

## DISEÑO Y CERTIFICACIÓN DE UNA AERONAVE ELÉCTRICAMENTE PROPULSADA.

Ernesto B. Acerbo<sup>a</sup> y Diego Daniel Igareta<sup>b</sup>

<sup>a</sup> Aviem Aeronáutica SRL - Ruta 6 y arroyo La Choza -  
Hangar 7 - General Rodríguez, Argentina

<sup>b</sup> Aviem Aeronáutica SRL - Ruta 6 y arroyo La Choza -  
Hangar 7 - General Rodríguez, Argentina.

Email: aviemaeronautica@gmail.com

### RESUMEN

*El presente trabajo aborda el desarrollo de una aeronave eléctricamente propulsada a partir de la modificación del diseño de la aeronave Aviem AV 100 propulsada con motor alternativo ROTAX 912 ULS de 100 hp, denominada AV 100. La aeronave se pretende certificar bajo norma ASTM 2245 c 16.*

*El cambio de tecnología de propulsión implicó el rediseño estructural y aerodinámico para lograr una aeronave con mayor peso máximo de despegue y mayor rango de excursión del centro de gravedad, conservando la misma carga alar que la aeronave AV 100.*

*El rediseño aerodinámico significó:*

*El análisis de la estabilidad estática y dinámica de la aeronave a los efectos de obtener los nuevos rangos del centro de gravedad, dimensiones de superficies de cola y superficie alar.*

*El cálculo de las performances de la aeronave para la nueva configuración aeronave-planta motriz.*

*El rediseño estructural significó:*

*Modificación de la estructura del fuselaje de la aeronave a los efectos de aumentar el volumen cola y la cuerda alar.*

*Modificación de estructura del vano motor y compartimiento de equipajes con el objetivo de almacenar las baterías Ion Li necesarias para la propulsión eléctrica, controlador y motor eléctrico.*

**Palabras clave:** (Aeronave liviana, certificación avión eléctrico)

## **INTRODUCCIÓN**

El cambio de conciencia ambiental y social se está impactando fuertemente en el uso fuentes de energías alternativas para transporte de personas y bienes. Estos cambios impulsan el uso fuentes de propulsión eléctrica las cuales reducen las emisiones nocivas.

La propulsión eléctrica, con la tecnología actual, presenta un escenario de diseño diferente al transformar la energía almacenada en potencia útil. Desde hace tiempo los motores de eléctricos y sus controladores de velocidad, se aplican en diferentes transportes a rueda. Sin embargo, poco se ha desarrollado en la propulsión aeronáutica. Uno de los desafíos de diseñar una aeronave eléctricamente propulsada es la cantidad de energía almacenable y el incremento de peso máximo de despegue (MTOW) por el peso de las baterías.

No obstante, el incremento del peso, ya existen empresas que construyen aviones livianos eléctricamente propulsados y las normas actuales de certificación aeronáuticas incluyen especificaciones de certificación de aeronaves eléctricamente propulsadas. En pocas palabras, las sociedades, los organismos regulatorios y las empresas están adaptándose a los cambios de tecnología de propulsión limpia.

En AVIEM se estudia y analiza este desafío y se plantea una solución acorde con la tecnología actual y futuras normativas para resolver la instrucción primaria de pilotos. El diseño de la aeronave propulsada eléctricamente se realiza a partir de la modificación de otra propulsada por motor alternativo.

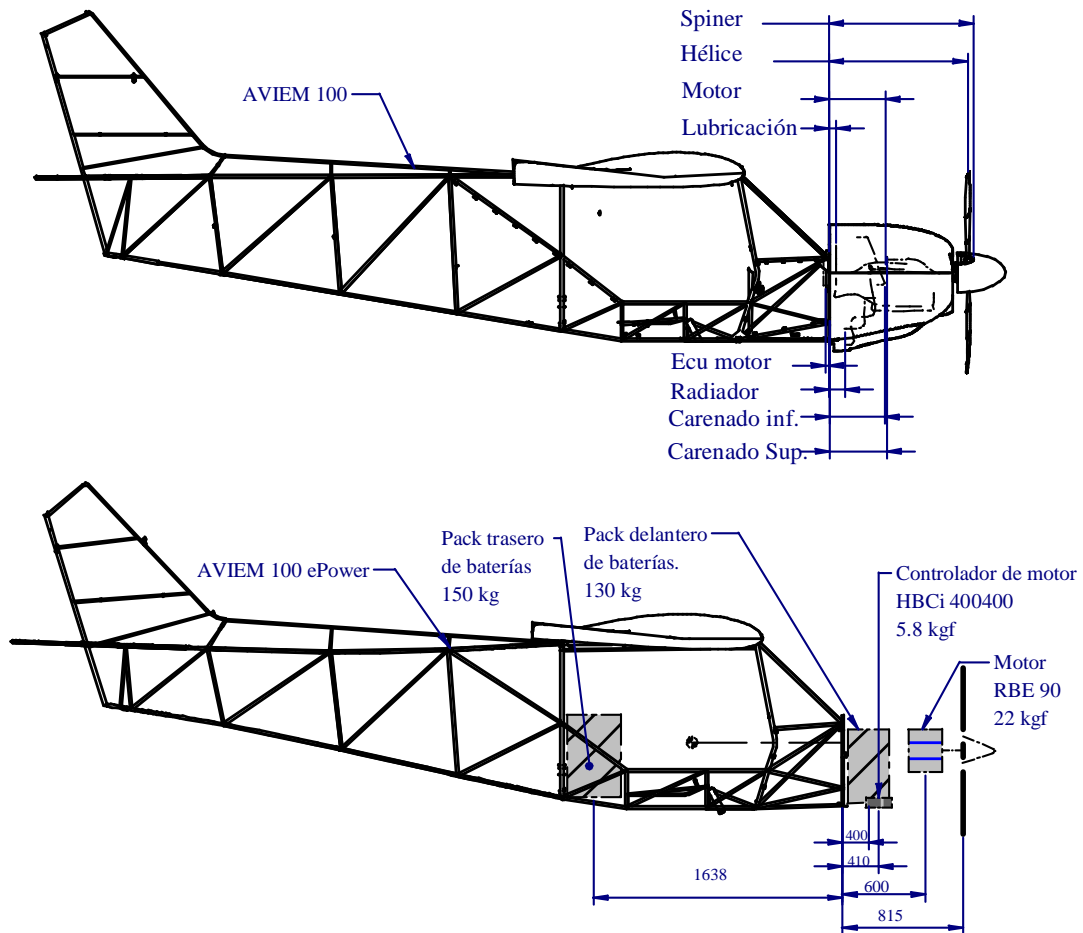
Estos cambios se implementan con el diseño de un nuevo fuselaje para permitir el alojamiento de parcial de paquetes de las baterías, en el cual se extiende la cabina y se incorpora nuevas estructuras.

