

# Evaluación del Tiempo de Vuelo de Un Avión Eléctrico

Carlos Vázquez Teopa, Christian Alessandro Hernández García, Alejandro Villegas Ortega, Daniel Ruiz Vega

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL  
Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica  
Sección de Estudios de Posgrado e Investigación  
Unidad Profesional “Adolfo López Mateos”  
Col. Lindavista, C. P. 07738, Ciudad de México

**Resumen**— En este trabajo se describe la evaluación del tiempo de vuelo de un avión eléctrico empleando un modelo de SIMULINK® de MATLAB®. El modelo permite evaluar los diferentes tiempos y distancias que puede recorrer el avión considerando diferentes capacidades de baterías. Los resultados muestran que, con las tecnologías actuales, la autonomía de los aviones eléctricos es muy limitada, lo que restringe su aplicación a viajes cortos.

**Abstract**- This paper describes the assessment of the flight time of an electric aircraft using a SIMULINK® model in MATLAB®. The model allows analyzing the different flight times and distances the aircraft can cover, considering various battery capacities. The results show that, with current technologies, the range of electric aircraft is highly limited, restricting their application to short-distance flights.

**Palabras Clave** — Avión eléctrico, baterías, autonomía de vuelo, modelo dinámico, SIMULINK.

## I. INTRODUCCIÓN

Los medios de transporte son un facilitador para el impulso económico de un mundo globalizado, el cual está en constante cambio y evolución. La conectividad aérea permite el turismo, impulsa el comercio, pero a su vez forma parte de una creciente preocupación hacia el daño al medio ambiente que supone su uso frecuente.

Debido a lo anterior, se busca que se haga y acepte un marco regulatorio, que, si bien fomente el crecimiento de la industria eléctrica, también se preocupe por el impacto ambiental, con el fin de lograr una electrificación total o parcial de los medios de transporte [1].

Con lo anterior, se debe de tener en cuenta que la electrificación de una aeronave se convierte en un entorno de alta exigencia para temáticas relacionadas a los sistemas a los que se planea hacer la conversión total o parcial, esto es, debido a que, en caso de presentarse una falla, representaría pérdidas de mantenimiento y tiempo, siendo este el mejor de los casos, tras un fallo de los sistemas [2].

El principal paradigma de la electrificación de una aeronave se centra en no comprometer su funcionamiento general tras realizar la optimización de los componentes; si bien se pretende erradicar provisiones excesivas en el diseño, también se debe de tomar en cuenta las restricciones que se presentan en áreas ajenas a los componentes electrificados, los cuales pueden poner en riesgo las medidas de seguridad [3].

El objetivo de realizar una evaluación con base en la electrificación de una aeronave, es tener el conocimiento de cuáles son los componentes eléctricos que pueden suplantar a los sistemas neumáticos, mecánicos e hidráulicos, tomando en cuenta que, al aumentar la cantidad de componentes eléctricos, la demanda de potencia crecería a la par. Por ende, el diseño debe de estar validado y probado exhaustivamente para obtener su certificación, previo a una posible implementación [4].

## II. METODOLOGÍA/DESARROLLO

### A. Análisis de Factores de Diseño y Producción en Aeronaves en Desarrollo

Previo a la realización de las pruebas mediante simulación en SIMULINK®, se realizó una investigación para determinar cuáles eran los principales inconvenientes para implementar una aeronave puramente eléctrica [5].

El inconveniente de diseño no solamente recae en satisfacer las necesidades del mercado, sino también en la capacidad que tiene dicho diseño para ser producido a gran escala; esto recae en gran porcentaje debido al problema de dimensionalidad. Este problema se presenta al pretender buscar una mayor eficiencia en un rubro, ya que directamente incrementará el número de variables que alteran el producto final [6].

Se tomó como referencia aquellos prototipos que se encuentran en periodo de pruebas para determinar cuáles eran los principales avances que habían presentado, y a su vez las problemáticas que aún deben resolverse para que su aeronave inicie su período de producción. En la tabla 1 se presenta los prototipos analizados y el tipo de electrificación que sus creadores planean implementar en su diseño.

Tabla 1. Prototipos de aeronaves analizadas [5].

