172	0.086	96.860	8.431	1.345	0.086	16.574	5.926	16.390	1.056	16.193	0.485		
4	0.031	0.208	113.097	21.250	0.415	0.034	0.180	0.090	113.539	10.314	1.361	0.077	16.197	5.053	23.842	1.361	23.629	0.718		
5	0.031	0.238	129.852	20.000	0.477	0.015	0.185	0.093	130.237	12.196	1.378	0.065	15.596	4.404	32.801	1.566	32.584	0.973		
6	0.031	0.269	146.608	18.750	0.538	0.004	0.189	0.094	146.948	14.015	1.386	0.054	14.848	3.902	42.835	1.672	42.622	1.234		
7	0.031	0.300	163.363	17.500	0.600	0.000	0.190	0.095	163.669	15.706	1.379	0.044	13.997	3.503	53.248	1.703	53.044	1.486		
8	0.031	0.331	180.118	16.250	0.662	0.004	0.189	0.094	180.395	17.205	1.354	0.036	13.072	3.178	63.167	1.687	62.977	1.715		
9	0.031	0.362	196.873	15.000	0.723	0.015	0.185	0.093	197.127	18.461	1.309	0.030	12.092	2.908	71.657	1.643	71.482	1.907		
10	0.031	0.392	213.628	13.750	0.785	0.034	0.180	0.090	213.862	19.427	1.245	0.025	11.070	2.680	77.846	1.580	77.687	2.047		
11	0.031	0.423	230.383	12.500	0.846	0.061	0.172	0.086	230.600	20.072	1.163	0.021	10.015	2.485	81.047	1.497	80.906	2.120		
12	0.031	0.454	247.139	11.250	0.908	0.095	0.163	0.082	247.341	20.380	1.066	0.018	8.933	2.317	80.861	1.388	80.738	2.113		
13	0.031	0.485	263.894	10.000	0.969	0.136	0.153	0.076	264.083	20.349	0.954	0.015	7.830	2.170	77.225	1.253	77.123	2.024		
															0.500	0.795	637.938	17.432	635.702	17.270

<0.8 mach

Thrust total:	3178.512 N
Torque total:	86.35136 N.m
Pot. Eje:	47.022 kW

Eficiencia:
68%

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Anexo 10. Evaluación por sección de aspa para hélice de empuje

Con NACA 24112:

Sección	dr (m)	dist. al cent	vel. Tang.	Á. alpha	Epsilon	($\frac{z-m}{r}$)^2	b	Cuerda	Vel. Rel.	Reynolds	CL	CD	Á. ataque	Á. Beta	dif. Lift	dif. Drag	dif. Thrust	dif. Torque				
1	0.058	0.149	46.76	40	0.171	0.158	0.119	0.104	62.632	430884	-0.026	0.008	-1.703	41.703	-0.301	0.089	-0.284	-0.020				
2	0.058	0.207	64.89	37.5	0.237	0.110	0.138	0.120	77.112	613227	0.647	0.009	4.793	32.707	9.353	0.175	7.776	1.074				
3	0.058	0.264	83.01	35	0.304	0.070	0.156	0.135	92.881	831601	1.056	0.011	8.346	26.654	28.107	0.353	24.962	3.415				
4	0.058	0.322	101.14	32.5	0.370	0.040	0.171	0.148	109.382	1073947	1.225	0.012	10.109	22.391	53.070	0.620	48.833	6.693				
5	0.058	0.380	119.26	30	0.436	0.018	0.182	0.158	126.329	1324785	1.276	0.013	10.742	19.258	82.140	0.954	77.229	10.626				
6	0.058	0.437	137.38	27.5	0.503	0.004	0.189	0.165	143.564	1566213	1.267	0.013	10.628	16.872	112.612	1.262	107.399	14.821				
7	0.058	0.495	155.51	25	0.569	0.000	0.192	0.167	160.994	1779661	1.215	0.012	10.001	14.999	140.191	1.496	135.027	18.675				
8	0.058	0.553	173.63	22.5	0.635	0.004	0.189	0.165	178.563	1948036	1.123	0.011	9.006	13.494	159.362	1.664	154.575	21.447				
9	0.058	0.610	191.76	20	0.702	0.018	0.182	0.158	196.233	2057850	0.991	0.010	7.741	12.259	164.889	1.776	160.752	22.430				
10	0.058	0.668	209.88	17.5	0.768	0.040	0.171	0.148	213.978	2100907	0.824	0.009	6.271	11.229	153.715	1.814	150.420	21.186				
11	0.058	0.726	228.01	15	0.834	0.070	0.156	0.135	231.783	2075249	0.629	0.008	4.644	10.356	126.426	1.760	124.050	17.751				
12	0.058	0.783	246.13	12.5	0.901	0.110	0.138	0.120	249.634	1985186	0.421	0.008	2.892	9.608	87.610	1.641	86.107	12.724				
13	0.058	0.841	264.26	10	0.967	0.158	0.119	0.104	267.521	1840446	0.217	0.007	1.040	8.960	44.926	1.530	44.139	7.157				
															0.87	0.795953			1162.102	15.1346	1120.985	157.97948