### **AERONAVE CON MOTOR ALTERNATIVO.**

La aeronave que se toma como referencia es un avión de ala alta biplaza con motor Rotax 912 de 100 hp con asiento en tándem. Este avión tiene un peso máximo de despegue 650 kg y una capacidad de combustible de 75 litros (53 kg), lo que le resulta en una autonomía aproximada de 750 km.

### **AERONAVE CON MOTOR ELECTRICO.**

En el avión eléctricamente propulsado se diseña un nuevo fuselaje a partir del AVIEM 100 para alojar el motor y pack de baterías por delante del parallamas y otro pack, por detrás de los asientos. El cambio de los componentes conlleva a un cambio de peso y de la posición del centro de gravedad los cuales se muestran en el siguiente concepto:



**Figura 1.** Pesos y distancias respecto del parallamas.

Comparando pesos y distancias de los componentes a reemplazar de la aeronave con motor alternativo se estiman las distancias de la eléctricamente propulsada desde el parallamas del motor, controlador de motor, cableado y los packs de baterías. Un pack de baterías se posiciona delante del parallamas y otro detrás de los asientos de los tripulantes. El objetivo es mantener el mismo balanceo del conjunto de propulsión de ambas aeronaves respecto del parallamas, resultando en las siguientes tablas:

**Tabla 1.** Peso y balanceo AVIEM 100, Datum parallamas.

| Sistema de la aeronave | Pesos                          |            |             |               |
|------------------------|--------------------------------|------------|-------------|---------------|
|                        | Ítem                           | Masa<br>kg | Brazo<br>mm | Mom.<br>Kg.mm |
| Refrigeración          | <b>AVIEM 100</b>               |            |             |               |
|                        | Radiador de Agua               | 1.40       | 140.00      | 196.00        |
|                        | Mangueras                      | 0.50       | 110.00      | 55.00         |
|                        | Depósito líquido refrigerante  | 1.50       | 95.00       | 142.50        |
| Lubricación            | Radiador de Aceite             | 1.00       | 290.00      | 290.00        |
|                        | Mangueras                      | 1.80       | 200.00      | 360.00        |
|                        | Depósito de Aceite con 2,5 lt, | 3.50       | 105.00      | 367.50        |

|  |   |               |               |                 |
|--|---|---------------|---------------|-----------------|
| Propulsor                                    | Hélice con bulones  | 2.80          | 815.00        | 2282.00         |
|  | Cono de hélice (Spiner)   | 0.75          | 815.00        | 611.25          |
| Eléctrico                                    | ECU (Montado en cabina)   | 1.13          | -40.00        | -45.20          |
|  | Caja de fusibles  | 2.02          | 40.00         | 80.80           |
| Motor ROTAX 912                              | Motor 912i + Cableados  | 75.50         | 465.00        | 35107.50        |
|  | bancada   | 5.00          | 345.00        | 1725.00         |
| Carenado de motor                            | Capó Superior   | 2.00          | 400.00        | 800.00          |
|  | Capó Inferior   | 3.20          | 420.00        | 1344.00         |
|  | Baterías sección motor  | 0.00          | -203.00       | 0.00            |
|  | Baterías sección trasera  | 0.00          | 1701.80       | 0.00            |
|  | Semiala derecha   | 21.50         | 988.00        | 21242.00        |
|  | Semiala izquierda   | 21.50         | 988.00        | 21242.00        |
|  | Fuselaje, Est, Hor y Vert., tren de aterr, y otros componentes. | 101.40        | 1550.00       | 157170.0        |
|  | <b>Peso en vacío (kg)</b>                                       | <b>246.50</b> | <b>985.68</b> | <b>242970.4</b> |
|  | Reacción tren derecho   | 110.75        | 542.00        | 60026.5         |
|  | Reacción tren izquierdo   | 110.75        | 542.00        | 60026.5         |
|  | Reacción tren de cola   | 25.00         | 4900.00       | 122500.0        |
|  | Xcg de reacciones de tren                                       | 246.50        | <b>983.99</b> | 242553.0        |
|  | Posición XCG en Vacío   |               | <b>38.74</b>  | <b>in</b>       |
| Pesos de pasajeros                           |   |               |               |                 |
| Ítem   | Masa  | Brazo         | Momento       |                 |
|  | kg  | mm            | kg,mm         |                 |
| Piloto                                       | 80  | 939           | 75120         |                 |
| Pasajero                                     | 80  | 939           | 75120         |                 |
| <b>MTOW=Peso en vacío + peso 2 ocupantes</b> | <b>406.5</b>  | <b>966.28</b> | 392793        |                 |
|  | <b>in</b>   | <b>38.04</b>  |               |                 |

En el AVIEM 100 ePower la ubicación se descartan los ítem de combustible, lubricación y refrigeración y se agregan los componentes eléctricos propulsivos resumidos en la siguiente planilla:

**Tabla 2.** Peso y balanceo AVIEM 100 ePower, Datum parallamas.

| Pesos                         |      |       |       |
|-------------------------------|------|-------|-------|
| AVIEM 100 ePower              |      |       |       |
| Ítem                          | Masa | Brazo | Mom.  |
|                               | kg   | mm    | kg,mm |
| Radiador de Agua              | 0.00 | 0.00  | 0.00  |
| Mangueras                     | 0.00 | 0.00  | 0.00  |
| Depósito líquido refrigerante | 0.00 | 0.00  | 0.00  |
| Radiador de Aceite            | 0.00 | 0.00  | 0.00  |

| Mangueras   | 0.00         | 0.00          | 0.00      |
|---|--------------|---------------|-----------|
| Depósito de Aceite con 2,5 lt,                                  | 0.00         | 0.00          | 0.00      |
| Hélice con bulones  | 2.80         | -863.00       | -2416.40  |
| Cono de hélice( Spiner)   | 0.75         | -815.00       | -611.25   |
| Control motor   | 5.80         | -450.00       | -2610.00  |
| Cableado  | 1.60         | 500.00        | 800.00    |
| Motor RBE 90  | 22.00        | -685.00       | -15070.00 |
| Controlador de motor  | 5.00         | -228.60       | -1143.00  |
| Capot Superior  | 2.00         | -400.00       | -800.00   |
| Capot Inferior  | 3.20         | -420.00       | -1344.00  |
| Baterías sección motor  | 130.00       | -203.00       | -26390.00 |
| Baterías sección trasera  | 150.00       | 1680.00       | 252000.00 |
| Semiala derecha   | 21.50        | 988.00        | 21242.00  |
| Semiala izquierda   | 21.50        | 988.00        | 21242.00  |
| Fuselaje, Est, Hor y Vert., tren de aterr, y otros componentes. | 101.4        | 2072          | 209997.2  |
| <b>Peso en vacío (kg)</b>                                       | <b>467.5</b> | <b>973.04</b> | 454896.55 |
| Reacción tren derecho   | 211.37       | 542.00        | 114362.0  |
| Reacción tren izquierdo   | 211.37       | 542.00        | 114362.0  |
| Reacción tren de cola   | 44.76        | 5044.00       | 225771.7  |
| Xcg de reacciones de tren                                       | 467.5        | <b>972.18</b> | 454495.71 |
| Posición XCG en Vacío   |              | <b>38.27</b>  | <b>in</b> |
| Pesos de pasajeros  |              |               |           |
| Ítem  | Masa         | Brazo         | Momento   |
|   | kg           | mm            | Kg.mm     |
| Piloto  | 80           | 939.8         | 75184     |
| Pasajero  | 80           | 939.8         | 75184     |
| <b>MTOW=Peso en vacío + peso 2 ocupantes</b>                    | <b>627.5</b> | <b>963.93</b> | 604863.71 |
|   | <b>in</b>    | <b>37.95</b>  |           |

Con esta distribución de la batería, motor y controlador de motor se mantiene el mismo momento desde el parallamas, tal como se diseñó para el motor alternativo.

La distancia del Xcg desde el parallamas queda ubicada según el siguiente boceto:

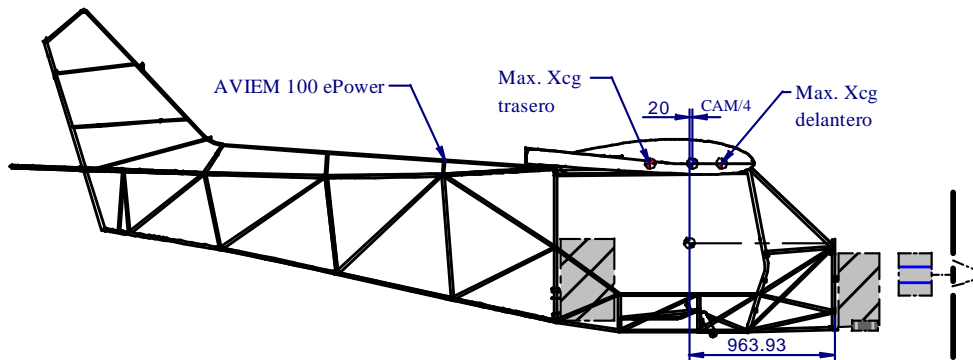


Figura 2. Posición del centro de gravedad y del centro aerodinámico.

### MODIFICACION DE LA SUPERFICIE ALAR.

El peso de las baterías incrementa el peso máximo de despegue, de manera que, para mantener características similares de vuelo, se modifica la superficie del ala con el fin de mantener una carga alar y velocidad de pérdida también similar. Se decide incrementar la superficie alar incrementando la cuerda del ala (CAM) de manera aumentar el recorrido posible del centro de gravedad.

En este caso se propone una cuerda de 1524 mm, resultando la siguiente superficie alar:

|  |  |
|--|--|
| Peso máximo de despegue                          | $w := 650 \cdot \text{kgf}$                        |
| Densidad del aire a nivel del mar                | $\rho := 1.225 \cdot \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ |
| Coefficiente de sustentación máximo (GA 30415)   | $Cl_{max} := 1.622$                                |
| Cuerda /CAM                                      | $CAM := 1440 \cdot \text{mm}$                      |
| Envergadura                                      | $b := 9272 \cdot \text{mm}$                        |
| Superficie alar                                  | $Sw := CAM \cdot b = 13.352 \text{ m}^2$           |
| La velocidad de pérdida exigida por la CS VLA 33 | $45 \cdot \text{knot} = 51.785 \text{ mph}$        |

Velocidad de pérdida de diseño  $V_S := \sqrt{\frac{2 \cdot w}{\rho \cdot Sw \cdot Cl_{max}}}$   $V_S = 49.037 \text{ mph}$

