

# REQUERIMIENTOS DE AVIÓNICA REDUCIDA PARA VEHÍCULOS LANZADORES DE DOS ETAPAS

PEDRONI, JUAN P.<sup>(1) (2) (\*)</sup> - NAGUIL, JORGE L.<sup>(1) (2)</sup> - YASIELSKI, ROBERTO.<sup>(3)</sup>  
JAZNI, JORGE E.<sup>(1) (4)</sup> - COVA, WALTER J. D.<sup>(1) (4)</sup>

<sup>(1)</sup> Instituto Universitario Aeronáutico, Centro de Investigaciones Aplicadas,  
Departamento Sistemas Electromecánicos.  
Av. Fuerza Aérea 6000 – CP (5022) Córdoba – Argentina.  
<sup>(\*)</sup> Tel. 0351-4664242 e-mail: jppedroni@gmail.com

<sup>(2)</sup> Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba,  
GRSI – Grupo Robótica y Sistemas Integrado.  
Av. Vélez Sarsfield 1611 – CP (5016) Córdoba – Argentina.

<sup>(3)</sup> CONAE, Comisión Nacional de Actividades Espaciales  
Av. Paseo Colón 751 – CP (1063) Buenos Aires – Argentina.

<sup>(4)</sup> Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Córdoba,  
CUDAR - Centro Universitario de Desarrollo en Automación y Robótica.  
Maestro Marcelo López y Cruz Roja Argentina – CP (5016) Córdoba – Argentina.

## RESUMEN

Se formulan los requerimientos correspondientes a los sistemas electrónicos que componen la Aviónica de un lanzador satelital tipo LEO (*Low Earth Orbit*). Basándose en las necesidades del cliente, una Institución Nacional, se fijan los requerimientos y especificaciones del Sistema Aviónica y sus Subsistemas tanto de performance como de consumo de energía, redundancia, peso y volumen, todos ellos considerados factores críticos de diseño. También se definen los requerimientos de interfaces eléctricas y electrónicas entre los Subsistemas que componen la aviónica entre sí y con el resto del Sistema Espacial.

A partir del estudio del estado del arte se enfatiza la aplicación de técnicas y tecnologías de última generación en diversas áreas, como la aplicación del concepto de Health Management System (HMS) en la totalidad de la aviónica y la utilización de tecnología Micro ElectroMechanical Sensors (MEMS) en sensores.

Se hace hincapié en la aplicación de las normas y estándares de las principales agencias espaciales internacionales para favorecer la interacción entre los distintos grupos encargados de llevar adelante la realización de dicha aviónica.

## 1. INTRODUCCIÓN

Se denomina Sistema de Aviónica al conjunto de Subsistemas electrónicos a bordo de un Vehículo Lanzador (VL) que desarrollan tareas de navegación, guiado y control, transmisión de telemetría, regulación de potencia, etc. La aviónica no se limita a las computadoras de a bordo que cumplen con estas tareas mandatarias, sino que incluye también sensores, actuadores, cableado y fuentes de alimentación.

En este trabajo nos referiremos a la aviónica de la última etapa de un VL no-reutilizable, advirtiendo que las mismas políticas deben ser seguidas en el diseño de la aviónica del resto de las etapas.

Debido a la complejidad del sistema completo se lo suele dividir en subsistemas para facilitar su diseño y verificación. De esta manera cada subsistema se encarga de tareas específicas, aunque esta división es conceptual, ya que un mismo

hardware puede ser parte de diferentes subsistemas.

El presente trabajo reconoce como antecedentes los desarrollos de aviónica de lanzadores conocidos tales como el VEGA [1], Ariane 5 [2], Taurus [3], Land Launch [4], LM-3B [5], Falcon [6], K-1 [7] y LMLV [8], como asimismo los conceptos de diseño e ingeniería de Kaplan [9] y de HMS de Brown [10], entre otros.