Marca / lugar de procedencia	Modelo	Tipo de electrificación
Boeing	787	Parcial
universidad Tecnológica de Brno	VUT 051 RAY	Total
Eviation	ALICE	Total
Airbus-Boeing	E-FAN X (BAe 146)	Total
Embraer- Universidad Federal de Uberlandia	Cheeta	Total
Airbus	E-FAN	Parcial / Total
Pipistrel	Alpha electro	Parcial / Total

Se tomaron en cuenta las dificultades que ha presentado cada prototipo, desde dimensionamiento de componentes, el círculo vicioso derivado del aumento de capacidad, condiciones climáticas, materiales, tecnología implementada, tiempo de vuelo, peso y posibilidad de producción en masa.

B. Modelo utilizado para la simulación.

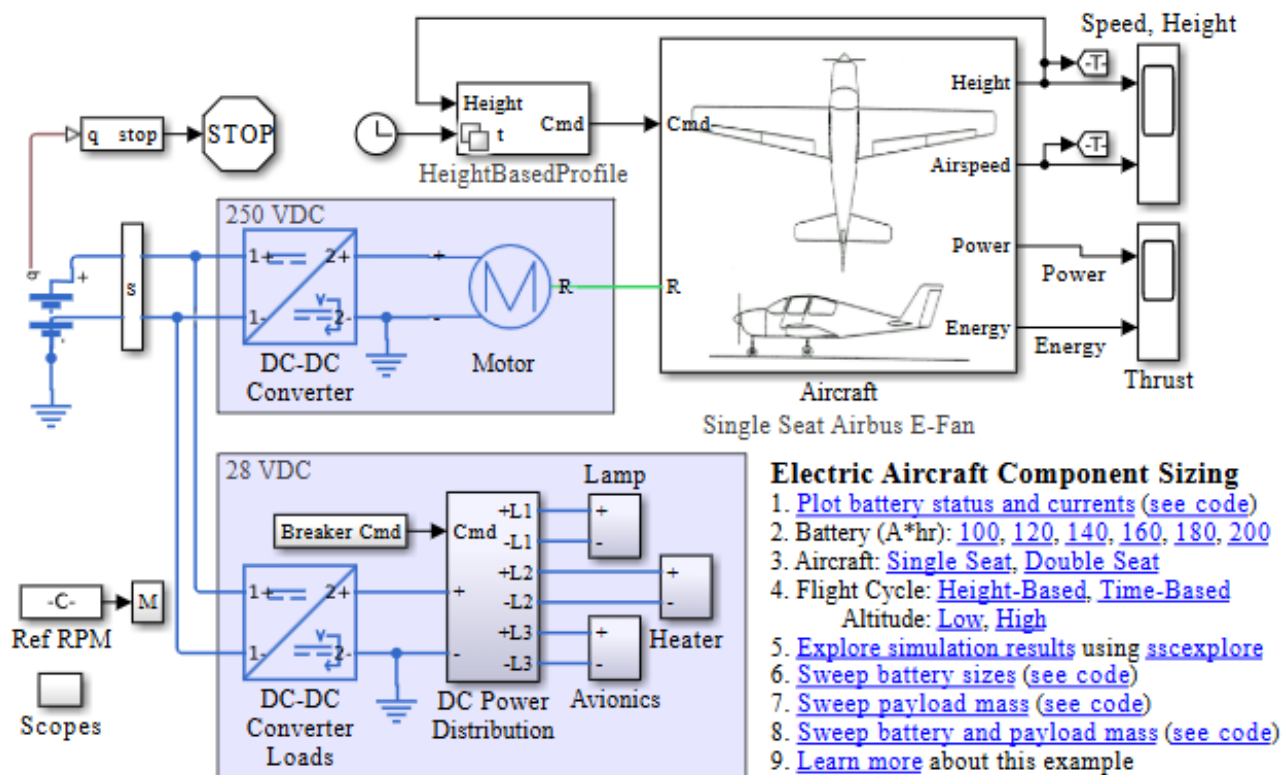
El modelo utilizado fue la simulación desarrollada por Wang y Miller [6], ya que permite el dimensionamiento de los componentes de la aeronave según el modelo elegido, ya que entre sus funciones integra la capacidad de modelar una avioneta monoplaza (como el Airbus E-Fan) o una avioneta biplaza (como el Pipistrel Alpha Electro), el cual se muestra en la Fig. 1.