Se propone una CAM = 1524mm y una la superficie para cumplir con la velocidad de pérdida permitido por la norma (CS VLA 33). La ASTM f2245 c16 no exige una velocidad de pérdida pero una aeronave con carga alar similar tendrá cualidades de vuelo similares.

|                              |  |
|------------------------------|--|
| Peso estimado a certificar   | $w_g := 750 \cdot \text{kgf}$                          |
| CAM propuesta para el eAVIEM | $CAM_g := 5 \cdot \text{ft}$ $CAM_g = 1524 \text{ mm}$ |

Longitud de los largueros

$$l_{ar} := 4200 \cdot \text{mm}$$

Ancho del fuselaje

$$A_{fus} := 1030 \cdot \text{mm}$$

Envergadura del AVIEM ePower

$$b_e := 9272 \cdot \text{mm}$$

Superficie alar del AVIEM ePower

$$S_{w_e} := CAM_e \cdot b_e = 14.131 \cdot \text{m}^2$$

Cálculo de la velocidad de pérdida del ePower

$$V_{S_e} := \sqrt{\frac{2 \cdot w_e}{\rho \cdot S_{w_e} \cdot C_{l_{max}}}} \quad V_{S_e} = 51.202 \cdot \text{mph}$$

### MODIFICACION DEL VOLUMEN DE COLA.

Con el incremento de la superficie alar y la distancia de la cola al cg del avión el volumen de cola se modifica de manera de mantener el coeficiente de volumen de cola del estabilizador horizontal y vertical, según la nueva envergadura y cuerda.

Dimensiones de superficies y distancia de palanca a los estabilizadores del AVIEM 100

|                                  | Horizontal                                   | Vertical                                     |
|----------------------------------|--|--|
| Superficie                       | $Sh := 1.889 \cdot \text{m}^2$               | $Sv := 1.435 \cdot \text{m}^2$               |
| Distancia                        | $lh := 3304 \cdot \text{mm}$                 | $lt := 3550 \cdot \text{mm}$                 |
| Volumen de estabilizadores       | $Vh := Sh \cdot lh = 6.241 \cdot \text{m}^3$ | $Vt := Sv \cdot lt = 5.094 \cdot \text{m}^3$ |
| Coeficiente de volumen AVIEM 100 | $C_{vh} := \frac{Vh}{S_w \cdot CAM} = 0.325$ | $C_{vt} := \frac{Vt}{S_w \cdot b} = 0.041$   |

Para dimensionar las superficies de los estabilizadores en la aeronave eléctrica con un peso máximo de 750 kg, se proponen los siguientes brazos de palanca  $l_{he}$  y  $l_{ve}$ :

| Horizontal                        | Vertical                          |
|-----------------------------------|-----------------------------------|
| $l_{h_e} := 3389 \cdot \text{mm}$ | $l_{v_e} := 3600 \cdot \text{mm}$ |

La magnitud de las superficies horizontal y vertical resulta

$$Sh_e := C_{vh} \cdot \frac{(S_{w_e} \cdot CAM_e)}{l_{h_e}} = 2.063 \cdot \text{m}^2 \quad Sv_e := C_{vt} \cdot \frac{(S_{w_e} \cdot b)}{l_{v_e}} = 1.498 \cdot \text{m}^2$$

Comparativamente entre el AVIEM 100 las imágenes son las siguientes:

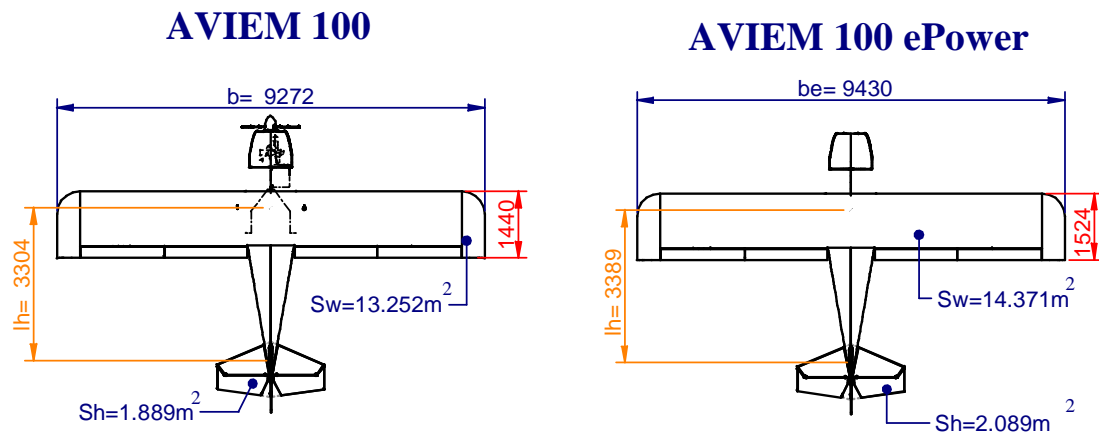


Figura 3. Incremento de la superficie del estabilizador horizontal.