A continuación se definirán los Subsistemas de Aviónica para facilitar su diseño. Se especificarán también los modos de trabajo a los que deberá adaptarse. Planteado el escenario se procederá a listar los requerimientos de alto nivel y de *Health Management* comunes a todos los subsistemas. Seguidamente se especificarán los requerimientos de interfaces de datos y eléctricas para luego detallar los de cada subsistema en particular. Finalmente se mostrará la importancia de la elaboración de un presupuesto de peso, volumen y consumo para facilitar la interacción con otros grupos de desarrollo.

## 2. SUBSISTEMAS DE AVIÓNICA REDUCIDA

La Aviónica Reducida está compuesta por los

Subsistemas que se listan a continuación, junto con una breve descripción de sus funciones. En la Fig. 1 se muestra su diagrama conceptual.

**Subsistema de Control de Vuelo y Gestión de Misión:** Este Subsistema tiene como misión dirigir y controlar la trayectoria del vehículo desde su posición inicial de lanzamiento en un punto de la tierra hasta alcanzar la órbita propuesta con velocidad y actitud predeterminada, mediante la utilización armónica de tres funciones básicas que son navegación, guiado y control. También es el encargado del control de la salud del VL (Health Management System, HMS) y de secuenciar los eventos de cada fase de la misión. Al mismo tiempo debe ser capaz de recibir, procesar y ordenar la ejecución de los telecomandos provenientes del Control de Misión en tierra. Cuenta con un Sistema de Posicionamiento Global (Global Position System, GPS) y se conecta a los sistemas de soporte en rampa de lanzamiento a través de un umbilical. Es también el encargado de controlar el roldo y el vector de empuje del VL.

**Subsistema de Potencia:** Su misión es la provisión y distribución de energía eléctrica a los Subsistemas que componen la aviónica del VL, las cargas pirotécnicas, y los dispositivos de autodestrucción. Está conformado por baterías y unidades de distribución y control.

