

AVIEM AV100 EPOWER — DESARROLLO DEL PRIMER AVIÓN ELÉCTRICO ARGENTINO DESARROLLADO POR UNA UNIVERSIDAD PÚBLICA Y EL SECTOR PRIVADO

ING. AERONÁUTICO CLAUDIO RIMOLDI (*)

ING. ELECTRÓNICO GUILLERMO GARAVENTTA (*)

ING. ELECTRÓNICO SANTIAGO GARAVENTTA PASCUAL (*)

ING. AEROSPACIAL NEYDER LEÓN GUACHETA (*)

* CENTRO TECNOLÓGICO AEROSPACIAL DE LA FACULTAD DE INGENIERÍA DE LA UNIVERSIDAD NACIONAL DE LA PLATA



El mundo está experimentando un cambio substancial respecto al uso de las llamadas energías de baja emisión o bien energías libres de emisiones.

Para el caso de vehículos terrestres es evidente la tendencia, muy marcada, hacia la electro movilidad, vehículos eléctricos como automóviles, motos, autobuses o colectivos, etc.

En lo que respecta a la industria aeronáutica en particular se ha incursionando también en el desarrollo de aviones propulsados con energía eléctrica pero a un paso no tan marcado como en el caso de los vehículos terrestres. A modo de referencia empresas como Pipistrel (Eslovenia) o Roll Royce (RU) tienen desarrollado importantes avances en la aplicación de sistemas eléctricos de propulsión en la aviación. Por otra parte la Autoridad Europea de Aviación (EASA) ha generado estándares para regular y certificar el uso de estas tecnologías en la industria aeronáutica.

En la actualidad Europa cuenta con aviones certificados bajo estándares Europeos los cuales son utilizados, fundamentalmente, para la formación de pilotos (instrucción). Es el caso del avión modelo Velis Electro producto de la empresa Pipistrel.

A nivel nacional, desde el año 2012 el Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA) de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de la Plata (UNLP), ha estado trabajando tanto en electro movilidad terrestre como en el desarrollo de baterías de litio ion para uso espacial. Las experiencias adquiridas, el know how alcanzado llevaron a poder lograr desarrollos complejos de electro movilidad como es el caso del ómnibus eléctrico surgido del acuerdo entre el CTA y una empresa de colectivos de la ciudad de La Plata o bien las baterías desarrolladas para el proyecto del lanzador Argentino Tronador II.

Sobre la base de estas experiencias y en vista hacia dónde se está direccionando el mundo en el campo aeronáutico con el uso de energía eléctrica para la propulsión, se comenzó a trabajar en la idea conceptual de desarrollar una aeronave eléctrica. A finales del 2020 se comenzó a analizar la situación

respecto a motores comerciales, tipo brushless, pilas a utilizar, electrónica, etc en lo que respecta a la alimentación y propulsión y por otro lado sobre qué plataforma (avión) de fabricación nacional se podría adaptar y montar los componentes del sistema moto propulsor eléctrico. La idea propuesta era poder contar con las performances de un avión existente, de producción Nacional, del cual se tuviera suficiente información de manera de allanar el camino a recorrer.

Luego de un año y medio de trabajo, con suficiente información recabada en cuanto a qué sistemas de baterías y motores podrían ser utilizados en el proyecto, el Dr. Ing. Aer. Marcos D. Actis, Director del CTA, se puso en contacto con el Ing. Aer. Ernesto. Acerbo, egresado de nuestra Facultad. El Ing. Acerbo es socio Gerente de la empresa AVIEM Aeronáutica S.R.L., ellos contaban con la plataforma adecuada para nuestro proyecto, este avión es el modelo AV 100, propulsado con un motor alternativo de cuatro tiempos. Se llevó a cabo un convenio específico entre la empresa AVIEM Aeronáutica S.R.L y la UNLP. Facultad de Ingeniería, CTA, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y, posteriormente, nos presentamos a la Convocatoria Específica POTENCIAR INDUSTRIA SATELITAL Y AEROESPACIAL, financiado por el Ministerio de Desarrollo Productivo, Secretaría de Industria, Economía del Conocimiento y Gestión Comercial Externa; en diciembre del 2021 fue aprobado nuestro proyecto.