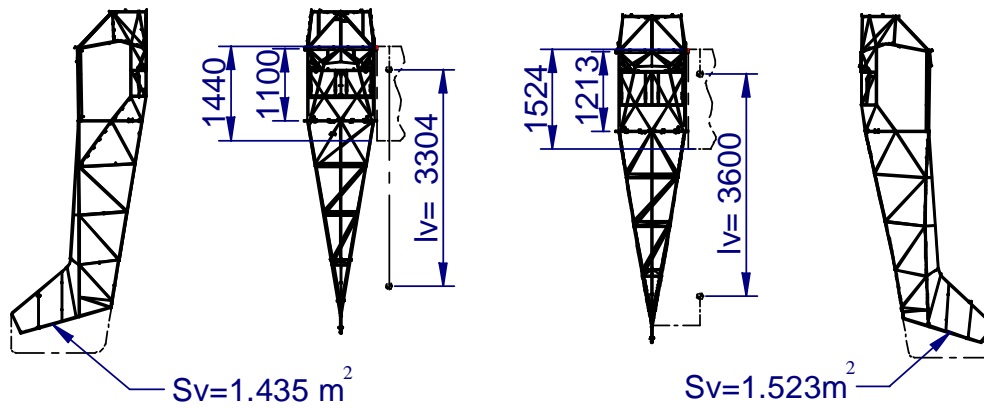


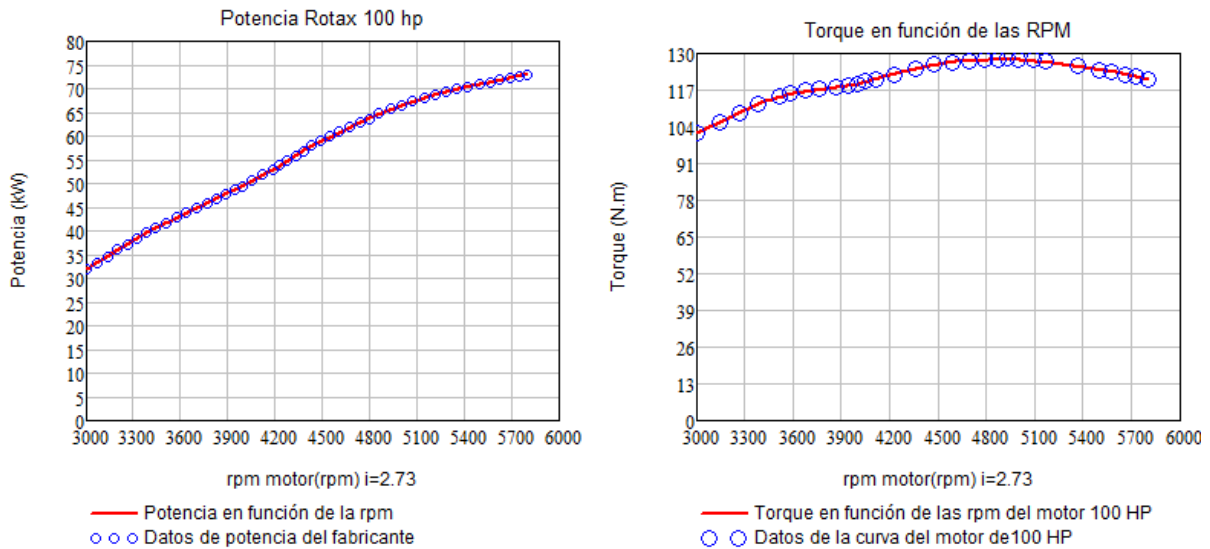
Figura 4. Incremento de la superficie del estabilizador vertical.



## ESTIMACIÓN DE PERFORMANCES.

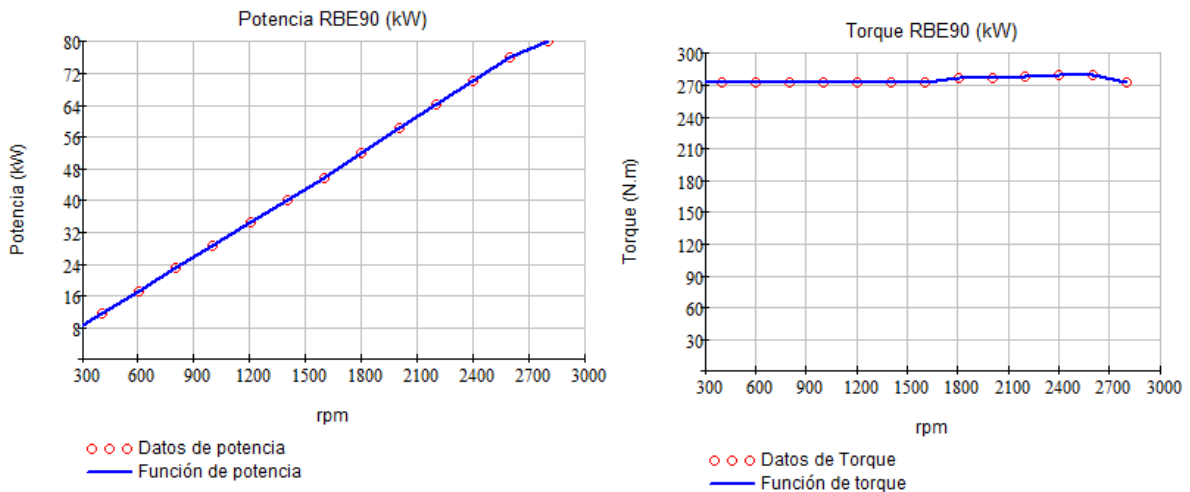
Las curvas de performances del motor alternativo y eléctrico son las siguientes :

ROTAX 912 iS - 100 hp



Las performances del motor eléctrico presentan las siguientes características:

RBE 90



**Figura 5.** Comparación de curvas de performances de motores

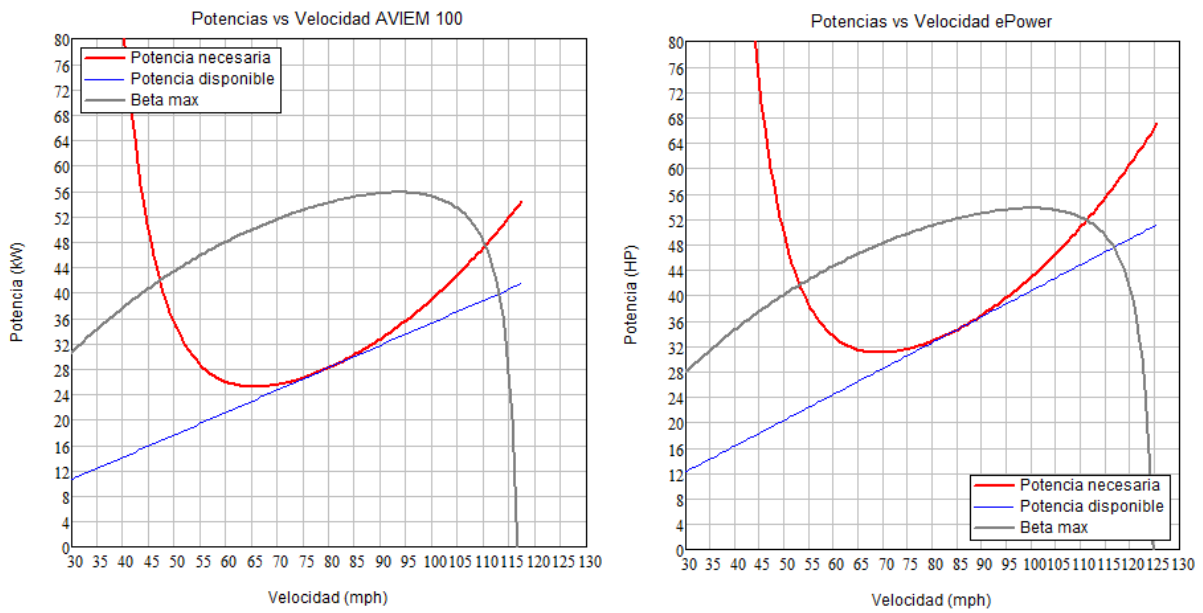
La función de potencia es similar en ambos motores, pero el eléctrico presenta altos valores de torque desde muy bajos valores de velocidad. Esto tiene la ventaja de vitar una caja reductora de velocidad como tiene el Rotax 912 iS.

Se considera que se emplea la misma hélice para los análisis de performances.

## PERFORMANCES DE LAS AERONAVES

Evaluando las características geométricas y másicas particulares de cada aeronave se tienen los siguientes diagramas de potencias disponible / necesaria en función de la velocidad

AVIEM 100 - AVIEM ePower



Ambos aviones presentan las siguientes características de ascenso:

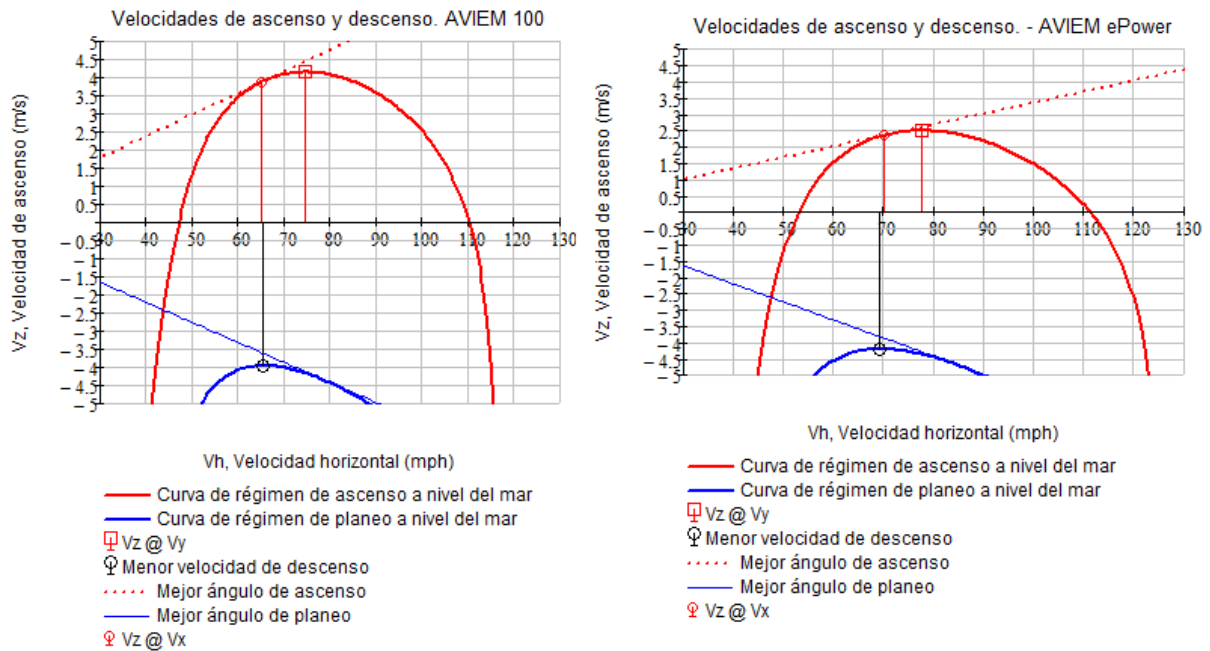


Figura 6. Comparación de curvas de performances de aeronaves.

En el rango medio de las rpm, el motor alternativo presenta mejor características de vuelo, ya que la potencia disponible es mayor en el alternativo que en el eléctrico, en donde se predice la mayor velocidad de ascenso. Además, en la curva de potencia necesaria la misma es mayor en el eléctrico ya que el peso de las baterías implica volar con un ángulo de ataque mayor.

## PERFORMANCES EN CONDICIÓN DE CRUCERO DEL AVIÓN ELECTRICO.

La perfil de vuelo de la aeronave queda muy limitado a la capacidad energética instalada en las baterías y define como un despegue, vuelo en condición de crucero y aterrizaje.