Thrust total:	5604.925 N
Torque total:	789.8974 N.m
Pot. Eje:	248.1536 kW

Eficiencia:
94%

Con NACA Cambre:

Sección	dr (m)	dist. al cent	vel. Tang.	Á. alpha	Epsilon	($\frac{z-m}{r}$)^2	b	Cuerda	Vel. Rel.	Reynolds	CL	CD	Á. ataque	Á. Beta	dif. Lift	dif. Drag	dif. Thrust	dif. Torque				
1	0.058	0.149	46.76	40	0.171	0.158	0.126	0.109	62.632	453325	-0.008	0.008	-1.703	41.703	-0.104	0.093	-0.140	0.000				
2	0.058	0.207	64.89	37.5	0.237	0.110	0.145	0.126	77.112	645166	0.616	0.009	4.793	32.707	9.356	0.201	7.764	1.079				
3	0.058	0.264	83.01	35	0.304	0.070	0.164	0.142	92.881	874914	1.008	0.017	8.346	26.654	28.225	0.587	24.962	3.484				
4	0.058	0.322	101.14	32.5	0.370	0.040	0.179	0.156	109.382	1129881	1.171	0.022	10.109	22.391	53.406	1.160	48.937	6.894				
5	0.058	0.380	119.26	30	0.436	0.018	0.192	0.167	126.329	1393784	1.221	0.024	10.742	19.258	82.715	1.820	77.486	11.009				
6	0.058	0.437	137.38	27.5	0.503	0.004	0.199	0.173	143.564	1647787	1.213	0.024	10.628	16.872	113.387	2.403	107.809	15.397				
7	0.058	0.495	155.51	25	0.569	0.000	0.202	0.176	160.994	1872352	1.162	0.021	10.001	14.999	141.060	2.784	135.534	19.402				
8	0.058	0.553	173.63	22.5	0.635	0.004	0.199	0.173	178.563	2049497	1.073	0.018	9.006	13.494	160.163	2.916	155.061	22.223				
9	0.058	0.610	191.76	20	0.702	0.018	0.192	0.167	196.233	2165030	0.945	0.015	7.741	12.259	165.455	2.795	161.089	23.111				
10	0.058	0.668	209.88	17.5	0.768	0.040	0.179	0.156	213.978	2210330	0.784	0.012	6.271	11.229	153.964	2.455	150.538	21.638				
11	0.058	0.726	228.01	15	0.834	0.070	0.164	0.142	231.783	2183335	0.598	0.009	4.644	10.356	126.459	1.994	124.040	17.923				
12	0.058	0.783	246.13	12.5	0.901	0.110	0.145	0.126	249.634	2088581	0.401	0.007	2.892	9.608	87.783	1.582	86.288	12.701				
13	0.058	0.841	264.26	10	0.967	0.158	0.126	0.109	267.521	1936303	0.210	0.006	1.040	8.960	45.845	1.388	45.070	7.159				
															0.87	0.795953			1167.715	22.17816	1124.439	162.02092

Thrust total:	5622.196 N
Torque total:	810.1046 N.m
Pot. Eje:	254.5019 kW

Eficiencia:
92%

La información presentada en este documento es de exclusiva responsabilidad de los autores y no compromete a la EIA.

Anexo 11. Resultados CFD de los modelos

Modelo 1:

Summary

Total area, 1.092e+06, cm²
TOTAL FX, 6.91196, Newton
TOTAL FY, 7585.63, Newton
TOTAL FZ, -3600.43, Newton

Modelo 2:

Summary

Total area, 1.12592e+06, cm²
TOTAL FX, 21.9033, Newton
TOTAL FY, 16757.4, Newton
TOTAL FZ, -5226.93, Newton

Modelo 3:

Summary

Total area, 1.14669e+06, cm²
TOTAL FX, 9.95743, Newton
TOTAL FY, 19276.9, Newton
TOTAL FZ, -6919.86, Newton

Modelo 4:

Summary

Total area, 1.13949e+06, cm²
TOTAL FX, -114.185, Newton
TOTAL FY, 20270.4, Newton
TOTAL FZ, -5602.39, Newton