Existen tres bloques que recibieron mayor consideración en el análisis. Uno de ellos es el subsistema aeronave, que se muestra en la Figura 2, ya que a partir de este subsistema se puede configurar la dinámica de vuelo de la aeronave, abarcando aspectos cruciales como la propulsión y la aerodinámica. El modelo parametriza las configuraciones realizadas mediante un barrido de los valores de cada subsistema, permitiendo la simulación de la red eléctrica de la aeronave.

Otros componentes a los cuales se les debe de hacer énfasis, son los dos sistemas de conversión de energía:

- El sistema de 28 VDC incluye un convertidor DC-DC que alimenta diversas cargas, como el sistema de iluminación, el sistema de enfriamiento/calefacción, la electrónica de la aeronave y la bomba de combustible.
- El sistema de 250 VDC incluye un convertidor DC-DC que alimenta un motor eléctrico.

Y, finalmente, el sistema del motor es el tercer bloque que se analizó con mayor detalle, ya que se encarga de convertir la energía almacenada en las baterías en energía mecánica para la propulsión de la aeronave.



**Electric Aircraft Component Sizing**

1. [Plot battery status and currents \(see code\)](#)
2. Battery (A\*hr): [100](#), [120](#), [140](#), [160](#), [180](#), [200](#)
3. Aircraft: [Single Seat](#), [Double Seat](#)
4. Flight Cycle: [Height-Based](#), [Time-Based](#)  
Altitude: [Low](#), [High](#)
5. [Explore simulation results using sscxplorer](#)
6. [Sweep battery sizes \(see code\)](#)
7. [Sweep payload mass \(see code\)](#)
8. [Sweep battery and payload mass \(see code\)](#)
9. [Learn more about this example](#)

Figura 1. Modelo de una aeronave monoplaza [7].

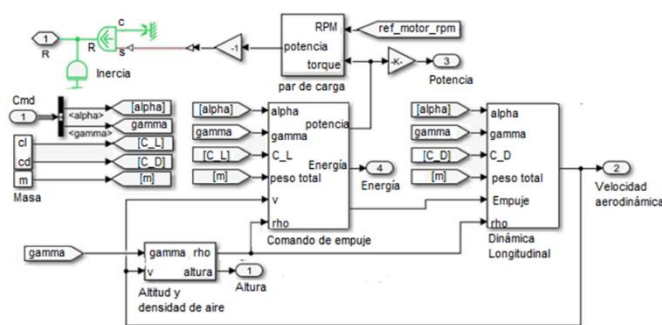


Figura 2. Subsistema aeronave (Adaptado de [7]).

C. Condiciones de simulación.

Para este artículo, se analizará la Aeronave Biplaza “Alpha Electro”, bajo las condiciones más demandantes, para así presentar un análisis más apegado a la realidad. Sin embargo, la simulación solo permite modificar el peso, la capacidad de las baterías, el coeficiente de arrastre, el coeficiente de sustentación de la aeronave y la altura de vuelo, mientras que los factores ambientales no los toma en cuenta. Se consideran los siguientes intervalos de valores de las variables en las simulaciones realizadas [5]:

- Altura de vuelo de 900 a 1800 metros.
- Coeficiente de arrastre es de 0.055
- Coeficiente de sustentación es de 0.45
- Área total de la aeronave es de 15 m<sup>2</sup>.
- Velocidad máxima de vuelo 50 m/s.

La tabla 2 muestra un resumen de los resultados.

Tabla 2 Influencia de la Capacidad de la Batería en el Rango y Tiempo de Vuelo de un Avión Eléctrico [5]

Tamaño de la Batería [Ahr]	Rango de vuelo [km]	Tiempo máximo de Vuelo [min]
100	61.8593	29.3097
120	80.3854	37.102
140	96.2102	43.3905
160	110.455	48.7604
180	123.441	53.4077
200	135.376	57.4606

A partir de la Tabla 2 y de la Figura 3, se puede notar que en este caso es posible aumentar el tamaño de las baterías hasta 200 Ahr sin tener inconvenientes con el dimensionamiento de los demás componentes que conforman a la aeronave puramente eléctrica; sin embargo, es notorio que a pesar del aumento del tamaño de la batería el rango o tiempo máximo de vuelo son reducidos. Lo cual implica que la aeronave solo pueda tener aplicaciones en operaciones de corta duración, como vuelos de demostración, entrenamiento, vigilancia de proximidad o transporte en distancias muy reducidas. Esto se debe a las

limitaciones energéticas propias de las baterías, cuya densidad de energía es significativamente menor en comparación con los combustibles convencionales.