Objetivo del proyecto:

El objetivo principal del proyecto fue el desarrollo de un prototipo de aeronave con propulsión eléctrica capaz de transportar a DOS (2) personas durante una hora de vuelo y que pueda ser habilitada en categoría experimental con un certificado de aeronavegabilidad para investigación y desarrollo

Datos preliminares. Elaboración de la estimación de capacidad de la batería y potencia del motor:

De la energía preliminar calculada para la batería, sumada a su electrónica asociada y estructura portante, se llegó a una estimación preliminar de peso total del avión del orden de 300 kg. El valor obtenido fue aceptable como dato preliminar.

Con el objeto de mantener las condiciones de estabilidad del avión, se trabajó sobre la distribución de masas con el fin de mantener el centro de gravedad de la aeronave dentro de los límites que así lo asegure su estabilidad. Para lograr esto fue necesario dividir la batería en dos módulos, uno llamado master y la otro slave (esclava). La primera resultó con una masa de 140 Kg mientras que la masa de la slave fue de 160 kg. Estos valores preliminares fueron los utilizados para los cálculos estructurales.

Sobre la base de estos resultados de masas y habiendo definido el motor eléctrico a utilizar, los conductores eléctricos y otros subsistemas, se procedió a la modificación de la estructura del avión para poder instalar los componentes del sistema.

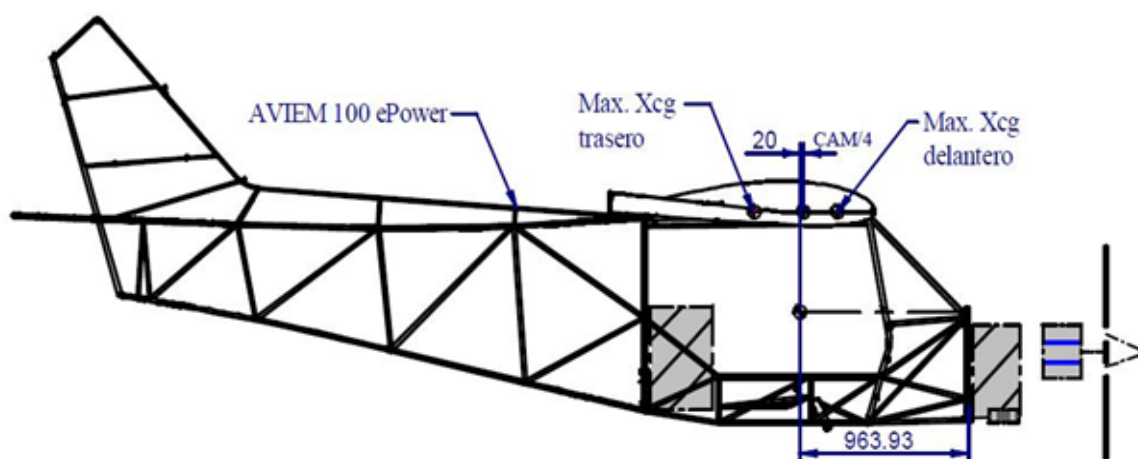
Además de lo mencionado y en vistas que el prototipo de aeronave eléctrica resultaría en una máquina más pesada que la aeronave usada como plataforma, se procedió a mo-

dificar el tren de aterrizaje, logrando un nuevo tren principal de tipo ballesta, de sección variable, fabricado de aleación de aluminio de la serie 7000 tratada térmicamente.

Para mantener características similares de vuelo que el avión propulsado con motor alternativa, se modificó la superficie del ala con el de fin de mantener una carga alar y velocidad de pérdida también similar. La superficie alar fue incrementado manteniendo la envergadura y aumentando la cuerda del ala (CAM), lo que a su vez permitió aumentar el recorrido del centro de gravedad.

En conclusión, y en referencia al peso máximo al despegue (MTOW), el avión eléctrico resultó unos 50 kg más pesado que el avión propulsado con el motor alternativo.

En cuanto al diseño estructural de la aeronave, en la figura 3 se puede observar un CAD con la disposición final de las cajas de la batería, controlador y motor. A partir de estas posiciones se procedió a diseñar y calcular las estructuras soportes de los componentes bajo las condiciones de cargas establecidas en la ASTM F 2245 – Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane.



Posición del centro de gravedad y del centro aerodinámico.