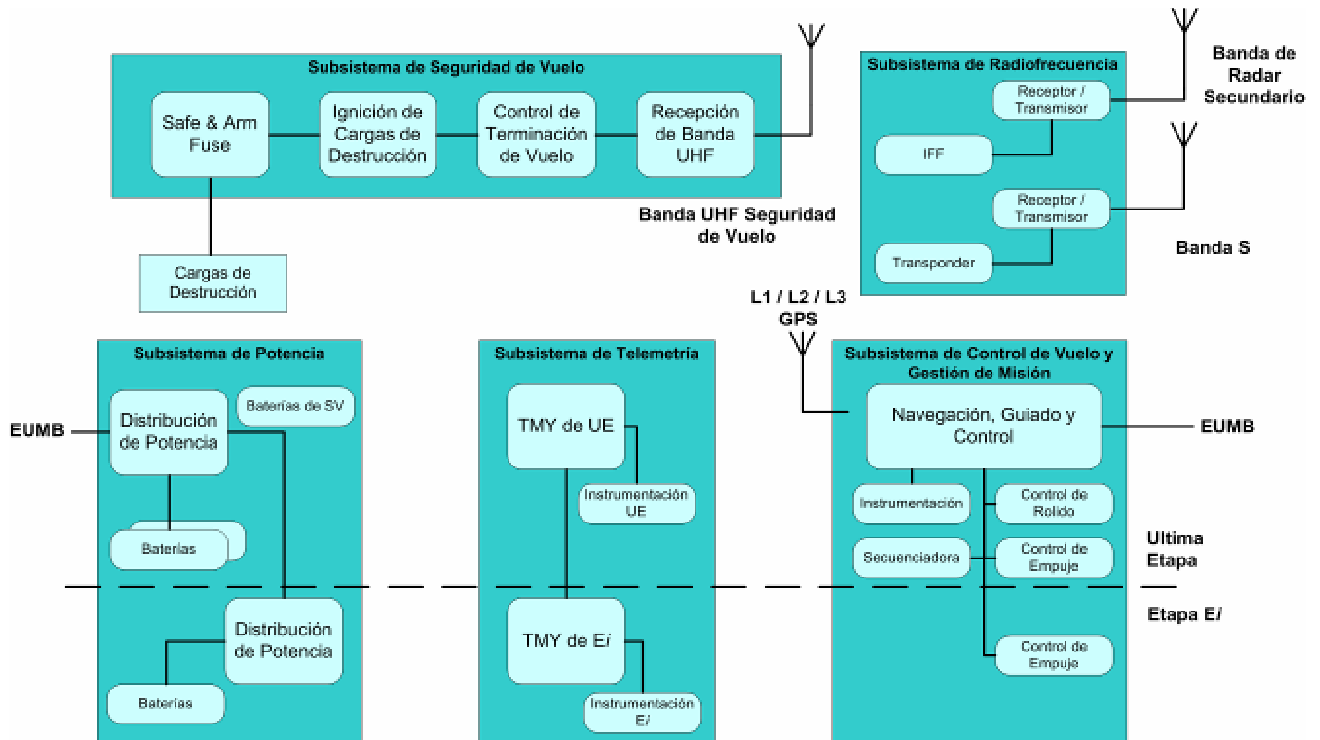


Figura 1 - Subsistemas de Aviónica Reducida

*Subsistema de Telemetría:* Su función es la de recolectar datos de telemetría de los distintos Subsistemas y codificarla para enviarla al Control de Misión en tierra.

*Subsistema de RF:* Es el encargado de proveer el enlace de comunicaciones en Banda S, (2000 a 2100 MHz) entre el VL y el Control de Misión para funciones de telemetría y telecomando. Cuenta también con el hardware necesario para identificar al VL en los radares cercanos a la zona de lanzamiento.

*Subsistema de Seguridad de Vuelo:* Tiene a su cargo la interpretación de las señales de autodestrucción telecomandadas desde el Control de Misión, en caso de que el VL abandone la trayectoria nominal afectando la seguridad de la misión o de personas o bienes materiales en tierra. Cuenta con un enlace propio en banda UHF de 406 a 450 MHz y con fusibles para evitar la activación accidental de las cargas pirotécnicas.

Se reconocen cuatro modos de trabajo distintos para la Aviónica Reducida, relacionados con el entorno operativo. Estos son:

*Modo Laboratorio:* Incluye las condiciones operativas que van desde el diseño, construcción y verificación de los Subsistemas y sus Unidades hasta la integración de la Aviónica Reducida en el VL.

*Modo Prelanzamiento:* Se considera este modo de funcionamiento desde que el VL se ubica sobre la plataforma de lanzamiento hasta que finalizan todos los preparativos y chequeos que aseguran que las condiciones para realizar el vuelo se satisfacen.

*Modo Vuelo:* La Aviónica Reducida inicia este modo de trabajo en el momento en que se da comienzo al vuelo con la señal de despegue, y permanece en el mismo durante la totalidad del vuelo, hasta que el VL está en condiciones de poner la carga útil en órbita.

*Modo Inyección Orbital:* Se inicia cuando el VL alcanza la órbita establecida y comienzan las maniobras de encendido, orientación y eyección de la carga útil. Finaliza cuando el Control de Misión da por terminada la misión.

Además de los requerimientos generales, cada uno de estos modos de trabajo plantea requerimientos operativos específicos que deben cumplirse. Estos requerimientos están fuera del alcance de este trabajo.

### 3. REQUERIMIENTOS DE AVIÓNICA REDUCIDA

#### 3.1. Requerimientos comunes a todos los subsistemas.

Los requerimientos de los distintos subsistemas y de la aviónica en general son establecidos teniendo en cuenta la misión, la factibilidad tecnológica y las expectativas del cliente [11].

Además de los requerimientos específicos para cada subsistema, existen requerimientos comunes a todos ellos. La seguridad, disminución de costos e interfaces entre equipos son algunos de los factores que determinan estos requerimientos comunes.

Los requerimientos comunes generales se listan a continuación:

- El Sistema de Aviónica debe operar en tiempo real y ser tolerante a fallas.
- El Hardware debe ser modular, portable y escalable.
- El hardware de la Aviónica Reducida debe ser capaz de resistir elevadas solicitaciones ambientales, tanto en tierra como en el espacio exterior. Por lo tanto, el mismo debe ser diseñado para soportar temperaturas extremas, radiación, vibraciones y shocks, entre otros. [10]
- El peso y volumen del Sistema de Aviónica debe ser inferior a 100Kg y 120dm<sup>3</sup> respectivamente. Estos requerimientos no son triviales, ya que cada kilo extra dedicado a la aviónica es un kilo menos para la carga útil, y también debido al reducido espacio disponible dentro del VL.
- La totalidad de las unidades que componen el sistema de aviónica serán alimentadas con

tensión continua regulada de  $28 \pm 6V$ . En caso de ser requeridos se usarán convertidores DC-DC.

- El Sistema de Aviónica no debe consumir más de 700W.
- Se utilizarán equipos comerciales con calificación aeroespacial (commercial off the shelf, COTS) siempre que esto no degrade la confiabilidad de la misión. Dentro de estos equipos se priorizan los de producción nacional que tengan la calificación mencionada.
- La aviónica del de VL deberá cumplir con las normas citadas en [12] sobre emisiones electromagnéticas.
- Debe ser provisto un Plan de Verificación para validar la totalidad de los requerimientos.

### 3.2. Requerimientos de Health Management System

De acuerdo a [10], el HMS permite detectar, aislar y solucionar fallas críticas en sus inicios, evitando consecuencias serias. Además, facilita el entrenamiento de operarios, mejora la efectividad del sistema y disminuye costos.

Los requerimientos de HMS para la Aviónica son:

- Evitar los puntos simples de falla. En todos aquellos puntos donde la seguridad de la misión lo requiera se implementará redundancia caliente de equipos y software, priorizando la arquitectura de triple redundancia con votación.
- Implementar tests embebidos (Built-in Tests) en computadoras y controladores. Estos tests tendrán distintos niveles de profundidad según el modo de funcionamiento.
- Implementar técnicas de identificación y aislamiento de fallas (Failure Detection and Isolation, FDIR [10]) durante los procesos de diseño, construcción, verificación y vuelo de los componentes de la Aviónica del VL. Durante las etapas iniciales esta técnica permite anticipar posibles fallas de manera tal que durante

el vuelo sea posible actuar de forma proactiva sobre ellas iniciando automáticamente acciones de contingencia en caso de que la falla se produzca.

- Implementar HMS en la totalidad de la aviónica.
- Utilizar sensores MEMS (Micro ElectroMechanical Sensors) debidamente redundados siempre que sea posible. Esta tecnología de bajo costo y consumo y peso reducidos [16] posibilitan la instalación de numerosos sensores redundados sobre todo el LV. La mayor parte de estos sensores transmiten información mientras la aviónica funciona en modo Laboratorio o Prelanzamiento, por lo que no ocupan el Bus de Datos de Telemetría del lanzador, sino uno propio que viaja por el umbilical hasta el Launch Pad. De esta forma este importante arreglo de sensores brinda información crucial durante el diseño y la integración sin sobrecargar a las computadoras de a bordo durante el vuelo.

### 3.3. Requerimientos de interfaces entre subsistemas.

#### 3.3.1. Buses de datos

Las unidades que componen los distintos subsistemas se comunicarán entre sí utilizando un bus de datos basado en el protocolo de comunicación CAN Aerospace [16] debidamente redundado, y con cada interlocutor unívocamente identificado. Se utilizará la señal de PPS (pulse per second) del GPS de a bordo para suministrar la identificación temporal a las señales (time stamping)

Los buses de datos se dividirán en:

*Telecomando y Estado*: vínculo para comunicar al VL con el Control de Misión en tierra. Por él se envían datos de telemetría y estado y se reciben comandos.

*Telemetría*: Bus encargado de transmitir datos de telemetría desde los sensores y unidades distribuidos a lo largo del lanzador hasta la Unidad Central de Telemetría.

*Telecomando para Subsistema de Seguridad de Vuelo:* Bus independiente para uso exclusivo del Subsistema de Seguridad de Vuelo tanto en tierra como luego del despegue.

*Telemetría directa a GSE:* Bus utilizado para monitoreo en tierra. El vínculo con el Soporte en Tierra (Ground Support Equipment, GSE) se realiza a través del umbilical.

*Radioenlace Banda S:* Vínculo usado para comunicar telemetría y comandos entre el LV y el Control de Misión.

*Radioenlace UHF:* Usado para enviar la señal de terminación de vuelo.

*GPS:* Canal del receptor GPS utilizado por la Computadora de Navegación.

*EUMB:* Umbilical Eléctrico, disponible mientras el LV se encuentra en plataforma. Por él se alimenta al LV y se transmiten y reciben datos de programación y estado.

### 3.3.2. Buses de potencia

La potencia se distribuirá a los distintos subsistemas y unidades utilizando para ello los siguientes buses, los cuales deberán estar correctamente identificados:

*Bus de Potencia Principal:* Se encarga de suministrar energía a las cargas fijas y de bajo consumo de la aviónica.

*Bus de Alta Potencia:* Se encarga de suministrar energía a los actuadores del Control de Vector de Empuje (Trust Vector Control, TVC) y a la Unidad de Control de Rolido. La potencia necesitada por estas unidades es alta y variable en el tiempo.

*Bus de Potencia de Cargas Pirotécnicas:* Por motivos de seguridad, la energía utilizada para la activación de cargas pirotécnicas utilizará un bus independiente.

*Bus de Potencia de Seguridad de Vuelo:* Por razones de seguridad la totalidad del Subsistema de Seguridad de Vuelo será alimentado por baterías independientes.

Estos buses se unirán en un punto de masa común, llamado Single Point of Mass. Las características eléctricas de este punto son de suma importancia, ya que de él depende la correcta inter-

acción eléctrica de todos los Sistemas del VL, y garantiza la correcta puesta a tierra del VL cuando el mismo se encuentra en la torre de lanzamiento.

### 3.4. Subsistema de Control de Vuelo y Gestión de Misión

Es sin duda el subsistema crítico dentro de la aviónica, ya que de él depende en gran medida el éxito de la misión. Su hardware incluye la Unidad de Mediciones Inerciales (IMU), la Computadora de Navegación (CN), y la Computadora de Control de Vuelo y Control de Vector de Empuje (CCV).

Sus requerimientos principales son:

- Calcular, almacenar y controlar la trayectoria del VL.
- Computar el punto de impacto instantáneo.
- Estabilizar al VL durante todas las etapas y condiciones de vuelo.

(Para cumplir con los requerimientos expuestos la(s) computadora(s) de navegación y guiado contarán con algoritmos de navegación, control y autopiloto, los cuales serán programados teniendo en cuenta las características dinámicas del VL, como ser el tamaño, peso y empuje disponible)

- Recibir datos de programación y comando desde el Control de Misión.
- Administrar, comandar y evaluar *Built-in-Tests* (BITs) durante todos los modos de funcionamiento.
- Ejecutar en una secuencia definida los distintos eventos que se deben llevar a cabo en cada fase de la trayectoria, por ejemplo la activación de cargas pirotécnicas de separación de etapas, encendido y apagado de motores, etc.
- Corregir errores de trayectoria durante el vuelo de la última etapa para asegurar que la carga útil sea entregada en la órbita requerida.
- Realizar maniobras anticolidión y de reentrada una vez entregada la carga útil.

### 3.5. Subsistema de Potencia

Los requerimientos de alto nivel de este subsistema son:

- Proveer, regular y distribuir energía eléctrica con un margen del 100% a los subsistemas de aviónica y al sistema de propulsión durante la totalidad del vuelo.
- Gestionar el consumo de energía.
- Proveer caminos independientes para alimentar la aviónica y propulsión a través del umbilical mientras el vehículo se encuentre en plataforma de lanzamiento.
- Contar con elementos de protección para evitar que una falla eléctrica en un componente de la aviónica, cargas pirotécnicas o actuadores se propague hasta afectar al resto de los equipos.
- Utilizar baterías recargables, en lo posible de Li-ion [17].
- Administrar efectivamente el cambio de fuente de energía externa (ubicada en plataforma de lanzamiento) a interna (baterías dentro del vehículo) durante las maniobras de lanzamiento.
- Proveer de un punto de masa común, o Single Point of Ground, cuya resistencia eléctrica con la torre de lanzamiento no supere los 10m $\Omega$ . Esta puesta a tierra debe asegurar que no se produzcan diferencias de potencial entre los distintos componentes de la aviónica, ni entre el VL y la plataforma de lanzamiento, ni entre dispositivos que almacenen o utilicen combustible líquido [18].
- Asegurar que la resistencia eléctrica entre las distintas partes metálicas del lanzador no supere en ningún caso los 10m $\Omega$  [18].

### 3.6. Subsistema de Telemetría

Las tareas de concentración y formato de telemetría son llevadas a cabo por la CCV. La misma debe:

- Concentrar, formatear y comunicar al Control de Misión en tierra datos de telemetría tanto del vehículo como de la carga útil.

- Para cada dato a ser transmitido a tierra identificar el sensor o unidad de origen y el instante en el que se produjo la lectura.
- Utilizar, siempre que sea posible, la Asignación de Identificadores por Defecto (Default Identifier Assignment, DIA) [16] dictada por la norma CAN AEROSPACE para la identificación de sensores o unidades.
- Codificar en PCM los datos recibidos por CAN antes de ser enviados al Subsistema de RF para ser transmitidos a tierra.
- Imponer los formatos de CAN 2.0x (Digital) y lazo de corriente 4 a 20mA (Analógico).

Cada Subsistema del LV deberá proporcionar las variables de interés propio y de la misión, la cantidad de sensores y la frecuencia de las mediciones.

Se recomienda la aplicación de la norma ECSS-E-70-41A [19] siempre que sea posible.

### 3.7. Subsistema de RF

El subsistema estará compuesto por una Unidad de Transmisión y Recepción en Banda S y un Transponder de Radar Secundario, ambas unidades con su correspondiente hardware asociado.

Este subsistema debe cumplir con los siguientes requerimientos:

- Proveer un enlace en Banda S (2000-2400 MHz) entre el VL y el Control de Misión en tierra durante la totalidad del vuelo y mientras el vehículo se encuentra en la torre de lanzamiento.
- Gestionar las comunicaciones de telemetría y telecomando entre el VL y el Control de Misión.
- Seguir la norma ECSS-E-50-05A [20] siempre que sea posible para definir cuestiones relativas al ancho de banda, modulación y estabilidad de la portadora.
- Contar con antenas distribuidas sobre el VL de tal forma que se logre un patrón de radiación omnidireccional en un 95%.

- Incluir un transponder de radar secundario para identificación de amigo o enemigo (Identification Friend or Foe, IFF) con los radares civiles y militares cercanos. El mismo deberá transmitir en  $1019\pm 0.5\text{MHz}$  y recibir en  $1030\pm 0.5\text{MHz}$ .

### 3.8. Subsistema de Seguridad de Vuelo

Ante la posibilidad de que el VL abandone la trayectoria programada y pueda convertirse en un riesgo para las poblaciones cercanas a la zona de lanzamiento, se asigna al encargado de seguridad en tierra la responsabilidad de destruir el VL, y se equipa al vehículo con un subsistema independiente capaz de recibir un comando de destrucción y activar una secuencia con ese fin. Ya que este subsistema puede incluir cargas explosivas se deberán incorporar protecciones eléctricas y mecánicas siempre que se considere necesario. Este subsistema debe:

- Ser capaz de seguir una secuencia de autodestrucción según el tipo de vehículo y las recomendaciones del Safety Range Regulations impuestas por el lugar de lanzamiento.
- Limitar el intervalo de autodestrucción a las condiciones impuestas por las Safety Range Considerations del lugar de lanzamiento.
- Proveer un enlace dedicado de UHF (406 a 450 MHz) entre el VL y el Control de Misión.
- Contar con alimentación propia e independiente del resto de las fuentes de energía disponibles en el VL.
- Contar con sensores de telemetría con aislamiento galvánico.
- Contemplar tres modalidades de trabajo: Safe, Arm y Fire.
- Utilizar cableado filtrado y apantallado, con resistores limitadores de corriente. El color y tipo de cable usado por el Subsistema de Seguridad de Vuelo deben ser exclusivos del mismo: Deberá evitarse el uso de cableado de características similares en el resto de la aviónica.

- Calificar los iniciadores de las cargas explosivas según la norma ECSS-E-30 part. 6A [21].

### 4. PRESUPUESTO DE AVIÓNICA.

Según [11] un presupuesto (*budget*) es una lista numérica de componentes de algún parámetro del sistema completo. Por ejemplo, el presupuesto de potencia de la Aviónica consistirá de las potencias consumidas por las distintas computadoras, sensores, etc, además de un margen de seguridad y crecimiento.

El presupuesto de la Aviónica es de vital importancia para evitar inconvenientes durante la integración del Sistema con el resto del VL, y debe ser conocida por todos los agentes participantes en el proyecto. En el presupuesto se establecen valores de volumen, dimensiones, peso y consumo energético que deben ser tenidos en cuenta por los diseñadores de los demás sistemas. Para los diseñadores de la Aviónica, este presupuesto fija las cotas máximas permitidas con respecto a las características físicas de los equipos.

Tabla 1 - Presupuesto de Aviónica

Parámetro	Valor
Peso [g]	99529,5
Volumen [ $\text{dm}^3$ ]	114,1032
Alimentación [V]	$28\pm 4$
Corriente Consumida [A]	27,5998
Potencia Electrónica [W]	271,15
Potencia Actuadores [W]	400
Potencia Seguridad de Vuelo [W]	2,8
Potencia Pirotecnia [W]	0,25

Un buen punto de partida para el presupuesto de potencia es sumar el consumo de corriente estimado de la totalidad las unidades que componen la aviónica y la carga útil [14]. El mismo procedimiento se sigue para evaluar la potencia consumida durante la duración del vuelo. Para cada modo de trabajo se elabora un presupuesto distinto, prestando atención a los picos

de potencia requeridos por cada subsistema. En este sentido, es provechoso diseñar las distintas secuencias de manera tal de separar temporalmente los eventos que requieren más energía (por ejemplo apertura o cierre simultáneo de válvulas). La estimación de estos valores fue elaborada una tabla donde se agrupan en subsistemas la totalidad de los equipos electrónicos, baterías y cables, que componen la Aviónica de la Última Etapa utilizados en el *Modo Vuelo*.

Los cálculos presentados en la Tabla 1 se han realizado sin considerar redundancia de equipos ni márgenes de seguridad o crecimiento.

## CONCLUSIONES

En este trabajo se han expuesto los requerimientos de alto nivel del Sistema de Aviónica de un VL. Estos requerimientos sirven de base para profundizar en cada uno de ellos, teniendo presente que la seguridad del personal en tierra y los bajos costos de producción y operación son factores decisivos de diseño.

Durante el desarrollo de los requerimientos las normas de la Agencia Espacial Europea (ESA) han sido tomadas como referencia, y se requiere al resto de los grupos de trabajo a trabajar bajo las mismas.

Se ha hecho hincapié en el concepto de HMS de manera integral y el uso de sensores MEMS. Se entiende que el HMS no es responsabilidad de solo un grupo de personas, sino que compete a todo el personal relacionado con el VL o el Centro de Control de Misión.

Se destacó la importancia de elaborar un presupuesto de equipos para que todo el personal involucrado en el diseño y construcción del VL tengan conocimiento del peso, volumen y consumo energético de la aviónica. Este presupuesto es también de gran utilidad cuando se debe elegir entre dos equipos COTS con distintas características que realizan la misma función.

## RECONOCIMIENTO

El presente trabajo ha sido ejecutado en el marco del convenio existente entre la Comisión Nacional de Actividades Espaciales-CONAE y la Asociación de Investigaciones Tecnológicas-AIT en el Instituto Universitario Aeronáutico, Centro de Investigaciones Aplicadas, Departamento Sistemas Electromecánicos.

## REFERENCIAS

- [1] **Vega User's Manual**, Arianespace, Programmes Division, 2002.
- [2] **Technical Information - Ariane 5**, Arianespace, 1999.
- [3] **Taurus Lightweight Manned Spacecraft**, cap 5. University of Maryland, 2000.
- [4] **Land Launch User's Guide**, Boing Launch Services, 2004.
- [5] **LM-3B User's Manual**, China Academy of Launch Vehicle Technology, 1999.
- [6] Koenigsmann, H. **The Falcon V Medium Launch Vehicle**, 55th International Astronautical Congress 2004 - Vancouver, Canada, 2004. IAC-04-IAF-V.1.05.
- [7] Mueller, George E, Kohrs, Dick, Bailey, Richard, **Autonomus Safety and Reliability Features of the K-1 Avionics System**, 52<sup>nd</sup> International Astronautical Congress, 2001. IAF-01-V.6.01.
- [8] McCurry, James B. **The Lockheed Martin Launch Vehicle (LMVL) Solution for Small Payloads**, IEEE 0-7803-3741-7/97, 1997.
- [9] Kaplan, Marshall H. **Launch Vehicle Systems Design and Engineering**, Research and Acquisition Services, 1996.
- [10] Brown, Eduard N. **Launch Vehicle Health Management: An overview**. The Boing Company, 2000.



- [11] Larson, Wiley J., Wertz, James R, **Space Mission Analysis and Design**, Space Technology Library, 1999. ISBN 1-881883-10-8.
- [12] Clark, T. L., McCollum, M.B., Trout, D.H., Javor, K., **Marshall Space Flight Center Electromagnetic Compatibility Design and Interference Control Handbook**. NASA, Marshall Space Flight Center, 1995.
- [13] Stanley, Jeffrey H., **Avionics Architectures for the Next Generation of Launch Vehicles**, Avionics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base.
- [14] Suresh, BN. **Failure Detection / Management in Launch Vehicle Avionics**, IEEE 0-7803-5812-0/00, 2000.
- [15] Gad-el-Hak, M. **The MEMS Handbook**. CRC Press, 2002. ISBN 0-8493-0077-0.
- [16] AGATE-WP01-001-DBSTD, **System Standard for the Agate Airplane Avionics Data Bus**, Langley Research Center, NASA, 2001.
- [17] Pearson, C. **Small Cell Lithium-Ion Batteries: The Responsive Solution for Space Energy Storage**, AIAA 3<sup>rd</sup> Responsive Space Conference, 2005. RS3-2005-5003.
- [18] **ECSS-E-20A, Space Engineering – Electrical and Electronic**, ESA Publications Division, 1999. ISSN 1028-396X.
- [19] **ECSS-E-70-41A, Space Engineering – Ground Systems and Operations – Telemetry and Telecommand Packet Utilization**, ESA Publications Division, 2003. ISSN 1028-396X.
- [20] **ECSS-E-50-05A, Space Engineering – Radio Frequency and Modulation**, ESA Publications Division, 2003. ISSN 1028-396X.
- [21] **ECSS-E-30 part 6A, Space Engineering – Mechanical part 6: Pyrotechnics**, ESA Publications Division, 2000. ISSN 1028-396X.