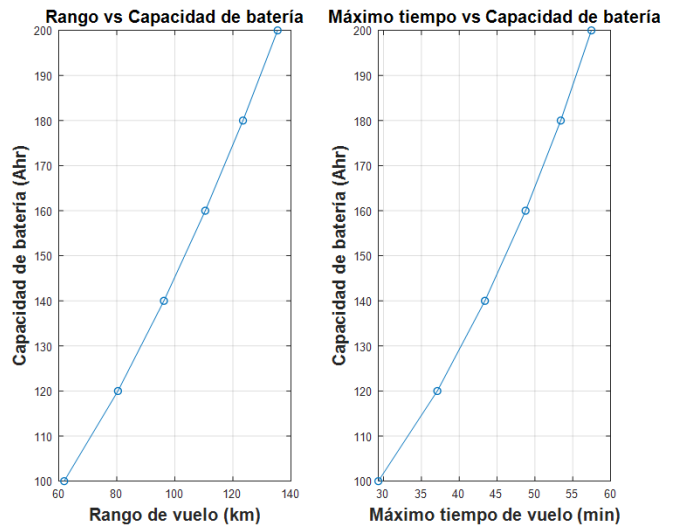


Figura 3. Comparativa de la capacidad de las baterías [5].

III. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados de las simulaciones son positivos, ya que es posible predecir el comportamiento de la duración de vuelo, ya sea en horas o los kilómetros recorridos, a partir de la capacidad de la batería con la que cuente la aeronave.

Es posible determinar que aún se necesitan avances significativos en la tecnología de las baterías, si realizamos la comparación de la simulación de la aeronave puramente eléctrica con su versión híbrida. Esta comparación se realiza bajo las mismas condiciones presentadas en la sección 2, y los resultados se pueden visualizar en las figuras 4 y 5.

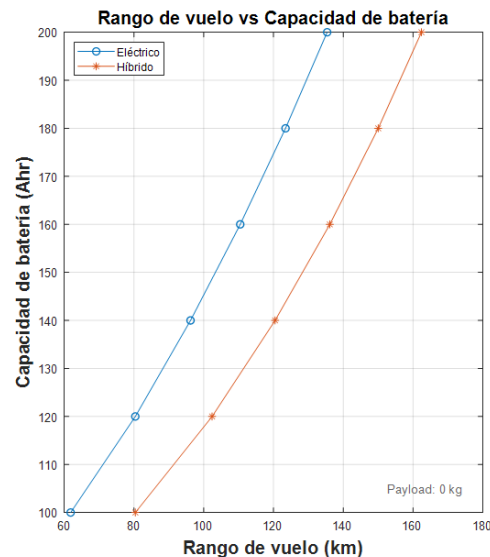


Figura 4. Rango de vuelo vs Capacidad de batería [5].

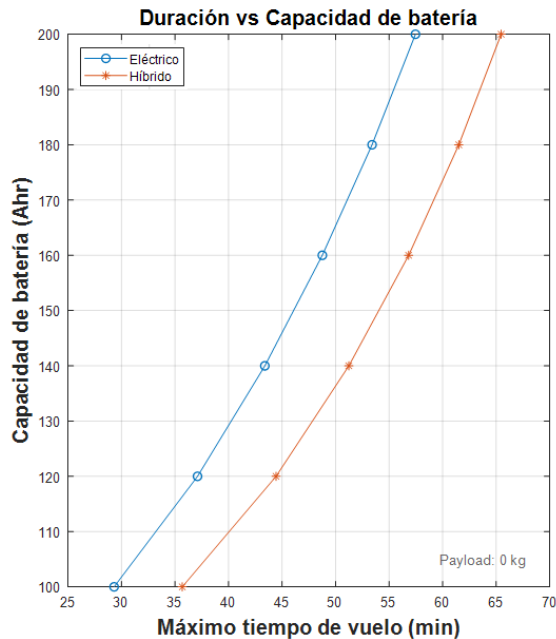


Figura 5. Tiempo de vuelo vs capacidad de la batería [5].

A partir de la figura 4 y de la figura 5 es posible determinar que la aeronave híbrida, caracterizada por la curva en color naranja es superior a la aeronave totalmente eléctrica caracterizada por la curva azul en todas las capacidades de la batería.

#### IV. CONCLUSIONES

Durante la elaboración de este artículo queda establecido que el desarrollo de aeronaves puramente eléctricas es posible, sin embargo, aun requiere de avances tecnológicos significativos para lograr una transición óptima, pero a su vez segura, cumpliendo todos los lineamientos impuestos en el diseño aeronáutico.

A pesar del compromiso global existente por reducir las emisiones de gases contaminantes, la industria aeronáutica se encuentra en problemas técnicos, especialmente en términos de densidad energética de las baterías, relación peso-potencia y gestión térmica. El panorama es prometedor, y los diversos prototipos presentados tienen avances gradualmente, lo cual apunta a una evolución a la par de los avances tecnológicos.

Las simulaciones son una herramienta clave para evaluar el desempeño y optimizar los sistemas que se pretenden electrificar; la implementación en la aviación comercial sigue presentando desafíos y la tendencia será a que sigan presentándose más conforme se pretendan hacer más grandes, veloces u óptimas las aeronaves.

Una aviación con cero emisiones es una propuesta altamente demandante en cada rubro, pero la continua investigación y desarrollo en la materia indican que los avances ayudarán a lograr una aviación más sostenible y eficiente, alineada con las metas gubernamentales internacionalmente.

#### AGRADECIMIENTOS

Los autores desean expresar su profundo agradecimiento al Instituto Politécnico Nacional (IPN) por brindar la formación académica y los recursos necesarios para la realización del presente trabajo. También se agradece el apoyo financiero al presente trabajo como parte del Proyecto SIP 20242132 Asimismo, extendemos nuestro reconocimiento al Consejo Nacional de Humanidades, Ciencias y Tecnologías (CONAHCYT) por el respaldo financiero, el cual ha sido clave para la continuidad de los estudios de posgrado del primer autor.

#### DECLARACIÓN ÉTICA

El presente trabajo no involucró experimentación con seres vivos, ya sean humanos o animales, por lo cual, no fue necesario acudir a un comité de bioética o tener el consentimiento informado de algún participante. La investigación se llevó a cabo siguiendo los principios de integridad científica y rigor metodológico, asegurando el cumplimiento de las normativas aplicables en el ámbito de estudio.

#### REFERENCIAS

- [1] CEPAL, *Transporte aéreo como motor del desarrollo sostenible en América Latina y el Caribe: retos y propuestas de política* (2017) Boletín FAL, no. 359, no. 7.
- [2] Wileman, A. J., Aslam, S. & Perinpanayagam, S. (2021) 'A road map for reliable power electronics for more electric aircraft', *Progress in Aerospace Sciences* [en prensa]. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2021.100739>
- [3] Thalín, P., Rajamani, R., Maré, J.-C. & Taubert, S. (2023) *Fundamentals of Electric Aircraft: Revised Edition* (Warrendale, PA: SAE International, 2023).
- [4] Montealegre, L., Mahseredjian, J. & Dufour, C. (2013) 'Real-time simulation of more-electric aircraft power systems' en *Proceedings of the EPE'13 ECCE Europe Conference* (Lille, Francia, 3-5 de septiembre de 2013), Disponible en: <https://doi.org/10.1109/EPE.2013.6632008>.
- [5] Hernández García, C. A. & Vázquez Teopa, C. (2024) *Análisis de los retos y tecnologías necesarias para el desarrollo de un avión eléctrico* (Tesis de Licenciatura, Instituto Politécnico Nacional) [Manuscrito no publicado].
- [6] Szirczak, D., Jankovics, I., Gal, I. & Rohacs, D. (2020) 'Energy conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems' en *Energy* (26 de mayo), Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117937>.
- [7] Wang, Z. & Miller, S. (2018) *Electric Aircraft Model in Simscape* Disponible en: <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/64991>.