Figura 2

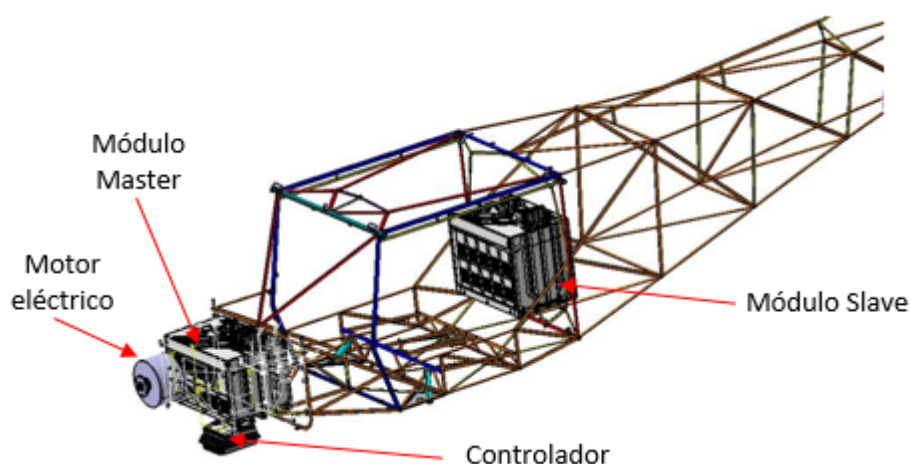


Figura 3

En las siguientes tablas se presentan los factores de carga utilizados y los estados de carga considerados (once en total) para el análisis de la estructura utilizando FEM.

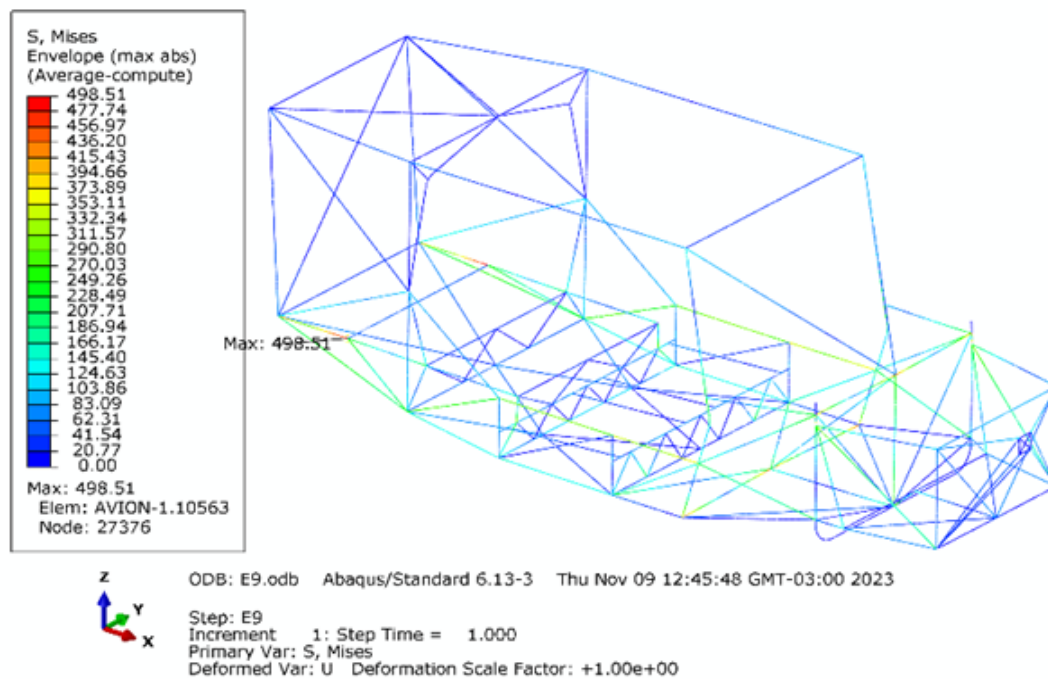
Factores de carga		
n_0	factor de carga vuelo recto y nivelado	1
n_1	factor de carga limite positivo	4
n_2	factor de carga limite negativo	-2
n_l	factor de carga lateral	1.5
n_{r1}	factor de carga de rafaga para crucero	4,1