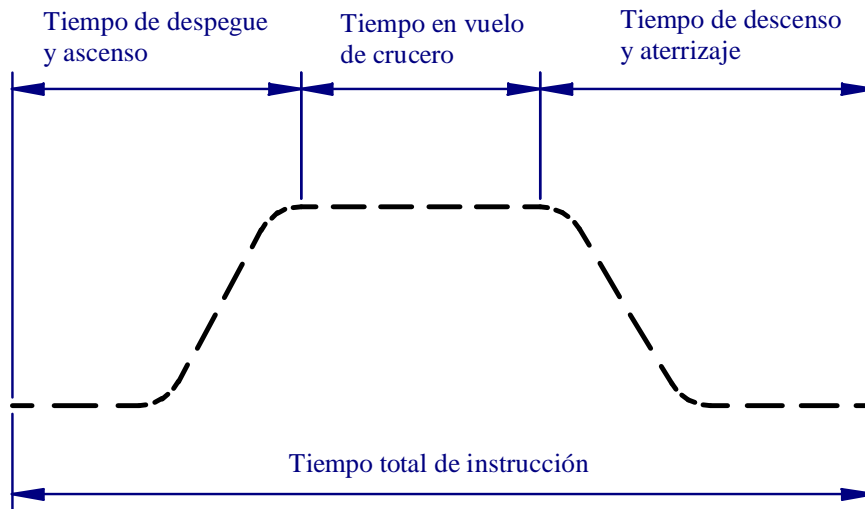


Figura 7. Perfil de vuelo de instrucción.

Se considera una reserva de energía del 5% del total de la instalada.

Se estiman los alcances y tiempos de vuelo para la condición de mínima potencia, alcance máximo y crucero a partir del gráfico de potencia disponible y necesaria:

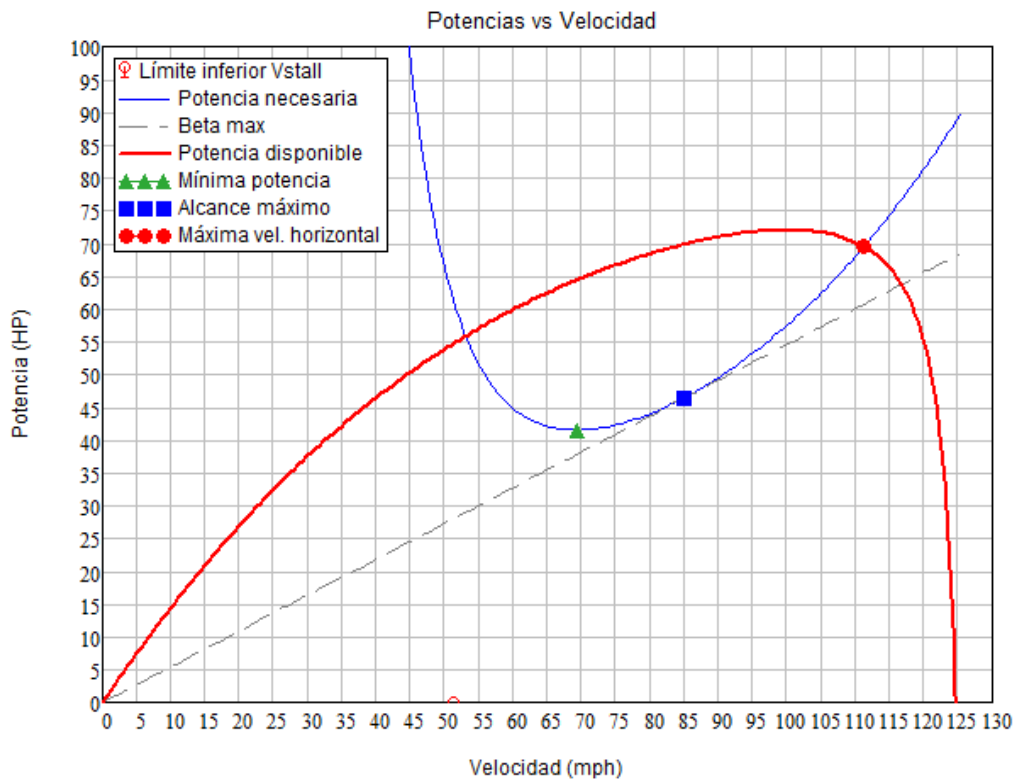


Figura 8. Potencia disponible y necesaria.

En estas tres condiciones de vuelo, el avión presenta las siguientes performances:

**Tabla 3.** Performances estimadas en tres condiciones de vuelo.

|                 | Velocidad | Tiempo de vuelo | Alcance estimado | Potencia necesaria |      |
|-----------------|-----------|-----------------|------------------|--------------------|------|
| Unidad          | mph       | min             | hs               | kW                 | HP   |
| Mínima potencia | 69,3      | 88,3            | 1,472            | 30,9               | 41,5 |
| Alcance máximo  | 84,9      | 79,6            | 1,327            | 34,6               | 46,4 |
| Crucero         | 111,2     | 53,1            | 0,885            | 51,9               | 69,7 |

Con esta hipótesis se asume que el consumo total de energía en el vuelo de instrucción se completa el despegue y aterrizaje en el siguiente cuadro:

• **Tabla 4.** Consumos energéticos.

|                  | Tiempo de potencia aplicada | Tiempo de potencia aplicada | Potencia eléctrica aplicada |       | Capacidad energética consumida |
|------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-------|--------------------------------|
| Unidad           | min                         | hs                          | kW                          | HP    | kW.h                           |
| Despegue y asc.  | 2                           | 0,033                       | 70                          | 94,0  | 2,33                           |
| Crucero          | 53,06                       | 0,884                       | 51,82                       | 69,6  | 45,83                          |
| Descenso y ater. | 3                           | 0,050                       | 40                          | 53,7  | 2,00                           |
| Total            | 58,06                       | Energía consumida           |                             | 50,16 |                                |

Por lo tanto la energía a instalar para la realización del vuelo de instrucción será la necesaria más una reserva de energía del 5% del total.