Estados de cargas		
Nro	Descripcion	Cargas combinadas
E1	Diseño bancada motor crucero	$0,75 \cdot T + Q + (FS) \cdot W \cdot n_{r1}$
E2	Diseño bancada motor limite	$T + Q + (FS) \cdot W \cdot n_1$
E3	Diseño bancada lateral	$(FS) \cdot L \cdot n_l$
E4	Maniobra positiva con motor	$T + (FS) \cdot W \cdot n_1$
E5	Maniobra positiva sin motor	$(FS) \cdot W \cdot n_1$
E6	Maniobra invertida con motor	$T + (FS) \cdot W \cdot n_2$
E7	Maniobra invertida sin motor	$(FS) \cdot W \cdot n_2$
E8	Desaceleración de la helice	$D + (FS) \cdot W \cdot n_0$
E9	Hard landing Forward	$9 \cdot F$
E10	Hard landing Up	$-3 \cdot W$
E11	Hard landing Lateral	$1.5 \cdot L$

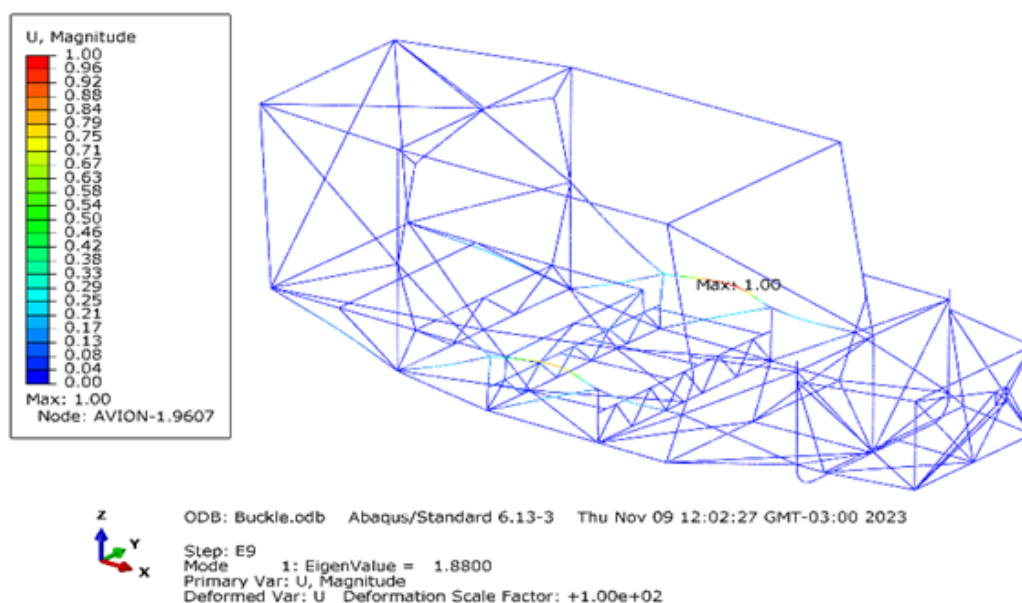
De los estados de carga considerados el estado E9 resultó ser el más crítico para la estructura, comprometiendo a un tubo posterior de la estructura del fuselaje (tensión de Von Mises de valor semejante a la tensión 02 del material, tubo de acero aleado, sin costura, 4130 Normalizado) y a otro tubo lateral del fu-

selaje (pandeo) y el soporte estructural de la caja master, ubicada en la bancada delantera, dando los siguientes resultados.

Cabe aclarar que la condición E9 corresponde a un aterrizado forzado, hacia adelante, el cual considera un factor de carga de 9.



Tensión máxima en tubo posterior



Pandeo de tubo lateral de la estructura

Estado del Fuselaje Tension maxima

Condicion mas solicitada E9	Barra	σ_x	σ_{crit}	R	MS
	-	498.51	517.10	0.96	0.04

Estado del Fuselaje Pandeo

Condicion mas solicitada E9	Barra	-	-	R	MS
	-	-	-	0.53	0.88

Maxima sollicitacion Bancada Nariz

Condicion mas solicitada E9	Barra	σ_x	σ_{crit}	R	MS
	194	327.64	517.10	0.86	0.17

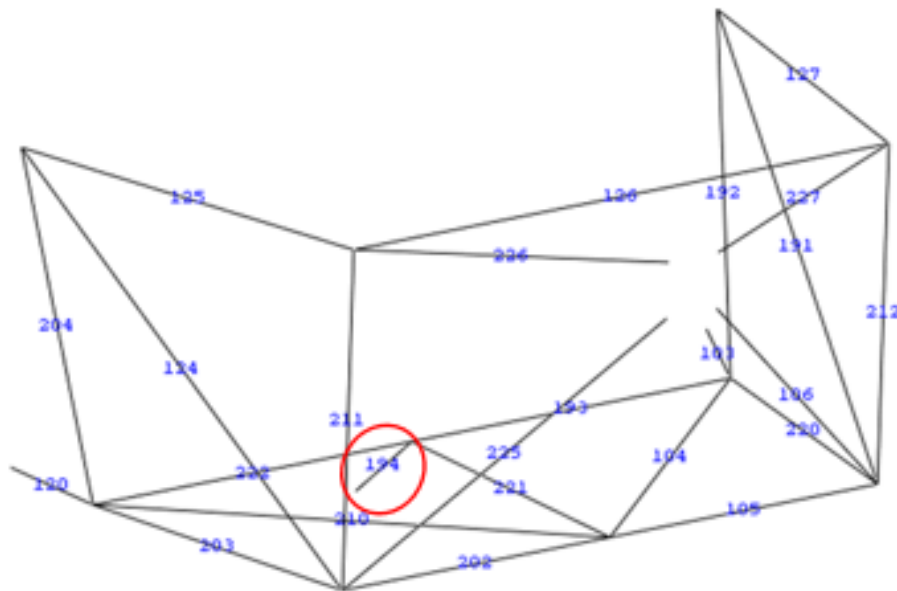


Figura 4

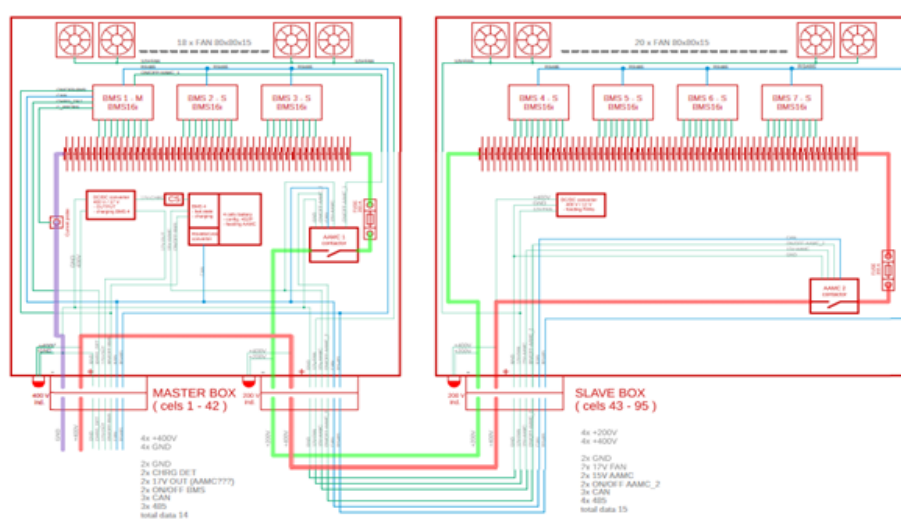
El soporte de la caja master de la batería, bancada de nariz, figura 4, resulto con el siguiente estado tensional crítico.

En cuanto al desarrollo de la batería, esta posee una configuración 95S49P. Está constituido por dos módulos como fue comentado antes, uno de 42 celdas en serie y 49 paralelos (Master Box) y otro de 53 celdas en serie y 49 en paralelo (Slave Box). Estas baterías están compuestas con celdas de litio-ion (pilas marca SONY, modelo VTC6) de alta densidad de energía (mayor a 240 Wh/kg) de tecnología NMC (nickel, manganeso, cobalto).

Cada módulo se aloja dentro de una caja contenedora, en ella están los conectores de entrada y salida, y el sistema de refrigeración por aire (Fan).

En la siguiente imagen se muestra el esquema eléctrico de los dos módulos (Master Box y Slave Box)

Dentro de los módulos (BOX) se encuentran instalados los BMS (Battery Managment Systems) (son 7 en total, 6 slaves y 1 master), dos contactores electrónicos denominados en el esquema como AAMC 1 y 2, 2 fusibles de protección (uno en cada Box) y un medidor de corriente (sobre el master).



También en el master se encuentra una batería auxiliar de 12V para la alimentación en baja tensión de los sistemas electrónicos internos de la batería.

Los BMS instalados son los encargados del control de carga actuando como los balanceadores de tensiones de celdas o pilas. Estos dispositivos pueden balancear hasta 16 celdas actuando como controlador principal. Los BMS – slave también pueden balancear hasta 16 celdas actuando como esclavo del controlador principal.

La pila utilizada para esta aplicación es la US18650VTC6, de la marca Sony. Esta pila tiene herencia de aplicación no solo en el área aeronáutica experimental eléctrica sino también en el área espacial.

Para una aplicación como la presente, para la selección de la pila que integrará la batería se tuvieron en cuenta las siguientes características:

- Marca reconocida
- Alta calidad constructiva
- Altos niveles de corriente de descarga
- Herencia de uso

Todas estas características las posee esta celda Sony.

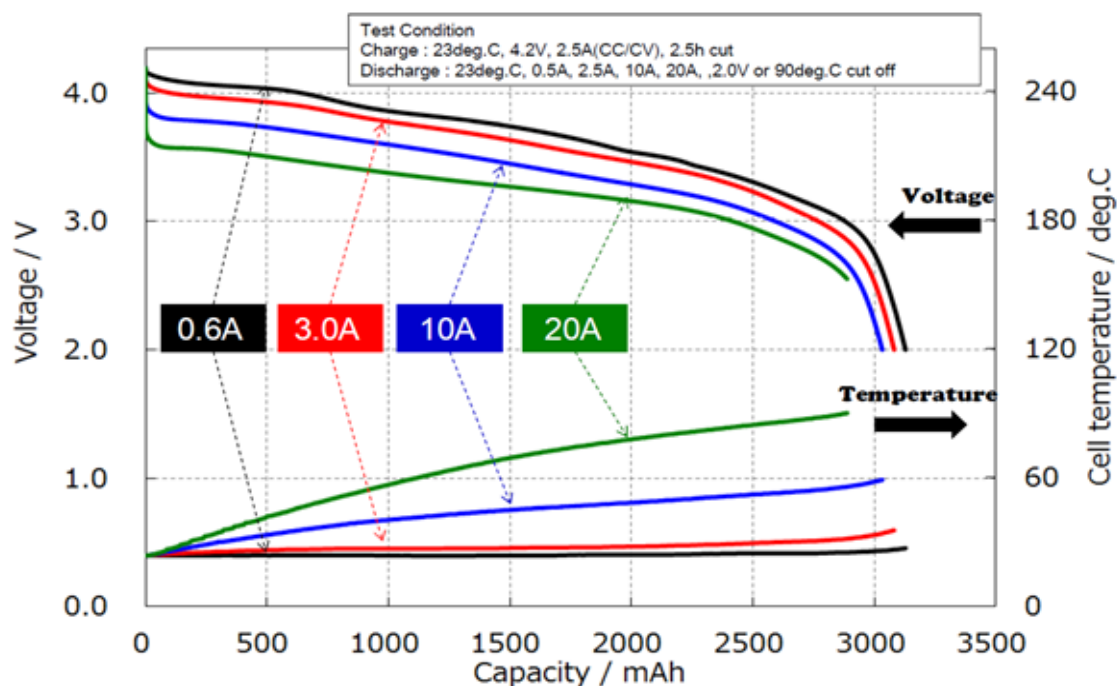
La siguiente tabla, extraída de la página de SONY Energy Devices Corp., muestra datos de su performance.

Nominal Capacity at 0.2C	3130mAh 11.3Wh	discharge 2.0V cut off at 23°C
Rated Capacity at 0.2C	3000mAh 10.8Wh	discharge 2.0V cut off at 23°C
Capacity at 1C	3007mAh 10.8Wh	discharge 2.5V cut off at 23°C
Capacity at 10A	2940mAh 10.5Wh	discharge 2.5V cut off at 23°C
Nominal Voltage	3.6V	
Internal Impedance	12.8mΩ Typ.	measured by AC1kHz
Cycle Performance	60% Min. of Initial capacity at 500 cycles	7.5,15A discharge

* Standard Charge Condition

Charge Method : constant current constant voltage
Charge Up Voltage : 4.2 ± 0.05V
Charge Current : 3.0A
Charge Time : 2.5h
Ambient Temperature: 23°C

Discharge Load Characteristics (US18650VTC6)



En la siguiente gráfica, obtenida de la misma fuente que la tabla anterior, se observa que si bien esta pila es de 3Ah de capacidad (denominada con la letra "C" habitualmente), la misma puede drenar corrientes de descarga de hasta 20A. Esto significa que en términos de "C", es equivalente a drenar 6.7C amperes. En este mismo gráfico se presenta, también, cómo se comporta la tensión de la pila y la temperatura en función de la corriente de descarga.

Puede verse que con 10A y 23°C de temperatura ambiente, la temperatura de la pila llega hasta los 60°C que es el máximo operativo de esta unidad. Debemos recordar que la máxima corriente de descarga solo se producirá durante la fase de despegue.

En nuestra aplicación esta corriente máxima no será superior a 2C (6A) en las pilas lo que equivale a 294A totales en batería (6A*49celdas). Con esto se pretende evitar sobre temperaturas en las cajas o cada módulo. Esta limitación se programa en el BMS Master limitando la máxima corriente de descarga permitida. En caso que el sistema detecte que la corriente es mayor a la programada, el sistema reduce potencia en el motor eléctrico a través de su controlador.

El controlador o inverter es un equipo electrónico capaz de trabajar con corrientes máximas de 400A con un rango de voltaje de operación entre 120 y 400 V (bajas y medias tensiones). La electrónica del sistema está montada dentro de una caja con protección IP67 (resistente al polvo y al agua). El acceso a la unidad se realiza mediante una conexión CAN permitiendo setear parámetros de funcionamiento del sistema y por otro lado, evaluación el estado de las pilas que conforman las baterías.

Bajo la etapa de evaluación de la aeronave, se realizaron ensayos estáticos en tierra con el fin de corroborar y obtener parámetros típicos

Habiéndose instalado todos los componentes del sistema de propulsión eléctrica en el fuselaje del avión AVIEM AV100 Epower, el conjunto fue trasladado desde Gral. Rodríguez al hangar de la Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, ubicado en el Aeródromo Ensenada, Aero Club La Plata, Figuras 5 y 6.



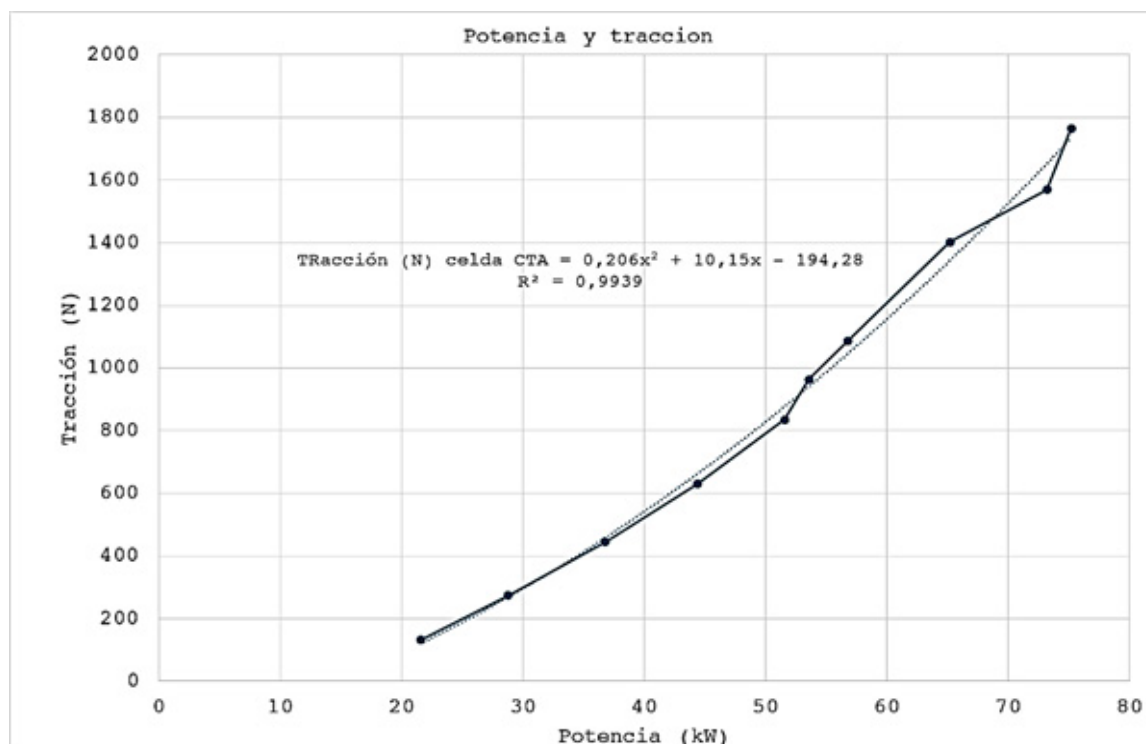
Figura 5



Figura 6

Los ensayos llevados a cabo tuvieron como fin acondicionar el paso de la hélice (hélice de paso variable en tierra) para cumplir (simultáneamente) con una adecuada tracción en el despegue y en vuelo de crucero. Posteriormente a la puesta a punto de la hélice se procedió a la determinación de curvas

características que relacionan la tracción del sistema moto-propulsor (motor eléctrico con la hélice acoplada) con las RPM del motor, potencia consumida, etc. A continuación, se presenta una de las curvas características obtenidas, en este caso tracción vs potencia motor.



Para la determinación de la carga de tracción se utilizó una celda de carga perteneciente a GEMA – CTA y los datos de potencia se obtuvieron del software propio del controlador cuyos datos se pueden leer en una pantalla digital.

Los ensayos se realizaron hasta las 2500 RPM y no hasta las 2800 por limitación de la hélice; para una condición de tracción estática (sin viento relativo) el límite de RPM alcanzado es adecuado.

De estos ensayos surgió que a 2500 RPM la corriente de batería, máxima, fue de 250 A y para una condición de crucero económico, 1800 RPM, la corriente de batería fue de 120 A. Esto da como resultados el siguiente cuadro.

	Tiempo (min)	Tiempo (horas)	Potencia del motor		Energía (kWh)	Tracción (N)
			kW	HP		
Despegue (2500 RPM)	2	0,033	75,2	100,9	2,51	1766,0
<u>Crusero económico (1800 RPM)</u>	55	0,917	51,6	69,3	47,30	835,0
Aterrizaje (1000 RPM)	3	0,050	15,0	20,1	1,00	40,0

Capacidad (kWh)	50,81
-----------------	-------

Estos resultados son, inicialmente, satisfactorios dado que la Energía obtenida es inferior a la energía, con reserva, del diseño de la batería (52,7 kWh).

Actualmente el fuselaje de la aeronave AVIEM 100 Epower se encuentra en el hangar de la empresa AVIEM Aeronáutica S.R.L, está en proceso de armado final, montaje de las alas, instalación de los sistemas de comando, instrumentos de vuelo, frenos, entre otras cuestiones ligadas a la puesta a punto previa al vuelo. Finalmente queda pendiente la inspección por parte de personal de la ANAC (Agencia Nacional de Aviación Civil) que otorgará la matrícula nacional, experimental de investigación y desarrollo (LV-X seguida de 3 números a designar) y el certificado de aeronavegabilidad especial. Con esta documentación técnico – legal se estará en condiciones de realizar el vuelo de prueba del primer avión eléctrico del País desarrollado por una Universidad Pública y una empresa privada.

La incursión en la aplicación de la tecnología de baterías de litio y propulsión eléctrica en la aviación Nacional tuvo como resultados importantes aportar conocimientos para la formación de recursos humanos dado que en el proyecto participaron alumnos avanzados y Docentes de la Facultad de Ingeniería: No menos importante es la vinculación tecnológica alcanzada con la industria aeronáutica local potenciando sus proyectos y abriendo un espacio para expandir esta experiencia a otros nuevos. Por otra parte este primer avión eléctrico nacional es un disparador en cuanto a evaluación y generación de regulaciones aeronáuticas que en la actualidad no existen. Esto último deberá ser abordado por la Agencia Nacional de Aviación Civil (ANAC), ente regulador de la actividad aeronáutica civil en Argentina y estaremos dispuestos a aportar a estos nuevos documentos de regulación.

Agradecemos a la Convocatoria Específica POTENCIAR INDUSTRIA SATELITAL Y AEROESPACIAL al Ministerio de Desarrollo Productivo, Secretaría de Industria, Econo-

mía del Conocimiento y Gestión Comercial Externa por el financiamiento. Por otro lado, se hace extensivo el agradecimiento al Centro Tecnológico Aeroespacial, a la Fundación de la Facultad de Ingeniería, a la CICP-BA y a la Empresa Aviem SRL por cada uno de los diferentes aportes realizados para llevar adelante este proyecto.