• **Tabla 5.** Energía total a instalar.

|                          |                   |
|--------------------------|-------------------|
| 5% reserva               | 2,51 kW.h         |
| Energía total a instalar | <b>52,67 kW.h</b> |

## RESULTADOS Y DISCUSIÓN

La aeronave eléctricamente propulsada basada en una propulsada por motor alternativo presenta cambios, los cuales para comparar la eficiencia de una respecto de la otra se toman el cambio de motor, el cambio de fuente de energía y sistema de operación, por lo tanto, se evalúan las relaciones de potencias y energías de los pesos instalados.

### PLANTA DE PODER

- El reemplazo del motor ROTAX 912 iS por el eléctrico RBE 90 tiene las siguientes características comparativas:

• **Tabla 6.** Peso y balanceo AVIEM 100 ePower.

| Característica                | ROTAX 912 iS | RBE 90 |
|-------------------------------|--------------|--------|
| Potencia ((kW)                | 74.6         | 80     |
| Peso (kg)                     | 75.5         | 22     |
| Pot/Peso(kW/kg)               | 0.988        | 3.636  |
| Relación RBE 90 /ROTAX 912 iS | <b>3.68</b>  |        |

### ENERGÍA ALMACENADA

- El reemplazo del tanque de combustible y el combustible respecto del peso de los packs de baterías y su componentes necesarios da a lugar al concepto de la densidad de energía almacenada para el vuelo del avión, es decir la cantidad de Kw/hr por kilo de peso.

**Tabla 7.** Peso y balanceo AVIEM 100 ePower.

| Característica                           | Nafta 100 ron | Baterías     |
|--|---------------|--------------|
| Energía x kg de comb. (Kcal/kg)          | <b>9600</b>   |              |
| Energía de combustible (kW.h/kg)         | <b>11.62</b>  |              |
| Densidad de combustible (kg/m3)          | <b>680</b>    |              |
| Volumen tanque (m3)                      | <b>0.076</b>  |              |
| Peso de la energía en la aeronave (kg)   | <b>51.68</b>  | <b>288</b>   |
| Energía almacenada (kW.h)                | <b>600.52</b> | <b>54.7</b>  |
| Energía/Peso (kW.h/kg)                   | <b>11.620</b> | <b>0.190</b> |
| Relación energía -peso comb. / eléctrica | <b>0.016</b>  |              |

## PESOS DE CERTIFICACIÓN DE LA AERONAVE

La aeronave eléctricamente propulsada presenta desafíos de ingeniería para ubicar las baterías en el fuselaje y de certificación ya que el incremento de pesos implica el aumento de pesos adicionales ya que se deben colocar estructuras afines y la norma presenta un límite de certificación para esta categoría de y el incremento de la robustés del tren de aterrizaje.

**Tabla 8.** Peso y balanceo AVIEM 100 ePower.

| Característica                                  | AVIEM 100    | ePower     |
|---|--------------|------------|
| <b>MTOW</b>                                     | 650          | <b>750</b> |
| <b>Carga útil</b>                               | 150          | 150        |
| <b>Energía almacenada (kW.h)</b>                | 600.52       | 54.7       |
| <b>Energía/Peso (kW/kg)</b>                     | 0.924        | 0.073      |
| <b>Relación energía Combustible / eléctrica</b> | <b>0.079</b> |            |



**Figura 8.** AVEIM 100, aeronave similar al AVIEM ePower.

## CONCLUSIONES

La relación potencia / peso de los motores para producir energía mecánicamente disponible es superior en 3.6 veces la del motor eléctrico respecto del alternativo. Es decir que le motor eléctrico tiene un desarrollo muy ventajoso respecto del alternativo. Sin embargo, el almacenaje de energía eléctrica en baterías de Li-Ion se reduce a una densidad de 0.016 respecto de la fósil, por lo que la ventaja de la relación de potencia / peso del motor eléctrico se reduce ampliamente.

Al considerar el peso de la aeronave, la composición estructural de la aeronave tiene equiparar los valores, sin embargo, la aeronave eléctricamente propulsada sigue presentando una muy baja densidad de energía.

Esto implica que se debe investigar y desarrollar las baterías de modo de equiparar la densidad de energía que posee el combustible fósil en prioridad respecto de otros factores estructurales, aerodinámicos o propulsivos

El uso de propulsión eléctrica en aeronaves presenta una alternativa a los vuelos de instrucción primaria, los cuales tienen un tiempo de duración que en general que no supera la hora. Sin embargo, y hasta tanto no se confirmen los vuelos de prueba y de certificación, se estima que esta alternativa presenta una viabilidad para la instrucción primaria en los aeroclubes por las siguientes características:

Como ventajas se presenta:

- *El motor eléctrico tiene menos partes móviles.*
- *No necesita sistemas de lubricación ni refrigeración complejos.*
- *No requiere técnicas de mantenimiento para evitar fugas de líquidos.*
- *Evita el transporte de combustible a aeródromos remotos.*
- *Su performance no es afectada por la altura de vuelo.*
- *Energía eléctrica disponible desde la red eléctrica, según capacidad instalada en el aeródromo.*
- *Tiempo de vuelo mínimo compatible con la instrucción primaria.*

Es decir, que la propulsión eléctrica para los vuelos de instrucción presenta ventajas con respecto al mantenimiento, a la operación y mantenimiento de la aeronave.

Como desventajas:

- *Aumento de peso de la aeronave.*
- *Disminución de performances.*
- *Tiempo de recarga de las baterías.*
- *Riesgos de carga en las baterías aún no determinados.*

Las desventajas iniciales son menores performances respecto de una aeronave similar con propulsión alternativa y la operación de recarga de energía. Se estima que las desventajas se irán solucionando con el avance de las investigaciones de la energía almacenada y peso de baterías.

Sin embargo, la consideración aplicada la instrucción básica de una aeronave eléctricamente propulsada, con autonomía de una hora de vuelo y un mantenimiento simplificado, puede permitir un mejor funcionamiento de las escuelas de vuelo.

## REFERENCIAS

1. Snorri-Gudmundsson: General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures; 2021, Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier.