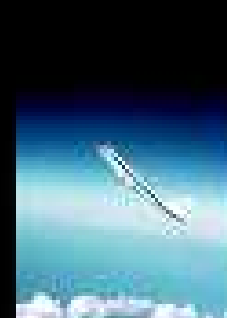
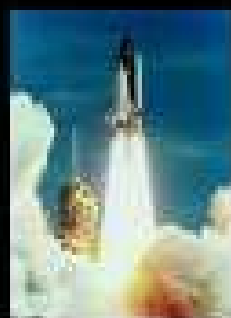


REVISTA LATINOAMERICANA DE CIENCIA Y TECNOLOGIA ESPACIAL

LATIN-AMERICAN JOURNAL OF
SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

ISSN 1851-0193



Volumen 4 - Números 2 y 3 Año 2008

Publicada conjuntamente por



REVISTA LATINOAMERICANA DE CIENCIA Y TECNOLOGIA ESPACIAL

LATIN-AMERICAN JOURNAL OF SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

Publicada conjuntamente entre la Asociación Latinoamericana del Espacio (ALE) y
la Asociación Argentina de Tecnología Espacial (AATE)

EDITOR EN JEFE

Pablo de León

EDITOR ASOCIADO

Jorge Lassig

COMITÉ EDITORIAL

Patricio Figueredo, *Arizona State University, USA.*

Ricardo León Jiménez, *Lockheed Martin, USA.*

Rolando Branly, *Broward Comm.College, USA.*

Héctor Brito, *Inst. Univ. Aeronáutico, Argentina.*

Fernando Stancato, *Univ. Norte do Paraná. Brasil.*

Juan de Dalmau, *Intl. Space University, Francia.*

La Revista Latinoamericana de Ciencia y Tecnología Espacial (Latin-American Journal of Space Science and Technology) es una publicación conjunta de la Asociación Latinoamericana del Espacio y la Asociación Argentina de Tecnología Espacial. Es una publicación cuatrimestral (3 números al año). Para consultas de suscripciones, números atrasados o cualquier otra información escriba a: Revista Latinoamericana de Ciencia y Tecnología Espacial. C.C.142-Suc.28 (1428) Buenos Aires, Argentina. O a través de nuestras páginas web en: www.alespacio.org o por correo electrónico escribiendo a: info@alespacio.org www.aate.org o por correo electrónico escribiendo a: revista@aate.org

© 2008 Asociación Argentina de Tecnología Espacial - Argentine Association for Space Technology
Saavedra 36 – P.9° “B” – (1083) Buenos Aires - Argentina
Todos los derechos reservados. All rights reserved.
Vol 4. Número 2 y 3. Enero 2008.
ISSN 1851-0493
Impreso en Argentina. Printed in Argentina. Prohibida su reproducción parcial o total.

EDITORIAL

Este año 2007 ha sido muy fructífero para la comunidad Espacial Latinoamericana: a principios de año dos hechos importantísimos, el lanzamiento de los satélites: Pehuensat-1 (Argentina) el 10 de Enero, y el Libertad (Colombia) el 17 de Abril, coronaron varios años de trabajo de Universitarios en ambos países.

Durante el mes de Mayo se realizó en la ciudad de Buenos Aires el IV Congreso Argentino de Tecnología Espacial, y durante Octubre en la ciudad de Bogotá se realizó el Primer Congreso Internacional de Ciencia y Tecnología Aeroespacial (**CICTA 2007**), eventos que indican un nuevo rumbo en la ciencia y tecnología espacial latinoamericana.

En esta edición de los números 2 y 3 del volumen 4 de la Revista, hemos querido plasmar en nuestras páginas parte de estos eventos, así se presentan trabajos sobre el desarrollo de los satélites Pehuensat-1 y Libertad.

Como siempre, la revista esta abierta a los especialistas Latinoamericanos en ciencia y tecnología espacial que quieran compartir su trabajo con profesionales de habla hispana y portuguesa, siendo estos dos, los únicos idiomas aceptados para la presentación de trabajos en la revista atento a que existen infinidad de publicaciones especializadas cuyo idioma es el ingles.

Esperando que este número sea de su agrado, aprovechamos para invitarlo a enviar sus trabajos y esperamos sus comentarios y sugerencias.

Atentamente,

Los Editores.

REVISTA LATINOAMERICANA DE CIENCIA Y TECNOLOGIA ESPACIAL

LATIN-AMERICAN JOURNAL OF SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

VOL 4-NUMEROS 2 y 3 Enero 2008

INDICE

ESTUDIO PRELIMINAR SOBRE VEHICULOS SUBORBITALES AEROLANZABLES Torresan, Gustavo; Garay, Roberto; Liguori, Adrian	68
ANALISIS RELATIVISTA DE LA INTERACCION ENTRE CAMPOS ELECTRO MAGNETICOS Y MATERIA CON APLICACIÓN A LA PROPULSION ESPACIAL Eguinlian, Andrés J.; Gallo, Bruno M.; Brito, Hector H.; Elaskar, Sergio A	75
FIBRAS DE CARBONO SINTETIZADAS DESDE FIBRAS DE POLIACRILONITRILO (PAN) Zolotucho, H. A.; González Oliver C.	81
MELTING WIRE ÓPTIMO PARA UN MECANISMO ESPACIAL Edgardo Roggero; Marcelo Cerocchi; Leonel Garategaray; Pablo Carrara	90
SISTEMA PARA ENSAYOS DE SIMULACIÓN DE CONTROL DE ACTITUD, APLICACIONES Y CARACTERÍSTICAS Edgardo Roggero; Marcelo Cerocchi; Federico Larco; Gustavo Di Pasquale; Alejandro Dumycz	96
INTEGRACIÓN AL VEHÍCULO LANZADOR PLSV Alic, Dalíbor; Arias, Alejandro; Quiroga, J. Jorge	102
OPTIMIZACIÓN Y AJUSTES FINALES DEL DISEÑO ESTRUCTURAL Keil, Germán; Jurasics, Américo	108
ESTIMACION DE LA TEMPERATURA INTERIOR DEL PEHUNENSAT-1 Lassig, Jorge	113
ENCENDIDO AUTOMÁTICO DE SATÉLITE POR DETECCIÓN DE ACELERACIÓN, CON ELIMINACIÓN DE RUIDO Márquez, F.; Cajarabilla, M.; Quiroga, J. J.; Árias, A.; Pelayes, N.; Berardo M.	118
SISTEMA DE COMUNICACIONES DEL PEHUENSAT-1 Mingolo, Fernando; Moya, Carlos; y Simone, Daniel	124
INTEGRACIÓN FINAL DE LA ELECTRÓNICA ALIC, Dalíbor; ARIAS, Alejandro; BERARDO, Martín; CAJARABILLA, Marcos; GIANINI, Leandro; MARQUEZ, Federico; PIRIS, Laureano; QUIROGA, J. Jorge	132
PEHUENSAT-1: INFORME FINAL LASSIG, Jorge; QUIROGA, J. Jorge; KEIL, Germán; JURASICS, Américo; SIMONE, DANIEL; DE LEON, Pablo; ALVAREZ, Alejandro	141
PRESENTACION DE TRABAJOS A LA REVISTA LCyTE	149

ESTUDIO PRELIMINAR SOBRE VEHÍCULOS SUBORBITALES AEROLANZABLES

**Gustavo J. TORRESAN♣, Roberto J. GARAY♣, Adrián LIGUORI♦
INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO**

♣ Centro de Investigaciones Aplicadas (CIA)

♦ Facultad de Ingeniería

Av. Fuerza Aérea 6500 – 5022 Córdoba R. Argentina

♣ rgaray@iua.edu.ar ♦ aliguori@iua.edu.ar

RESUMEN

Desde el inicio de los vuelos espaciales, se desarrollaron algunos proyectos de vehículos suborbitales aerolanzados. Si bien no ha sido muy utilizada, esta modalidad de operación persiste hasta nuestros días, utilizándose en pequeños lanzadores, vehículos experimentales y sistemas de armas. Se realizó una investigación bibliográfica y en la web a los fines de obtener antecedentes sobre este tema.

Se consideró interesante realizar un estudio de sistemas sobre algunas misiones típicas de cohetes sonda a fin de identificar ventajas y desventajas respecto a lanzamientos terrestres. Se presentan estudios de trayectoria, configuraciones tentativas, descripción de la operación y estudios básicos de performance, junto con algunas conclusiones.

ABSTRACT

From the beginning of space flight, airlunched rocket programs were accomplished. Though this technique was not widely used, actually there are some sub-orbital vehicles, small satellite launcher, experimental vehicles and space weapon systems that use air launching procedure.

A bibliographical and web search was carried out in order to find space vehicles using this launching pattern. A system study on air launched sounding rocket missions was performed for to identify advantages and disadvantages in comparison with ground launched rockets.

Studies of airlaunched sounding rocket configuration, mission, trajectories and performances are briefly displayed in this paper. Finally conclusion obtained from this study are presented.

. OBJETIVOS

El objetivo de este trabajo es mostrar los resultados de estudios, búsquedas bibliográficas y consultas que se efectuaron a los fines de evaluar la conveniencia de desarrollar un vehículo suborbital aerolanzable, tema sobre el cual no existen demasiados antecedentes en Argentina. Se tratará de enfocar estas actividades teniendo en cuenta la realidad y la disponibilidad de recursos en la República Argentina.

II. INTRODUCCIÓN

Las aeronaves y globos pueden ser adaptados para ser utilizados como plataformas de lanzamiento para vehículos espaciales. Así se convierten en primeras etapas recuperables (aeronaves) o baratas (globos).

Las plataformas de lanzamiento aéreas ofrecen varias ventajas a saber:

- Llevan el vehículo espacial y su carga útil a regiones de atmósfera con menor densidad,

reduciendo la resistencia aerodinámica, además de mejorar la performance del motor cohete (impulso específico).

- Se logra una ganancia en altura, y velocidad inicial importantes.
- Las cargas aerodinámicas y térmicas son menores.
- En los lanzamientos aéreos, la aeronave es móvil por naturaleza lo que posibilita desligarse de los factores climáticos.
- Se pueden realizar lanzamientos desde puntos inaccesibles por tierra o sobre el mar, lo que da mucha flexibilidad a las misiones.

No se considerará en el presente trabajo el empleo de globos ya que dicha tecnología no está suficientemente desarrollada en el país.

A partir de una búsqueda bibliográfica [1,2,3] se pudieron identificar numerosos proyectos de desarrollo y operación de este tipo de vehículos desde los años 50. En este trabajo se presentan las tendencias y se trata de establecer las bases para un desarrollo viable en nuestro medio.

III. METODOLOGIA

A los fines de cumplir con los objetivos anteriormente citados se estudió el desarrollo de algunas opciones de un hipotético vehículo suborbital en todas sus fases, para identificar problemas y áreas críticas. Estas fases del desarrollo se detallan a continuación. Al ser este un estudio teórico, se omiten aspectos prácticos tales como fabricación del cohete, alistamiento del avión, entrenamiento de pilotos, entre otros.

IV. DEFINICIÓN DE CONCEPTO

IV.1 Definición de la misión

De acuerdo con los antecedentes encontrados se pueden identificar tres misiones típicas para estos vehículos.

- Vehículo para ensayo de nuevas tecnologías.

- Vehículo para desarrollo de sistemas de armas.
- Vehículo para lanzamiento a bajo costo de cargas útiles científicas.

La primera de las misiones enunciadas originó vehículos tales como los de la serie "X" de Nasa [4], empleados fundamentalmente para estudios de propulsión avanzada, vuelo a alta velocidad, sistemas de control y de recuperación (Fig.1).

Se usa la modalidad aerolanzable para no depender de un cohete impulsor y lanzamiento terrestre que supone un aumento de los costos y de las probabilidades de falla. Estos lanzamientos aéreos implican la operación en las condiciones más controladas posibles para el espécimen a ensayar. Otro ejemplo interesante es la serie de Vehículos *Spiral*, utilizados por los soviéticos para el desarrollo del avión espacial *Buran* [5].



Fig.1: X-34.

La segunda misión enunciada ha sido probablemente la verdadera razón del desarrollo de este tipo de tecnología. La posibilidad de contar con aviones armados con interceptores de satélites y otros vehículos espaciales fue una poderosa razón para efectuar experimentos durante las décadas del 50, 60 y 70. El ejemplo más sobresaliente es el sistema *Asat*, un interceptor de satélites norteamericano (Fig.2-3) lanzado desde un avión F-15 [6].



Fig.2: Asat.

La tercera misión enunciada se basa en el incremento en la performance que se obtiene mediante un lanzamiento aéreo y en la supuesta economía de recursos a causa de que no se necesitan instalaciones terrestres (base de lanzamiento y GSE) en lugares remotos para su operación. Esto ha dado lugar a muchos vehículos basados en propulsores existentes o viejos misiles aire-aire o aire-suelo. Entre ellos se pueden citar, al *Rockoon*, *Sparoair*, *Caleb* y *Jaguar* (Fig.4-5).



Fig.3: Avión F-15 con Asat.



Fig. 4: Caleb.

Es interesante señalar que a pesar de estas ventajas no se ha impuesto a nivel mundial este tipo de vehículos. Sin embargo, para las condiciones particulares de Argentina en la actualidad, en que no se dispone de propulsores de grandes dimensiones y desarrollo limitado en calibre e impulso total por el MTCR [7], y con las bases de lanzamiento fuera de servicio o inexistentes, puede considerarse esta opción como válida.

En cuanto a las modalidades de operación se pueden citar dos, cuyas diferencias se basan fundamentalmente en el lanzamiento:

- Vehículos lanzados modalidad “*Over the shoulder*”.
- Vehículos lanzados en vuelo recto y nivelado.

La primera alternativa de lanzamiento aéreo consiste en una trepada, lanzamiento y posterior maniobra evasiva por parte de la aeronave.

La segunda alternativa consiste en un lanzamiento desde una aeronave en vuelo horizontal o en trepada muy suave. El vehículo se separa de la aeronave y efectúa un posterior pull-up para ganar altura hasta su apogeo. Cabe destacar que en las dos modalidades el desenganche del vehículo puede ser efectuado simultáneamente con el inicio de la propulsión, a consecuencia de ésta, como en el caso de los misiles. Pero esta variante se ha usado solamente en pequeños cohetes derivados de misiles existentes. Otra variante consiste en desenganchar el misil y encender su propulsor a distancia de seguridad.

Del análisis de las dos modalidades de lanzamiento anteriormente expuestas surge que la disponibilidad de aviones para efectuar el mismo es un factor determinante como se explicará en el punto V.1. También debe señalarse que estas modalidades tienen profundas implicancias en el diseño del vehículo, ya que un lanzamiento sobre el hombro implica poder utilizar una configuración convencional (cruciforme). En cambio un lanzamiento en vuelo horizontal conlleva la utilización de superficies sustentadoras de tipo alar y control de actitud.

En este trabajo se plantea una misión para un vector de transporte de cargas útiles a bajo costo utilizando la modalidad “over the shoulder”. El avión adoptado para llevar a cabo esta misión podrá ser del tipo Mirage, Super Etendart o Douglas A4-AR, siendo estos capaces de realizar esta maniobra con precisión a una velocidad de 200 [m/seg] a 9000 [m] de altura y un ángulo de lanzamiento de 75°.

El apogeo requerido es de 250 [km] y la masa de las cargas útiles es de 50 [kg] y 100 [kg]. La recuperación es de tipo convencional con paracaídas de frenado.

IV.2 Definición de configuración y diseño del vehículo

Se definieron tres configuraciones tentativas de vehículos sin control con estabilización aerodinámica:

- Vehículo monoetapa de 450 [kg] según Fig.4.
- Vehículo monoetapa de 900 [kg] (Fig. 5).
- Vehículo de dos etapas de 450 [kg] en total (Fig.6) para lanzamiento terrestre. Este vehículo se incluye a los fines de su comparación con la configuración 1.

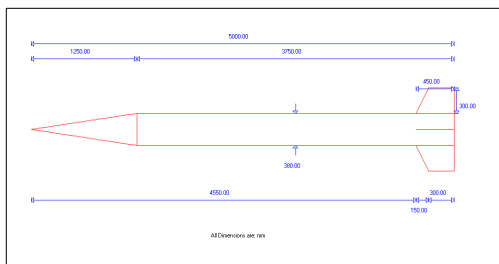


Fig.4: Configuración 1, calibre 380 [mm].

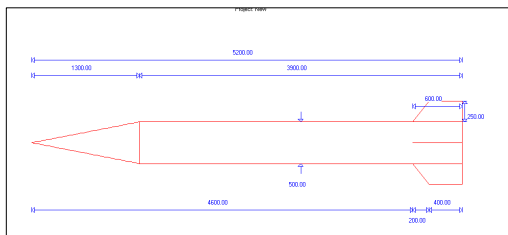


Fig.5: Configuración 2, calibre 500[mm].

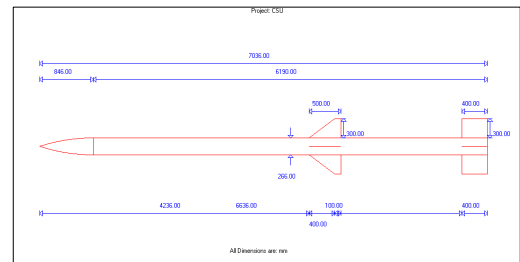


Fig.6: Configuración 3, calibre 266[mm].

En la Tabla I se resumen los datos generales de performance, presentándose las alturas de apogeo supuesto un lanzamiento aéreo y otro terrestre desde rampa en condiciones estándar.

De las actividades de estudio preliminar de configuración, prediseño y cálculo de performance, se pueden establecer algunos requerimientos de carácter general, a saber:

1. En cuanto a la configuración geométrica y el diámetro se debe destacar que el avión lanzador impone importantes restricciones de longitud, envergadura y posición de los cáncamos de sujeción. La necesidad de adaptarlo a un eyector normalizado impone restricciones en el peso, ubicación del centro de masa y previsión de puntos duros o zonas rígidas para el montaje del cohete. La configuración no debe ser demasiada esbelta ya que puede requerir de un estudio aeroelástico del conjunto pod de lanzamiento-vehículo. El diseño aerodinámico debe asegurar estabilidad y velocidad de rolido adecuadas para las condiciones de altura y velocidad de lanzamiento. El cableado disponible en el pod determina el lugar de los conectores y umbilicales del cohete.
2. Diseño estructural. La estructura del vehículo debe ser capaz de soportar cargas estáticas de acuerdo a los estándares diseño para misiles. Esto significa que deben soportar cargas de 4g laterales. Además deben presentar un comportamiento sano a vibraciones y choque de acuerdo a normas.

3. El propulsor debe soportar cargas mecánicas y térmicas de acuerdo a normas de manipuleo, instalación en el avión y vuelo hasta el lugar de lanzamiento, aparte de las cargas propias del misil en vuelo. No existe en la actualidad experiencia en la Argentina en el diseño y fabricación de propulsores de mediano calibre aptos para operación desde aeronaves. Esta consideración, combinada con las restricciones de geometría hacen inviable la configuración número dos. La seguridad del propulsor ante encendidos intempestivos implica el diseño de sistemas de seguridad de alta eficacia y confiabilidad.
4. La carga útil debe estar diseñada para soportar solicitaciones provenientes del vuelo enganchado al avión y luego del desenganche.
5. Sistemas. El cohete se debe adaptar a las especificaciones de alimentación eléctrica y transmisión de señal existentes en el avión lanzador. Además deberá tener elementos de seguridad para evitar fallas en los sistemas del avión.

Todo lo enunciado anteriormente se puede sintetizar en dos ideas básicas

- El concepto de aeroportabilidad del vehículo implica un esfuerzo importante de diseño, y penalizaciones en masa, performance y complejidad en el desarrollo.
- La integración con el avión también resulta onerosa en cuanto a normas de seguridad y criterios de diseño muy estrictos.

Cohete / Lanzamiento	Apogeo [km]
Config. 1, lanz. Terrestre	175
Config. 1, lanz. Aéreo	255
Config. 2, lanz. Terrestre	192
Config. 2, lanz. Aéreo	285
Config. 3, lanz. Terrestre	211

Tabla 1: Altura de apogeo para las distintas configuraciones de cohete.

Nota: Alturas de apogeo indicativas. Dependen en mayor o menor grado de relación de expansión de motor, cálculo de coeficiente de resistencia y de características propias del vuelo. Pueden presentar variaciones importantes, pero las cifras deben ser consideradas inicialmente a los fines de establecer una tendencia

IV.3 Calificación del vehículo

Existen normas militares muy precisas sobre este punto. Entre ellas podemos citar:

- Normas para Diseño de Misiles.
- Normas para ensayos ambientales.
- Normas de compatibilidad electromagnética.
- Normas para armamento aerolanzado.
- Procedimiento para lanzamiento de bombas y misiles.
- Normas y procedimientos para instalación de armamentos en aviones.

Debido a que un cohete sonda aerolanzado no es un armamento no debería ser penalizado con el cumplimiento estricto de todas estas normas ya que su desarrollo resultaría extremadamente costoso. Por otra parte, su uso es de carácter experimental y sería llevado cabo por expertos en condiciones controladas. Además, no es un armamento operativo. De todas formas, junto con la definición de concepto se deberán efectuar estudios para definir un plan de calificación con requerimientos realistas y que aseguren adecuada confiabilidad. Sobre este punto se efectuaron muchas consultas detectándose antecedentes aplicables en el ámbito de Fuerza Aérea Argentina.

V. OPERACIÓN DEL VEHÍCULO

Se puede afirmar en líneas generales que la operación de estos vehículos es relativamente compleja ya que involucra la labor combinada de dos grandes grupos o equipos:

- Segmento terrestre a cargo de transporte, integración, calificación de pre-vuelo, integración con el avión, seguimiento y recuperación.
- Segmento aéreo a cargo de la operación del avión lanzador, del test de pre-vuelo y del lanzamiento propiamente dicho.

Para definir el concepto de operación se enumeran en forma general las fases de este proceso:

1. Planificación, documentación y gestión de la misión.
2. Transporte al sitio de lanzamiento.
3. Integración del vehículo.
4. Control del vehículo.
5. Chequeo del avión lanzador.
6. Integración del cohete con el avión.
7. Vuelo hasta el punto de lanzamiento.
8. Maniobra de lanzamiento y lanzamiento.
9. Seguimiento y recuperación del vehículo.

Del análisis de estas tareas vemos puntos en común y diferencias con la operación terrestre:

1. La gestión y planificación es compleja ya que el avión debe salir y cumplir con la misión con instrucciones muy precisas. Se puede puntualizar que existe muy poca flexibilidad y bajo margen de error.
2. Esta actividad se ve muy simplificada ya que se puede emplear una base muy cercana a los lugares donde se desarrolló el cohete. Ej.: CIA-EAM.
3. Idem a la anterior
4. Idem a la anterior
5. Se realiza en la base de operación.
6. Se realiza en la base de operación en presencia de los responsables del desarrollo.
7. Esta actividad es propia de esta modalidad. Se deberá elegir el punto de lanzamiento tal que la zona de recuperación tenga las dimensiones adecuadas de acuerdo a la dispersión esperada.

La operación aérea permite flexibilidad para apuntar desde distintos rumbos a una zona de recuperación.

8. Las maniobras son propias de esta modalidad de lanzamiento. Cualquiera de los aviones mencionados la puede ejecutar con precisión. Hay parámetros muy importantes para los lanzamientos aéreos tales como posición, velocidad del avión, vector viento y actitud que los sistemas de tiro modernos brindan en tiempo real.

De todas formas, el piloto debe tener un entrenamiento especial y mantener contacto y telemetría con la base de lanzamiento, quien deberá comandar la misión.

Es interesante recalcar aquí que en esta fase se presenta una de las mayores ventajas respecto de los lanzamientos terrestres o convencionales, ya que no hace falta disponer de una base de lanzamiento con rampas, edificio de integración, comodidades para el equipo de lanzamiento, casamata, energía, servicios, seguridad etc. Esta infraestructura sumamente costosa es injustificable para una baja cadencia de lanzamientos además implica que el campo de tiro no puede ser cambiado con el paso de los años, a pesar del eventual desarrollo poblacional de la zona.

9. El seguimiento y recuperación son operaciones comunes a todas las modalidades de lanzamiento de cohetes sonda.

Deberá tenerse en consideración que la dispersión puede ser mayor que en un lanzamiento desde rampa.

V.1 Lanzador

A partir de las consultas realizadas y del estudio de la documentación disponible se puede afirmar que tanto los Douglas A4-AR, Mirage III y el Super Etendart son capaces de lanzar los cohetes que se muestran en las configuraciones 1 y 3, y disponen de todo el equipo necesario para

efectuar la misión, inclusive pueden lanzarlo a mayor altura y con ángulos más elevados. El punto fundamental es la certeza de la disponibilidad de estas máquinas ya que están afectadas a la defensa nacional, formación de pilotos y ensayo de armamentos. Por otra parte hay que tener en cuenta los costos de los ensayos aéreos para el desarrollo del cohete, desarrollo del concepto operativo, ensayos de la misión, el entrenamiento de pilotos y pequeñas modificaciones que puedan ser necesarias, además de las horas de vuelo.

V.2 Integración con el avión lanzador

La integración con el avión lanzador es un punto particularmente delicado ya que es necesario que tanto el piloto como la base puedan contar con información sobre el cohete para efectuar correctamente las decisiones sobre alistamiento y lanzamiento. A tal fin se deberán prever la realización de autotests en vuelo para conocer el estado del cohete antes del lanzamiento. Esto puede determinar la necesidad de instalar equipamiento adicional a bordo del avión con el consiguiente incremento en los costos.

V.3 Lanzamiento

La maniobra de lanzamiento no presenta mayores complicaciones, pero se debe instrumentar el procedimiento y el sistema de control de disparo para que el piloto pueda efectuar correctamente el desenganche y la maniobra evasiva. El uso de estos aviones en versión biplaza dejaría parte estas actividades en manos del copiloto.

V.4 Recuperación

La recuperación de estos vehículos no presenta diferencias respecto de un lanzamiento convencional. La correcta previsión del punto de impacto depende de la telemetría del instante del lanzamiento y de la precisión del instrumental del avión. Se puede citar como una ventaja de esta modalidad la capacidad de sobrevuelo de la zona de impacto por el mismo avión lanzador. Si este estuviera provisto de un sistema de recepción adecuado para la baliza de la carga útil, esta

podría ser localizada con mucha facilidad y eventualmente fotografiada.

VI. CONCLUSIONES

Este informe no tiene como objetivo principal la decisión o recomendación sobre la conveniencia de desarrollar un cohete suborbital aerolanzable. De todas maneras es interesante resaltar algunas conclusiones surgidas del análisis del material existente y de los estudios realizados.

- El incremento de performance empleando esta modalidad de lanzamiento es importante.
- La complejidad tecnológica resultante de esta modalidad sin duda plantea obstáculos que no deben soslayarse, aunque es posible afirmar que la tecnología y los recursos están disponibles en nuestro medio.
- Esta modalidad operativa minimiza la necesidad de instalaciones terrestres para integración y lanzamiento, pero ocasiona gastos relacionadas con el alistamiento y la operación de los aviones.
- El desarrollo de un vehículo aerolanzable sólo tiene sentido si se tiene la certeza de la disponibilidad de un avión lanzador y del apoyo e interés de la Institución que los opera.

VII. REFERENCIAS

VIII.

[1] www.astronautix.com

[2] KOELLE H. (1961). **Handbook of Astronautical Engineering**. McGraw-Hill Company.

[3] BOLSTER W., GOOGINS G. (1974). **The design, development, and testing of a series of air-launched sounding rockets**. AIAA Sounding Rocket Meetings.

[4]

<http://www.spaceandtech.com/spacedata/rlvs/rlvs.shtml>

[5] <http://www.buran.ru/htm/molniya3.htm>

[6] <http://www.designation-systems.net/dusrm/m-135.html>

[7] <http://www.mtcr.info/english/index.html>

ANALISIS RELATIVISTA DE LA INTERACCION ENTRE CAMPOS ELECTROMAGNETICOS Y MATERIA CON APLICACIÓN A LA PROPULSION ESPACIAL

Eguinlian, Andrés J. - Gallo, Bruno M. - Brito, Hector H. - Elaskar, Sergio A.
Instituto Universitario Aeronáutico - Facultad de Ingeniería –
Av. Fuerza Aérea 6500, X5010JMX – Tel. 5688800 – aeguinlian@iua.edu.ar
Córdoba – Argentina.

RESUMEN

Con la finalidad de evaluar diferencias entre las formulaciones de Abraham y de Minkowski se realiza un análisis relativista de la dinámica de un sistema electromagnético. El sistema se implementa de manera que se generan un campo eléctrico y un campo magnético perpendiculares entre sí produciendo una cantidad de movimiento electromagnética perpendicular a ambos campos. La variación de esta cantidad de movimiento debe producir el desplazamiento del cuerpo que genera dichos campos pudiéndose calcular la velocidad a la cual se desplazaría el mismo y la energía de la fuente necesaria para producirlos. Analizando el sistema en dos instantes diferentes con la implementación de un sistema de coordenada inercial en cada uno de ellos, la transformación del sistema inercial final (S') al inicial (S) de las componentes del tensor energía-impulso se realiza mediante la matriz de transformación de Lorentz. De esta manera, se calculan las magnitudes de la energía del campo electromagnético, la energía cinética del cuerpo y la energía de la fuente necesaria siendo que la suma algebraica de las mismas debe ser nula. Realizando esto, se encuentra que para los mismos valores de campo eléctrico y magnético generados tanto para el caso de Abraham como para el de Minkowski, la velocidad obtenida en el primer caso es menor que en el segundo aunque la energía de la fuente requerida es mucho menor para Abraham que para Minkowski. Al transformar las cantidades al sistema S , las mismas quedan expresadas en el sistema S' , por lo que una transformación individual de estas cantidades debería llevar a las ecuaciones originales del tensor en el referencial actual. Sin embargo, al realizar esto se encuentran ciertas discrepancias en el caso de Abraham que no se presentan en el caso de Minkowski.

ABSTRACT

In order to find differences between Abraham's formulation and Minkowski's formulation, a relativistic analysis of the dynamics of an electromagnetic system is developed. In this system, a cross electric and magnetic field is generated producing a perpendicular electromagnetic momentum. The variation of this momentum must cause the movement of the body which contains those fields with the possibility of calculating the velocity of it and the source energy required to produce the fields. Analyzing the system in two instants with two inertial reference frames for each time, the transformation from the final instant (S') to the initial one (S) of the energy – impulse tensor is realized under a Lorentz transformation. By this, the algebraic sum of the electromagnetic energy, the kinetic energy of the body and the energy of the source must be zero. Using the same values for the electric and magnetic fields for Abraham's and Minkowski's formulations, the velocity obtained for the first case is less than for the second case but the energy required to produce it is larger in the second one. The quantities expressed in the S frame are functions of the quantities in the S' frame. Then, an individual transformation of these quantities should get to the original tensor equations in the actual reference frame. However, it is found that there exist differences for Abraham's formulation but not for Minkowski's formulation.

1.- INTRODUCCION

Siendo necesaria la reducción de los costos de lanzamientos de vehículos espaciales, se están estudiando nuevos conceptos propulsivos en los que no es necesaria la utilización de un propelente. La finalidad de este artículo es la de avanzar en la teoría de uno de los mecanismos propuestos, basados en las interacciones electromagnéticas [1].

De la misma manera que en mecánica clásica, la cantidad de movimiento electromagnética, sería capaz de producir el desplazamiento, en sentido opuesto, del cuerpo que genere los campos magnéticos y eléctricos correspondientes con tal finalidad. Sin embargo, hasta el momento no se ha podido dilucidar si se debe aplicar la formulación de Abraham o la formulación de Minkowski para llevar a cabo el cálculo de esta magnitud. La primera de estas formulaciones conduce a que la cantidad de movimiento es nula en todo el volumen de un sistema cerrado mientras que la segunda permite una cantidad de movimiento no nula, siempre y cuando existan dos medios diferentes entre los campos electromagnéticos.

La finalidad de este informe es la de evaluar las diferencias entre ambas teorías mediante la implementación de un sistema determinado y la aplicación de la Teoría de la Relatividad Restringida.

2.- DINÁMICA RELATIVISTA DEL SISTEMA

Con la finalidad de producir una cantidad de movimiento electromagnética, se propone un sistema en el cual se crea un campo eléctrico con las siguientes componentes vectoriales en el sistema inercial S' adherido al cuerpo que lo produce:

$$\vec{E}' = \begin{pmatrix} E'_x \\ E'_y \\ E'_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -E' \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (1)$$

De la misma manera se crea un campo magnético perpendicular al campo eléctrico con las siguientes componentes vectoriales en el sistema inercial S':

$$\vec{H}' = \begin{pmatrix} H'_x \\ H'_y \\ H'_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ H' \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

También se sabe de [2] que:

$$\vec{D}' = \epsilon \vec{E}' \quad (3.a)$$

$$\vec{B}' = \mu \vec{H}' \quad (3.b)$$

Teniendo en cuenta las consideraciones anteriores, el sistema analizado se muestra en la siguiente figura:

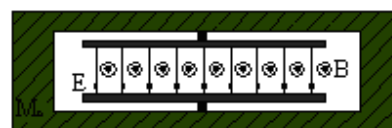


Figura 1. Configuración adoptada.

Ahora bien, en un instante inicial, la fuente de energía está desactivada por lo que no existe un campo eléctrico ni magnético y el sistema se encuentra en un sistema inercial S como se muestra en la siguiente figura:

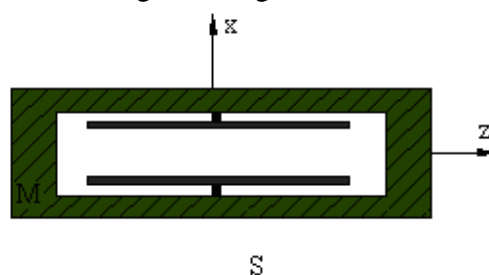


Figura 2. Instante inicial.

Un instante después, se enciende instantáneamente la fuente de energía creando los campos electromagnéticos, produciendo de esta manera una cantidad de movimiento electromagnética en el sentido -z, según la regla

de la mano derecha, y por conservación de la cantidad de movimiento se produce el desplazamiento del cuerpo que genera dichos campos con una velocidad V (medida en el referencial S) en sentido contrario. En este instante, se puede introducir un sistema inercial S' adherido al cuerpo el cual se encuentra en movimiento respecto del sistema inicial S .

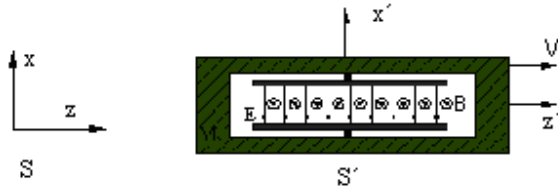


Figura 3. Instante final.

Para calcular las energías involucradas y el valor de la velocidad en el referencial S , se deben realizar las transformaciones de las cantidades del sistema inercial S' al sistema S mediante el tensor de transformación de Lorentz el cual se expone a continuación [1]:

$$L = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \gamma & -i\gamma\beta \\ 0 & 0 & i\gamma\beta & \gamma \end{pmatrix} \quad (4)$$

Siendo que la transformación está dada por la siguiente expresión:

$$\begin{pmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \\ iP_E \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \gamma & -i\gamma\beta \\ 0 & 0 & i\gamma\beta & \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_x' \\ P_y' \\ P_z' \\ iP_E' \end{pmatrix} \quad (5)$$

Donde las variables P_x, P_y, P_z corresponden a las expresiones de la cantidad de movimiento y P_E corresponde al término de energía en el sistema S dividido c_0 . Los términos P_x', P_y', P_z', P_E' tienen el mismo significado pero expresados en el sistema S' .

Se puede observar que las componentes “x” e “y” de la cantidad de movimiento son nulas debido a la terna de ejes adoptados.

3.- ENERGÍA Y CANTIDAD DE MOVIMIENTO

3.1- Aplicación de la Formulación de Abraham

Según la formulación de Abraham, se tiene que la cantidad de movimiento electromagnética en el referencial S' , para un volumen unitario en un instante determinado, está dada por la siguiente expresión:

$$P_z' = \frac{1}{c_0} E' H' = p_{em}' \quad (6)$$

Mientras que la energía total del sistema en el mismo referencial es:

$$P_E' = \frac{1}{2c_0} (E' D' + H' B') + M' c_0 = (M_{em}' + M') c_0 \quad (7)$$

Donde M_{em}' , es la “masa electromagnética” y M' , es la masa del cuerpo que alberga los campos, ambas medidas en el referencial S' .

Introduciendo (6) y (7) en (5) y realizando la multiplicación matricial, se obtiene:

$$P_z = \gamma p_{em}' + \gamma \beta (M_{em}' + M') c_0 \quad (8.a)$$

$$P_E = \gamma \beta p_{em}' + \gamma (M_{em}' + M') c_0 \quad (8.b)$$

En el referencial S , la cantidad de movimiento y la energía son:

$$P_z = 0 \quad (9.a)$$

$$P_E = \left(M + \frac{E_s}{c_0^2} \right) c_0 \quad (9.b)$$

Donde E_s corresponde a la energía de la fuente necesaria para crear el campo magnético y eléctrico.

Igualando las ecuaciones (8) y (9) y despejando la energía de la fuente, se obtiene la Ec.(10). Se debe tener en cuenta que la masa del recipiente corresponde a la masa en reposo en cada referencial por lo que evidentemente se tendrá que $M = M'$.

$$E_s = c_0^2 \left[M \left(\frac{1}{\gamma} - 1 \right) + \frac{M'_{em}}{\gamma} \right] \quad (10)$$

El primer término del segundo miembro corresponde a la energía cinética y se puede observar que tiene un signo negativo, por lo que expresaría que la energía del campo electromagnético en el sistema S' es mayor que la energía de la fuente aplicada en el sistema S para producir dichos campos, pero esto se debe simplemente a que dichas cantidades se están comparando en distintos referenciales inerciales.

Con la ecuación (8.a) y (9.a) se puede despejar β y con este valor, obtener la velocidad V debido a que:

$$\beta = \frac{V}{c_0} \quad (11)$$

De la misma manera, se puede obtener el valor de la energía cinética sabiendo que:

$$\gamma = \frac{1}{\sqrt{1 - \beta^2}} \quad (12)$$

y que:

$$E_{cinetica} = M c_0^2 (\gamma - 1) \quad (13)$$

Para realizar el cálculo de la energía del campo electromagnético en el sistema S se debe realizar la transformación del tensor energía-impulso haciendo uso de la matriz de Lorentz (Ec.4) mediante la siguiente multiplicación de matrices:

$$T = L T' L^{-1} \quad (14)$$

Donde la matriz T' tiene las siguientes componentes según [3]:

$$\begin{aligned} T_{ij}'^{(A)} &= -\frac{1}{2} (E_i' D_j' + E_j' D_i') - \frac{1}{2} (H_i' B_j' + H_j' B_i') + \\ &+ \frac{1}{2} \delta_{ij} (\vec{E}' \cdot \vec{D}' + \vec{H}' \cdot \vec{B}') \\ T_{4j}'^{(A)} &= \frac{i}{c_0} S_j'^{(A)} \\ T_{j4}'^{(A)} &= i c_0 \vec{g}_j'^{(A)} \\ T_{44}'^{(A)} &= -W'^{(A)} \end{aligned} \quad (15)$$

Donde:

$$\begin{aligned} i &= j = 1, 2, 3 \\ S'^{(A)} &= \vec{E}' \times \vec{H}' \\ \vec{g}_j'^{(A)} &= \frac{1}{c_0^2} \vec{E}' \times \vec{H}' \\ W'^{(A)} &= \frac{1}{2} (\vec{E}' \cdot \vec{D}' + \vec{H}' \cdot \vec{B}') \end{aligned} \quad (16)$$

Realizando la multiplicación matricial (14), se obtiene que la energía del campo electromagnético en el referencial S es:

$$\begin{aligned} E_{campo} &= \frac{1}{2} \gamma^2 (1 + \beta^2) (E'_x D'_x + H'_y B'_y) + \\ &+ 2 \frac{\gamma^2 \beta}{c_0} E'_x H'_y \end{aligned} \quad (17)$$

y la cantidad de movimiento es:

$$P_z = \frac{\gamma^2}{c_0} [E'_x H'_y (1 + \beta^2) + \beta c_0 (E'_x D'_x + H'_y B'_y)] \quad (18)$$

Habiendo encontrado las expresiones de las energías en el sistema analizado, se debe comprobar que la suma de las mismas sea nula, es decir:

$$E_s - E_{cinetica} - E_{campo} = 0 \quad (19)$$

3.2- Aplicación de la Formulación de Minkowski

Según la formulación de Minkowski, se tiene que la cantidad de movimiento electromagnética en el referencial S', para un volumen unitario en un instante determinado, está dada por la siguiente expresión:

$$P_z' = D' B' = p_{em}' \quad (20)$$

Mientras que la energía total del sistema en el mismo referencial es idéntica a la Ec.7. Debido a esto, la expresión de la energía de la fuente y de la energía cinética, permanecen idénticas en ambos casos, pero no así, la expresión de la energía del campo electromagnético debido a que

las componentes del tensor energía-impulso están dadas según [2] y son:

$$T_{ij}^{(M)} = -E_i' D_j' - H_i' B_j' + \frac{1}{2} \delta_{ij} (\vec{E}' \cdot \vec{D}' + \vec{H}' \cdot \vec{B}')$$

$$T_{4j}^{(M)} = \frac{i}{c_0} S_j^{(M)} \quad (21)$$

$$T_{j4}^{(M)} = i c_0 \vec{g}_j^{(M)}$$

$$T_{44}^{(M)} = -W^{(M)}$$

Donde:

$$i = j = 1, 2, 3$$

$$S^{(M)} = \vec{E}' \times \vec{H}' \quad (22)$$

$$\vec{g}^{(M)} = \vec{D}' \times \vec{B}'$$

$$W^{(M)} = \frac{1}{2} (\vec{E}' \cdot \vec{D}' + \vec{H}' \cdot \vec{B}')$$

De la misma manera que en el caso de Abraham, realizando la multiplicación matricial (14), se obtiene la energía del campo electromagnético en el referencial S :

$$E_{campo} = \frac{1}{2} \gamma^2 (1 + \beta^2) (E_x' D_x' + H_y' B_y') + \frac{\gamma^2 \beta}{c_0} (c_0^2 D_x' B_y' + E_x' H_y') \quad (23)$$

En caso de que no halla dieléctrico y sabiendo que:

$$c_0 = \frac{1}{\sqrt{\epsilon_0 \mu_0}} \quad (24)$$

Se puede demostrar que la Ec.23 es idéntica a la Ec.17, sin embargo, se debe recordar que tanto β y por lo tanto, también, γ están afectados por la nueva expresión de la cantidad de movimiento. La expresión correspondiente a la cantidad de movimiento es:

$$P_z = \frac{\gamma^2}{c_0} (\beta^2 E_x' H_y' + c_0^2 D_x' B_y') + \gamma^2 \beta (E_x' D_x' + H_y' B_y') \quad (25)$$

Finalmente, habiendo encontrado la expresión de la energía del campo electromagnético, se debe comprobar que la suma de todas las energías sea nula:

$$E_s - E_{cinetica} - E_{campo} = 0 \quad (26)$$

4.- RESULTADOS

4.1- Comprobación Numérica de la Energía Total del Sistema

Para verificar cuantitativamente las Ec.19 y Ec.26, se asignarán valores arbitrarios a los campos eléctricos y magnéticos en el sistema de referencia S'.

Tanto para la formulación de Abraham como para la de Minkowski se utilizarán los siguientes valores de campo eléctrico y magnético:

$$E_x' = -1E6 \text{ N/C}$$

$$B_y' = 0.1T$$

$$\epsilon^{(A)} = 8.85E-12 \text{ F/m}$$

$$\epsilon^{(M)} = 4400 \times 8.85E-12 \text{ F/m}$$

$$\mu = 1.26E-6 \text{ H/m}$$

El último término de la Ec.17 y de la Ec.23 corresponden al vector de Poynting el cual integrado en todo el volumen de control, es nulo. Sin embargo, como la integración se realiza en un volumen unitario, el valor de dichos términos no es cero, pero se mostrará que los mismos son despreciables frente a los términos restantes.

4.1.1- Formulación de Abraham

En este caso, se obtuvieron los siguientes valores de velocidad del cuerpo, energía de la fuente, energía cinética y energía del campo electromagnético en el referencial inercial S:

$$V = 0.8818342151E-7 \text{ m/s}$$

$$E_s = 3972.678968253968215 \text{ J}$$

$$E_{campo} = 3972.678968253968098 \text{ J}$$

$$E_{cinetica} = 0.388815795E-13 \text{ J}$$

Aplicando la Ec.19 resulta que:

$$E_{total} = -0.777631576E-13 \text{ J}$$

El último término de la Ec.17 tiene un valor de:

$$E_{ultimo} = -0.155526316 E - 12 J$$

Como se puede observar este término es insignificante frente al valor de la energía del campo electromagnético y por lo tanto puede ser despreciado.

4.1.2- Formulación de Minkowski

Haciendo uso de las ecuaciones correspondientes a la formulación de Minkowski, se calcularon los siguientes valores de velocidad del cuerpo, energía de la fuente, energía cinética y energía del campo electromagnético en el referencial inercial S:

$$\begin{aligned} V &= 0.000389399 \text{ m/s} \\ E_s &= 23438.2539674958 J \\ E_{campo} &= 23438.2539667373 J \\ E_{cinetica} &= 0.75816179 E - 6 J \end{aligned}$$

Aplicando la Ec.26 resulta que:

$$E_{total} = -0.343386243 E - 9 J$$

El último término de la Ec.23 tiene un valor de:

$$E_{ultimo} = -0.343386243 E - 9 J$$

De la misma manera que en el caso de Abraham, este término puede ser despreciado frente a los restantes correspondientes a la energía del campo electromagnético.

4.2- Comprobación Analítica de las Ecuaciones de la Energía y Cantidad de Movimiento

Las expresiones de la energía del campo electromagnético (Ec.17-Ec.23) están expresadas en función de los parámetros en el sistema inercial S'. Para realizar una transformación individual de cada uno de ellos al sistema S, se tiene de [2] que:

$$\begin{aligned} D'_x &= \gamma \left(D_x - \frac{\beta}{c_0} H_y \right) \\ H'_y &= \gamma \left(H_y - \beta c_0 D_x \right) \\ E'_x &= \gamma \left(E_x - \beta c_0 B_y \right) \\ B'_y &= \gamma \left(B_y - \frac{\beta}{c_0} E_x \right) \end{aligned} \quad (27)$$

4.2.1- Formulación de Abraham

Reemplazando las Ec.27 en la Ec.17 y Ec.18, se llega a las expresiones de la energía del campo electromagnético y de la cantidad de movimiento respectivamente, en el referencial S:

$$\begin{aligned} E_{campo} &= \frac{1}{2} (E_x D_x + H_y B_y) + \\ &+ \gamma^2 \beta c_0 \left(\frac{E_x H_y}{c_0^2} - D_x B_y \right) \end{aligned} \quad (28)$$

$$P_z = c_0 \gamma^2 \left(\frac{E_x H_y}{c_0^2} - \beta^2 D_x B_y \right) \quad (29)$$

4.2.2- Formulación de Minkowski

Reemplazando las Ec.27 en la Ec.23 y Ec.25, se llega a las expresiones de la energía del campo electromagnético y de la cantidad de movimiento respectivamente, en el referencial S:

$$E_{campo} = \frac{1}{2} (E_x D_x + H_y B_y) \quad (30)$$

$$P_z = c_0 D_x B_y \quad (31)$$

CONCLUSIONES

Observando los resultados numéricos calculados mediante la formulación de Abraham, se observa que la suma de todas las energías involucradas en el sistema, no es exactamente

nula sino que además es mayor que el valor de la energía cinética calculada. Esto indica que existe algún error en las operaciones realizadas para llegar a las expresiones finales de energía o la precisión informática disponible no es lo suficientemente alta como para realizar esta clase de cálculos en los cuales intervienen magnitudes muy pequeñas.

Utilizando la formulación de Minkowski, el error obtenido de la suma de las energías es menor que la energía cinética.

También, se observa que utilizando la formulación de Minkowski, se obtienen valores mayores de velocidad a los obtenidos con la formulación de Abraham, pero también es mayor el valor de energía de la fuente necesaria para generar los campos supuestos.

Por otro lado, en cada sistema inercial se debe cumplir que la expresión de la energía electromagnética tanto para la formulación de Abraham como para la de Minkowski debe ser de [2]:

$$E_{campo} = \frac{1}{2}(E_x D_x + H_y B_y) \quad (32)$$

y la cantidad de movimiento electromagnética en el caso de Abraham debe ser:

$$g_z = \frac{E_x H_y}{c_0^2} \quad (33)$$

siendo para el caso de Minkowski:

$$g_z = D_x B_y \quad (34)$$

Comparando la Ec.32 con la Ec.28, y la Ec.33 con la Ec.29, se observa que para el caso de Abraham, no se cumplen las expresiones de la energía y la cantidad de movimiento. Sin embargo, comparando estas expresiones con las Ec. 30 y Ec.31 respectivamente, correspondientes al caso de Minkowski, se cumple que las expresiones obtenidas son las mismas.

REFERENCIAS

- [1] BRITO H.H. (1999). **Propellantless Propulsion by Electromagnetic Inertia Manipulation: Theory and Experiment.** *AIP Conference Proceedings 458, New York, pp. 994-1004.*
- [2] JACKSON J.D. (1962). **Classical Electrodynamics.** *John Wiley & Sons, Inc.*
- [3] BREVIK I., (1978). **Experiments in Phenomenological Electrodynamics and the Electromagnetic Energy-Momentum Tensor.** *North-Holland Publishing Company.*

FIBRAS DE CARBONO SINTETIZADAS DESDE FIBRAS DE POLIACRILONITRILO (PAN).

DESARROLLO Y PROPIEDADES HASTA 1623K.

Zolotucho, H. A.⁽¹⁾ - González Oliver C.⁽¹⁾

zolotu@cab.cnea.gov.ar - gon@cab.cnea.gov.ar

⁽¹⁾ CONICET - Centro Atómico Bariloche (CAB)-CNEA) €
S.C. de Bariloche - Argentina

RESÚMEN

Este trabajo expone el desarrollo realizado sobre fibras textiles nacionales de poliacrilonitrilo (PAN) procesadas en laboratorio, en forma discontinua, por lotes o batch ,y en forma continúa, con el objeto de obtener fibras de carbono con propiedades mecánicas que permitan su aplicación en materiales compuestos. Se analizan las propiedades estructurales mediante difracción de rayos X a pequeños y altos ángulos, mediante fuente sincroton, y mecánicas de fibras obtenidas a temperaturas de 503, 673, 873, 1173, 1200 y 1623K. Finalmente se muestra la comparación con la resistencia mecánica a tracción de fibras comerciales.

ABSTRACT

In this work are described the results of both the batch- and continuous-processings of argentine polyacrylonitrile (PAN) textile fibres aiming at producing carbon fibres with the adequate mechanical properties to be used as reinforcement in composite materials. WAXS (Wide-angle x-ray scattering) and SAXS (Small-angle x-ray scattering) diffraction techniques were employed to analyze the structure of fibres obtained at 503, 673, 873, 1173, 1200 and 1623K. The tensile mechanical properties of similar specimens were measured and compared to those of comercial fibres.

1. INTRODUCCIÓN

A partir de fibras de poliacrilonitrilo (PAN), se obtienen fibras de carbono según el proceso [1,2] conocido, que consta, básicamente, dos etapas. En la primera, denominada de estabilización u oxidación térmica, las fibras son sometidas a un tratamiento a baja temperatura, entre 473 y 573K,

en una atmósfera oxidante (aire u oxígeno) y con una carga de tracción, para evitar su acortamiento. Se observa que la difusión de oxígeno, provoca el cambio gradual de color de las fibras PAN, desde su color blanco lechoso, pasando sucesivamente por el amarillo, naranja, marrón hasta el negro. En este momento el oxígeno absorbido puede ser de hasta un 16% en peso. El tiempo de

€ A la memoria de D.A.Esparza

· Derechos de Publicación para la Revista Latinoamericana de Ciencia y Tecnología Espacial, y los Autores del Trabajo.

permanencia a la temperatura máxima depende del precursor, variando entre 0.5 a 5 horas. La fibra así obtenida es infusible, incombustible al aire e higroscópica, pudiendo absorber casi un 10 % en peso de agua, humedad ambiente [3].

En la segunda etapa, las fibras obtenidas son sinterizadas en una atmósfera inerte de nitrógeno o argón, con o sin tensión aplicada, a temperaturas de hasta 1773K, para lograr alta resistencia mecánica (1-3GPa) o a temperaturas mayores de 2773K para lograr altos módulos elásticos (400-800GPa). Estos valores altos de las propiedades mecánicas resultan al obtener una gran orientación y perfección de la estructura cristalina [4]. Siendo el PAN un polímero amorfo, se alcanza cierto grado de cristalinidad ($\pm 30\%$) en las fibras PAN por medio de la relación de estirado [5], durante el proceso de conformación/extrusión, de oxidación bajo carga y en las siguientes etapas a alta temperatura. De ésta forma, se favorece la formación de láminas gráficas bidimensionales continuas, 'turbostractic carbon', cuya celda unidad es una disposición de carbonos, 'leader chain', en forma hexagonal con un eje principal alineado según el eje longitudinal de la fibra. El empaquetamiento de estas láminas promueve la formación de estructuras como cintas (ribbons) cuya dimensión característica es L_c (stacking height o crystallite thickness) [6], medida del espesor en una dirección perpendicular a las láminas gráficas y cuyo valor creciente indica mayores módulos elásticos [7,8]. El espacio o cavidad que queda entre dos o más cintas se considera un poro, en general con forma de aguja (elipsoide de revolución), cuyo eje longitudinal tiende a alinearse con el de la fibra. Los poros pueden ser internos y externos [9]. Del tamaño y densidad de estos poros depende la resistencia a la propagación de fisuras y, por lo tanto, responsables de los valores de tensión de rotura a tracción. En este trabajo no se aplicó ninguna técnica para la remoción de la porosidad externa o superficial.

2. MATERIALES Y TÉCNICAS EXPERIMENTALES

Se utilizó como material precursor fibras textiles nacionales de poliacrilonitrilo (PAN) [CH₂=CHCN] suministradas en carretes en forma de un 'tow' de aproximadamente 8.000 filamentos continuos sin rizado (crimp), de 15 μ m de diámetro (\emptyset), obtenidos por extrudado (spinning) húmedo, de una masa de composición: Acrilonitrilo 92%, Metacrilato de metilo 6.5% y Metil alil sulfonato de sodio 1.5% y de cuyo microanálisis elemental, se obtuvo: C: 66.46%, H: 4.96%, N: 23.31% y O: 5.27%. La relación de estirado es 10.

La caracterización de todas las fibras, PAN, PAN-oxidadas y de carbono, se basó en las siguientes técnicas y equipos: Análisis Térmico Diferencial (DTA-TG): Netzsch STA 409, microscopía óptica: Leica DMR; microscopía electrónica de barrido: Philips SEM 515; difracción de Rayos X: Philips EL300 con fuente de radiación CuK α , durante 1.5hs; medición de densidad, con un micropicnómetro, calibrado con esferas de vidrio, y soluciones de agua e ioduro de potasio (KI), y ensayos de tracción de monofilamentos. En estos ensayos se utilizaron probetas realizadas con el método del papel, de 25 mm de longitud. Las fibras PAN y PAN-oxidadas se ensayaron a una velocidad de deformación constante de 10⁻²m/min. Las fibras obtenidas a partir de 673K se ensayaron a 10⁻³ m/min. De cada tipo de fibra se ensayaron al menos 15 probetas. Dichos ensayos se efectuaron en una máquina Instron 1123 y en una máquina de ensayos diseñada, construída y desarrollada en el CAB, en ambas se mide la carga con una balanza Mettler PE 3600.

2.1. PROCESO DISCONTINUO / BATCH

Del tow de PAN suministrado se extrajeron monofilamentos y se prepararon conjuntos de 200 filamentos, cada uno de diámetro (\emptyset) $15\mu\text{m}$. Cada conjunto de fibras es montado en forma de U con un peso central en un horno eléctrico vertical de vidrio tipo Pyrex, construido especialmente para visualizar el proceso en las fibras, con control de temperatura y de la atmósfera circulante. Luego es calentado hasta una temperatura de 503K y mantenido isotérmicamente por cinco horas.

Se estabilizaron fibras a velocidades de calentamiento $e=1,6$, $h=5$, $i=8$ y $j=16^\circ\text{C}/\text{min.}$, y un peso central de $29,41 \times 10^{-2}\text{N}$ (30grs) en cada velocidad. Posteriormente, las fibras estabilizadas obtenidas fueron llevadas hasta 873 y 1173K durante 15 minutos, sin carga y en atmósfera reductora.

2.2 PROCESO CONTINUO

Para esta etapa, se construyó un horno eléctrico horizontal tubular de 0.8m de longitud, con ocho zonas calefactoras, cuyas temperaturas individuales se controlaron por medios electrónicos, permitiendo implementar las rampas de temperaturas deseadas. El equipo incluye los sistemas de alimentación y transporte de la fibra, de tensión y trampas de gases. En dichas condiciones, se procesó un 'tow' de 8000 filamentos a una velocidad de $0,9 \times 10^{-3}\text{ m}/\text{min.}$ hasta 493-503K, que representa una velocidad de calentamiento promedio de $0,35^\circ\text{C}/\text{mín.}$, bajo una carga total de 4,9N, y dejado isotérmicamente por cinco horas. Las fibras oxidadas obtenidas se llevaron a temperaturas de 673, 873, 1173, 1473 y 1623K respectivamente, sin carga y en atmósfera inerte de N_2 o Ar.

2.3. ESTUDIO DE POROSIDAD MEDIANTE TÉCNICAS SAXS Y WAXS.

En el Laboratorio Nacional de Luz Sincrotron (LNLS), Campinas-Brasil, se realizaron mediciones [10] de rayos X a altos ángulos (WAXS) y a pequeños ángulos (SAXS) para caracterizar la estructura de fibras PAN oxidadas a 503-573K con carga constante (material PA), y sin carga a longitud constante (material LC), y sinterizadas a temperaturas en el rango de 673-1623K.. La forma y tamaño de los poros depende fuertemente de las condiciones de preparación [12-18] y, en general, tienen sus ejes paralelos al eje longitudinal de la fibra.

Los materiales estudiados fueron muestras: LC950 y PA950: obtenidas a partir de fibras oxidadas PA y LC llevadas hasta 1223K ($10^\circ\text{C}/\text{min}$) en vacío; PAdir950: fibras oxidadas PA puestas directamente a 1223K en vacío; PA1300 y PA1350: fibras PA llevadas hasta 1573 y 1623K ($2^\circ\text{C}/\text{min}$, en $5\% \text{H}_2\text{-N}_2$) y mantenidas por 15 minutos; PA1300b y PA1350b: mantenidas a dichas temperatura un tiempo adicional de 222min. en atmósfera de $10\% \text{H}_2\text{-Ar}$. La intensidad difractada se registró usando una placa sensible 2D a la posición.

3. RESULTADOS Y ANÁLISIS

La caracterización térmica del PAN en oxígeno por medio de DTA-TG, **Fig.1.**, muestra curvas con discontinuidades a 545K, un pico exotérmico acompañado de una abrupta pérdida de masa. Dicha reacción exotérmica se produce por la conversión de una estructura abierta en una estructura aromática [11] y el exceso de calor que genera produce la descomposición del mismo, con pérdida de masa y la generación de intersticios o poros. Dicha reacción debe ser controlada si se quiere obtener de fibras oxidadas y de carbono. El rango de la temperatura de proceso se estableció en 493-503K.

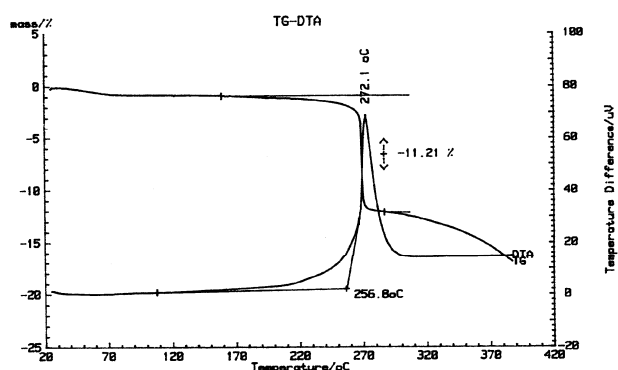


Fig.1. Curvas DTA-TG de fibras PAN en aire.

La formación de la estructura aromática produce una reducción de las dimensiones de la fibra, debido a la evolución de gases y a movimientos entrópicos de las cadenas moleculares con pérdida de la orientación parcial obtenida en el proceso de conformación/extrusión. El ordenamiento y orientación, según el eje longitudinal se logra mediante una carga aplicada durante la estabilización térmica u oxidación. Los cambios microestructurales que se producen con los posteriores tratamientos térmicos (TT), pueden inferirse de los patrones de difracción de rayos X, **Fig.2.**

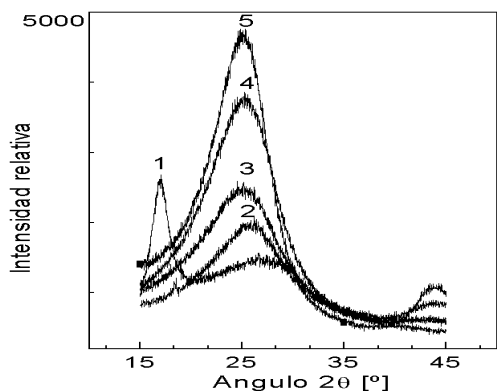


Fig.2. Curvas de difracción de fibras PAN tratadas a temperaturas de 1-Ambiente, 2-673, 3-873, 4-1173, 5-1623 K

Se observa la intensidad característica de difracción del PAN en $2\theta = 17^\circ$. Luego de la oxidación, se ve un nuevo pico en $2\theta = 25^\circ$. Para

tratamientos térmicos a mayor temperatura, el ángulo de Bragg permanece casi constante, pero el ancho medio del pico disminuye mientras que el pico de $2\theta = 17^\circ$ desaparece gradualmente.

Esto se interpreta como un aumento de Lc (stacking height), y en consecuencia, del ordenamiento cristalino. La dimensión característica Lc se calcula mediante la fórmula de Scherrer:

$$L_c = k\lambda / B \cos\theta \quad (1)$$

Siendo $\lambda = 0,154 \text{ nm}$, θ es el ángulo de Bragg, B ancho medio del pico de la reflexión (002) y k es una constante que se aproxima a 1.

Los valores obtenidos, **Tabla 1**, muestran que Lc comienza a aumentar a partir de 873K.

Tabla 1. Resultados de R-X para distintas temperaturas

K	293	FC 673	FC 873	FC11739	FC16230
2θ	27.279	25.9935	25.15	25.14	25.036
B	7.686	7.892	7.86	7.182	6.186
L_c (nm)	1.187	1.147	1.151	1.259	1.462

La densidad en función del TT fue medida en las fibras obtenidas de ambos procesos. En la **Fig.3** se muestran las medidas correspondientes al proceso discontinuo y en la **Fig.4** las correspondientes al proceso continuo. En las dos figuras se observa un aumento significativo de la densidad con la temperatura del TT.

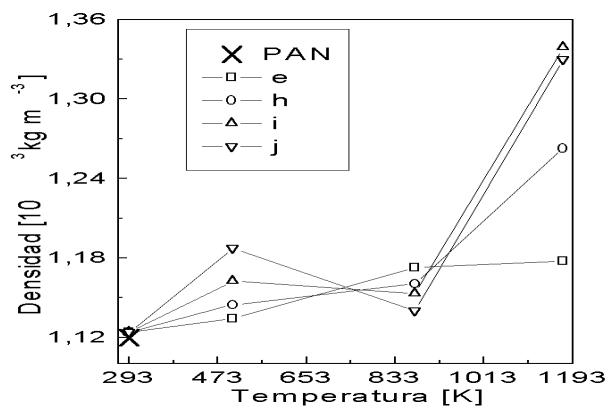


Fig.3. Variación de la densidad en fibras discontinuas en función de la temperatura para velocidades de calentamiento e, h, i, j.

En la **Fig.3** se nota que a mayor velocidad de calentamiento, correspondiente a menor tiempo de residencia, se obtienen valores mayores de densidad. El aumento de densidad desde temperatura ambiente hasta 503K se debe a la absorción de oxígeno.

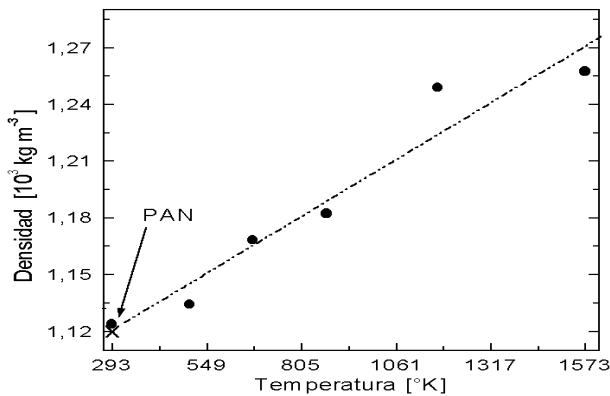


Fig.4. Variación de la densidad de fibras continuas en función de la temperatura.

La variación de densidades en el rango de temperatura 673-873K se interpreta como la finalización de la rápida pérdida de hidrógeno y el comienzo de la pérdida de nitrógeno, dejando una estructura porosa. Posteriormente, el aumento de temperatura y la evolución de material volátil favorecen el crecimiento de los planos basales, resultando en un aumento de la densidad.

Las **Fig. 5, 6, 7 y 8** muestran las curvas de ensayos a tracción de fibras PAN oxidadas a distintas velocidades de calentamiento, obtenidas según el proceso discontinuo. A efectos comparativos se introdujo la curva tensión-deformación de fibras PAN. La misma presenta una tensión y deformación específica de rotura de 600MPa y ~25% respectivamente, y una tensión correspondiente al límite convencional de elasticidad del 0,2% de 115MPa. Las tensiones de rotura de las fibras obtenidas con las

velocidades de calentamiento **h, i, y j** a la temperatura 1173K son 27, 35 y 62% mayores respectivamente que la de fibras PAN. Las deformaciones de rotura son entre un 95 y 97 % menores.

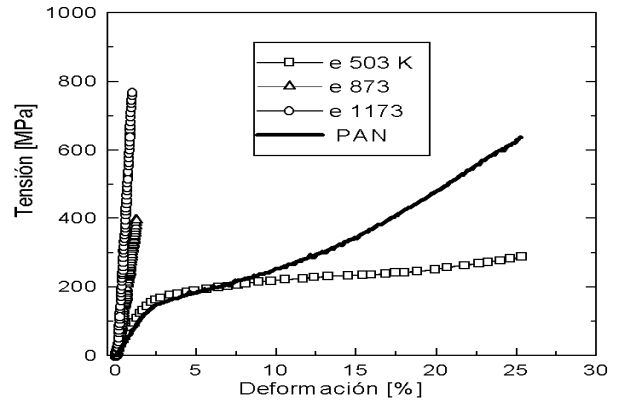


Fig.5. Curvas de Tensión-Deformación de fibras Pan oxidadas a la velocidad de calentamiento e=1,6°C/min hasta □: 503, Δ: 873, ○: 1173K

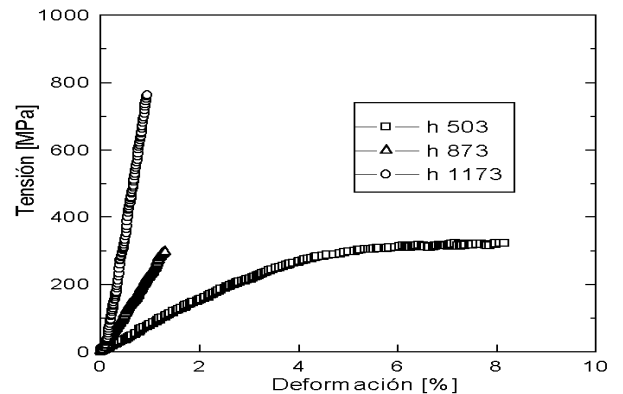


Fig.6. Curvas de Tensión-Deformación de fibras Pan oxidadas a la velocidad de calentamiento h=5°C/min hasta □: 503, Δ: 873, ○: 1173K

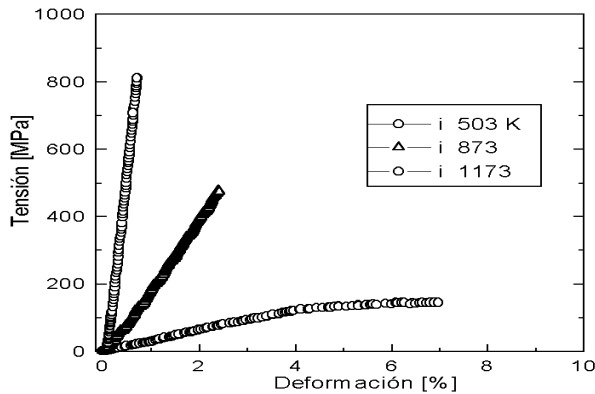


Fig.7 Curvas de Tensión-Deformación de fibras Pan oxidadas a la velocidad de calentamiento $i=8^{\circ}\text{C}/\text{min}$ hasta \square : 503, Δ :873, \circ : 1173K

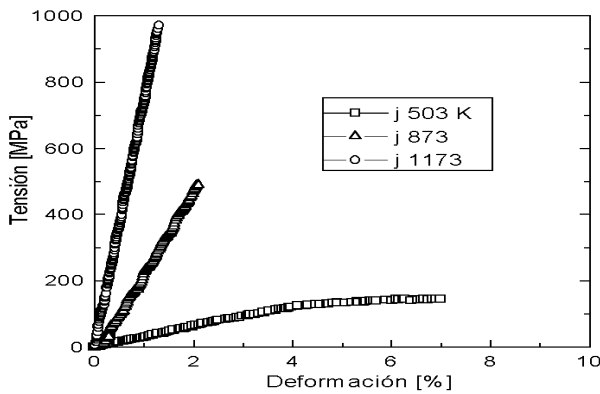


Fig.8. Curvas de Tensión-Deformación de fibras Pan oxidadas a la velocidad de calentamiento $j=16^{\circ}\text{C}/\text{min}$ hasta \square : 503, Δ :873, \circ : 1173K

Las **Fig. 9** y **10** muestran las mediciones correspondientes a fibras obtenidas según el proceso discontinuo.

En la **Fig. 9** se muestra la variación de la resistencia a tracción y del módulo en función de la temperatura del TT. Se observa una disminución inicial de los valores respecto de las fibras PAN, en concordancia con el comportamiento de las fibras discontinuas. El módulo muestra un incremento casi lineal en el entorno de 673K, se considera que es debido incremento del ordenamiento cristalino.

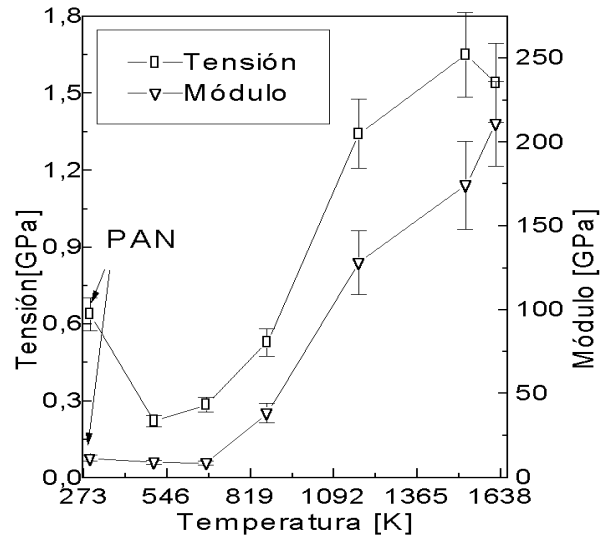


Fig.9. Curva de tensión y módulo elástico en función de la temperatura en fibras obtenidas según el proceso continuo

En cambio, la resistencia a tracción muestra una curva casi parabólica hasta los 873K, con un mínimo entre 473-673K que se relaciona con la evolución gaseosa mencionada y la formación de poros entre las celdas hexagonales en formación. A partir de los 873K, la resistencia crece más rápidamente al aumentar el TT. La disminución de resistencia a 1523K y la caída para 1623K se atribuye a la presencia de defectos internos o superficiales.

La **Fig.10** ilustra la deformación específica en función del TT, muestra que hasta los 873K las fibras tienen un comportamiento relativamente dúctil. A partir de dicha temperatura aumenta la fragilidad y se mantiene en valores constantes hasta 1623K. Este cambio en la deformación es acompañada por la disminución del diámetro de las fibras con el TT. Se relaciona con la remoción de la porosidad producida y a la evolución de material gaseoso restante, durante la formación y desarrollo de los planos basales bidimensionales.

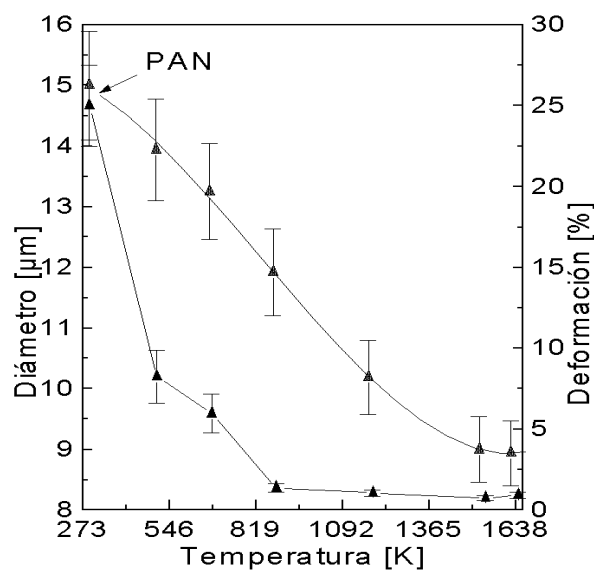


Fig.10. Curvas de deformación a rotura y variación del diámetro en función de la temperatura en fibras obtenidas según el proceso continuo.

En cuanto a las mediciones con radiación sincrotrónica, el análisis de los patrones WAXS permiten obtener los valores de densidad de las fibras PA, PAdir y LC, siendo estos 1.969 , 2.102 y $2.014 \times 10^{-3} \text{ kg m}^{-3}$ para respectivamente. Estos valores son inferiores al grafito de alta densidad ($\rho_G=2.245 \times 10^{-3} \text{ kg m}^{-3}$, graphite-2H, JCPDS-411487). La diferencia en densidades entre PA950 y PAdir950 sugiere un claro efecto de la velocidad de calentamiento durante la densificación en la distancia promedio entre capas grafiticas. El patrón de WAXS de las fibras LC950 exhibió unos picos pequeños pero bien definidos, correspondientes a pequeños volúmenes de otras especies de carbono presentes (JCPDS-460943). Esto indica una clara diferencia estructural entre fibras PA y LC. La estructura de los mesoporos y nanoporos fue estudiada por SAXS, **Fig. 12**. El eje de la fibra fue orientado según la vertical, paralelo a la placa. Las intensidades de las fibras tratadas a altas temperaturas, PA1300 y PA1350, son muy anisotrópicas indicando la presencia de nanoporos de *forma acicular*, siendo sus ejes preferentemente paralelos al eje de la fibra. Por otro lado, las fibras

PA1300b y PA1350b muestran una reducción en la anisotropía SAXS, lo cual sugiere una esferoidización de los nanoporos en sinterizados mayores.

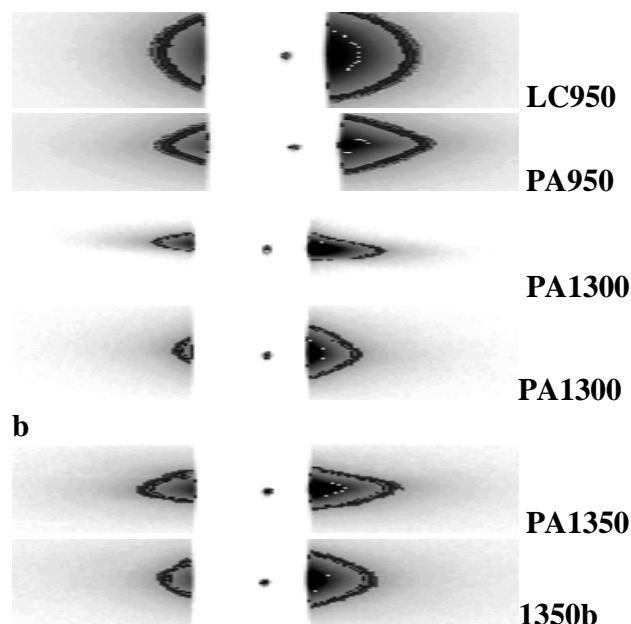


Fig. 12. Difracción (placa sensible) correspondiente a fibras LC950, PA950, PA1300, PA1300b, PA1350 y PA1350b. El punto oscuro central es la sección central del haz incidente.

La comparación de los patrones a iguales períodos de tiempo a 1573 y 1623K indica que el mencionado efecto es mayor a altas temperaturas. Para las fibras calentadas hasta 1223K, los patrones SAXS muestran claras diferencias. En fibras PA950 la estructura de poros es más anisotropa que en fibras LC950. Nuevamente, esto sugiere diferencias texturales entre ambas fibras PAN oxidadas. Considerando que las fibras LC, se obtienen de fibras Pan oxidadas sin carga a longitud constante, al ser calentadas, las fibras tienden a acortarse, generando una carga de tracción. Al relajarse, la estructura disminuye la carga. Por el contrario, en la conversión de fibras PAN en PA, la carga se mantiene constante lo cual produce una elongación viscoelástica de las fibras. Las curvas de SAXS correspondientes a perfiles

lineales (según el plano ecuatorial) de las imágenes mostradas en Fig. 12 son graficadas en la Fig.13.

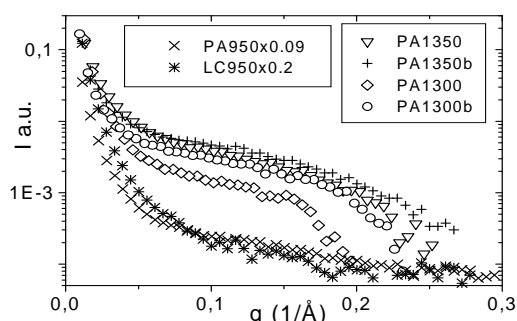


Fig.13. Intensidad SAXS vs. q para PA950, LC950, PA1300, PA1300b, PA1350 y PA1350b.

Mientras que para las muestras PA950 y LC950 la intensidad decrece monotonamente con el vector de onda, q :

$$q = 4\pi \text{Sen}\theta/\lambda \quad (2)$$

siendo 2θ el ángulo de difracción y $\lambda=1.608\text{Å}$ la longitud de onda., para las muestras PA1300 y PA1350 se observa que la intensidad disminuye abruptamente y luego presenta una suave meseta para valores de q intermedios ($0.05\text{Å}^{-1} < q < 0.25\text{Å}^{-1}$) para luego decaer monotonamente. Los gráficos del logaritmo de la intensidad vs q^2 son lineales, con pendiente negativa, en dicho rango de valores intermedios de q . Esta dependencia lineal implica que es aplicable la ley de Guinier, que para sistemas isotrópos se expresa como [19]: $I(q)=I(0) \exp(-q^2 R_D^2)$. R_D es el radio de giro de los nanoporos en la dirección en la cual la intensidad es registrada, y caracteriza el tamaño de la sección transversal de los poros aciculares, es decir, aquellos cuyo eje longitudinal están aproximadamente orientados según el eje de la fibra. Los valores de R_D obtenidos son 7.3 y 6.6 Å para fibras PA1300 y PA1300b respectivamente; así como 7 y 6.4 Å para fibras PA1350 y PA1350b respectivamente. En ambos casos, hay una leve disminución en el valor promedio de la sección transversal cuando dichas fibras son sometidas a

un posterior tratamiento isotérmico. En el caso de las fibras PA950 y LC950 las curvas SAXS no muestran la misma variación de intensidad en el rango de q entre $0.05\text{-}0.25\text{Å}^{-1}$. Esto implica que, a la meso y nano porosidad presente en las fibras calentadas hasta 1223K, se le agregaron nanoporos que se formaron al ser calentadas a la temperatura más alta, 1623K.

CONCLUSIONES

- 1.- Las propiedades mecánicas y la microestructura, meso y nanoporosidad, de las fibras procesadas puede regularse con el TT.
- 2.- Los patrones de R-X indican adecuadamente el crecimiento de L_c tanto como de la cristalinidad con el TT.
- 3.- De la comparación [19], de las propiedades mecánicas de las fibras obtenidas, TABLA II, se desprende que se obtuvieron fibras de carbono de calidad aceptable para su uso en materiales compuestos que no impliquen alto compromiso estructural.

TABLA II. Propiedades mecánicas de fibras propias comparadas con propiedades de fibras Thornel P25.

Material	Diámetro (µm)	Tensión Rot.(GPa)	Módulo Tg.(GPa)	Deform. ε.(%)
Fibra PAN	15	0.638	11.4	25
503K.	13.93	0.22	3.88	8.24
673K	13.25	0.29	4.96	5.95
873K	11.91	0.53	38.46	1.36
1173K	10.19	1.34	128.12	1.04
1523K	9.69	1.54	174.50	0.74
1623K	8.94	1.30	210.96	0.73
P-25	11.0	1.38	158.0	0.9

AGRADECIMIENTOS

A los Sres. N. Cotaro y E.N. Scerbo por las imágenes de SEM y espectros de R-X respectivamente y al Sr. R. Ancalao por la preparación de las probetas de fibras. Al Laboratorio Nacional de Luz Síncrotron, LNLS,

Campinas, Brasil, por permitirmos el uso de sus instalaciones.

REFERENCIAS

- [1] W.WATT, W.JOHNSON (1970), 3rd Conf. on Industrial Carbons and Graphite, 417-426.
- [2] ZOLOTUCHO H., NASSINI H., GÓNZÁLEZ OLIVER C.(1998), **Fibras de Carbono a partir de Fibras de Poliacrilonitrilo(PAN). Desarrollo y Propiedades hasta 1500°C**, J. SAM 98-IBEROMET V, 705-708
- [3] S.B. WARNER ET.AL; PART 4, (1979), **Moisture sensitivity**, J. Mater. Sci., 14, 2764-2765.
- [4] Reynolds W.N. (1973), **Structure and physical properties of carbon fiber**, Chemistry and Physics of Carbon., 11, 2-62.
- [5] JIN-SHY TSAI, (1992), **Effect of drawing ratio during spinning and oxidation on the properties of poliacrilonitrile precursor and resulting carbon fibre**, J. of Mat. Sci. Letters, 11, 140-142.
- [6] R. BACON, (1973) Chemistry and Physics of Carbon, 9, 1-102.
- [7] A. GUPTA ET.AL; ,(1994), **Small-Angle X-ray scattering in carbon fibers**. J. Appl. Cryst., 27, 627-636.
- [8] A. TAKAKU AND M. SHIODA; (1990), J. Mater. Sci., 25 , 4873-4879.
- [9] REYNOLDS, W., MORETON R.:(1980), Phil.Trans. Royal Soc.London Ser. A., 294-451.
- [10] GONZÁLEZ OLIVER C.J.R., ZOLOTUCHO H., CRAIEVICH A. F.. (2002), **Mechanical Properties and Structure of Low Density Carbon Fibres**, Anales CONAMET-SAM, Chile, 7, 17-722.
- [11] TSAI, JIN-SHY. (1994), **Cyclization propagation path during oxidation of polyacrilonitrile fibre**, Catalyst Research Center, China Technical Consultants, Inc. PO Box 88, Toufe, Miaoli, Taiwan.
- [12] JOHNSON, D.L. AND TYSON, C.N. (1969), Brit. J. Appl. Phys. (J.Phys.D), 2, 787-795.
- [13] JOHNSON, D.L. AND TYSON, C.N. (1970) Brit. J. Appl. Phys. (J.Phys.D), 3, 526-534.
- [14] SHIOYA, M. AND TAKAKU, A. (1985) J. Appl. Phys., 58, 4074-4082.
- [15] TAKAKU, A. AND SHIOYA, M. J. (1986), Materials Science, 21, 4443-4450.
- [16] TAKAKU, A. AND SHIOYA, M. J. (1990), Materials Science, 25, 4873-4879.
- [17] GUPTA, A. AND HARRISON, I.R. (1994), J. Appl. Crystallography, 27, 627-636.
- [18] GUINIER, (1964) **Theorie and Technique de la Radiocristallographie** .(Dunod, Paris).
- [19] NASSINI H., ZOLOTUCHO H., GONZÁLEZ O.C.(1998), **Caracterización de la Resistencia Mecánica de fibras de Carbono Mediante Estadística de Weibull**”J.SAM 98-IBEROMET V, 717-720.

MELTING WIRE ÓPTIMO PARA UN MECANISMO ESPACIAL

Edgardo Roggero^{†*} - Marcelo Cerocchi^{†*} - Leonel Garategaray* - Pablo Carrara*

(*) Universidad Tecnológica Nacional,
Facultad Regional Haedo - Paris 532 Haedo (1706) – Email: utn-gta@excite.com
Buenos Aires – ARGENTINA

([†]) Comisión Nacional de Actividades Espaciales
Paseo Colon 751 (1063)– Web: www.conae.gov.ar
Buenos Aires - ARGENTINA

RESUMEN

El Grupo de Tecnología Aeroespacial perteneciente a la Universidad Tecnológica Nacional, ha diseñado y construido mecanismos que oportunamente han sido puestos en órbita mediante el Transbordador Espacial de la NASA (Space Shuttle) y también ha exportado mecanismos para el despliegue de paneles solares. Estos antecedentes han permitido que haya sido invitado a participar en una licitación que la Agencia Espacial Italiana realizó para seleccionar al mejor proveedor para la realización de la primera fase su plataforma standard (satélite multimisión). En esta propuesta, que fue finalmente seleccionada como ganadora, el GTA participó conjuntamente con empresas y universidades italianas de primera línea. La actividad específica del GTA en este proyecto es la de proponer mecanismos de nueva generación que tiendan a satisfacer el principio de *menor tiempo de entrega, más económico y mejor* (faster, cheaper and better); sobre esta base y considerando los antecedentes del GTA, una de las líneas de trabajo adoptadas ha sido la de emplear como actuador de mecanismos espaciales el concepto de nominado Melting Wire (ya empleado en sus mecanismos RESUME y DESAT), que consiste básicamente en un “hilo” que retiene un mecanismo impidiendo su apertura y mediante un comando eléctrico se debilita o funde permitiendo la actuación de dicho mecanismo. En este trabajo se exponen los principios básicos de los mecanismos espaciales, en que consiste concretamente la actuación de los denominados melting wires y cómo debe ser realizado su diseño para que su operación sea óptima.

ABSTRACT:

The Aerospace Technology Group (GTA) belonging to the National Technological University (UTN) designed and manufactured aerospace mechanisms which were sent into space by the NASA Space Shuttle and also it has sold these mechanisms to international customers. This background allowed GTA to be invited to participate in an Italian Space Agency tender in order to select the best supplier for a new generation of aerospace mechanisms for its standard space platform. In this proposal (selected in the tender), the GTA participated jointly with leading companies and Italian universities, its specific activity was to propose a new generation of mechanisms that satisfy the “faster, cheaper and better” principle; on this basis and considering GTA background, the proposal was focused on the concept named Melting Wire (already used in GTA space qualified mechanisms). In this paper the basic principles of these space mechanisms and also how its design must be made so that their operation is optimal are presented.

1.- INTRODUCCION

Los mecanismos de restricción y suelta (restrain release mechanism, RR) resultan ser esenciales en el funcionamiento de los sistemas satelitales y su falla suele ser crítica para el cumplimiento de la misión ya que los satélites necesitan para su funcionamiento algunos elementos de grandes dimensiones como ser: paneles solares, antenas de comunicaciones, instrumentos de medición, etc. pero como son puestos en órbita por medio de vehículos lanzadores que poseen un espacio de carga limitado, entonces los componentes que ocupan mucho volumen se diseñan para permanecer plegados durante las fases de lanzamiento y de separación del satélite y luego se despliegan para su operación.

Para ello se utilizan de manera generalizada mecanismos de restricción y suelta que tienen como objetivo restringir los elementos durante las extremas condiciones del despegue y que al recibir el comando de despliegue, sueltan los elementos permitiéndoles posicionarse para su posterior uso.



Figura 1. Detalle de Sistemas Desplegados

Un ejemplo típico de uso de mecanismos de RR se observa en la fotografía siguiente. Por las grandes dimensiones de los paneles solares y las antenas sería imposible la puesta en órbita de estos sistemas sin el uso de RR eficientes.

2.- SOLUCIONES CONVENCIONALES

Los mecanismos de restricción y Liberación (RR) tienen como objetivo restringir los elementos durante las extremas condiciones del lanzamiento y al recibir un comando (automático o desde tierra) deben ser capaces de permitir la liberación de los elementos que restringían a fin de que estos se desplieguen hasta lograr la configuración deseada para el cumplimiento de su función específica. Si bien existe una amplia variedad de mecanismos sus actuadores pueden ser categorizados en alguna de las tres opciones presentadas en la Tabla 1. La mayoría de los actuadores actualmente empleados pertenecen a la categoría de Bajo Impacto o a la de Pirotécnicos, en cambio el RR tipo RESUME (**RE**Strain release **U**sing a **M**elting wire **E**xperiment) se basa en un concepto que se encuadra en la tercer categoría de la tabla, la cual involucra a las alternativas consideradas no convencionales.

Categoría	Actuador Típico
Pirotécnicos	Pin pullers, Bolt cutters, Separation nuts, etc.
Bajo Impacto	Non explosive initiators (NEI), Paraffin actuators, etc.
Varios	Thermal knives, Shape Memory Alloys (Frange a bolt or Sep nut), etc.

Tabla 1.- Categorías de Actuadores

3.- SISTEMA BASADO EN UN MW

Como los RR deben permitir que la liberación se realice mediante un comando eléctrico y una vez desplegado el elemento su misión ha terminado,

no es necesario que exista un comando de retracción. Por ello, una forma efectiva de lograr este tipo de liberación irreversible de manera segura es destruyendo el elemento sujetador como en algunos dispositivos pirotécnicos. Así pues el mecanismo seleccionado en este proyecto permite a partir del comando eléctrico, activar una fuente de calor que destruirá un elemento denominado melting wire (MW) liberando el elemento retenido.

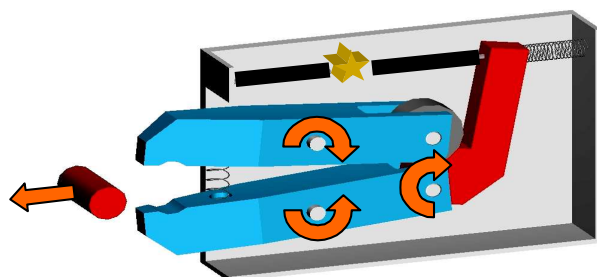


Figura 2. Sistema de Retención Liberación (RR)

Un esquema del sistema de retención propuesto puede observarse en la Figura 2, allí puede apreciarse que el RESUME esta constituido por dos trabas, una inferior y otra superior. Cada traba posee una articulación propia y están separadas entre sí por un Resorte. La Traba inferior posee en el extremo derecho una articulación para el gatillo disparador. La traba superior tiene en el extremo derecho una rueda para facilitar la apertura. Ambas tienen su extremo exterior conformado para permitir una restricción efectiva y una Liberación confiable. El Gatillo retiene la Traba superior apoyándose en la rueda y como está unido por su articulación a la Traba inferior une de esta manera a ambas piezas. En la posición de restricción la fuerza que realiza el Resorte se transmite por las trabas y es contenida por el gatillo, asimismo la fuerza que realiza el elemento retenido se transmite por las trabas hasta sus ejes de giro y de allí al cuerpo del satélite. Otro Resorte, en cambio, está unido al soporte y al gatillo y su fuerza es equilibrada por

el melting wire; en estas condiciones el sistema se encuentra estable, y todas las reacciones son internas. Si mediante un comando eléctrico se enciende la fuente de calor, esta destruirá rápidamente el melting wire y el RR pasará al estado de Liberación según se observa en la Figura 2.

Una vez destruido el melting wire, la fuerza que realiza el Resorte deja de estar equilibrada y hará que el gatillo gire sobre su articulación, hacia la derecha, como indica la flecha en la Figura 2, durante su giro se apoya en la rueda, por lo que su movimiento es suave y continuo, hasta que libera la traba superior. En este punto el movimiento es irreversible y la acción del otro Resorte separa las trabas rápidamente, las que giran sobre sus articulaciones, provocando la Liberación del elemento retenido. Debido a su arquitectura no es posible abrir el mecanismo sin romper el melting wire, además el gatillo debe girarse un ángulo determinado para permitir la liberación del elemento retenido, de otro modo el gatillo garantiza una efectiva restricción. Sin embargo, una vez que el mecanismo se ha disparado el movimiento se convierte en irreversible asegurando también la Liberación.

4.- DESCRIPCION DEL MW

El comando de apertura del mecanismo debe ser dado eléctricamente, esto es una ventaja en nuestro caso donde se busca aprovechar el efecto térmico que provoca la corriente de un circuito al pasar por una resistencia de acuerdo a la ley de Joule. De este modo se crea una fuente de calor con la que se podrá destruir el sujetador.

Cuando un conductor es recorrido por una corriente eléctrica, su temperatura aumenta, como esta diferirá de la del medio, comenzara a ceder calor a dicho medio. Si el conductor puede modelarse como una resistencia la cantidad de calor cedida al medio será proporcional a la potencia eléctrica y al tiempo transcurrido. Si la

potencia eléctrica se mantiene constante después de un tiempo, el conductor alcanzara una temperatura de régimen, en la cual el calor se genera con la misma velocidad con que se lo cede al medio. Como la temperatura de régimen puede ser muy elevada y no todos los conductores eléctricos son capaces de soportarla y algunos se destruyen al poco tiempo. Sin embargo, existen materiales que permiten aprovechar esta propiedad y son ampliamente utilizados como calentadores eléctricos industriales. En este estado de la presentación se puede entonces identificar 2 tipos de implementación de los sistemas tipo MW:

- ✓ Aquellos en los que un material es calentado por una resistencia eléctrica hasta que se corta (típicamente plásticos) permitiendo la apertura del sistema este tipo es el que ha sido empleado en el RESUME y en los mecanismos del satélite DESAT, también realizados por el Grupo de Tecnología Aeroespacial.
- ✓ Aquellos en los que el material por el cual circula la corriente es el que en definitiva se funde permitiendo la liberación.

5.- REQUISITOS DEL MW

En este trabajo se describe el modo de cálculo del MW correspondiente a la opción en la el cual la corriente circula por el mismo fundiéndolo para permitir la liberación. Las principales propiedades que debe poseer el material a ser empleado en este tipo de MW se describen a continuación:

- ❖ Propiedades como Fuente Térmica
 - ✓ Alto punto de fusión
 - ✓ Alta resistividad eléctrica
 - ✓ Relación entre la corriente y la temperatura modelizable

- ✓ Resistencia estable con el tiempo a elevadas temperaturas
- ✓ Buena resistencia a la oxidación a altas temperaturas

- ❖ Propiedades Mecánicas por las condiciones del lanzamiento y de manejo

- ✓ Excelente resistencia mecánica
- ✓ Ductilidad
- ✓ Durabilidad Aceptable

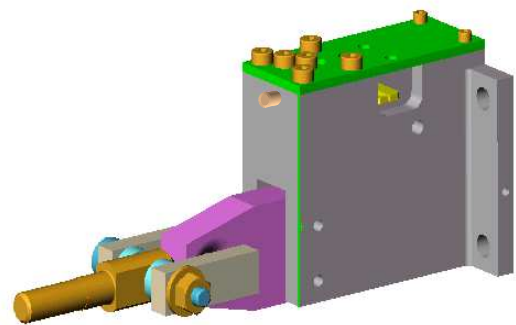
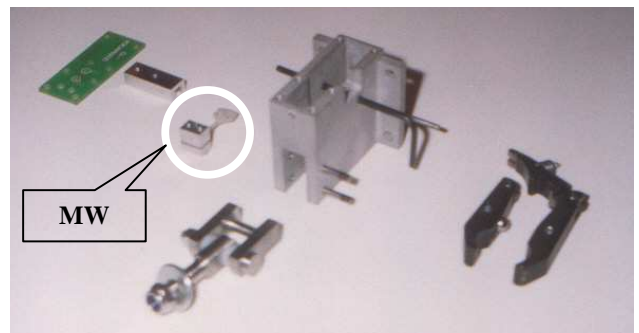


Figura 3. Detalle del RR del DESAT

- ❖ Propiedades por características del proyecto
 - ✓ Bajo Costo
 - ✓ Disponible en formato de alambre

❖ Propiedades de Safety (1)

- Cero Toxicidad
- No inflamable

(1) Todas aquellas acciones que se llevan a cabo para evitar el daño a personas

5.- MATERIAL SELECCIONADO

Por efecto Joule se tiene que el calentamiento de un MW responde a la siguiente expresión:

$$I = (M C \Delta T / R)^{0,5}$$

Donde:

- I:** Corriente circulando por el MW
- M:** Masa del MW
- C:** Calor Específico
- ΔT:** Variación de temperatura
- R:** Resistencia eléctrica

A su vez se conoce que la resistencia eléctrica es:

$$R = \rho L / S$$

Donde:

- L:** Largo del MW
- S:** Area del MW
- ρ:** Resistencia Específica

La masa puede expresarse como:

$$M = \delta L S$$

Donde:

- δ:** Densidad del material del MW

El área mínima es función del material seleccionado y de la fuerza que debe hacer el MW durante la fase de retención:

$$S = P / \sigma$$

Donde:

- σ:** Tensión admisible del material del MW
- P:** Fuerza que realiza el MW

Reordenando todas las ecuaciones indicadas queda la siguiente expresión:

$$I = P (\delta C \Delta T / (\sigma^2 \rho))^{0,5}$$

De ella se desprende que el material óptimo para minimizar la corriente consumida será aquel que minimice la siguiente expresión:

$$\text{Indice} = (\delta C \Delta T / (\sigma^2 \rho))^{0,5} \text{ M\u00ednimo}$$

Entre los materiales de f\u00e1cil acceso y bajo costo tenemos que los valores:

Material	Indice
Aleaci\u00f3n 800	6,5
Aleaci\u00f3n 875	7,5
Nicrom A	7,3
Nicrom C	8,1

Tabla 2.- \u00cdndices para diferentes materiales

Se observa que entre los valores analizados la aleaci\u00f3n 800 resulta ser la m\u00e1s eficiente para operar como un Melting Wire.

CONCLUSIONES

El sistema basado en Meeting Wire resulta apto para iniciar la actuaci\u00f3n de un mecanismo espacial, su dise\u00f1o debe estar complementado por un apropiado equilibrio de fuerzas en el

mecanismo propiamente dicho a fin de minimizar la corriente eléctrica que produce su activación.

Los materiales presentados en este trabajo son tan solo algunos de los viables, ya que este estudio solamente pretendió clarificar el criterio necesario para su selección.

AGRADECIMIENTOS

Especialmente a los becarios del Grupo de Tecnología Aeroespacial de la UTN, sin cuya colaboración no se hubiese podido realizar este trabajo.

REFERENCIAS

[1] Dixon, B., 2003, “**Wire Information Software**”, *Wiretron Inc.*

[2] Huber T., 1998, “**Spacecraft Deployable Appendages**”, *NASA, GSFC Engineering Directorate.*

SISTEMA PARA ENSAYOS DE SIMULACIÓN DE CONTROL DE ACTITUD, APLICACIONES Y CARACTERÍSTICAS

Edgardo Roggero^{†*} - Marcelo Cerocchi^{†*} - Federico Larco* - Gustavo Di Pasquale* - Alejandro Dumycz*

(*) Universidad Tecnológica Nacional,
Facultad Regional Haedo - Grupo de Tecnología Aeroespacial
Paris 532 Haedo (1706) – TE: 4650-4659 – Email: utn-gta@excite.com
Buenos Aires – ARGENTINA

(†) Comisión Nacional de Actividades Espaciales
Paseo Colon 751 (1063) – TE: 4331-0074 – Web: www.conae.gov.ar
Buenos Aires - ARGENTINA

RESUMEN

El objetivo del presente trabajo es describir las principales características y aplicaciones del Sistema para Ensayos de Simulación de Control de Actitud de un Cohete Sonda utilizado en el Proyecto de la Agencia de Promoción Científica y Tecnológica (ANPCyT PICT 99 # 7263) denominado Ingeniería de Sistemas Espaciales, el cual será calificado en vuelo durante el año 2005 mediante el vuelo de un cohete sonda denominado Proyecto Carga Util VS-30 (Proyecto de la Comisión Nacional de Actividades Espaciales – CONAE - en conjunto con la Agencia Espacial Brasileña).

1.- INTRODUCCION

Uno de los sistemas más complejos de ensayar en Tierra son los sistemas de control de actitud de cohetes y satélites ya que el ambiente terrestre difiere significativamente del ambiente espacial, para ello fue implementado este sistema de ensayos que se basa en un cojinete esférico oportunamente diseñado y fabricado por el Grupo de Tecnología Aeroespacial perteneciente a la Universidad Tecnológica Nacional para el GICOR (Grupo de Control Robusto de la Universidad de Buenos Aires) y financiado por la Agencia de Promoción Científica y Tecnológica. Este sistema permite disponer de 3 giros libres con un muy bajo rozamiento pudiéndose entonces realizar movimientos del cuerpo ensayado con actuadores similares a los utilizados en el ambiente espacial.

2.- OBJETIVO

El principal objetivo de este proyecto ha sido la formación de los recursos humanos. Permitiendo enfrentar a estudiantes de grado y postgrado con el proceso de diseño de un sistema de aplicación espacial basado en el uso de tecnología de bajo costo sin desmedro de las características funcionales y de seguridad que debieron ser acordes a los requerimientos de la industria aeroespacial actual.

3.- PROYECTO CU-VS30

Este simulador de uso general denominado SESA (Sistema para Ensayos de Simulación de Control de Actitud), tiene su primer aplicación práctica en la simulación del

Sistema de Control de Actitud del Proyecto de CoNAE denominado CU-VS30, proyecto conjunto entre la Agencia Espacial Brasileña (AEB) y la Agencia Espacial Argentina (CoNAE). Este proyecto consiste en el vuelo de un cohete sonda, cuyo motor es provisto la AEB, mientras que la CoNAE se responsabiliza de la Carga Útil consistente en un sistema completo (hardware y software) de Navegación y Control de Manufactura Nacional.

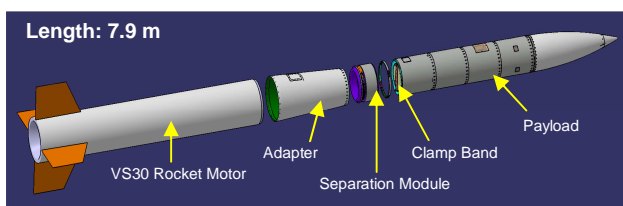


Figura 1. Detalle del Cohete Sonda CU-VS30



Figura 2. Ensayos Estáticos de la Carga Útil

4.- DESCRIPCIÓN DEL SIMULADOR

En las aplicaciones aeroespaciales, las simulaciones son una parte esencial de los ensayos y verificaciones previos al vuelo orbital. Generalmente se emplean simulaciones computacionales, las cuales normalmente incluyen modelos de estructuras tanto rígidas como flexibles, modelos de la órbita, del campo

magnético y gravitatorio. Un paso adelante en estas simulaciones se obtiene mediante el concepto denominado *hardware in the loop*, donde el hardware real y los modelos computacionales se combinan para obtener un contacto más aproximado con la realidad. El simulador presentado en este trabajo responde a este último concepto, haciéndolo por ende más versátil y útil.

4.1.- Control de Sistemas Dinámicos

Para el control de sistemas dinámicos, deben ser consideradas las siguientes etapas:

Modelización: Consiste en la generación de un modelo matemático del sistema a ser controlado, el cual puede ser obtenido desde las leyes físicas (ecuaciones de Euler-Newton para naves espaciales rígidas) o desde modelos basados en el sentido común obtenidos por años de experiencia práctica para aquellos casos donde no se encuentran disponibles modelos físicos o estos son demasiado complejos (plantas químicas). El modelo por sí mismo aún carece de especificidad de su aplicación particular, por lo tanto hay parámetros del modelo que deberán ser determinados para el caso particular analizado. Esto conduce a la siguiente etapa denominada como identificación del modelo.

Identificación: Esta etapa se refiere a la comparación entre el sistema real con su modelo matemático, de modo de alcanzar un ajuste más refinado. Existen métodos clásicos [1] donde un algoritmo de optimización produce un ajuste de los parámetros desconocidos hasta que se alcanza un cierto nivel de error entre una salida especificada del sistema y el modelo. Estos métodos producen un único modelo del sistema bajo ensayos. Existen métodos más recientes denominados de identificación robusta [2] que producen una familia de modelos representativos del sistema físico, los que se obtienen con un criterio determinístico de peor caso. Estos

modelos son usados en combinación con técnicas de diseño de control robusto.

Control: Consiste en diseño de un algoritmo adecuado de control que pueda garantizar la estabilidad interna del lazo logrando simultáneamente la performance deseada frente a incertezas y perturbaciones externas. Existen muchos procedimientos para sintetizar controladores que han sido formulados durante los últimos 60 años. En años recientes se ha puesto un énfasis especial en las incertezas del modelo debido a las limitaciones prácticas de los controladores teóricos, los cuales no funcionan correctamente en un escenario real.

Simulación: Es el principal propósito de este trabajo. En esta etapa puede hacerse la verificación de todos los ítems arriba mencionados y puede producirse un mecanismo iterativo de modo de generar un controlador que logre satisfacer las especificaciones.

Los experimentos para identificar los parámetros de un modelo matemático de un vehículo espacial o de un cohete puede lograrse de la manera sugerida en la Figura siguiente:

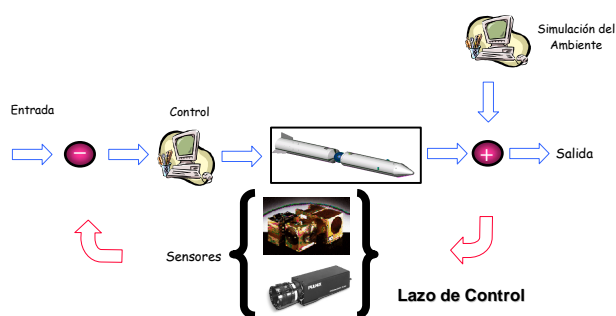


Figura 3. Simulación del Lazo de Control

4.2.- Unidad Física del Simulador

El sistema físico empleado para la simulación del control de actitud en tres ejes del cohete se basa en un cojinete esférico de tipo Dumbell, el cual tiene por tanto capacidad de giro

libre en Roll y Yaw teniendo un giro acotado en Pitch mientras se encuentra suspendido en un colchón de aire. La Figura siguiente muestra una fotografía del sistema empleado.

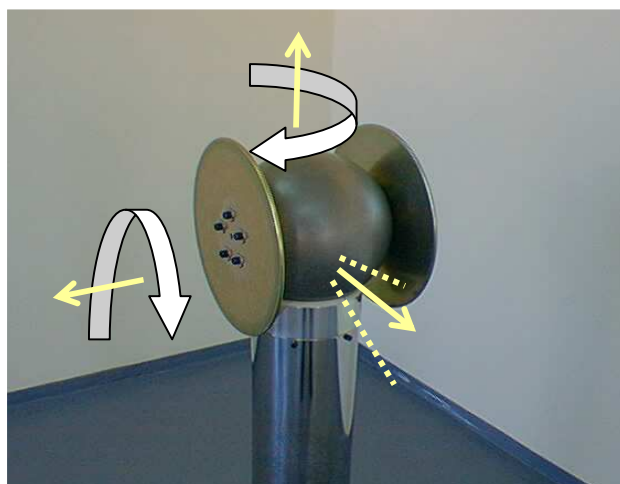


Figura 4. Detalle del Cojinete Esférico

A fin de situar nuestro simulador dentro del contexto de sistemas equivalentes empleados en Agencias, Industrias y Universidades Espaciales se muestra en la figura siguiente al ángulo de basculación del cojinete en función del año de diseño del equipo (desde 1990 en adelante). En ella se puede observar que el SESA se encuentra en la categoría de los sistemas universitarios:

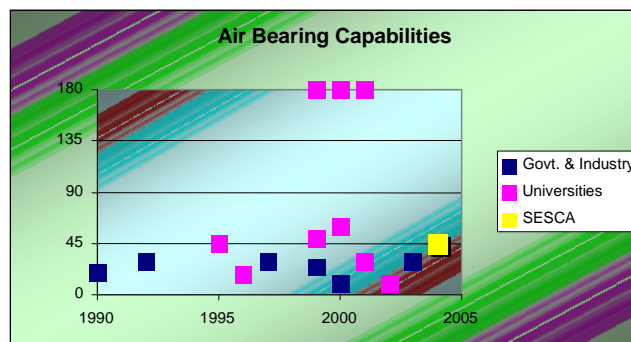


Figura 5. Angulo de Pitch de los Simuladores

El modelo del simulador del cohete tiene un diámetro principal de unos 300 mm y una longitud cercana a los 3 metros con una masa de unos 150 kg aproximadamente. Dentro del volumen indicado se encuentra todo el equipamiento necesario para el funcionamiento autónomo del sistema, el que es capaz de operar al menos 4 minutos bajo la peor condición de ensayo (todas las toberas **controlando** simultáneamente). El sistema puede ser reutilizado, para ello fue implementado un sistema simple para el llenado de los tanques que alimentan los actuadores. La figura siguiente muestra la configuración externa del modelo autónomo del SESCO, durante la fase de integración preliminar.



Figura 6 – Vista General del SESCO

Subsistemas constituyentes

El SESCO es un sistema autónomo y está constituido por los siguientes subsistemas:

- ✓ Circuito de alta presión.
- ✓ Circuito de baja presión.
- ✓ Toberas de control de actitud (6)
- ✓ Subsistema de control.
- ✓ Subsistema de Potencia Eléctrico.
- ✓ Subsistema de balanceo.
- ✓ Subsistema de Seguridad

Circuito de alta presión: Su función es almacenar el gas comprimido que permitirá la operación del sistema y reducir la presión a fin de acondicionarla a los requisitos de las toberas.

Circuito de baja presión: Su función es distribuir el gas de baja presión en la forma que el sistema de control imponga para el accionamiento adecuado de las toberas.

Toberas de control de actitud (6): Su función es generar los impulsos necesarios para variar la actitud del cohete. Estarán dispuestas de modo tal de generar torques en los tres ejes del vehículo. Las fuerzas generadas son nominalmente de 5N.

Subsistema de control: su función es leer los sensores de referencia, procesar la actitud del cohete y generar las señales apropiadas para la operación de los actuadores de control.

Subsistema de Potencia Eléctrico: Su función es proveer la energía eléctrica necesaria para la operación autónoma del cohete debidamente acondicionada y distribuirla a los distintos equipos de abordo.

Subsistema de balanceo: Su función es minimizar las perturbaciones sistemática debidas al desbalanceo del cohete .

Subsistema de Seguridad: esta conformado por un sistema de control remoto que actuará sobre las electroválvulas de seguridad embarcadas a fin de evitar los posibles daños producto de una eventual pérdida de control.

Equipos Auxiliares

El equipo de apoyo externo al autónomo está constituido por los siguientes equipos auxiliares:

- ✓ Sistema externo de llenado.
- ✓ Cargador de batería.
- ✓ Soportes del cohete.

Sistema Externo de Llenado: estará conformado por el equipamiento externo al cohete necesario para el llenado de los tanques alojados en el sistema autónomo.

Cargador de batería: su función será proveer la energía eléctrica necesaria para cargar adecuadamente a la batería embarcada.

Soportes del cohete: su función es sostener al cohete en forma segura durante las operaciones de integración y almacenaje.

4.3.- Principio de Funcionamiento

En base a los detalles indicados en los puntos precedentes se definió su arquitectura física la cual se encuentra reflejada en la siguiente figura donde se aprecian los componentes internos del SESCA.

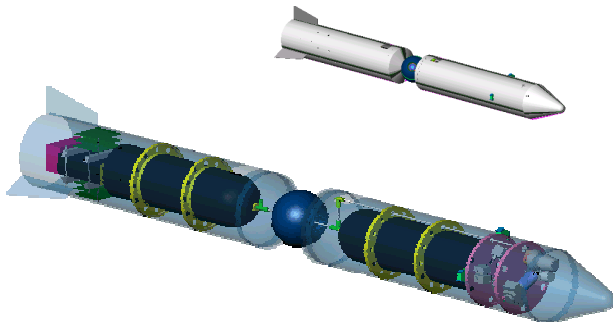


Figura 7. Vista Externa e Interna del SESCA

El sistema de actuación está basado en el concepto de gas frío, por ello los dos tanques alojados en el interior del cohete almacenan gas a alta presión. El gas (N_2) es conducido hacia un regulador de 2 etapas, el cual tiene la finalidad de llevar el nitrógeno a la presión de operación de las electro válvulas de control. A continuación el fluido pasa por un filtro, dos electro válvulas de seguridad y una válvula manual. Las electro válvulas de seguridad pueden ser cerradas tanto por el sistema autónomo de control como por

accionamiento manual mediante un control remoto el cual permite cortar el ensayo ante una eventual pérdida del control. Posteriormente el nitrógeno pasa a un distribuidor que alimenta a las 6 electro válvulas de control y estas últimas alimentan a su vez a las toberas. Son estas las que ejercen los momentos necesarios para controlar la actitud del sistema. Las electro válvulas que alimentan las toberas reciben las órdenes del sistema de control a través de las plaquetas de adecuación de señal.

Una cámara digital, ubicada en el centro del simulador, 5 juegos de celdas solares y una IMU actuarán como sensores cuyas salidas alimentan a la PC. El software de control procesa su señal de entrada proveniente de los sensores y determina las actuaciones necesarias sobre las electro válvulas a fin de lograr los blancos o movimientos especificados.

5.- ESTADO ACTUAL

El SESCA a la fecha de confección del presente trabajo se encuentra totalmente diseñado y fabricado encontrándose actualmente en fase de pruebas finales, las fotografías presentadas a continuación muestran algunos de los detalles del simulador y de sus resultados:



Figura 8. SESCA durante su Preintegración



Figura 9. SESCOA al Finalizar su Preintegración



Figura 10. Detalle de la Cámara y los Sensores

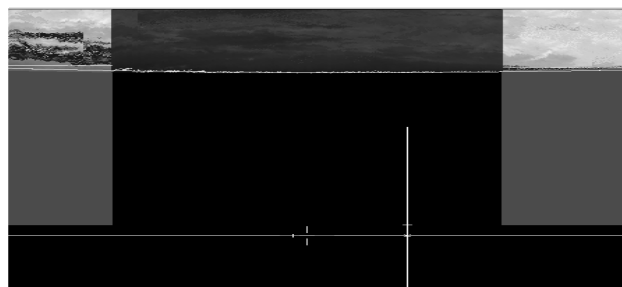


Figura 11. Cámara Identificando al Sol y a la Tierra

CONCLUSIONES

Si bien la configuración descrita en este trabajo corresponde al simulador de un cohete sonda de CoNAE ya se ha concebido un simulador para satélites, el cual incluye ruedas de inercia como actuadores y antenas de GPS diferencial como sensores, utilizando tecnologías convencionales y elementos MEMS adecuados especialmente para aplicaciones académicas y de investigación.

El SESCOA es una parte importante de un proceso concebido para al creación y ensayos de algoritmos de sistemas de control de actitud, y como tal, servirá para el desarrollo de sistemas de control innovadores tanto para cohetes sonda como para satélites. Este simulador de sistemas de control de actitud en tiempo real con hardware in the loop es de un muy bajo costo y resulta ser muy adecuado para desarrollar una nueva generación de sistemas de control para sistemas espaciales más inteligentes y más pequeños.

AGRADECIMIENTOS

Al personal de la CONAE y de la UTN que contribuyó con su tiempo sin el cual este proyecto no hubiera sido posible, especialmente a los becarios del Grupo de Tecnología Aeroespacial de la UTN, al Ing. Pablo Servidia y al Dr. Ricardo Sanchez Peña de la CoNAE.

REFERENCIAS

- [1] Ljung L., 1987, “**System Identification: Theory for the User**”, *Englewood Cliffs, N.J., Prentice-Hall*.
- [2] Sánchez Peña R., Sznaier M., 1998, “**Robust Systems Theory and Applications**”, *Adaptive & Learning Systems for Signal Processing Communications and Control Series, Wiley & Sons*.

NANOPEHUENSAT: INTEGRACIÓN FINAL AL PLSV PRE-VUELO .

Alic, Dalibor; Arias, Alejandro; Quiroga, J. J.

Universidad Nacional del Comahue
Facultad de Ingeniería
Departamento de Electrotecnia
Buenos Aires 1400
(8300) Neuquén - Argentina
E-mail: jquiroga@uncoma.edu.ar
Telefax: +54-299- 4488305

De Leon, Pablo
Asociación Argentina de Tecnología Espacial
Buenos Aires
E-mail: deleon@aate.org

RESUMEN

Uno de los desafíos más representativos de los satélites educativos es su integración al vehículo de vuelo, por los costos relacionados al lanzamiento y la calificación o certificación de acuerdo a las normas de la empresa que presta el servicio. En el presente trabajo se tratará el proceso de integración del Pehuensat 1, satélite desarrollado y construido por la Universidad Nacional del Comahue en conjunto con Asociación Argentina de Tecnología Espacial (AATE) y AMSAT Argentina, dentro del marco de un Programa de construcción de satélites educativos. El proceso de gerenciamiento de la integración al PSLV de la Indian Space Research Organisation (ISRO) y su respectivo lanzamiento fue ejecutado por la AATE, teniendo en cuenta los aspectos económicos del lanzamiento y la disponibilidad del vehículo lanzador.

La integración del NANOPEHUENSAT1 se realizó en la India (ISRO), quien se encargó del lanzamiento, por medio del PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) de ANTRIX CORPORATION LIMITED. Por lo tanto se realizará en este trabajo una descripción de las actividades de integración realizadas en el Satish Dawan Centre de la ISRO, efectuando primeramente un panorama general del centro de Lanzamiento, más adelante se mostrará un análisis de la misión desarrollada, posteriormente el proceso de integración realizado en dicho centro para finalmente indicar algunos aspectos del lanzamiento.

1.- INTRODUCCIÓN

El Pehuensat 1 es el primer satélite educativo concebido por el concurso de la Universidad Nacional del Comahue, la Asociación Argentina de Tecnología Espacial y AMSAT Argentina con el objetivo conjunto de diseñar, construir y operar pequeños satélites en la categoría de nano y microsátélites con una triple misión: educativa, tecnológica, científica.

Como parte del final del Proyecto Pehuensat y con el objetivo de concretar los esfuerzos humanos, materiales y financieros realizados, se produce en el INDIAN SPACE RESEARCH ORGANITATION (ISRO) la integración al Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV) del nano satélite PEHUENSAT 1, diseñado, construido y operado por la Universidad Nacional del Comahue (UNCo), Asociación Argentina de Tecnología Espacial (AATE) y Amateur Satellite (AMSAT) (Asociación Mundial de satélites de radio aficionados).

El Pehuensat es el primer satélite diseñado y construido por una Universidad Nacional de la Argentina, el segundo satélite universitario de de Latino América, el tercero de radio aficionados argentinos y el sexto lanzado por nuestro país. Por esta razón su lanzamiento se puede considerar como un importante hito de la actividad aeroespacial no gubernamental de la Argentina.

Esta integración da comienzo el 24 de octubre de 2006 en el Satish Dawan Centre de la ISRO de Sriharikota a 100Km de Chennai (Madrás), India. El equipo de integración estuvo conformado por tres integrantes de la UNCo y uno de la AATE, quienes son los autores de este trabajo. Por ser un satélite pequeño y de relativamente fácil integración las actividades se concluyen en 3 días, durante los cuales se realizan diversas actividades complementarias a la integración, como la presentación de la ISRO, reconocimiento de las instalaciones y presentación del Pehuensat 1.

Dentro de las labores de integración más importantes se realizan las siguientes:

- ✓ Puesta en marcha del Pehuensat 1.
- ✓ Ajuste mecánico al cono (DLA)
- ✓ Pruebas de compatibilidad electromagnéticas con test de medición de interferencias con el PSLV.
- ✓ Preintegración al cono (DLA).
- ✓ Protocolo final de la integración.

2. ISRO

La ISRO se fundó en noviembre de 1966 con el objetivo de desarrollar tecnología espacial y sus aplicaciones en las áreas nacionales. Su ejecutor y creador principal fue el Dr. VIKRAM SARABHAI.

Los desarrollos más sobresalientes de la ISRO han sido:

- ✓ El INSAT (Sistema Satelital Nacional Indio) para comunicaciones, televisión, radio y servicio de meteorología.
- ✓ El IRS (Sistema Satelital de Sensado Remoto), para monitoreo y administración de recursos.
- ✓ Dos vehículos de lanzamiento de satélites: El PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) y el GSLV (Geo-synchronous Satellite Vehicle)

2.1 Conformación de la ISRO. Distintos Centros.

La ISRO dispone de distintos centros de investigación, los que se encuentran distribuidos en todo el territorio de la India, como se muestra en el mapa de la figura 1. Los principales centros son:

- ✓ **Ahmadabad:** Space Applications Centre. Development and Educational Communication Unit.

- ✓ **Bangalore:** ANTRIX Corporation Limited. Department of Space. Liquid Propulsion System Centre.
- ✓ **Dehra Dun:** Indian Institute of Remote Sensing.
- ✓ **Hassan:** INSAT. Master Control Facility.
- ✓ **Hidrabad:** National Remote Sensing Centre.
- ✓ **Mahendragir:** Liquid Propulsion Test Facilities.
- ✓ **New Delhi:** Department of Space Secretarial.
- ✓ **Sriharikota:** SHAR Centre.
- ✓ **Thiravananthapuram:** Vikram Sarabhai Space Centre. Liquid Propulsion System Centre. ISRO Inertial System Unit.

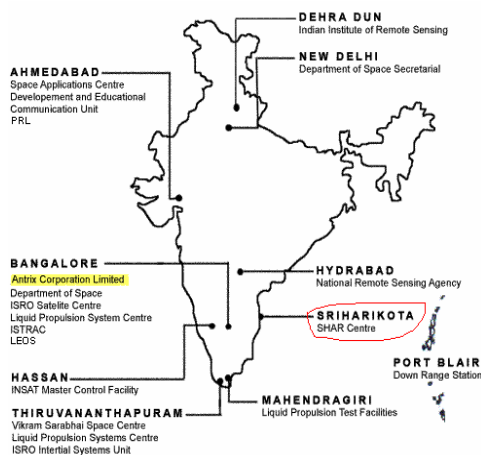


Figura 1: Distribución de los Centros de ISRO

2.2. Actividades en el SHAR Centre.

Siendo conscientes del “Know How” alcanzable con la puesta en órbita de un satélite y su operación, se concretó la integración del Pehuensat 1, que fuera postergada varias veces por diversos motivos.

Parte de este Know How lo representa esta actividad de integración, no sólo por la perspectiva de conocer un país con una idiosincrasia particular, sino también por un modo de trabajo que muestra en forma modesta los recursos humanos de alta calificación. Esto ha permitido al proyecto Pehuensat acceder a una tecnología con un alto grado de eficiencia para poner en órbita su primer satélite. Es importante destacar que la modestia mostrada por el personal de la ISRO facilitó sustancialmente el trabajo de integración.

Luego de realizado el alojamiento del equipo de integración en las cómodas instalaciones del Guest House, edificio destinado a pasajeros extranjeros, se hacen las presentaciones correspondientes con una gran acogida y una admirable atención. En la figura 2 se ven parte de las instalaciones destinadas a tal fin.



Figura 2: ISRO, instalaciones de la Guest House

En una reunión técnica, por parte del personal de la ISRO se explica mediante una presentación los orígenes de la Institución, la organización, distintas instalaciones, como así también el resumen de las misiones realizadas.

Posteriormente, por parte del equipo de Argentina, se realiza la presentación del Pehuensat 1. En esta muestra se comentan algunos aspectos de la Argentina, la Patagonia y la región del Comahue. Se hace un resumen del origen del proyecto llevado a cabo por las tres instituciones, como así también, un comentario de la política espacial Argentina. Además, se

agregan también los objetivos del proyecto, como fue concebido el mismo, para terminar con las características y el principio de funcionamiento del Pehuensat 1. Aquí se puede destacar el beneplácito de los anfitriones al saber que se incorpora el Hindu para la transmisión en voz del satélite.

3. Integración Propiamente Dicha.

3.1. Puesta en marcha y ajuste mecánico

La integración propiamente dicha comienza con el traslado del Pehuensat 1 y del equipo de integración al Centro Satish Dawan, donde se dispuso de una sala limpia de 100K ppm³ y oficinas auxiliares destinadas a trabajos adicionales del grupo.

En la sala limpia se comienza con el trabajo de puesta en marcha del satélite, considerando que el mismo fue trasladado desde Neuquén (Argentina), con el equipaje (viaje en colectivo y luego avión). Por las condiciones del viaje se dispuso desconectar las baterías para evitar cualquier problema que surgiera en las aduanas. Además, en esta puesta en marcha se debía verificar la disposición del satélite en vuelo para la correcta ubicación del sensor para el arranque automático (sensor de aceleración), conectar las baterías y verificar las comunicaciones. Por otro lado se realizan las modificaciones de la placa de soporte mecánico de adaptación al cono (DLA), ajustando los agujeros la matriz del Satélite. La fotografía de la figura 3 muestra los instantes en el que el personal de la ISRO realiza los ajustes mecánicos a la placa.



Figura 3: Ajuste mecánico en la sala limpia de 100K ppm³

La puesta en marcha del Pehuensat se complica inicialmente porque se transmitía dentro de la sala (100Kppm³), que al estar construida por H° A° y paredes metálicas, por distintos revotes de las señales se producía un acoplamiento de RF en la alimentación, generando un mal funcionamiento de todo el sistema. Por esta razón no se pudo hacer un diagnostico completo como se tenía previsto usando el hardware y software destinado a tal fin, por lo que se decidió cerrar el satélite, cargar las baterías y testear su funcionamiento suponiendo las condiciones de vuelo en ese estado inestable.

En esta condición se logra un comportamiento adecuado y se da por terminada esta parte de la misión.



Figura 4: Actividades de integración, puesta en marcha del Pehuensat 1

3.2. Test de compatibilidad

La fase siguiente de la integración consistió en realizar las pruebas de compatibilidad electromagnética, con el objeto de verificar si el sistema de comunicación del satélite producía interferencia en el sistema de comando del PSLV, debido a que la frecuencia de portadora del Pehuensat se encontraba cercana a una de las armónicas de las señales de comando del cohete. Además se debía testear si esas señales de comando no producirían, también por interferencia, generando un encendido errático del satélite.

Realizada la prueba que duró aproximadamente 15 minutos de transmisión continua, se determina que no hay problemas de interferencias en

ninguno de los dos sentidos, por lo que se logra calificar esta parte de la integración.

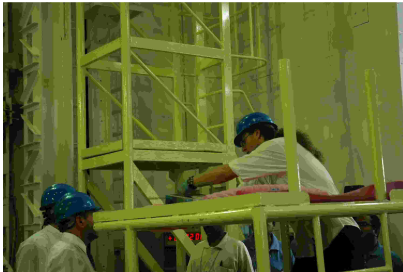


Figura 5: Actividad de prueba de interferencias en la cuarta etapa del PSLV.

En esta oportunidad se aprovecha para hacer una recorrida por el edificio de ensamble del PSLV, donde se pudo ver parte del mismo en estado de montaje.



Figura 6: Montaje del PSLV. 1º y 4º etapa.

3.3. Integración al cono

La actividad siguiente, correspondiente a este proceso de integración, fue destinada a la ubicación del Pehuensat al DLA (cono). En la posición de vuelo. En esta tarea se debió verificar la ubicación del nano, ajustar el soporte de la antena destinado a evitar la rotura de la misma por la mecánica del vuelo. En esta instancia se pudo determinar que la DLA estaba fabricada con fibra de carbono, lo que produjo una preocupación al equipo de integración ya que se pensó que este material podría afectar las comunicaciones, teniendo en cuenta la cercanía de la antena y la no transparencia del mismo a la RF.

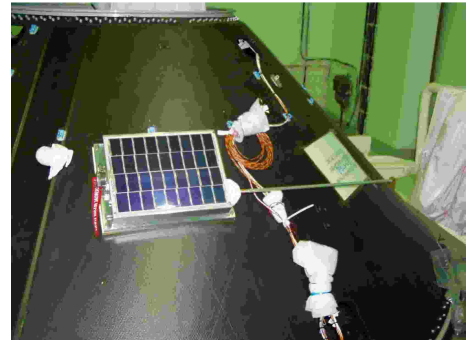


Figura 7: Integración a la DLA

3.4. Protocolo final y espera de lanzamiento

Finalmente se cierra completamente el Pehuensat 1, previamente se estampan las firmas de rigor de cada integrante del equipo de integración. En esta instancia el satélite se prepara para el lanzamiento, por lo que queda sólo activo, en estado de “sleep” (dormido), el sistema de arranque automático esperando para su puesta en órbita. Debido a que se depositaría en otra sala (10kppm³) hasta el momento de montarlo en el PSLV, se embolsó para su traslado.

Para asegurar un nivel de carga de las baterías suficiente para su funcionamiento, se coordina con la ISRO un protocolo de carga de baterías, acordándose una carga lenta de las mismas de 36 hs cada 20 días. En la figura 8 se muestra imágenes del momento en que se deja en guarda el Pehuensat 1 y se simula el procedimiento de carga de las baterías.

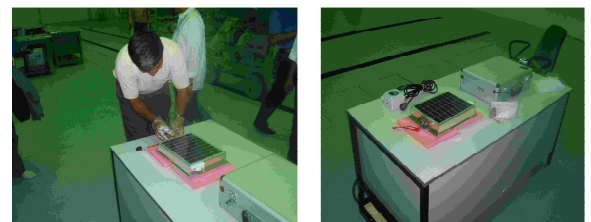


Figura 8: Pehuensat 1 en espera del lanzamiento

4. Conclusiones

En esta conclusión es importante destacar que se ha llegado a la terminación de una etapa, tal vez la más importante como es la integración y el lanzamiento del Pehuensat.

Se ha culminado así con el esfuerzo de bastante tiempo de trabajo y la búsqueda de los medios que permitieron establecer un hito de trascendencia establecido en este momento político del país, considerando que se abre una puerta al desarrollo espacial en las áreas no gubernamentales, donde también existe excelencia.

Por otro lado, se ha establecido una fuerte relación con Organización espacial de la India, quienes han trabajado con el equipo de integración comprendiendo la situación política, económica y técnica de las organizaciones que desarrollaron el Pehuensat.

Se ha conocido un modo de trabajar serio y eficiente con una idiosincrasia muy particular, que ha permitido al grupo de trabajo ganar en experiencia. Se puede decir que con esfuerzo se logran las mejores cosas. La India lo ha logrado a pesar de las presiones políticas internacionales.

5.-REFERENCIAS

[1] Polar Satellite Launch Vehicle Project Antrix Corporation Limited: **“PSLV – Pehuensat -1 Lunch Serveces. Misión Análisis Report”**. Bangalore, October 2006.

[2] QUIROGA, J. J.; FERNÁNDEZ R.; KEIL, G.; JURASIC, A.; SIERRA, E.. **“Small Satellites Pehuensat Program”**. - 51st Internacional Astronautical Congreso. 2 - 6 Oct. 2000. Rio de Janeiro. Brazil.

[3] ARROYO D., BRION J. J., EGGERS S., MARCELLINO A., MOLLO D., MONTE G. **“NanoPehuensat computadora de abordo y transmisión de datos”**. Congreso Argentino de Tecnología Espacial (2000). Bs. As.

[4] MÁRQUEZ, F.; CAJARABILLA, M.; QUIROGA, J. J.; ÁRIAS, A.; PELAYES, N. **“Nanopheuensat-1: Encendido Automático de Satélite por Detección de Aceleración, con Eliminación de Ruido”**. A publicar.

[5] MOTOROLA. **“MC68HC11 Reference Manual”**. (1991).

[6] DALIBOR ALIC, JUAN J. BRION, GUSTAVO MONTE, LAUREANO PIRIS BOTALLA. **“Nanopheuensat. Telemetría Digital de Datos y Transmisión por Voz”**. A publicar.

[7] QUIROGA J. J., FERNÁNDEZ R., ESTÉVEZ S., MARE J., ODELLO L., SIERRA E.. **“Ensayo de baterías y paneles solares estándar para ser utilizados en nanosatélites”**. Congreso Argentino de Tecnología Espacial (2000). Bs. As.

[8] FERNÁNDEZ R., NOLLY O., SIERRA E., QUIROGA J. J., MONTE G.. **“Fuentes de energía para misiones espaciales”**. Congreso Argentino de Tecnología Espacial (2003). Neuquén.

[9] ARIAS, A.; PELAYES, N.; OREJAS, M.; GIACOMELLI, M.; MARE, J.; ODELLO, L. ; QUIROGA, J. J. **“Administración de Energía y Mediciones de una Plataforma de Ensayo Espacial. Nanopheuensat”**. Congreso Argentino de Tecnología Espacial (2003). Neuquén.

[10] LASSIG, J.; QUIROGA, J.; Keil, G.; FERNÁNDEZ, R; JURASICS, A. **“Pehuensat. Elementos de diseño de pequeños satélites”**. ISBN: 987-43-6380-0. Agosto 2003.

NANOSATÉLITE PEHUENSAT: OPTIMIZACIÓN Y AJUSTES FINALES DEL DISEÑO ESTRUCTURAL

Germán Keil – Américo Jurasic

Profesores Departamento Mecánica Aplicada – Facultad de Ingeniería

Universidad Nacional del Comahue – Neuquén – Argentina

gkeil@uncoma.edu.ar - ajurasic@uncoma.edu.ar

SUMARIO

El programa Pehuensat, actualmente en la fase final de ejecución, tuvo entre sus objetivos el diseño, fabricación, puesta en órbita y operación de un nanosatélite. En una primera etapa se desarrolló el diseño, con ingeniería básica y de detalle, en base a los lineamientos establecidos por el Director de Proyecto, las verificaciones de resistencia estructural estática y dinámicas pautadas por la NASA para las experiencias Gas Canister en Transbordadores.

Concluidas las negociaciones técnico-contractuales con Antrix Corporation (empresa dependiente de ISRO) se debieron realizar modificaciones y ajustes en componentes y contenedor, para cumplir con determinadas exigencias en materia de seguridad operacional de componentes, masa máxima y de vinculación con el bastidor del vector impulsor. Se presentan los resultados de las verificaciones analíticas y ensayos realizados.

ABSTRACT

The Pehuensat program, now in final execution phase, has as objectives the design, construction, setting in orbit, and operation of an nanosatellite. In a first step the design, with basic and detail engineering, was develop, taking into account the basic lineaments fixed by the Team Project Leader, and the basic structural static and dynamic verifications established by the NASA for the Gas Canister experiences.

Finished the technical contractual negotiation with Antrix Corporation (an ISRO enterprise) we must do adjustments and modifications in components and container, to perform with particular requirements about operational security of components, maximum mass, and the fastening with the frame of the rocket. We presents the results of analytics verifications and tests.

INTRODUCCIÓN

Recibidos por parte de los responsables técnicos del vector de lanzamiento del Nano Pehuensat, las características del montaje, las condiciones de carga dinámica y vibratorias durante el lanzamiento, y la masa máxima del conjunto establecido en 5 Kg., se procedió a realizar los ajustes estructurales correspondientes, avalados por una serie de verificaciones analíticas y de ensayos. En la Fig. 1 se puede observar el punto de fijación del nanosatélite al cono

principal, y en la vista lateral los detalles correspondientes.

CONDICIONES DE LANZAMIENTO

Se presentan a continuación los datos más relevantes en materia de cargas cuasiestáticas, condiciones de rigidez, y valores de aceptación en los ensayos:

Cargas Cuasi-estáticas

Longitudinal: +7g / -2.5g

Lateral: + 6 g

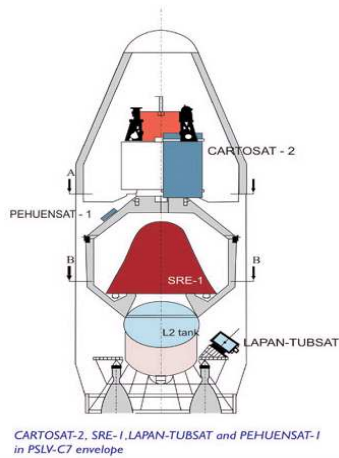


Fig. 1: Esquema del vector de lanzamiento con ubicación del nanosatélite.

Requerimientos de rigidez
Longitudinal y lateral: >45Hz.

Ensayos de vibraciones sinusoidales

	RANGO DE FRECUENCIA (Hz)	NIVEL DE ACEPTACIÓN
EJES LONGITUDIAL Y LATERAL	5 - 10	8 mm (0 - pico)
	10 - 100	3 g

VERIFICACIONES ESTRUCTURALES

Realizados los ajustes estructurales emergentes, se realizaron nuevas verificaciones tensionales y de modos de vibración, a los efectos de garantizar la integridad física, para las condiciones indicadas precedentemente, y con el fin de evitar estados de resonancia en el campo de frecuencias probables de excitación.

A partir de la modelación en sólido, las verificaciones estático-dinámica se realizaron con el programa de Elementos Finitos Algor Super Sap. Se discretizó con elementos tridimensionales (bricks). Corresponde señalar que las anteriores verificaciones, durante las etapas de ingeniería básica y de

detalle preliminar, se realizaron con elementos de placa.

A los fines de pautar las condiciones de borde, visto el diseño del sistema de fijación de la estructura del nanosatélite al bastidor del vector impulsor, se establecieron en la totalidad de los nodos medios de ambas bridas, con la restricción de los seis grados de libertad de cada uno de los mismos.

A los efectos de la consideración de solicitaciones, se tuvieron presentes los baricentros de los componentes activos y las masas correspondientes, con una aceleración equivalente a +/- 15 g simultáneos en los tres ejes, y que se representaron como fuerzas concentradas. Corresponde indicar que dichos valores de "g" son significativamente superiores a los pautados para el vector de lanzamiento, planteándose de esta forma un margen de seguridad adicional.



Fig. 2 Detalles del modelo

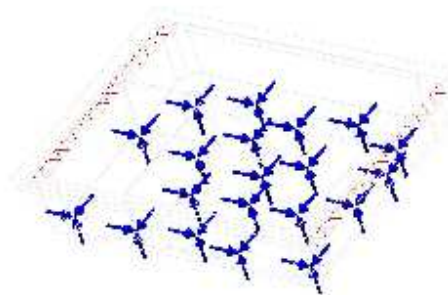


Fig. 3 Estado de carga

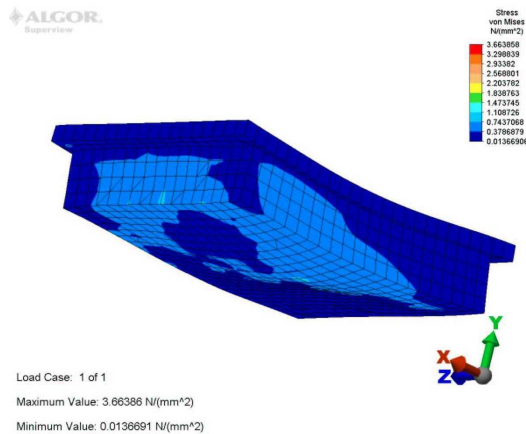


Fig. 4 Estado de carga -15 g x-y-z

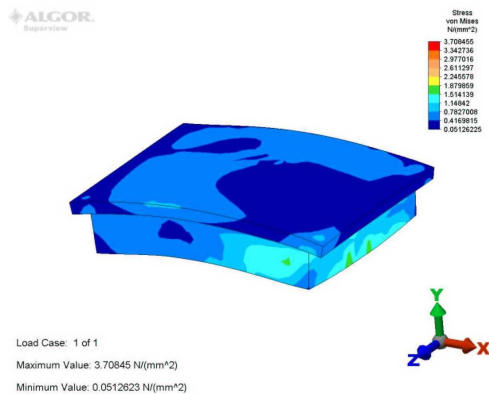


Fig. 5 Estado de carga +15 g x-y-z

Habiéndose considerado la aplicación del criterio de Von Mises, en la figura precedente, se pueden visualizar las tensiones expresadas en (N/mm²). Considerando las propiedades mecánicas del duraluminio 6061 T6: - Tensión de Fluencia: 275 Mpa., - Tensión de Rotura: 310 Mpa.; el coeficiente de seguridad respecto a la fluencia es superior a 7 (siete). Dicho valor se considera aceptable.

En la siguiente figura se pueden apreciar los desplazamientos emergentes:

Los valores son mínimos (< 0.01 mm). Se consideran aceptables, asegurando la integridad del bastidor para las condiciones más severas de excitación.

Concluido el análisis estático se realizó el análisis modal o de frecuencias, con el programa Algor. A los efectos de la consideración de las masas de los distintos componentes del nanosatélite, en los soportes de los mismos se realizó una densificación localizada.

Las tres primeras frecuencias son las siguientes:

- 1- 261 c/s.
- 2- 405 c/s.
- 3- 498 c/s.

Estos valores aseguran una adecuada rigidez del sistema, evitándose fenómenos de resonancia.

En las siguientes figuras se pueden observar los diversos modos de oscilación.

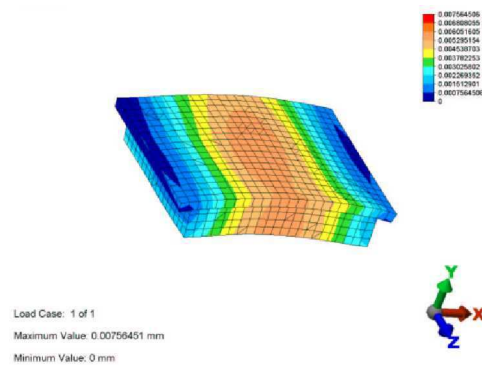


Fig. 6 Desplazamientos para + 15 g x-y-z

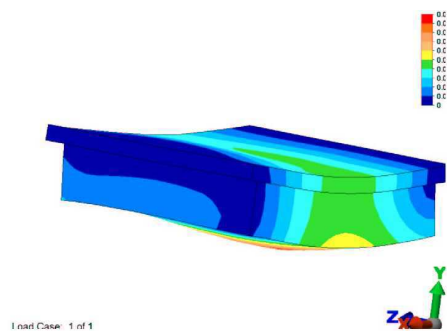


Fig. 7 Desplazamientos para -15 g x-y-z

En función de las verificaciones realizadas, cuyos resultados fueron expuestos precedentemente, surge que el diseño cumple con los requerimientos técnicos impuestos por los responsables del vector de lanzamiento.

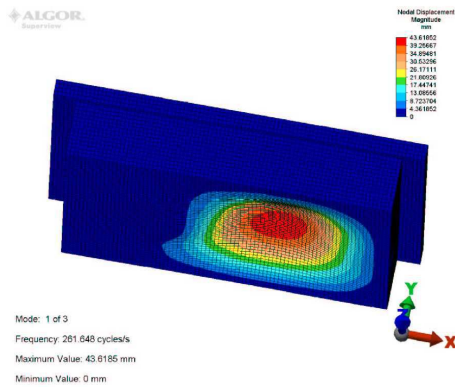


Fig. 8 Análisis modal – Primer modo

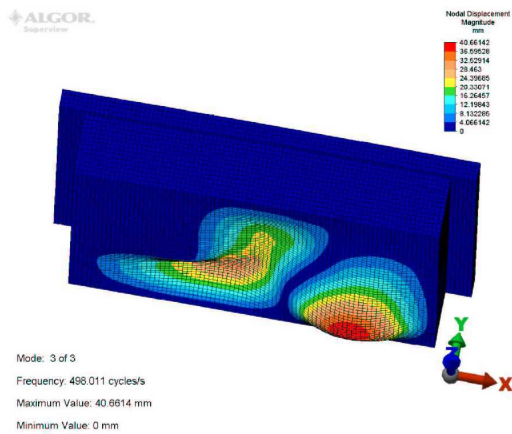


Fig. 9 Análisis modal – Segundo modo

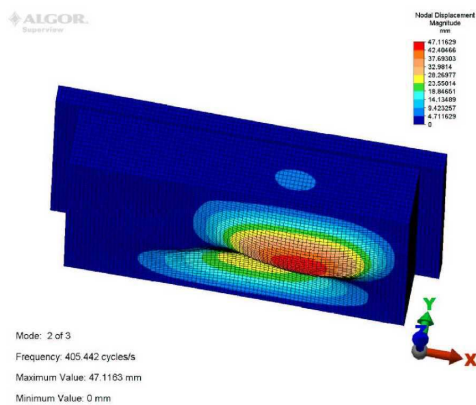


Fig. 10 Análisis modal – Tercer modo

ENSAYO MECÁNICO DE VIBRACIONES

A los efectos de verificar la integridad de componentes y estructura, y observar el comportamiento funcional del nanosatélite, el mismo fue sometido en una primer instancia al denominado ensayo de tipo de vibraciones mecánicas. La caracterización indicada fue dada por la necesidad de establecer fehacientemente, en cuanto al diseño, que los materiales y las condiciones de montaje, por ejemplo torque de apriete de tornillos, son los adecuados.

Al fin expuesto se empleó un excitador electromecánico comandado por un variador electrónico de velocidad, con una excéntrica ajustable y biela, articulada esta con un vástago guiado, al extremo del cual se fija a una extremidad roscada el sistema a excitar. Desde un tablero de comando local, se puede ajustar la velocidad de giro del sistema, disponiéndose en el display del variador electrónico, la información sobre los principales parámetros operativos del motor.

Los parámetros vibracionales se miden con un equipo analizador de vibraciones Bruel & Kjaer, compuesto por un sensor del tipo acelerómetro modelo 4370 con una masa de 54,8 gramos, un monitor modelo 2511 y un analizador 1621, en cual se pueden obtener mediciones de desplazamiento, velocidad y aceleración, valores pico, pico a pico y rms. Con el empleo de un *Scopemeter* marca FLUKE modelo 99 serie II, se obtienen registros de salida del medidor de vibraciones.

El nanosatélite rígidamente fijado al sistema de excitación, fue sometido según los ejes característicos identificados en los planos y memorias de cálculo, y en sintonía con los valores allí expuestos, a un espectro vibracional dado por amplitudes de desplazamiento variables en forma discreta y frecuencias indicadas por las condiciones límites establecidas en materia de ensayos.

De la inspección detallada realizada luego de los ensayos, se pudo verificar que no se

registraron deformaciones ni aflojamientos de componentes, y que todo el equipamiento del nano satélite mantuvo sus condiciones de operación normal.

En una segunda instancia se procedió al ensayo de la antena.

No surgieron evidencias de deformaciones y discontinuidades, verificándose la aptitud para el propósito del diseño final.

REQUERIMIENTO DE MONTAJE

El responsable técnico del vector de lanzamiento, definió la cantidad, características y posiciones de los tornillos pasantes de fijación del nanosatélite al bastidor principal.

En función de dicha información, se preparó una plantilla, de chapa de acero, y con una réplica con la ubicación de los orificios, y que se utilizó para realizar las perforaciones correspondientes en el nanosatélite y luego enviada hacia el emplazamiento en la India, donde se construyó el cono bastidor. Dicha plantilla fue convenientemente acuñada para definir su posición espacial, acompañada por los planos correspondientes del contenedor del satélite.

CONCLUSIONES

Verificada la correcta operación del nano satélite en el espacio, a través de las comunicaciones recibidas en tierra, se concluye que desde el punto de vista estructural, el diseño del contenedor y soportes de componentes, han sido adecuados.

No obstante se entiende que en el marco de una evolución del diseño global del nanosatélite, con nuevas prestaciones a futuro, se va a optimizar el mismo a los fines de disminuir las masas puestas en juego.

ESTIMACION DE LA TEMPERATURA INTERIOR DEL PEHUNENSAT-1

Jorge Lassig y Arsenio Delgado

Universidad Nacional del Comahue – FI
Bs.As. 1400 – (8300) Neuquén
Argentina
E-mail: lassig@uncoma.edu.ar

Resumen

Al no tener el satélite un control (activo o pasivo), se necesitó utilizar un software desarrollado por el equipo de trabajo (SolarSat), que simulara dentro de una serie de órbitas probables, giros aleatorios, y así determinar la cantidad de luz solar recibida en cada órbita.

A partir de estos datos se calculó la posible temperatura media interna del satélite a través de un modelo simple de radiación-reflexión y fuentes internas radiativas.

Los valores hallados, y las limitaciones en superficie del panel solar, hicieron que se discutiera mucho sobre el tiempo posterior al lanzamiento en que debía encenderse el satélite.

Abstract

Al not to have the satellite a control (active or passive), it was needed to utilize a software developed by the team of work (SolarSat), that simulated inside a series of probable orbits, random turns, and thus to determine the quantity of sunlight received in each orbit.

From these data the possible internal average temperature of the satellite through a simple model of radiation-reflexion was calculated and internal sources radiate.

The values found, and the limitations in surface of the solar board, they did that be to discussed a lot on the subsequent time al launch in which should be lit the satellite.

1.- INTRODUCCION

Desde el inicio de su concepción, Pehuensat-1 fue pensado como un satélite que iría adosado a una parte estructural del vehículo lanzador que entraría en órbita, es decir iría adosado a una “chatarra espacial”. Por lo tanto el satélite no tendría control de ningún tipo, y para peor no se conocería a ciencia cierta cuales serían las condiciones de incidencia solar sobre el satélite. Por lo tanto el reto del Pehuensat-1 ha sido *cómo diseñar un satélite sin control de actitud y sin saber el tipo de movimiento que tendría al*

momento de ingresar a la órbita, y además que funcionara. Antecedentes de este tipo no hay muchos.

2.- SIMULACION DE ORBITAS

Para tratar de modelizar los posibles movimientos del satélite, se utilizó el programa SolarSat que creara la Lic. Lidia Ferreira en 2003 para nuestro grupo de trabajo [1].

El mismo es alimentado por el programa de cálculo de órbitas STK 4.0.5 [2]. Se utilizaron

los parámetros orbitales (posibles) dados por ISRO [3].

Con el programa SolarSat se hicieron 100 simulaciones, consistentes cada una en simular las órbitas de todo un día, y en cada simulación se daba aleatoriamente un tipo de giro (tanto en dirección como en intensidad), así se dispuso de más de 1400 órbitas, dando como resultado la posible intensidad solar que recibiría el satélite en promedio por órbita, como se muestra en el gráfico 1.

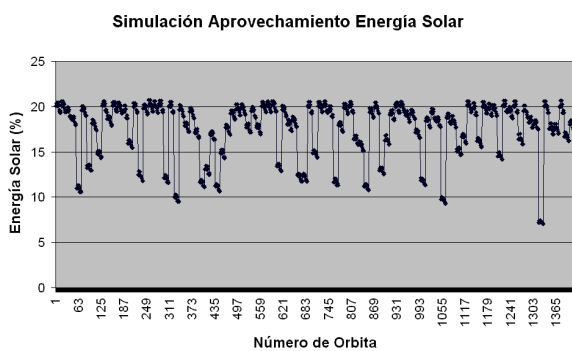


Gráfico 1: simulación del porcentaje promedio en cada órbita de la incidencia solar sobre el panel solar del satélite.

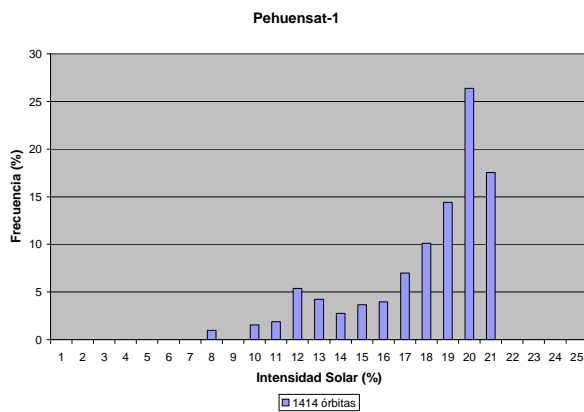


Gráfico 2: distribución probabilística del porcentaje de incidencia solar sobre el satélite por órbita, según la simulación realizada por el programa SolarSat.

Sobre las 1414 órbitas, la simulación arrojó como resultado, que había una probabilidad del 75%, de que el satélite reciba entre el 17% y 21% de aprovechamiento solar.

3.- MODELO DE TEMPERATURA DE EQUILIBRIO

Se utilizó la siguiente ecuación de equilibrio térmico:

$$\dot{Q}_{elct} + \dot{Q}_{amb} = A \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \quad (1)$$

Donde: A es el área expuesta del satélite, ε la emitancia del material, σ la constante de Stefan Boltzman, T la temperatura de equilibrio, Q_{elect} es el flujo de calor desde los equipos electrónicos dentro del satélite, y Q_{amb} es el flujo de calor que recibe el satélite desde el medio ambiente espacial, expresado por:

$$\dot{Q}_{amb} = \dot{Q}_{solar} + \dot{Q}_{IR} + \dot{Q}_{albedo} \quad (2)$$

Con Q_{solar} el flujo que recibe del Sol expresado por:

$$\dot{Q}_{solar} = S \cdot \alpha \cdot ISOrb \quad (3)$$

Donde S es la constante Solar, α la absorbancia de la superficie, e ISOrb el porcentaje por órbita con iluminación solar sobre el satélite.

Q_{IR} es el flujo de calor infrarrojo desde la Tierra promedio por órbita, y Q_{albedo} el flujo de calor desde el albedo terrestre; ambos valores fueron calculados por la metodología propuesta por Gilmore [4] en el capítulo 5 del citado libro.

Como la superficie del Pehuensat-1 fue aluminio pulido, la absorbancia fue de $\alpha = 0,15$ y la emitancia de $\varepsilon = 0,05$.

4.- SIN FUNCIONAMIENTO DEL TX

Posterior al lanzamiento, el transmisor no funcionaría hasta un determinado periodo de horas que debíamos definir, por lo que el interior del satélite no tendría aporte de energía, por lo tanto, la temperatura que alcanzaría sería un equilibrio entre las energía solar que dé sobre su superficie, y la energía radiante de aquellas caras que estén a la sombra. Así se calculó el balance de energía para una incidencia del sol sobre una de las caras, luego haciéndola girar cada 15° hasta llegar a cero esa cara, y su perpendicular a pleno sol. Se calculó para cada porcentaje de intensidad solar (promedio orbital), el valor máximo, medio y mínimo de temperatura. En el gráfico 3 se muestran los resultados.

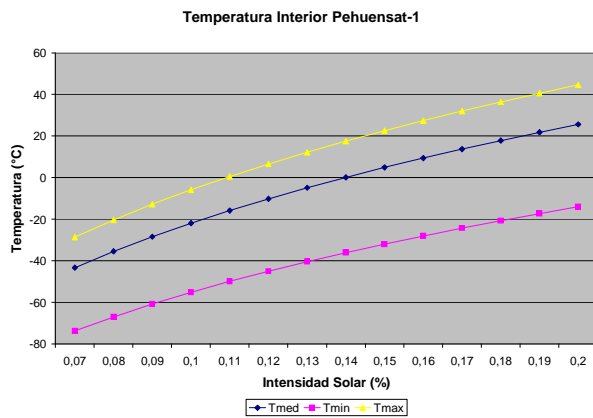


Gráfico 3: posibles temperaturas en el interior del satélite cuando el transmisor no funcionara.

5.- CON FUNCIONAMIENTO DEL TX

Cuando se encendiera el transmisor, el balance de energía debería contemplar la energía disipada por este dentro del satélite. El gráfico 4 representa este comportamiento.

El transmisor se programó para funcionar a máxima carga de las baterías el 33% del tiempo de una órbita, y con media carga de batería el 13%.

En dicho gráfico la curva inferior representa al transmisor funcionando un 10% del tiempo por

órbita, y la curva superior, si el mismo lo hace el 33% del tiempo.

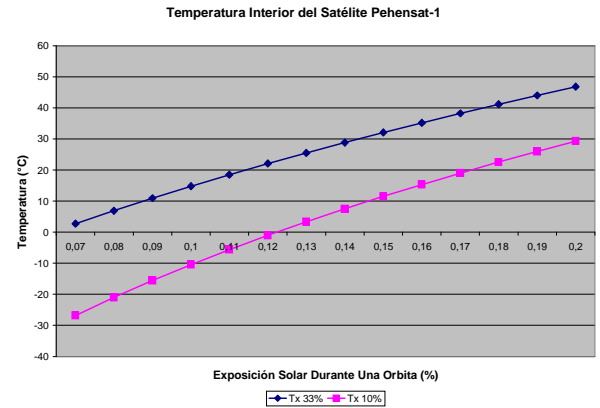
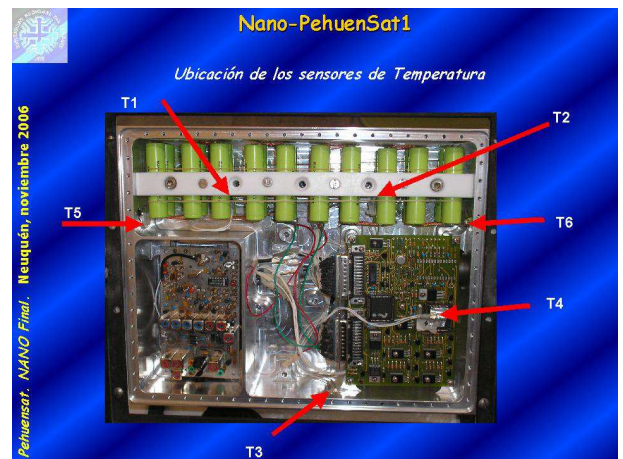


Gráfico 4: posible temperatura interior del satélite, según el tiempo de funcionamiento del transmisor y de acuerdo al porcentaje de incidencia solar recibida en cada órbita.

6.- RESULTADOS DE VUELO

Se colocaron 6 sensores de temperatura en distintas partes del satélite, según se puede apreciar en la fotografía A.



Fotografía A: ubicación de los 6 sensores de temperatura dentro en el interior del Pehuensat-1.

Del 16 al 29 de Enero de 2007 (correspondiente a la segunda y tercer semana en órbita del

satélite, se recibieron en distintas partes del mundo packets con los datos de temperatura del Pehuensat-1, en la Tabla I se indican dichos valores.

T1 °C	T2 °C	T3 °C	T4 °C	T5 °C	T6 °C
29	27	18	30	16	16
23	20	10	23	8	8
28	26	17	27	5	15
27	26	16	27	14	15
27	26	16	27	14	15
27	26	16	27	14	14
31	28	26	24	27	27
30	28	26	24	27	27
30	28	26	24	27	27
30	28	26	24	27	28
30	28	26	24	27	28
30	28	26	24	27	28
30	28	26	24	27	28
30	28	26	24	27	28
30	28	26	25	27	28
30	28	26	25	27	28
30	28	26	25	27	28
30	28	26	25	27	28
30	28	26	25	27	28
30	28	26	25	27	28
30	28	26	25	27	28
30	28	26	25	27	28
30	28	26	25	26	28
30	28	26	25	26	28
30	28	26	25	26	27
30	28	26	25	26	27
30	27	26	26	26	27
30	27	26	26	26	27
30	27	26	26	26	27
30	27	25	26	25	26
30	27	25	26	25	26
30	27	25	26	25	26
30	27	25	26	25	26
30	27	25	27	24	25
32	29	25	23	26	27
32	29	25	23	26	27
32	29	25	23	26	27
32	29	25	23	26	27
32	29	25	23	26	26
31	29	25	23	27	27
31	29	25	23	27	27
30	28	25	24	26	27
30	28	25	24	26	27
30	28	25	24	26	27

30	28	25	24	26	27
30	28	25	24	26	27
30	28	25	24	26	27
30	28	25	24	26	27
30	28	25	24	26	27
30	28	25	25	26	27
30	28	25	25	26	27
30	28	25	25	26	26
30	28	25	25	26	26
30	28	25	25	25	26
30	28	24	26	24	25
36	33	18	31	16	16
36	33	18	31	16	16
35	34	31	30	30	31
35	33	29	32	28	29
38	35	21	33	19	19
38	35	21	33	19	19
39	35	23	32	21	21
39	35	22	33	20	20
38	35	20	33	18	18
35	34	31	30	30	31
35	34	31	30	30	31
35	34	31	30	30	31
35	34	31	30	30	31
35	33	31	30	29	31
35	33	31	30	29	31
35	33	30	31	29	30
35	33	30	31	28	29
35	33	30	31	28	29
35	33	30	32	28	29
35	33	30	32	28	29
27	25	14	27	12	13
27	25	14	27	12	13

Tabla I: registro de temperaturas interiores del Pehuensat-1 durante su segunda y tercer semana orbital.

Durante ese periodo el transmisor estuvo emitiendo entre el 20 y 25% de tiempo en cada órbita.

Se puede observar que la temperatura media interior del satélite estuvo en 27,3°C, registrándose en uno de sus sensores la temperatura mínima de 5°C, y la máxima fue de 39°C, todas temperaturas de trabajo muy buenas para los equipos electrónicos, como para las baterías. En la Tabla II se expone el resumen de

las temperaturas medias y extremas registradas en el Pehuensat-1.

	T1	T2	T3	T4	T5	T6
T media	31.83	29.57	25.08	26.96	24.75	25.69
T mínima	23	20	10	23	5	8
T máxima	39	35	31	33	30	31

Tabla II: temperaturas media y extremas registradas en los sensores del Pehuensat-1.

T1, T2 y T4 son las que mayor temperatura registraron, las dos primeras corresponden a temperaturas sobre las baterías recargables, y T4 sobre la computadora de a bordo, indicando el aporte de calor de los equipos eléctricos.

Por otra parte la distribución de temperaturas medias de cada packets se muestra en el gráfico 5, donde se puede observar que el 70% de los casos la temperatura media se ubica entre los 27 y 29 °C.

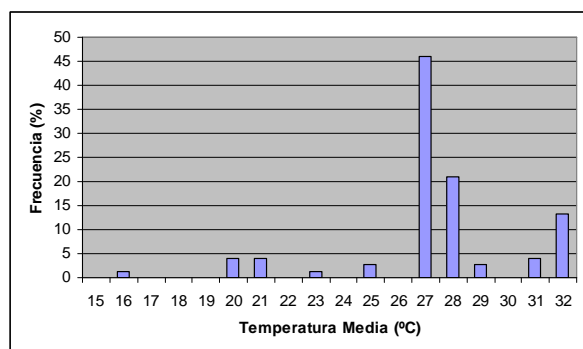


Gráfico 5: distribución de temperaturas medias registradas en el interior del Pehuensat-1 durante la segunda y tercer semana de vuelo.

Por los registros de incidencia solar para el mismo periodo, el registro mínimo indicó 8% y el máximo 25%.

7.- CONCLUSIONES

El modelo térmico utilizado fue muy simple ya que se basó en valores promedio por órbita de radiación y flujos de calor.

El software SolarSat desarrollado exclusivamente para simular posibles movimientos del satélite al entrar en órbita dio muy buenos resultados, ya que los resultados de vuelo han coincidido muy bien con los cálculos de la simulación.

Por lo que la incertidumbre de cuanta energía solar recibiría el Pehuensat-1 fue muy bien simulada.

Agradecimientos

A todos los Docentes, Estudiantes y No Docentes de la Universidad Nacional del Comahue que han participado en el desarrollo del Pehuensat-1.

A todos los radioaficionados del mundo que a través de AMSAT nos han enviado la telemetría emitida por el satélite y recepcionada por ellos.

A la Lic. Lidia Ferreira y al Dr. Adolfo Olmos que han sido los mentores del SolarSat.

Referencias

1.- Ferreira, L. y Olmos, A.; **Estudio De La Utilización Efectiva De Energía Solar En Un Satélite Sometido A Movimientos Determinísticos**, II Congreso Argentino de Tecnología Espacial, Neuquén, Mayo de 2003.

2.- S.T.K (Satellite Tool Kit) v4.0.5 – Archivos de ayuda incluidos en este software: Astro Primer Manual, S.T.K. 4.0 Manual, Tutorial Manual.

3.- Informe Reservado desde **Antrix Corporation Pehuensat Launch Services**, Octubre de 2006.

4.- Gilmore, D.; **Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies**, Aerospace Press Series Published by Aerospace Press, © 2002, 2nd Edition.

ENCENDIDO AUTOMÁTICO DE SATÉLITE POR DETECCIÓN DE ACELERACIÓN, CON ELIMINACIÓN DE RUIDO: Etapa 2

Márquez, F.; Cajarabilla, M.; Quiroga, J. J.; Árias, A.; Pelayes, N.; Berardo M.
Universidad Nacional del Comahue
Facultad de Ingeniería - Departamento de Electrotecnia
Buenos Aires 1400 - (8300) Neuquén – Argentina
E-mail: jquiroga@uncoma.edu.ar , fedhe@hotmail.com

Resumen:

En el siguiente artículo, se mostrará el desarrollo e implementación del sistema diseñado para el encendido o arranque seguro, de bajo costo, y de baja disipación de potencia, de satélites previstos en las misiones del proyecto PEHUENSAT.

Dicho sistema, se diseñó teniendo en cuenta los datos del módulo lanzador, suministrados por la empresa encargada de la puesta en órbita, de manera de obtener un procedimiento por el cual, sea posible adaptar el sistema de encendido a cualquier sistema de lanzamiento.

El requerimiento principal fue el bajo consumo de energía, debido a la escasa capacidad de carga de batería, disponible en el nanosatélite. Por tal razón, se recurrió al uso de un sensor de aceleración integrado de la empresa ©ANALOG DEVICES, el cual posee un consumo máximo de 730 uA por eje y una relación de señal a ruido baja; y el encargado de la inteligencia del circuito de encendido, un microcontrolador PIC de la empresa MICROCHIP®, de la familia 12Fxx, que permite su funcionamiento en bajo consumo durante el periodo de espera.

1.- INTRODUCCION

En el artículo anterior, “ENCENDIDO AUTOMÁTICO DE SATÉLITE POR DETECCIÓN DE ACELERACIÓN, CON ELIMINACIÓN DE RUIDO: Etapa 1” [1], se concluyó, que era posible mediante simulación por computadora, teniendo los datos de las vibraciones del módulo lanzador a utilizar; diseñar un sistema de encendido seguro, de bajo costo y de baja disipación de potencia.

Los requisitos fundamentales que debía cumplir el sistema a utilizar para el encendido del PEHUENSAT, eran:

- Bajo costo.
- Adaptabilidad a cualquier módulo lanzador.
- Posibilidad de realización con materiales disponibles en el mercado.

- Baja vulnerabilidad a ruidos mecánicos.
- Baja disipación de potencia.

En un principio, el encendido se diseñó para el módulo lanzador Dnepr-1 de *Internacional Space Company Kosmotras* [2], el cual es de origen ruso.

El sistema se adaptó luego, al cohete polar PSVL-C7 de *ISRO (Indian Space Research Organization)*, el cual es de origen hindú.

Los componentes utilizados, fueron:

- Acelerómetro ADXL-321 de la empresa ANALOG DEVICE®.
- Microcontrolador PIC 12F629 de la empresa Microchip®.

2.- METODOLOGIA

Los pasos seguidos para realizar el sistema de encendido fueron:

- Obtención del sistema modelizado, en diagrama de bloque, para su simulación, en este caso con el software MatLab ®.
- Simulaciones sucesivas de la respuesta del sistema a la densidad espectral de ruido modelizada de acuerdo a los datos de vibro aceleraciones del módulo lanzador.
- Análisis de los resultados de la simulación.
- Verificación de la factibilidad del método seleccionado.

El diseño se basó en un sencillo método probabilístico de manera de evitar lo más posible, cualquier tipo de operación matemática compleja, debido a la escasa capacidad de cálculo del microcontrolador seleccionado. Este método se basó en el hecho de que en una señal aleatoria, con una distribución *normal*, dentro del rango comprendido entre 2 desvíos estándar, tanto por encima como por debajo de la media de la señal, la probabilidad de que las muestras de la señal estén comprendidas en el mencionado rango es muy alta [3]. Dicho de otra manera, se podría esperar que si se comparan las muestras con un valor igual a la media de la señal “más” 2 desvíos estándar, es muy probable que la mayoría de las muestras no superen ese valor. Si ahora se comparan las muestras con un valor igual a la media de la señal menos 2 desvíos estándar, es muy probable que la mayoría de las muestras si superen el valor de comparación.

3.- DESARROLLO

Para llevar a cabo lo descrito arriba, se tomó un estimador insesgado, para poder estimar la probabilidad de que la señal sea mayor a determinado valor. De esta manera si el estimador es:

$$\tau = \frac{\chi}{\Gamma} \quad (1)$$

Donde χ es la cantidad de muestras que son mayores a cierto valor, y Γ es el total de muestras comparadas; ahora despejando:

$$\chi = \tau * \Gamma \quad (2)$$

Dejando Γ constante, para cierta probabilidad de ocurrencia τ deseada, se necesitará que cierta cantidad χ de muestras, superen el valor de de comparación.

De esta manera se puede estimar la probabilidad de que la señal supere cierto valor, sin necesidad de que el microcontrolador ejecute ningún cálculo matemático. Luego si uno desea saber en que momento la señal tiene un 10% de probabilidad de superar un valor determinado, solo es necesario comparar por ejemplo 100 muestras (valor que le corresponde a Γ), y contar cuales de ellas superan el valor antes mencionado (valor que le corresponde a χ); cuando $\chi \geq 10$, en ese momento se estima que la probabilidad es de 10 % aproximadamente.

Ahora bien, solo se ha descrito la manera de estimar la probabilidad de que la señal supere cierto valor, ¿Pero cómo utilizar esto para detectar el momento en que la señal es mayor o igual a cierto valor?, ¿Cómo detectar el momento en que el módulo lanzador alcance una aceleración α ? Dicha aceleración, puede ser interpretada como la media de la señal en un momento determinado. Si en ese mismo momento se comparan las muestras con:

$$A = \alpha + 2\sigma \quad (3)$$

Donde A es el nivel de comparación por encima del valor de aceleración o de media de la señal α , que se desea detectar; y σ es el desvío estándar de la señal. Según lo descrito más arriba, en el momento en que la señal valla creciendo hasta que su media sea aproximadamente el valor a detectar, la

probabilidad de que las muestras superen el valor dado por (3) es baja, pero a su vez, es posible empíricamente, por simulación, determinar el valor aproximado de probabilidad que se deberá tener en ese momento. Luego usando (2), se puede conocer que cantidad de muestras deben superar el valor de comparación y así saber si se está en el nivel de probabilidad obtenido empíricamente. Una vez que se obtiene, mediante un simple conteo de muestras dicho nivel de probabilidad, se comparan las nuevas muestras con el valor:

$$B = \alpha - 2\sigma \quad (4)$$

Según lo analizado, la probabilidad de que dichas muestras superen B, debería ser alta, y una vez más empíricamente, se puede estimar que nivel de probabilidad de superar ese valor, deben poseer las muestras de la señal. Usando nuevamente (2), se obtiene que cantidad de muestras deben superar el valor dado por (4). De acuerdo a lo explicado, la manera de detectar cierto valor de aceleración α , se logra de la siguiente manera:

- Dentro de un número fijo de muestras, contar cuantas superan el valor (3).
- Cuando la cantidad obtenida, iguala o supera al valor dado por (2), utilizando el nivel de probabilidad empírico para este caso, cambiar el valor de comparación al dado por (4).
- Si ahora, la cantidad de muestras, superan al valor dado por (4), pero ahora utilizando el nivel de probabilidad empírico para este caso, se puede asegurar que el valor medio de aceleración es aproximadamente “ α ”.

El microcontrolador utilizado, cuenta con un comparador de tensión analógica, el cual de alguna manera se lo utilizó para muestrear la

señal emitida por el acelerómetro, el cual emite una tensión proporcional a la aceleración que se este ejerciendo en alguno de sus dos ejes coplanares a las caras de mayor superficie del integrado. Luego se estableció el nivel de aceleración óptimo que era necesario detectar, después de un extenso análisis de las curvas de aceleración facilitada por el organismo hindú.

Una vez estudiadas sucesivas simulaciones realizadas, y de acuerdo a los materiales con los que se contaba, se obtuvo como resultado la siguiente lógica de control:

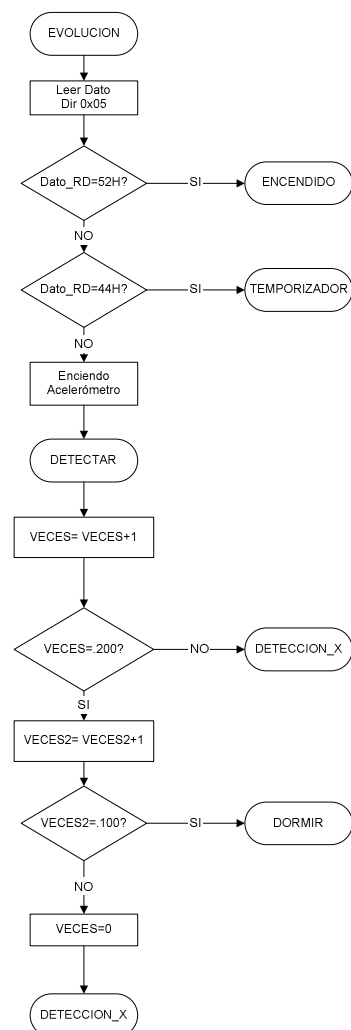


Figura 1. Diagrama de flujo Rutina Principal.

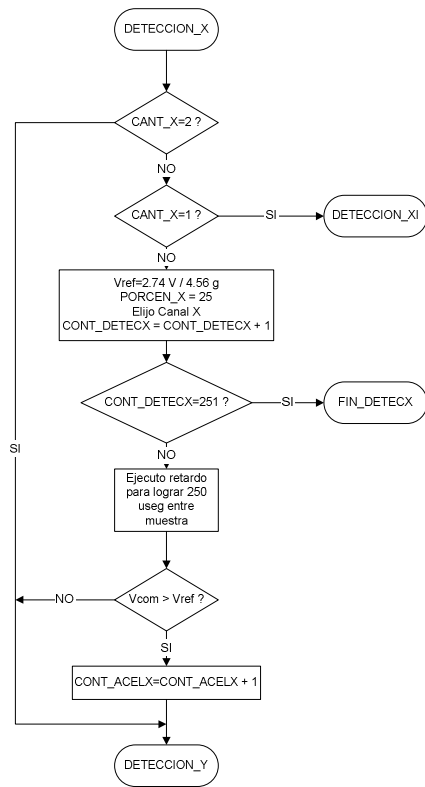


Figura 2. Diagrama de flujo Rutina Detección Eje x parte 1.

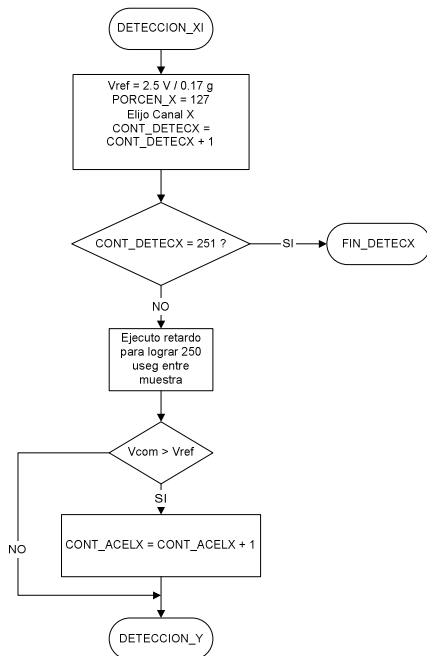


Figura 3. Diagrama de flujo Rutina Detección Eje x parte 2.

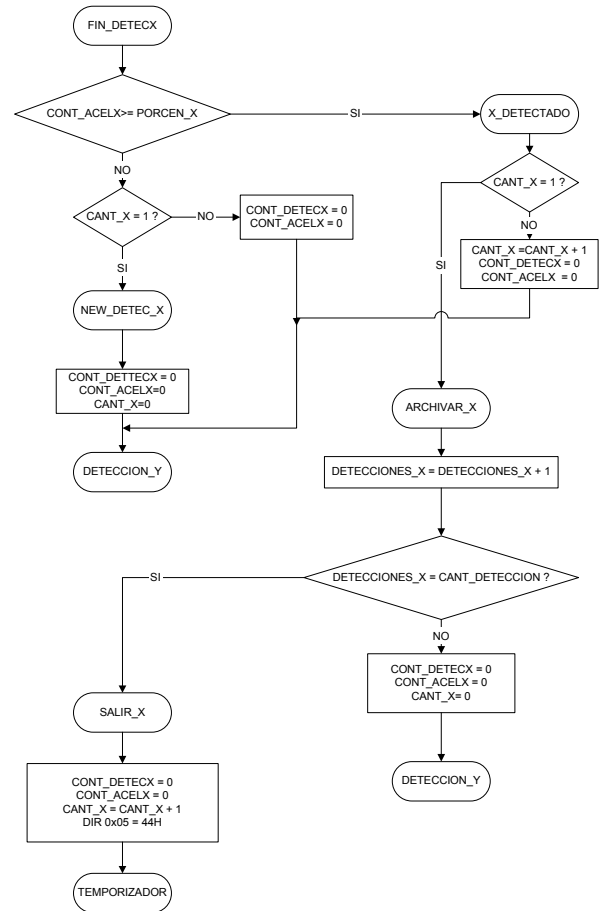


Figura 4. Diagrama de flujo Rutina Detección Eje x parte 3.

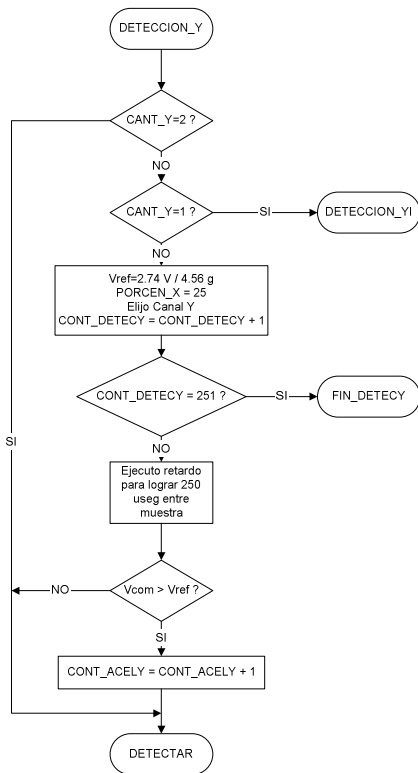


Figura 5. Diagrama de flujo Rutina Detección Eje y parte 1.

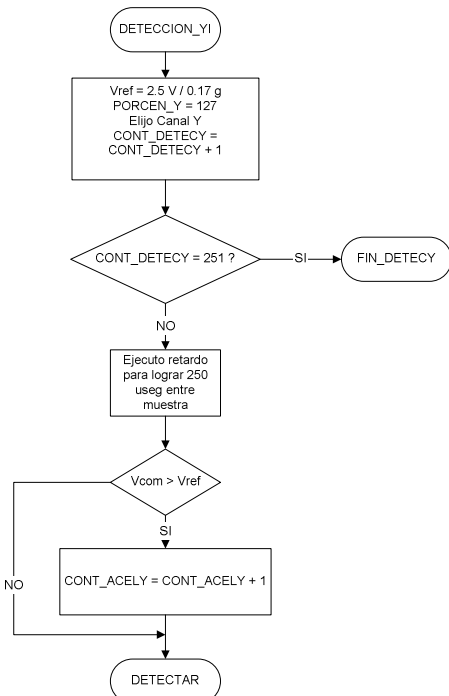


Figura 6. Diagrama de flujo Rutina Detección Eje y parte 2.

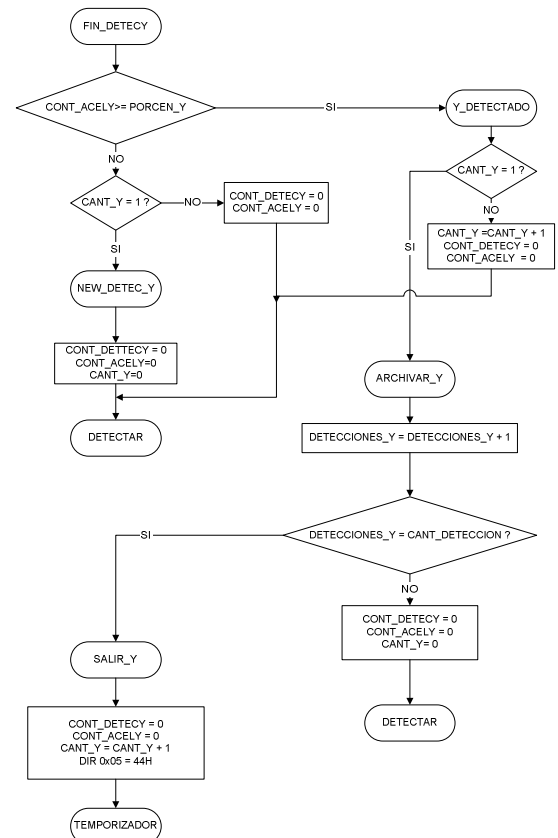


Figura 7. Diagrama de flujo Rutina Detección Eje y parte 3.

La lógica creada, en la primera fase (EVOLUCIÓN), se encarga de verificar en que etapa del encendido se encuentra luego de un **power-up reset**, de manera de que si en la etapa de temporización, pierde el suministro de energía y lo vuelve a recuperar, no comience con la rutina de detección de aceleración, lo cual ocasionaría la falla del sistema de encendido ya que es muy probable que sobre satélite ya no se ejerza la aceleración necesaria para encenderlo. Así también, si el sistema ya encendió al satélite, al recuperar la alimentación en cualquier momento una vez en órbita, la lógica pasa directamente a encenderlo.

En las rutinas de detección de aceleración, se implementó lo explicado más arriba. Para aumentar la seguridad, se exigió una cantidad determinada de detecciones exitosas, para aceptar la detección como verdadera y pasar a la parte de

temporización y posterior encendido del nanosatélite.

Para disminuir el consumo de energía del sistema de encendido, se le adicionó una rutina que se encarga de activar la detección durante unos segundos, y luego poner todo el sistema en condición de bajo consumo por un período de tiempo determinado. Dichos tiempos se decidieron luego de un estudio detallado de las curvas de aceleración del módulo lanzador.

CONCLUSIONES

El sistema superó satisfactoriamente, los ensayos de vibración y de detección de aceleración, realizados previamente al lanzamiento. Mostró la capacidad de evitar el encendido debido a ruido mecánico, e inmunidad al ruido introducido por la etapa de comunicación del satélite.

Gracias a las múltiples escuchas, realizada alrededor del mundo de los datos enviados por el satélite [4], se pudo comprobar fehacientemente, el funcionamiento exitoso del sistema de encendido particularmente, y del nanosatélite Pehuensat en general.

REFERENCIAS

- [1] **Encendido Automático de Satélite por Detección de Aceleración, con Eliminación de Ruido: Etapa I.** Márquez, F.; Cajarabilla, M.; Quiroga, J. J.; Árias, A.; Pelayes, N. Congreso Argentino de Tecnología Espacial 2005.
- [2] **Space Lunch System, DNEPR User's Guide, Issue November 2001.**54-58
- [3] **Applied Statistics and Probability for Engineers.** 157-215. DOUGLAS C. MONTGOMERY, GEORGE C. RUNGER (2001).5ª Ed
- [4] <http://www.amsat.org.ar/log.html>

PEHUENSAT-1

SISTEMA DE COMUNICACIONES DEL PEHUENSAT-1

Mingolo, Fernando Gabriel - Moya, Carlos Daniel - Simone, Daniel Domingo

Universidad Nacional del Comahue

Facultad de Ingeniería – Departamento de Electrotecnia

Buenos Aires 1400

(8300) Neuquén – ARGENTINA

E-mail: dsimone@siscoweb.com.ar

Telefax: (54)299-448-8305

RESUMEN

Este trabajo presenta el desarrollo del sistema de telecomunicaciones del nanosatélite PehuenSat-1, en su totalidad. El mismo comprende las modificaciones y ensayos realizados al transmisor, la elección y el diseño propiamente dicho de la antena transmisora, la simulación de sus patrones de radiación y sus parámetros más importantes, de acuerdo a los requisitos impuestos por el proyecto.

Existe una gran cantidad de variables a tener en cuenta debido a que el nanosatélite Pehuensat-1 es un satélite “parásito” que se encuentra adherido a otra estructura de mayor tamaño y no es posible contar con un control de posición del mismo.

Las modificaciones que se le hicieron al transmisor se realizaron de manera de cumplir con los requisitos planteados por el medio espacial y el momento del lanzamiento. La adaptación consistió en una serie de reemplazos de diversos componentes y una modificación en el diseño para obtener mayor control sobre el funcionamiento del mismo. Posteriormente se realizó la calibración de este con el fin de asegurar su correcto funcionamiento bajo las exigentes condiciones de trabajo. Esto se llevó a cabo por medio de una serie de ensayos que resultaron exitosos.

El diseño final de la antena, surgió de una evaluación tanto desde el punto de vista electromagnético, como por ejemplo su patrón de radiación, como también desde el punto de vista mecánico (ubicación, robustez, etc.). Luego de seleccionar la antena, se simuló mediante un software para evaluar sus características electromagnéticas. En este caso, el diseño propuesto fue un monopolo, y luego se procedió a su implementación,

El Pehuensat-1, es un Nanosatélite, construido y operado por la Universidad Nacional del Comahue en conjunto con la Asociación Argentina de Tecnología Espacial (AATE) y ANSAT Argentina, el cual fue puesto en órbita el 10 de enero de 2007 por el PSLV-C7, lanzado por la Agencia Espacial India (ISRO).

Su transmisión de voz y packet de telemetría, ha sido recibido exitosamente en estaciones de todo el mundo.

1.-INTRODUCCION.

El sistema de comunicaciones del nanosatélite Pehuensat-1 se encuentra compuesto por un transmisor de FM que opera en la banda de radioaficionados de los 144MHz y una antena monopolo de un cuarto de longitud de onda, cuyo plano de tierra es la estructura misma del nanosatélite. El satélite transmite telemetría en packet AX-25 y un mensaje de voz grabado en 3 idiomas (español, ingles e hindi).

El nanosatélite Pehuensat-1 pertenece al tipo de satélites llamados “parásitos”, dado que se encuentra unido a la estructura de desguase o “chatarra” del lanzador; esta situación deberá tenerse en cuenta para el diseño de la antena, ya que la misma deberá contar con un patrón de radiación lo mas omnidireccional posible.

A continuación se describen las principales características del transmisor, sus modificaciones y sus ensayos. Más adelante, el diseño de la antena, la simulación de su comportamiento con un software, su implementación y calibración.

2.-EL TRANSMISOR

El transmisor utilizado en el nanosatélite es un TA51-144 de Hamtronics diseñado para operar en la banda de 144MHz, específicamente su portadora esta fijada en 145,825 MHz, y entregar 2W de manera continua con una antena adaptada a 50Ω . El tipo de modulación es FM con 5KHz de desviación. Sin embargo se realizaron modificaciones al mismo, impuestas por las condiciones del proyecto, las cuales se describen a continuación. Se tuvo presente además la adecuación del nivel del audio de entrada y que la alimentación del satélite es de 12 V y no de 13.8V

2.1-Particularidades y modificaciones realizadas al transmisor

2.1.1-Alimentación partida.

El transmisor originalmente se encuentra preparado para transmitir, en el momento que le es suministrada la tensión de alimentación y corriente suficiente a través de un PTT (push to talk switch), existente en la mayoría de los equipos de radio. Este PTT alimenta por completo al transmisor, es decir todas las etapas

del mismo, ya sea potencia, oscilador, multiplicadores y audio. Las etapas de audio y oscilador funcionan con una tensión de 9V, suministrada a través de un regulador de tensión que disminuye la tensión de entrada a este valor. Por lo tanto resulta sencillo separar la alimentación de las etapas del oscilador y audio de las de los multiplicadores y potencia. De esta manera el oscilador podría estar alimentado constantemente, disminuyendo el riesgo de que se produzcan corrimientos de frecuencia de portadora por variaciones en la tensión o temperatura de operación del cristal, y la etapa de potencia solo estaría operativa en el momento de la transmisión, administrando de manera más efectiva el uso de la energía del nanosatélite.

2.1.2-Espacialización

Otras modificaciones necesarias que han sido realizadas al transmisor son las relativas a la espacialización del mismo; es decir, modificaciones con el fin de que el transmisor funcione correctamente cuando se encuentre colocado dentro del satélite en el espacio.

La situación más crítica para cualquier proyecto de esta naturaleza, es el momento del lanzamiento en el que todos los componentes son sometidos a fuerzas extremas provenientes de las vibraciones que entran en juego.

Con el fin de minimizar estos riesgos será necesario el reemplazo de todos los potenciómetros por resistencias de valor fijo. De esta manera aseguramos que no existan corrimientos de los valores de los mismos, producidos por las vibraciones presentes al momento del lanzamiento. Con el mismo fin, también es necesario fijar con un pegamento especial todos los ferrites de las bobinas de las etapas multiplicadoras y los trimers de salida de la etapa de potencia.

Otra modificación realizada al transmisor fue el reemplazo del cristal original del oscilador, por otro de la misma frecuencia pero compensado en temperatura, de manera tal que los posibles cambios de temperatura, comunes en el ambiente espacial, no produzcan corrimientos de frecuencia del oscilador.

2.2-Ajustes y calibración del transmisor.

El transmisor ha sido sometido a una serie de exhaustivos ensayos con el fin de hallar una

calibración satisfactoria y conocer el posible comportamiento simulando situaciones por las que este deberá atravesar cuando se encuentre en funcionamiento dentro del nanosatélite.

Ajuste nivel de audio de entrada y desviación de modulación, Ajuste de frecuencia de portadora, Sintonización, Ajuste de potencia de salida.

2.2.1.-Ensayo Potencia-Tensión.

El objetivo principal de este ensayo es verificar la variación de la potencia de salida con la disminución de la tensión en base a lo expresado en la sección anterior. Partiendo de un valor nominal de tensión de 12V se irá disminuyendo la tensión hasta que no sea posible excitar las etapas del transmisor. De esta manera se pretende simular la disminución de la tensión de baterías comprobando hasta que valor de tensión el transmisor se encuentra operativo.

Los resultados obtenidos se muestran en la siguiente tabla:

Tensión [V]	Corriente [mA]	Potencia [W]	Rendimiento [%]
12	260	1.95	62.5
11.8	260	1.9	61.93
11.2	240	1.7	63.24
11	240	1.65	62.5
10.8	230	1.6	64.41
10.2	210	1.4	65.36
10	200	1.3	65

Tabla. 2.2.1 Niveles de corriente y potencia obtenidos variando la tensión de alimentación

Una gráfica de potencia y corriente en función de la tensión se presenta a continuación:

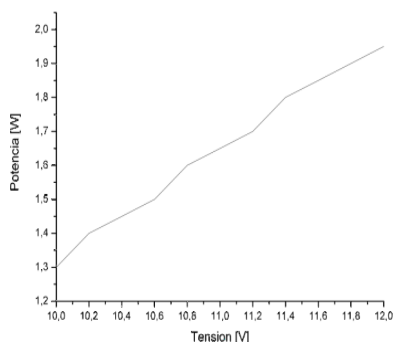


Fig. 2.2.1 Potencia en función de la tensión de alimentación.

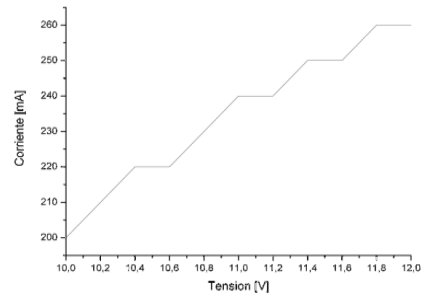


Fig. 2.2.2 Corriente en función de la tensión de alimentación

2.2.2.-Frecuencia vs. tensión de alimentación.

El propósito de este ensayo es verificar que el transmisor puede operar normalmente en su frecuencia predeterminada a pesar de sufrir variaciones habituales en la tensión de alimentación, propias de su funcionamiento. Recuérdese que el transmisor está destinado a operar con baterías.

Los niveles de ensayo fueron los siguientes: 13.8V, 12V, 11V, 10.5V.

Para todos los niveles anteriores, la frecuencia de portadora se mantuvo sin variación en 145.825MHz.

Se realizaron pruebas con niveles por debajo de los 10.5V y pudo observarse una pérdida considerable en la calidad de la señal, por lo tanto no fue posible registrar datos de dichas pruebas.

2.2.3.- Ensayo espectral del transmisor

2.2.3.1.-Descripción

Este ensayo, intenta corroborar el funcionamiento adecuado del transmisor, lo que implica obtener un espectro libre de señales espurias generadas por el mismo y que la potencia radiada por este se encuentre concentrada en la frecuencia de operación asignada a este proyecto (145.825MHz). Las mediciones realizadas en este ensayo consistieron en analizar la posición adecuada de la frecuencia de portadora y relaciones de potencia tales como:

- Relación portadora a 1° armónico

- Relación portadora a 2° armónico

Además de esto se hicieron mediciones con el fin de conocer el corrimiento de la frecuencia de operación del transmisor al variar la tensión de alimentación. Para realizar estas mediciones se utilizó el analizador de espectro con las siguientes características:

Marca: GW Instert (Goodwill Instruments)
Modelo: GSP 827
N° de serie: E121199
Ancho de banda: 9k – 2.7GHz

2.2.3.2.-Medición de la portadora

La potencia de portadora obtenida es de -10.6dBm y su frecuencia está en 145.8247MHz. La foto de la figura 2.2.3.2, muestra la pantalla del analizador al momento de esta medición

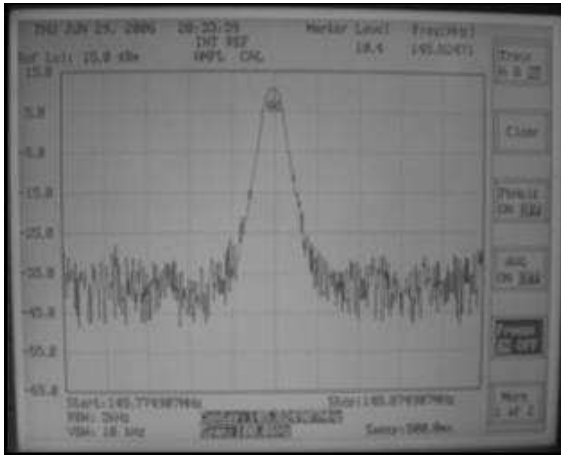


Fig. 2.2.3.2. Nivel de la portadora

2.2.3.3.-Medición del 1° armónico

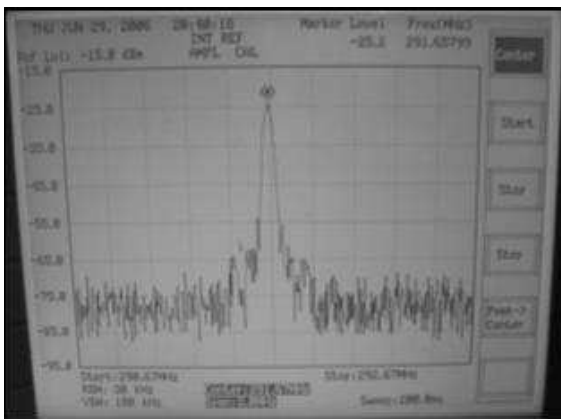


Fig. 2.2.3.3. Nivel del primer armónico.

La potencia del 1° armónico es de aproximadamente -27dBm y se encuentra ubicado en 291.65MHz.

Por lo tanto la relación portadora a 1° armónico es de 16dB aproximadamente.

2.2.3.4.- Medición del 2° armónico

El segundo armónico se encuentra en 437.48MHz y su potencia es de -31dBm, por lo que la relación de potencia de portadora a 2° armónico es de 20dB aproximadamente.

3.- LA ANTENA.

3.1.-Generalidades

Como se mencionó anteriormente el Pehuensat-1 es un satélite “parásito”, ya que irá adherido al cono de su lanzador(PSLV7), y una vez liberados todos los demás satélites que viajan en el mismo lanzador, quedarán ambos orbitando como material de desguase y no será posible tener el control de sus movimientos. Esta particularidad nos lleva a expresar que la mejor solución para un satélite de este tipo es la de contar con una antena que no posea demasiada directividad, dado que no es posible controlar la dirección del patrón de radiación. Otra limitación que se encuentra al momento de diseñar la antena para el Pehuensat-1, es que la misma no puede ser colocada en cualquier posición, debido a que debe cuidarse que no se proyecten zonas de sombra sobre los paneles solares, con el fin de no disminuir el rendimiento de los mismos.

Básicamente, la antena transmisora, se encuentra construida con una varilla de aluminio hueca de diez milímetros de diámetro cuya longitud teórica es de 50cm (un cuarto de longitud de onda) aproximadamente y se encuentra ubicada sobre un lateral del satélite. La longitud final del irradiante se ajustará con los resultados arrojados por la simulación, su posterior implementación y medición sobre la estructura del nanosatélite.

En la sección siguiente se mostrará el desarrollo de la simulación. La ubicación física de la antena se puede apreciar en el desarrollo de la simulación.

3.2.-Simulación

La simulación se realizó con el software superNEC que trabaja bajo el entorno de MATLAB. Esta versión

de superNEC posee algunas limitaciones, debido a que es una versión académica dirigida a estudiantes. Debido a estas limitaciones, la estructura del nanosatélite no pudo ser representada por medio de una caja conductora como lo es en la realidad. Para subsanar este inconveniente, se recurrió a representar dicha estructura por medio de una grilla de segmentos conductores, cuyas dimensiones se corresponden a las de las seis caras de la estructura del nanosatélite. La representación de la antenna, también se realizó con segmentos conductores cuyo diámetro corresponde al real (10mm).

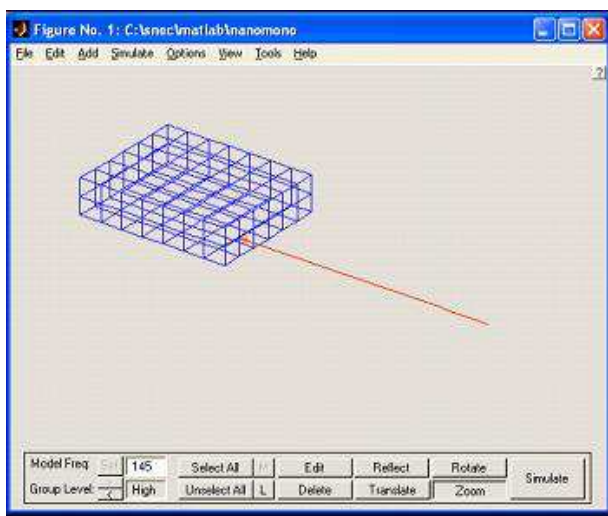


Fig. 3.2.1. Monopolo único.

En la figura 3.2.1. se muestra el entorno del software de simulación con el diseño del monopolo.

Esta simulación consiste en ubicar la antenna en el lugar apropiado como muestra la figura anterior, generar los patrones de radiación de la antenna en cuestión, y hacer un análisis de impedancia de la misma con el fin de analizar la performance de la variante.

Para la realización de esta simulación, previamente, se cuenta con los siguientes datos:

Frecuencia de trabajo	145.825MHz
Longitud teórica de la antenna	0.514m

Tabla 3.2. Frecuencia de trabajo y longitud de la antenna.

El análisis de impedancia se realizó haciendo un barrido en frecuencia desde 140MHz hasta 150MHz con un paso de 0.2MHz.

A continuación se presentan los resultados obtenidos en una gráfica de parte real e imaginaria de la impedancia de la antenna en función de la frecuencia. La línea en color azul se corresponde a la parte real y la de color negro corresponde a la parte imaginaria de la impedancia.

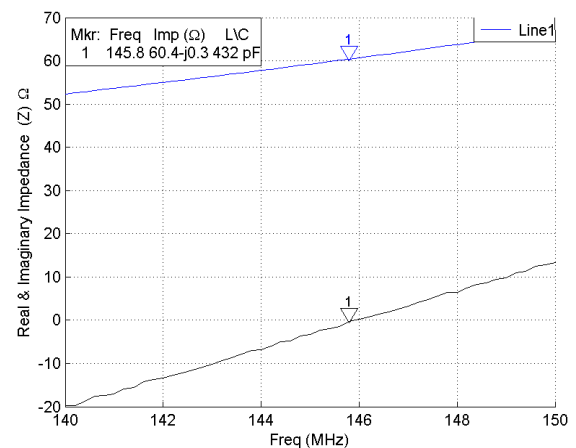


Fig. 3.2.2. Parte real e imaginaria de la impedancia del monopolo

Como se puede apreciar en la figura 3.2.2, la impedancia que presenta la antenna a la frecuencia de trabajo (145.825MHz) es de, 60.4-j0.3Ω. Debe tenerse en cuenta que este resultado no depende únicamente de las dimensiones físicas de la antenna, sino también de su ubicación con respecto a la estructura del nanosatélite. Debido a esto, la única variable de ajuste fue la longitud de la misma. Así fue posible hallar la mejor adaptación a una longitud de antenna de 51.6 cm., pero el resultado obtenido dista un poco del ideal (50Ω). De todas maneras, el grado de adaptación es más que aceptable, ya que el *SWR* tiene un valor de 1.2. A continuación se presenta el cálculo del *SWR* :

$$\Gamma = \frac{Z_{0ant} - Z_{0lin}}{Z_{0ant} + Z_{0lin}} = \frac{(60 - j0.3)\Omega - 50\Omega}{(60 - j0.3)\Omega + 50\Omega} = 0.0909 - j0.0025$$

$$SWR = \frac{1 - |\Gamma|}{1 + |\Gamma|} = 1.2$$

La figura 3.2.3 muestra los patrones de radiación en azimut, elevación y 3D obtenidos remarcando algunos puntos de interés.

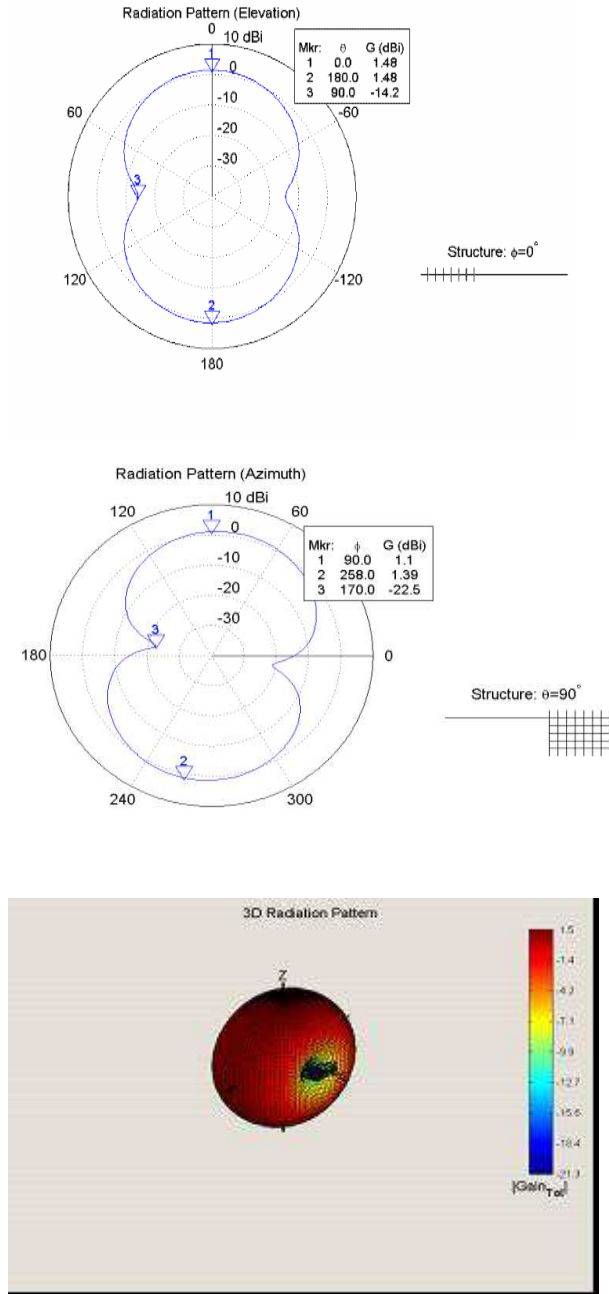


Fig. 3.2.3. Patrones de azimut, elevación y 3D

Observando los resultados obtenidos en las figuras anteriores, se puede apreciar que la ganancia de la antena es de 1.5dB aproximadamente.

2.3.-Análisis e implementación.

Los resultados obtenidos en la simulación fueron satisfactorios, y por esto se continuó con el armado del prototipo para constatar dichos resultados y evaluar la variante en condiciones de funcionamiento reales.

Para medir la impedancia de la antena y la *SWR* se utilizó un aparato de laboratorio denominado analizador de antena cuyo funcionamiento será explicado con mayor detalle en el apartado siguiente.

Como resultado de esta implementación se obtuvieron los resultados esperados en cuanto a la longitud del monopolo (aproximadamente 51 cm.) como así también el grado de adaptación (*SWR* de 1.2).

Por lo tanto, el monopolo de cuarto de onda, por arrojar todos los resultados satisfactorios en la simulación con software y por ser de implementación sencilla en cuanto a conexión eléctrica y sujeción mecánica; ha sido elegida como la opción a implementar como antena para el nanosatélite PehuenSat-1.

2.4.- Ajuste y calibración.

El ajuste de la antena se realizó haciendo uso de un analizador de antena y un vatímetro.

El analizador de antena es un instrumento que posee un oscilador de radiofrecuencia de baja potencia, cuya frecuencia es ajustable. Además este tiene dos indicadores donde se pueden medir la impedancia de la antena y la adaptación (*SWR*) para una impedancia seleccionada que en este caso es 50Ω .

El procedimiento de ajuste se realiza de la siguiente manera:

Como primera medida se corta la varilla de antena a una longitud aproximada a la longitud teórica. La frecuencia del oscilador se fija a la frecuencia de trabajo y a continuación se mide la impedancia y la *SWR*. Se observan los valores obtenidos y en caso de no resultar satisfactorios se procede a variar la frecuencia del oscilador hasta obtener los valores deseados. El conocimiento de la frecuencia a la cual la antena se encuentra adaptada, permite decidir sobre la conveniencia de acortamiento o alargamiento en la

longitud de la misma ya que dicha longitud depende de la frecuencia para la cual ha sido diseñada. Se recuerda que las longitudes físicas de una antena se miden en longitudes de onda, que en este caso es de un cuarto de longitud de onda (0.514m.) para una frecuencia de 145.825MHz. Una vez hecha esta corrección (acortamiento o alargamiento), se vuelve a la frecuencia de trabajo y se miden los parámetros de interés. De no contarse con valores satisfactorios se repite el procedimiento hasta lograr el objetivo.

Realizando el procedimiento antes descrito, fue posible obtener como resultado que la longitud apropiada de la antena corresponde a 0.55m.

Posteriormente se conectó el transmisor a la antena a través de un vatímetro y se realizó la medición de potencia directa y reflejada. De esta manera pudo corroborarse su buen desempeño dado que no posea potencia reflejada considerable y el valor de la *SWR* resultó ser 1,3.

4.- EL MONTAJE EN EL VEHICULO LANZADOR.

Luego de concluida la etapa de diseño y pruebas se concretó el convenio para el lanzamiento del satélite en el cohete de la ISRO PSLV-C7, y a partir de ello se generaron nuevos desafíos.

La primera cuestión a resolver fue la influencia de la carcasa del cono soporte en el patrón de radiación de la antena. Esta situación fue realmente un escollo importante pues está construida de fibra de carbono, un material conductor que influye tanto en la modificación del diagrama como que provoca un efecto de pantalla para la radiación en el hemisferio sobre el cual esta adosado el satélite.

Como no teníamos opción de modificar este material, se decidió seguir adelante con el proyecto a sabiendas de las restricciones que impondría esta situación a las comunicaciones del satélite.

Finalmente, la recepción de la telemetría y la voz confirmo nuestra presunción de que era posible la comunicación aun en esta situación de contorno tan desfavorable, pero sin lugar a dudas influye notablemente en las posibilidades de escucha del satélite.

5.- CONCLUSIÓN

Los resultados arrojados por estos ensayos permiten asegurar que el transmisor posee una gran estabilidad en frecuencia y además se encuentra ajustado de manera precisa, ya que posee un espectro libre de señales espurias generadas por el mismo.

Asimismo, se puede afirmar que el transmisor va a operar satisfactoriamente a pesar de las variaciones de tensión que pueda sufrir el sistema de alimentación, y no será una pesada carga para las pequeñas baterías del *pehuensat-1*.

En cuanto al diseño de la antena, una de las principales limitaciones que influyó en su diseño fue no poder controlar la posición del satélite. Esto resultó en que no siempre el lóbulo principal estará apuntando a la Tierra, con el perjuicio obvio para la calidad del enlace.

Para futuros proyectos de éste tipo será conveniente prever el tipo de soporte sobre el cual va a viajar el satélite.

El segundo desafío desde el punto de vista del enlace, fue realizar el diseño sin tener definido cuál iba a ser el vehículo lanzador y la disposición final del satélite en el mismo. Esto influyó en que la visibilidad electromagnética del satélite no sea garantizable para cada pasada del mismo.

6.- CONCLUSIONES GENERALES

En el presente trabajo se presentó el diseño completo del sistema de comunicaciones del nanosatélite *PehuenSat-1*.

Se desprende del presente informe que todos los resultados obtenidos y las implementaciones llevadas a cabo han sido satisfactorias, ya que han cumplido con todos los objetivos planteados y han permitido conocer de manera anticipada el posible comportamiento del sistema de comunicaciones del *Pehuensat-1*.

Es importante destacar que al momento de escribir estas conclusiones (marzo de 2007), el nanosatélite *PehueSat-1* ha sido lanzado, se encuentra orbitando alrededor de la Tierra y ha sido recibido exitosamente en todo el mundo. Esto otorga la ventaja de poder valorar a posteriori la efectividad de este proyecto.

Como conclusión general, se puede afirmar que el sistema de comunicaciones ha cumplido con el objetivo planteado: enviar la información desde el *PehuenSat-1* a Tierra.

Asimismo, los equipos de escucha del nanosatélite en tierra, han recibido numerosas comunicaciones que demuestran que ha sido factible escuchar el mensaje de voz y se han recibido los packets en distintas partes del mundo.

7. - REFERENCIAS

[1] Kraus, John, Fleisch, Daniel ; **Electromagnetism with applications**. (1999). 5th Edition. McGraw-Hill Interamericana - División Universidad Kraus, John, Fleisch, Daniel

[2] Wayne Tomasi, **Sistemas de Comunicaciones Electrónicas**. (1996) 2° Edición

[3] Hojas Características de Productos para Cables y Transceptores: Coaxiales y Componentes electrónicos en general.

[4] D: Bensoussan, **Las Antenas**, España, Instituto Oficial de Radio y Televisión, 1980

[5] Manual de operaciones de Contador Universal HP 53131 A

[6] Mingolo, Fernando Gabriel - Moya, Carlos Daniel - Simone, Daniel Domingo; **Nanopehuensat-1, Análisis Y Diseño De Antenas Para Satélites Parásitos**, Cate 2005

[7] Manual de Instalación, operación y mantenimiento del transmisor Hamtronics TA 51, www.hamtronics.com

[8] Neri Vela Rodolfo, **Comunicaciones Por Satélite**, Editorial Thomson International.

[9] De Zan, Héctor Javier – Simone, Daniel Domingo, **Estudio y análisis de las influencias del ambiente espacial en las comunicaciones satelitales**, CATE 2005.

PEHUENSAT-1 INTEGRACIÓN FINAL DE LA ELECTRÓNICA.

ALIC, Dalibor; ARIAS, Alejandro; BERARDO, Martín; CAJARABILLA, Marcos; GIANINI, Leandro;
MARQUEZ, Federico; PIRIS, Laureano; QUIROGA, J. Jorge.

Universidad Nacional del Comahue
Facultad de Ingeniería
Departamento de Electrotecnia
Buenos Aires 1400
(8300) Neuquén - Argentina
E-mail: jquioga@uncoma.edu.ar
Telefax: +54-299- 4488305

RESUMEN

El presente trabajo trata el proceso final de integración de la electrónica del PEHUENSAT-1, satélite desarrollado y construido por la Universidad Nacional del Comahue, en conjunto con Asociación de Tecnología Espacial (AATE) y AMSAT, dentro del marco de un Programa de construcción de satélites educativos. El objetivo de este programa es disponer de una plataforma elemental de prueba con el fin de adquirir experiencia en la puesta en órbita de satélites, su comportamiento estructural y el uso de los componentes locales (de bajo costo) en el espacio.

La integración final de la electrónica es una etapa de suma importancia debido a que se unen en esta instancia los diferentes bloques funcionales del satélite, como ser, sistema de control del satélite, sistema de gestión de la energía, transmisor y arranque automático. En esta etapa se realizaron ensayos de los diferentes bloques con el objeto de evaluar el sistema en conjunto.

En este artículo se marcarán las distintas etapas de integración de los componentes del PEHUENSAT-1, indicando las pruebas realizadas, como parte de la puesta en marcha final. El mismo se estructura, para concentrar todas las etapas y procesos de integración, de la siguiente manera:

- Integración de la Computadora de Abordo.
- Pruebas de integración realizadas.
- Integración Control – Arranque Automático.
- Puesta en marcha final.

1.- INTRODUCCIÓN

El objeto de este artículo es presentar el proceso de integración final de la computadora de abordo de la plataforma de ensayo espacial Pehuensat-1.

El proyecto Pehuensat-1 [1] consiste en el

desarrollo y fabricación de un satélite de la categoría Nano con tecnología estándar, de una masa de 6 Kg y un volumen de 5 litros. Este se acopló a una estructura de la última etapa del vehículo lanzador.

Esta plataforma fue desarrollada por la Universidad Nacional del Comahue (UNCo), la

Asociación Argentina de Tecnología Espacial (AATE) y la Radio Amateurs Statellite Corp. Argentina (AMSAT).

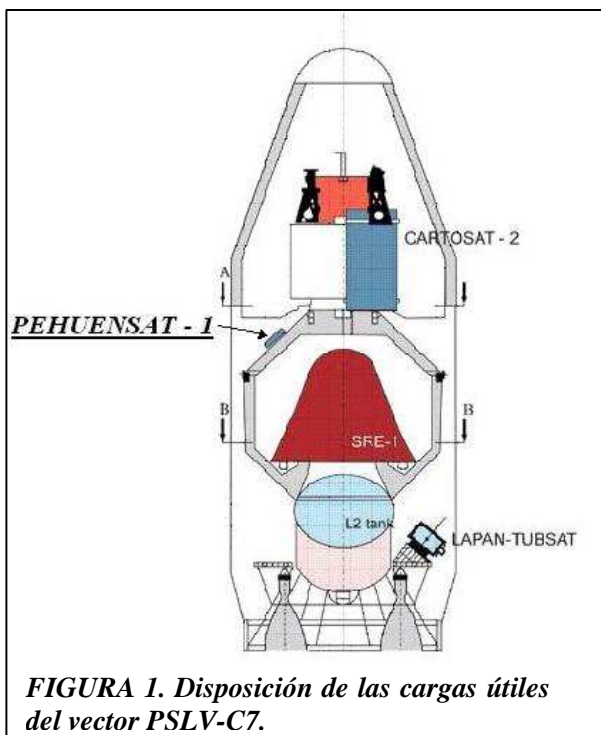


FIGURA 1. Disposición de las cargas útiles del vector PSLV-C7.

Dicho satélite fue lanzado el 10 de enero de 2007 desde el Satish Dhawan Space Center de la Indian Space Research Organization (ISRO) ubicado en Sriharikota, India. El vehículo utilizado fue el Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV-C7), que puso en órbita 4 cargas útiles: el satélite de sensado remoto de la India de 680 kg (CARTOSAT-2), una cápsula de recuperación espacial de 550 kg (SRE-1), el satélite de observación terrestre de Indonesia de 56 kg (LAPAN-TUBSAT) y el satélite PEHUENSAT-1 de Argentina. La disposición de los mismos en la cuarta etapa del vehículo se puede apreciar en la FIGURA 1.

El Pehuensat-1 está compuesto por:

- Computadora de abordo
- Sistema de encendido automático
- Banco de baterías
- Transmisor

- Sensores
- Panel Solar
- Conector externo

A continuación se describirá sintéticamente los bloques del satélite.

Computadora de abordo [2] [3]: Se encarga de: administrar la transmisión de la telemetría, controlar el sistema de reproducción de voz mediante el Integrated Storage Device (ISD 2560), de gestionar la energía del satélite, y del multiplexado y adaptación de la señal de los parámetros de la misión (temperatura, tensión de los bancos de baterías, corriente de panel). Se utilizó para ello dos microcontroladores de la familia HC11 de la firma Motorola.

Sistema de encendido automático: Se encarga de detectar de forma automática la aceleración del despegue del cohete. Este sistema dispone de un sensor de aceleración de dos ejes y un microcontrolador que activa (despierta) un temporizador cuyo time-out es de 6 horas [4].

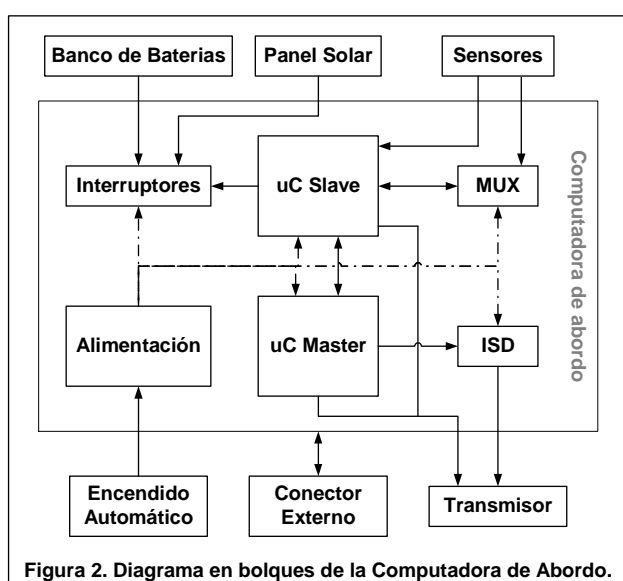
Banco de baterías: Está compuesto por dos bancos de baterías recargables (Batería 1 y Batería 2) y un banco de baterías secas (Batería 3).

Transmisor: Es un transmisor de baja potencia que se caracteriza por ser utilizado para operaciones en voz de repetidoras y enlaces de voz. Tiene una potencia nominal de 3 W y trabaja a una frecuencia de 145,825 MHz.

Sensores: A través de estos se mide temperatura de seis lugares elegidos estratégicamente con el objeto de apreciar los cambios térmicos que sufre la placa de la computadora de abordo y el banco de baterías recargables [5]. Además, en la computadora de abordo se encuentra un sensor de corriente del Panel Solar y tres sensores de estado de carga de baterías.

Panel Solar. Panel de Si de 12 V / 300mA montado sobre una de las caras de la estructura.

Conector externo: Este conector se tuvo en cuenta en el diseño del satélite con el objeto de acceder a la Computadora de Abordo una vez que el satélite esté cerrado y listo para las últimas pruebas en tierra antes de la integración final al vehículo lanzador. A través de este se puede realizar: el diagnóstico de la Computadora de Abordo, la programación de cada microcontrolador, prueba de transmisión a través del manejo del PTT del transmisor y de una entrada de audio, y verificación de las tensiones de baterías del satélite.



En la FIGURA 2 se muestran los bloques explicados anteriormente.

2.-INTEGRACIÓN DE LA COMPUTADORA DE A BORDO DEL PEHUENSAT-1

La Computadora de Abordo se pensó de forma tal de que no falle ante circunstancias inesperadas [3] Con base en la premisa anterior, la Computadora de Abordo se diseño con la siguiente característica importante: Redundancia de software.

La Computadora está constituida por dos microcontroladores (Master y Slave) de forma tal de que haya redundancia en el software ante cualquier eventualidad no deseada en algunos de los microcontroladores. En condiciones normales el Master tiene el control de la Computadora de a

Bordo del satélite. Si este microcontrolador deja de funcionar, el Slave toma el mando de la Computadora de Abordo. Si sucede al revés, el Slave deja de funcionar, el Master continúa con el control del satélite y el hardware de gestión de energía comandado por el Slave, queda de forma tal de que el funcionamiento del satélite continúe [3].

Los microcontroladores se comunican a través de la Interface Periférica Serie (SPI) que tiene cada uno de ellos. Mediante esta interface el Slave le transfiere la información de los parámetros que sensa (tensiones de baterías, corriente de panel, temperaturas) al Master. Luego, el Master dispone de los mismos para que sean enviados a la hora de transmitir. Los parámetros son listados en la TABLA 1.

Por otro lado, la Computadora de Abordo se vale de esta comunicación para saber si algún microcontrolador deja de funcionar correctamente

Los parámetros tienen las siguientes características:

- Corriente de Carga de Panel. 0 a 300 mA con resolución de 2mA.
- Temperaturas: -48°C a 79°C con resolución de 1°C.
- Tensiones de Baterías: 0V a 14 V con resolución de 100 mV.

Byte	Parámetro
1	Centena de corriente de Panel
2	Decena de corriente de Panel
3	Unidad de corriente de Panel
4	Decena Tensión batería recargable 1
5	Unidad Tensión batería recargable 1
6	Decimal Tensión batería recargable 1
7	Decena Tensión batería recargable 2
8	Unidad Tensión batería recargable 2
9	Decimal Tensión batería recargable 2
10	Decena Temperatura 1
11	Unidad Temperatura 1

12	Decena Temperatura 2
13	Unidad Temperatura 2
14	Decena Temperatura 3
15	Unidad Temperatura 3
16	Decena Temperatura 4
17	Unidad Temperatura 4
18	Decena Temperatura 5
19	Unidad Temperatura 5
20	Decena Temperatura 6
21	Unidad Temperatura 6
22	Decena Temperatura Promedio
23	Unidad Temperatura Promedio
24	Decena Tensión batería no recargable
25	Unidad Tensión batería no recargable
26	Decimal Tensión batería no recargable
27	Byte de control.

TABLA 1. Parámetros

El último Byte de la tabla es de control y contiene la siguiente información:

- Qué batería está en carga. Esta información le es útil al Master ya que en el mensaje de voz debe incluir la tensión de la batería que está en carga. Entonces a través del bit más significativo de este byte, se indica que batería realiza ese proceso. Si el bit es “1”, la Batería 1 está en carga, si es “0” la Batería 2 está en carga..
- Control de la duración de transmisión. Básicamente, el control de transmisión se realizó ponderando el estado de carga de las baterías recargables. Esto se hizo a través de 6 niveles que corresponden a 6 niveles de tensión de batería que está entregando energía. Los niveles tienen un paso de 400mV y empiezan de 11,4V.

El transmisor de FM es el dispositivo que presenta el consumo más elevado, por ello se controla la transmisión a efectos de no fatigar las

baterías, ni someterlas a un consumo que no puedan afrontar.

2.1.-Transmisión de telemetría.

El Satélite transmite la telemetría a través de un mensaje de voz de duración variable y de una trama digital (packet) [2].

El intervalo de transmisión de voz es de 3 minutos y de packet de 30 segundos. Después de cada mensaje de voz se transmiten dos packet seguidos. Estos tiempos se adoptaron a efectos de lograr captar las señales del satélite aún en pasadas “bajas” o rasantes respecto al horizonte.

El mensaje de voz es reproducido por una voz femenina y está compuesto por: la licencia de radioaficionado de la Universidad Nacional del Comahue LU1YUC como identificador (Id) y tres parámetros propios del satélite: la tensión de la batería que entrega energía, en volts; la corriente de carga del panel solar, en miliamperes y la temperatura promedio, en grados centígrados. El mensaje está disponible en tres idiomas: Español, Ingles y Hindi en el ISD.

Transmitir todo el mensaje de voz en Español, Ingles y Hindi no es posible debido al consumo de energía que implica. La elección de los parámetros y los idiomas que se transmitirán en el mensaje de voz, se efectúa siguiendo la TABLA 2. Estos niveles de operación son incluidos en el byte de control de la TABLA 1 ya que el Master es el que gobierna el ISD.

Nivel	Tensión de Bat [V]	Id.	Tensión Bat. en carga	Ipanel	Temp. Prom.
0	11,4	Esp.	-	-	-
1	11,8	Esp.	Esp.	-	-
2	12,2	Esp.	Esp.	Esp.	-
3	12,6	Esp.	Esp.	Esp.	Esp.
4	13	Esp. Hindi	Esp.	Esp.	Esp.
5	13,4	Esp. Hindi	Esp. Hindi	Esp.	Esp.
6	13,8	Esp. Hindi Ingles	Esp. Hindi Ingles	Esp.	Esp.

TABLA 2. Ponderación de los estados de carga.

Por ejemplo, si estamos en el nivel 4, el mensaje de voz dará la identificación, tensión de batería en carga, corriente de panel y temperatura promedio en Español y luego, nuevamente la identificación pero en el idioma Hindi.

La trama digital de datos del satélite, que se envía en formato ASCII de 8 bits, responde al protocolo AX.25 en el nivel de Capa Física y de Enlace, a una velocidad de 1200 baudios.

A continuación se presenta la trama digital del Pehuensat-1 (Primer packet recibido el 16 de enero de 2007 por **Eduard Chang** en Taiwán)

BEACON LU1YUC {{M National University of Comahue Research Project PEHUENSAT1 Satellite in orbit since Jan - 2007. Please send this full packet to pehuensat@uncoma.edu.ar the next bytes are telemetry data: 0011251242927183016162011122?

Abajo se explica cada campo de la trama.

- **“BEACON”** Dirección de destino. (Dirección de Broadcast)
- **“LU1YUC”** Dirección de origen. (Licencia de la Universidad Nacional del Comahue)
- **“{{”** Identificación de tipo de paquete del protocolo APRS (USER DEFINED).
- **“M”** o **“S”**. Identifica si la trama digital fue enviada por el microcontrolador Master o Slave.
- **“National University of Comahue Research Project PEHUENSAT1 Satellite in orbit since Jan -2007.”** Mensaje Fijo.
- **“...the next bytes are telemetry data: 001125124292718301616201112”** Datos de telemetría cuyo orden corresponden a la TABLA 1.
- **“2?”**. Luego de la telemetría se incluye su CRC correspondiente.

2.2.-Protocolo entre microcontroladores.

A continuación se dará una breve introducción de la Interface Periférica Serie (SPI) embebida en cada microcontrolador.

La SPI es un bus de datos síncrono por el cual se transmite información en paquetes 8 bits. Cada dispositivo conectado al bus puede actuar como transmisor y receptor al mismo tiempo, por lo que este tipo de comunicación serial es full dúplex.

Algunos dispositivos solo pueden ser transmisores y otros solo receptores, generalmente un dispositivo que transmite datos también puede recibir.

Los dispositivos conectados al bus pueden ser configurados como Masters y Slaves. Un Master es aquel que inicia la transferencia de información sobre el bus y genera las señales de reloj y control. En el Pehuensat-1, se definió como Master al microcontrolador que tiene control de la comunicación tanto en voz como en packet. De ahí los nombres de cada microcontrolador de la Computadora de Abordo del satélite.

El bus SPI emplea un simple registro de desplazamiento para transmitir la información. En la FIGURA 3 se muestra un diagrama que permite observar el principio de funcionamiento de este bus.

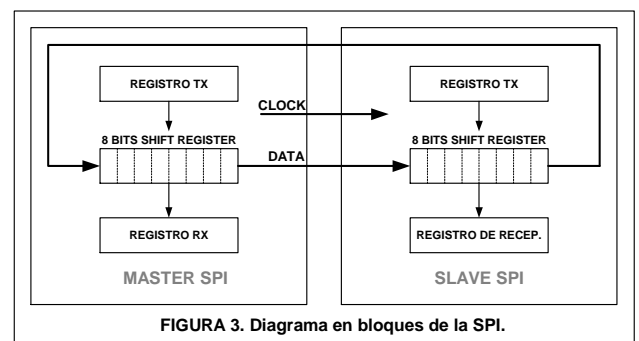


FIGURA 3. Diagrama en bloques de la SPI.

El protocolo elegido para la comunicación de los microcontroladores es el denominado “Parada y Espera”.

La elección del protocolo se obtuvo de analizar las características sobresalientes de esta interface que son:

- Sincrónica
- Full dúplex

Cabe aclarar que en realidad, teniendo en cuenta que la comunicación es full dúplex, el protocolo no espera la respuesta del Slave ya que la misma viene al transmitir el Master.

El protocolo está compuesto por la siguiente secuencia de eventos (Véase FIGURA 4a):

- Handshake: Donde se establece la conexión con el Slave.
- Transferencia de datos. Aquí se transfiere toda la tabla de datos (Véase TABLA 1).
- Detección de errores. Se utiliza el método de Comprobación de Redundancia Cíclica (CRC) 16 bits que es aplicada a toda la tabla de datos.

El valor del CRC lo calcula e inserta el Slave al final de la tabla de datos. El Master al recibir la trama, recalcula el CRC y lo compara. En caso de que no sea igual, reinicia la comunicación con el Slave para pedir nuevamente la información.

El Master refresca, o sea, pide la información al Slave cada 2,3 segundos. Se tomo ésta frecuencia teniendo en cuenta que el Slave sensa y procesa los parámetros cada 6 segundos, así el Master tiene una segunda posibilidad de pedir la información en caso que el primer intento falle.

Se realizó un algoritmo de seguridad en cada microcontrolador para controlar la situación de que alguno de ellos deje de funcionar correctamente. Abajo se explica cada algoritmo visto desde cada microcontrolador.

En el caso de que el Master no pueda establecer conexión con el Slave ya sea porque este se haya caído o no conteste debido a que este ocupado realizando la adquisición y

procesamiento de las variables. El Master intentará realizar el HandShake cada un segundo hasta lograrlo con un limite de 250 intentos. Si no lo logra, espera 2,3 seg e intenta una nueva ráfaga de intentos. Después de 30 veces de estas ráfagas de 250 intentos, el Master da por supuesto que el Slave está caído (Véase FIGURA 4b).

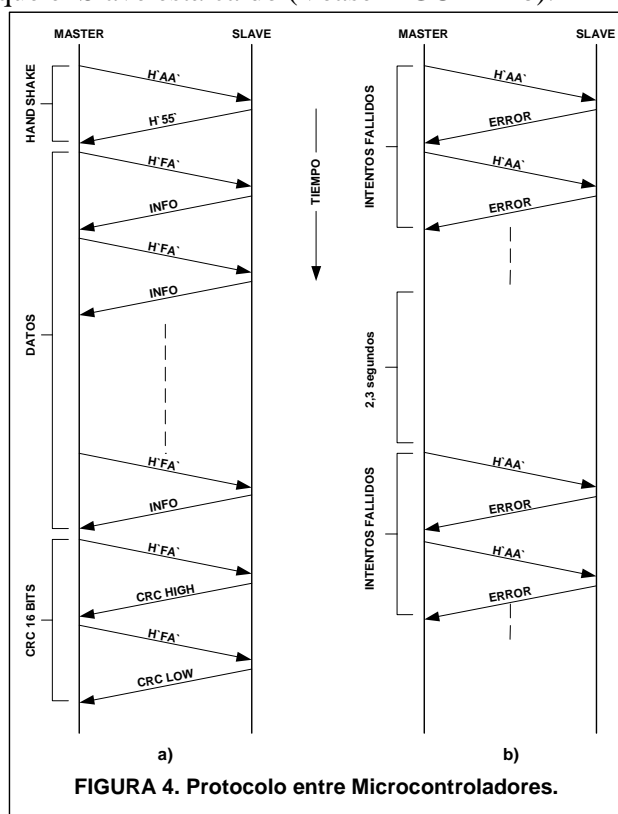


FIGURA 4. Protocolo entre Microcontroladores.

En dicho caso, como no se conoce el estado de las baterías se adopta un funcionamiento que presente el menor consumo posible, a efectos de prolongar la vida útil de las baterías (Transmisión de packet solamente).

Visto desde el punto de vista del Slave, si no se realiza un handshake exitoso después de 2 minutos, este toma el control del satélite y transmite packet cada 30 segundos.

2.3.-Ensayo de autonomía.

A efectos de comprobar y caracterizar el comportamiento de toda la electrónica del satélite y de ensayar la autonomía de las baterías recargables se sometió el conjunto a distintas

temperaturas, similares a las que deberá soportar en operación. Se procedió a efectuar dos ensayos de operación en condiciones diferentes de temperatura, con una transmisión de packet cada 30 segundos a una frecuencia de muestreo de 5 segundos.

En uno de los ensayos, se dio una carga completa a las baterías recargables y se confinó al satélite dentro de una cámara de frío a $-18\text{ }^{\circ}\text{C}$, donde su temperatura interna promedio varió, desde una decena de grados, hasta algunos grados por debajo de cero. Este ensayo, además, implicó una carga de baterías nula por parte del panel solar. La FIGURA 5 ilustra los datos obtenidos en dicho ensayo.

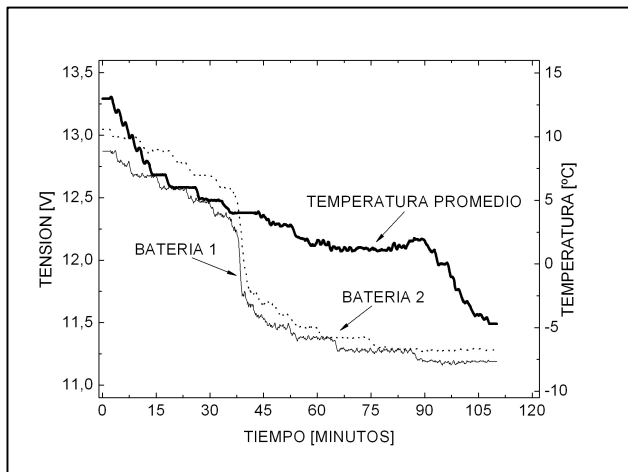


FIGURA 5. Ensayo de autonomía a baja temperatura.

El estado del satélite se monitoreó por medio del conector externo, vía una aplicación de software especialmente diseñada, debido a la imposibilidad de conectar la antena dentro de la cámara; pero el consumo por parte del transmisor se mantuvo como en las condiciones normales de funcionamiento, por la sustitución de la antena por una carga fantasma.

Este ensayo, arroja una expectativa de vida de las baterías de aproximadamente una hora y media. Este límite representa el umbral de tensión al cual el transmisor de FM pierde la

polarización de su etapa de potencia, impidiendo la transmisión de los parámetros a tierra. A pesar que la Computadora de Abordo y la electrónica de los sensores aún posee un amplio margen de funcionamiento.

Subsecuentemente, se realizó otro ensayo de la operación general del satélite a temperatura ambiente con una sola batería, pero aún desprovisto de recarga de baterías desde el panel solar. Los datos del ensayo realizado se muestran en la Figura 6.

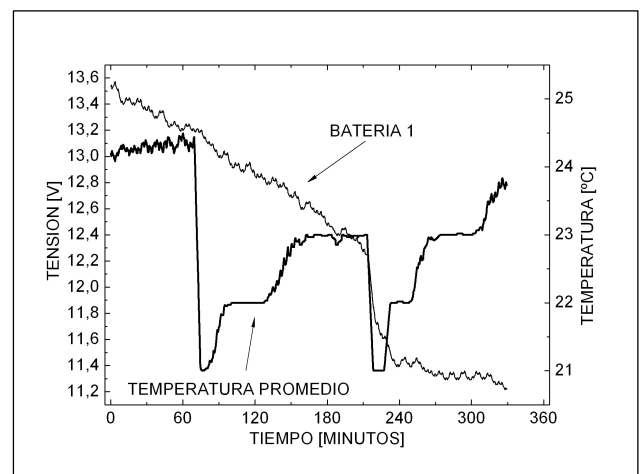


Figura 6. Ensayo de autonomía a temperatura ambiente.

El último ensayo resalta la influencia de la baja temperatura en la tensión de la Batería 1, puesto que la autonomía de la misma se ve altamente favorecida en condiciones de temperatura ambiente.

Estos ensayos, pretenden brindar una orientación respecto a la autonomía de las baterías recargables en condiciones de funcionamiento desfavorables. La ausencia de carga de baterías y la baja temperatura de operación representan las condiciones más hostiles para el funcionamiento de las baterías recargables, aun administrando el consumo de energía del transmisor de FM. Por otro lado, la elección de los intervalos de transmisión y la

duración de los mismos responde, en parte, al análisis de dicha autonomía.

3.-INTEGRACIÓN DEL SISTEMA AUTOMÁTICO DE ENCENDIDO.

Integrado el sistema de encendido al satélite Pehuensat-1, se realizó la simulación del encendido a través de las conexiones previstas del conector externo. Esto muy útil a la hora de ensayar el satélite en tierra ya que no se dispone de aceleración para activar el sistema de encendido automático [4].

4. -PREPARACIÓN PARA EL VIAJE.

El paso final en la integración del Pehuensat-1, consistió en su adaptación al vehículo lanzador: el PSLV-C7. Esto trajo aparejado cumplir con ciertas normativas de la ISRO respecto a detalles constructivos del satélite y la preparación de las tareas y el instrumental necesario para llevar a cabo la integración en las instalaciones de la lanzadera en India. A continuación se describe las tareas realizadas antes de realizar el viaje a la India:

- Armado del satélite en un ambiente limpio. Para ello se construyó una sala limpia de menos de 100000 partículas por centímetro cúbico, en la que se ensambló los diferentes componentes (Computadora de Abordo, sistema de encendido automático, baterías, etc.) en la estructura del satélite y cableado definitivo.
- Armado de una réplica completa del satélite para afrontar posibles daños de la estructura y/o el panel solar, producto del viaje.
- Construcción de duplicados de los diferentes componentes del Satélite (Computadora de Abordo, del sistema de encendido, paquete de baterías, etc.).
-

5.- CONCLUSIONES

La transmisión de la telemetría a través de la trama digital cada 30 segundos es una de las fortalezas del Pehuensat-1 ya que la información incluida en esta trama es suficiente para analizar el estado del satélite. Esta transmisión en el peor de los casos asegura la operatividad del satélite.

Se tuvo en cuenta el consumo de las baterías versus la duración de la transmisión del mensaje de voz ya que esta última resulta crítica a la hora de administrar la energía del satélite.

El diseño un protocolo robusto entre microcontroladores tuvo el objeto de asegurar el traspaso de los parámetros para que luego se transmitan tanto en voz como en packet.

Se realizaron sistemas redundantes para que el satélite no funcione en estados desconocidos.

La realización de los ensayos del satélite a diferentes temperaturas fue útil a la hora de analizar la autonomía del Pehuensat-1 en condiciones óptimas y adversas.

La previsión del conector externo en el Pehuensat-1 fue un hecho destacable ya que de esta forma evito sumar inconvenientes en la etapa de pre-integración e integración.

El trabajar con una agencia espacial como la ISRO hizo que la Universidad Nacional del Comahue obtenga experiencia en los requerimientos que una lanzadera de satélites exige.

6.-REFERENCIAS

[1] QUIROGA, J. J.; FERNÁNDEZ R.; KEIL, G.; JURASIC, A.; SIERRA, E.. **“Small Satellites Pehuensat Program”**. - 51st Internacional Astronautical Congreso. 2 - 6 Oct. 2000. Río de Janeiro. Brazil.

[2] ALIC,D. ; BRION,J. ; MONTE,G. ; PIRIS, L.. **“Nanopehuensat. Telemetría Digital de Datos y Transmisión por Voz”**. Congreso Argentino de Tecnología Espacial (2005).Córdoba.

[3] ARIAS, A.; PELAYES, N.; CAJARABILLA, M.; MARQUEZ, F.; QUIROGA, J. J.. **“NANOPEHUENSAT: INTEGRACIÓN DE LA COMPUTADORA DE ABORDO”**. Congreso Argentino de Tecnología Espacial (2005).Córdoba.

[4] MÁRQUEZ, F.; CAJARABILLA, M.; QUIROGA, J. J.; ÁRIAS, A.; PELAYES, N.; BERARDO, M. **“Nanopehuensat-1: Encendido Automático de Satélite por Detección de Aceleración, con Eliminación de Ruido: Etapa 2”**. A publicar.

[5] ALIC, D; ARIAS, A.; QUIROGA, J. J.; DE LEON, P. **“NANOPEHUENSAT: Integración final al PSLV pre-vuelo”**. A publicar.

PEHUENSAT-1: INFORME FINAL

LASSIG, Jorge; QUIROGA, J. Jorge; KEIL, Germán; JURASICS, Américo; SIMONE, D.

Universidad Nacional del Comahue - F.I.
Departamento de Electrotecnia
Buenos Aires 1400
(8300) Neuquén - Argentina
E-mail: jquirola@uncoma.edu.ar
Telefax: +54-299- 4488305

DE LEON, Pablo
Asociación Argentina de Tecnología Espacial
E-mail: deleon@aate.org

ALVAREZ, Alejandro
AMSAT Argentina
E-mail: alejandro@ingalvarez.com.ar

RESUMEN

El Pehuensat-1 es un nano satélite de 6 Kg de masa, que fue lanzado por la Agencia Espacial de India (ISRO) en enero del año 2007. Este satélite fue desarrollado y construido por la Universidad Nacional del Comahue, en conjunto con la Asociación Argentina de Tecnología Espacial (AATE) y AMSAT-Argentina, dentro de un Programa de construcción de satélites educativos.

El proyecto se inició en 1998 y se fue modificando en la medida que a lo largo del tiempo, se cambio de vehículo lanzador en varias oportunidades, debido a problemas financieros y otras veces por aplazamientos en la programación de lanzamiento de las empresas debido a fallas en sus propios vehículos. Ello motivó que en su desarrollo el Pehuensat-1 sufriera continuas modificaciones y la realización de diseños adecuados con el objeto de lograr las certificaciones necesarias de acuerdo a las normativas de la agencia que realizó el lanzamiento. En el presente trabajo, se describe la configuración final de vuelo, para lo cual se indicarán los aspectos finales de la computadora de a bordo, la telemetría, el sistema de radio frecuencia, el sistema de potencia, la estructura, y componentes mecánicos menores. Se hará también un pequeño resumen del funcionamiento en el primer mes de funcionamiento.

1. Introducción

En el marco del Proyecto Pehuensat se diseñó y construyó el nano satélite Pehuensat 1 que fue lanzado por la Agencia Espacial India

(ISRO) a las 01:20 hs (hora Argentina) del día 10 de enero de 2007.

Este satélite de 6 Kg de masa, cuyo desarrollo estuvo a cargo de la Universidad Nacional del Comahue (UNComa), que conjuntamente con

la Asociación Argentina de Tecnología Espacial (AATE) y ANSAT Argentina que forma parte de un programa de construcción de satélites educativos, ha producido un importante aporte al desarrollo espacial argentino.

El Pehuensat es el primer satélite argentino construido por una Universidad Nacional y por su origen ha representado un gran esfuerzo, basado esto en que el objetivo principal de diseño fue crear una plataforma educativa para generar la enseñanza – aprendizaje tanto de alumnos como de docentes de esta Universidad.

Este diseño sufrió en el tiempo diversas modificaciones relacionadas algunas veces por problemas presupuestarios, otras por dificultades técnicas y también por los cambios producidos en la determinación del vehículo lanzador, buscando optimizar permanentemente el desarrollo y la adecuada puesta en órbita en base a las posibilidades económicas de la Universidad y de las organizaciones participantes.

Se debe hacer notar que desde sus orígenes y por razones de costo el Pehuensat sería un satélite “parásito”, adosado a una estructura cónica del cohete que queda libre en el espacio y como tal, no está provista de control de actitud lo que conlleva a importantes problemas en diseño. Principalmente el sistema de carga de baterías y las comunicaciones requirieron una mayor atención para lograr un aceptable funcionamiento y tiempo de vida del satélite. Por esta razón se debió ajustar su construcción a estas condiciones, para ganar la mayor eficiencia posible de todo el conjunto. Así también fue preciso proyectar un sistema no convencional para el encendido automático del mismo, considerando que por razones de seguridad no puede tener ningún equipo encendido durante el lanzamiento, para evitar posibles interferencias con las señales de comando del cohete lanzador.

2. Características del Pehuensat 1

La base de los objetivos de este programa se pueden resumir como: Adquirir experiencia en el diseño, la prueba de componentes de características comerciales o industriales (por

economía y fácil adquisición), alcanzar una sólida formación técnica para la integración y lanzamiento y lograr una eficiente coordinación entre las entidades participantes.

La misión consistió, en consecuencia, en poner en órbita una plataforma elemental de prueba, para evaluar la telemetría y el adecuado comportamiento de la tecnología usada, cuyas características son:

Tipo: Nanosatellite
Masa: 6 Kg
Volumen: 5 litros (310 x 250 x 60 mm)
Comunicación: - Transmisión voz en Español,
Inglés e Hindi
- Telemetría (AX25 – 1200 baudios)

2. 1 Configuración Final

La configuración final de esta plataforma se logró después de importantes cambios que surgieron a lo largo del tiempo, buscando permanentemente obtener la eficiencia, seguridad y economía del desarrollo.

2.1.1. Electrónica a Bordo

En el diagrama en bloques de la figura 1 se muestra la configuración final de la electrónica a bordo del satélite

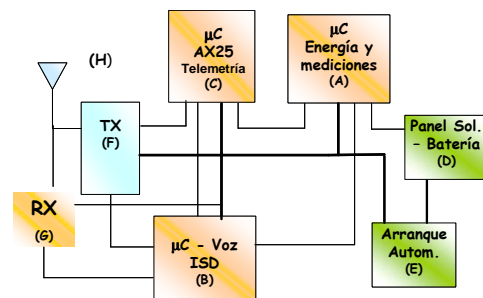


Figura 1: Diagrama en bloque.

Las características de los componentes principales de este diseño, se muestran a continuación:

- Una celda solar de 12V/500 mA, máxima capacidad por superficie disponible para tal fin.
- Un banco de pilas alcalinas, forzado por la poca autodescarga de estas, ante la necesidad de asegurar el arranque del satélite.
- Dos grupos de baterías NiM-H (recargables) con celdas de 1,2 V/ 2700mA.
- TX de bajada –de 145,825Mhz. Equipo comercial y homologado.
- Antena: Monopolo

La computadora de a Bordo se compone de dos microcontroladores MC68HC1109 de Motorola, quienes se reparten las tareas de:

- Mantenimiento y carga de baterías desde celdas solares, administración de energía.
- Medición de los parámetros básicos de la misión (temperatura; corriente de carga de paneles; estado de baterías).
- Administración de transmisión y control del sistema de reproducción de voz.
- Telemetría en “packet” AX25 a 1200 baudios en la frecuencia de radio amateur.
- Redundancia de software y hardware.

En general se trabajó con un algoritmo de control, tanto en la modalidad de carga de las baterías, como en los procedimientos de transmisión para obtener la mayor eficiencia de todo el diseño. Se destaca que en esto privó la economía del consumo de energía, que era el aspecto que fijaría la vida útil del satélite. De tal manera que se actuó sobre 16 estados de carga de las baterías para optar por el contenido de voz en la transmisión, por ocupar el mayor tiempo en la transmisión y por consiguiente el mayor consumo. En el esquema siguiente se muestra dicha secuencia. Donde se priorizó la identificación y voz en castellano.

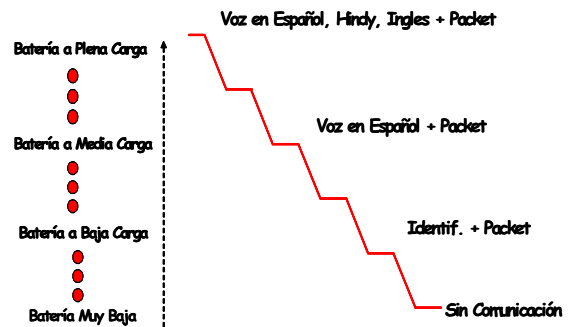


Figura 2: Transmisión de voz y packet

2.1.2. Distribución General.

En esta distribución se muestra la disposición interna de los distintos componentes del sistema que quedaron en la etapa final de integración, teniendo en cuenta disponibilidad de los espacios, facilitar el cableado y reparación, eliminación de interferencias internas de RF y disminución de peso.

En la figura 3 se muestra esta distribución, donde:

- 1: Transmisor
- 2: Baterías Alcalinas.
- 3: Bancos de Baterías Recargables.
- 4: Conector para diagnostico en tierra
- 5: Arranque Automático.
- 6: Computadora de a bordo

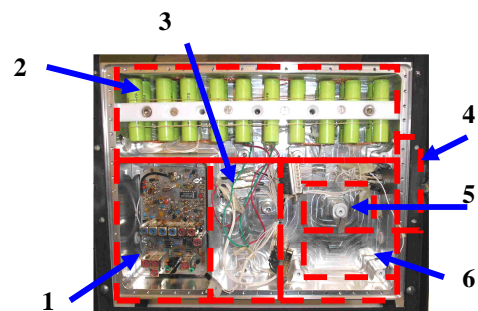


Figura 3: Distribución general del Pehuensat

2.1.3. Distribución de Sensores de Temperatura.

Debido a la necesidad de hacer una determinación cuantitativa de la temperatura

en vuelo y teniendo en cuenta la disponibilidad limitada de la electrónica de control, peso, espacio disponible y la tecnología utilizada, se pensó en una distribución de seis sensores de temperatura de tal manera de realizar la mayor cobertura para obtener una temperatura global del receptáculo y valores particulares sobre distintos componentes del sistema. La figura 4 muestra tal distribución de acuerdo a las prioridades del diseño como son:

- Preservar las baterías (bajas y altas temperaturas disminuyen la vida útil de las baterías)
- Transmisión de la telemetría (parámetros para conocer el estado del satélite).
- Transmisión de Voz en Español (objetivo fijado desde sus orígenes)

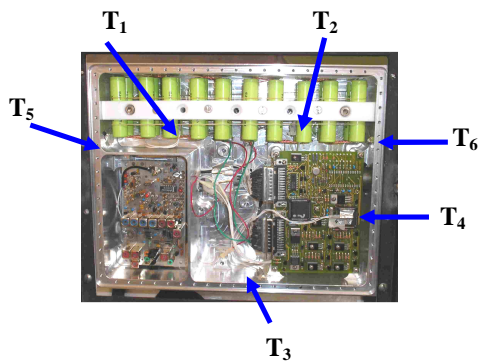


Figura 4: Distribución de sensores de temperatura

3.- Estructura

En una primera etapa se desarrolló el diseño, con ingeniería básica y de detalle, en base a los lineamientos de resistencia estructural estática y dinámicas pautadas por la NASA para las experiencias Gas Canister en Transbordadores, y en función de la experiencia adquirida en un proyecto sobre el particular.

Una vez concluidas las negociaciones técnico-contractuales con ISRO se debieron realizar modificaciones y ajustes en componentes y contenedor, para cumplir con determinadas exigencias en materia de seguridad operacional de componentes, masa

máxima y de vinculación con el bastidor del vector impulsor.

3.1. Mecanizado y Cálculo de Tensiones

Se utilizó un programa de elementos finitos (Algor Super Sap) para el cálculo estructural, verificándose las tensiones, deformaciones y frecuencias de vibración.

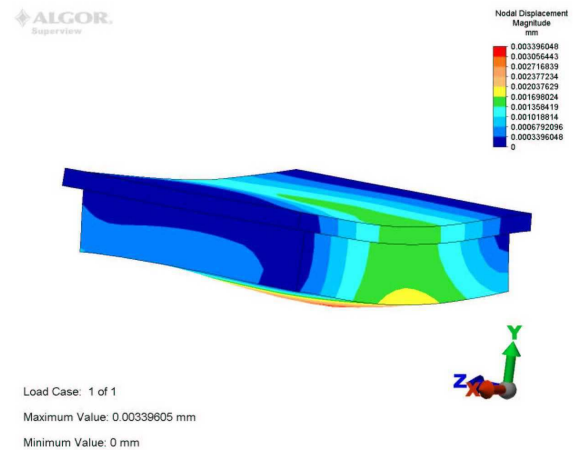


Figura 5: Se muestra la distribución de tensiones de una de las salidas del programa.

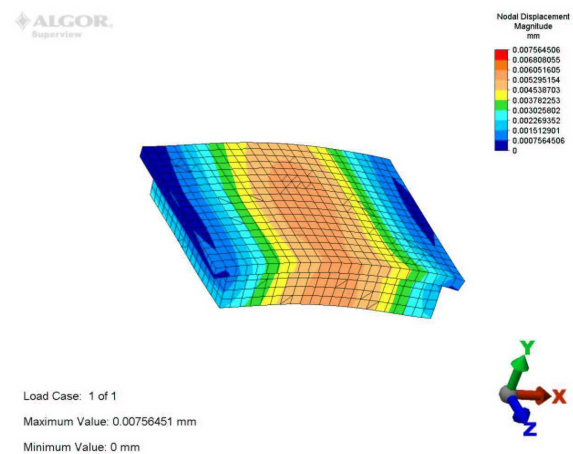


Figura 6: Se pueden apreciar los desplazamientos emergentes.

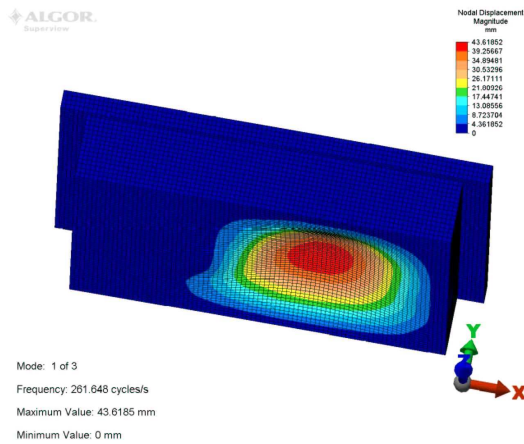


Figura 7: Se muestra uno de los modos de vibración de la estructura principal.

El mecanizado final de la estructura principal se realizó en un taller metalúrgico de la ciudad de Neuquén por medio de control numérico.

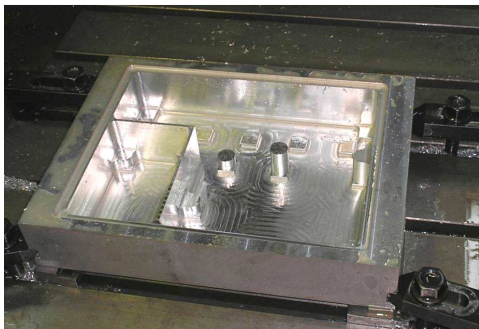


Figura 8: Se muestra una fotografía del trabajo en fresadora de control numérico durante el proceso de fabricación de la estructura principal del Pehuensat-1.

4.- Ensayos y simulaciones

4.1. Simulación de exposición solar y Temperatura interior.

Al no tener el satélite un control (activo o pasivo) se requirió utilizar un software desarrollado por el equipo de trabajo (SolarSat), que simulara dentro de una serie de órbitas probables, giros aleatorios, y así

determinar la cantidad de luz solar recibida en cada órbita.

El mismo es alimentado por el programa de cálculo de órbitas STK 4.0.5. Se utilizaron los parámetros orbitales previos (posibles) dados por ISRO.

Con el programa SolarSat se hicieron 100 simulaciones, y los resultados de la intensidad solar que recibirá el satélite promedio por órbita se muestra en el gráfico de la figura 9.

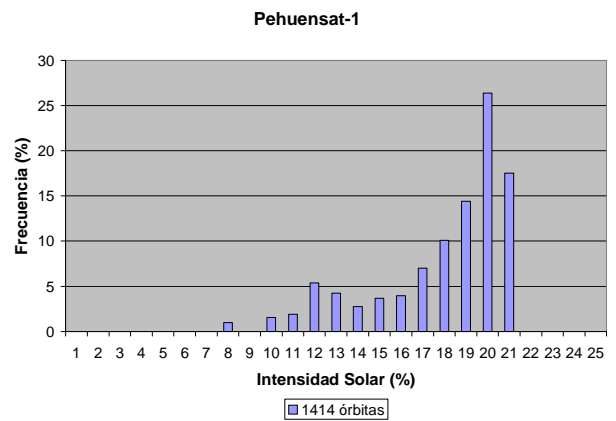


Figura 9: Porcentaje posible de intensidad solar que recibiría el Pehuensat-1 en cada órbita.

A partir de estos datos se calculó la posible temperatura media interna del satélite a través de un modelo simple de radiación-reflexión y fuentes internas radiantes.

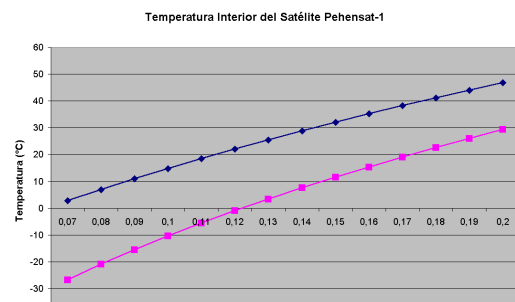


Figura 9: Probable temperatura interior del Pehuensat-1 con y sin funcionamiento del transmisor.

Los valores hallados, y las limitaciones en superficie del panel solar, hicieron que se discutiera mucho sobre el tiempo posterior al

lanzamiento en que debía encenderse el satélite.

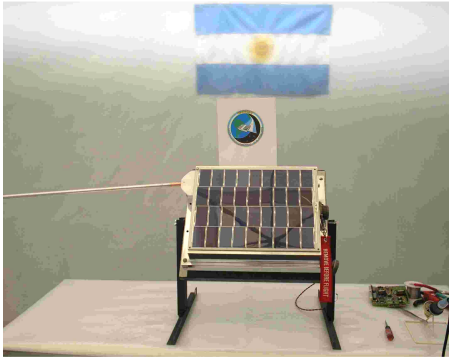


Figura 10: Estado final del Pehuensat1 luego de la integración en Neuquén

4.2. Ensayos y pruebas del Encendido Automático.

El sensado de la aceleración para dar comienzo al procedimiento de encendido del Pehuensat, se diseña a partir de un sensor tipo ADXL 321 de Analog Device controlado con un micro controlador de la familia PIC (12F629). En este control se incorpora un software que permite el filtrado de ruidos espureos, definiendo un valor de aceleración promedio de 2,5g para cubrir la aceleración alcanzada por el cohete por lo menos en las tres primeras etapas y asegurar el encendido.

El sistema de sensado del encendido automático se monta sobre un plano inclinado de 45° para compensar la pendiente del cono donde va fijado en satélite, de esta manera se dispone de uno de los ejes de sensado en sentido positivos respecto a la dirección del vector de aceleración del vehículo de lanzamiento.

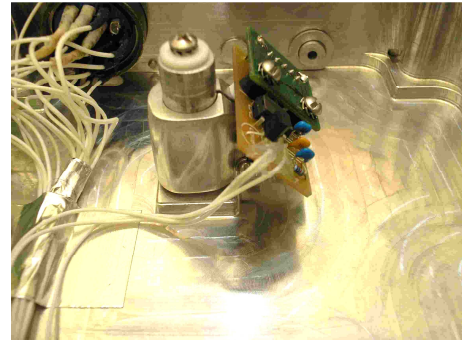


Figura 11: Disposición final del Encendido automático Vibraciones y aceleraciones

Maximum acceleration during each stage

1	PS1 regime	-	35.3m/s ²
2	PS2 regime	-	42.8m/s ²
3	PS3 regime	-	34m/s ²
4	PS4 regime	-	5.6m/s ²

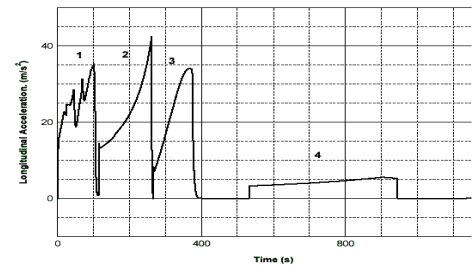


Illustration 1: PSLV-C7 nominal acceleration profile

Figura 12: Diagrama de las distintas etapas de aceleración del cohete

5. Comunicaciones ensayos y comportamiento.

El sistema de comunicaciones ha sido sometido a una serie de exhaustivos ensayos con el fin de hallar una calibración satisfactoria y conocer el posible comportamiento simulando situaciones por las que este deberá atravesar cuando se encuentre en funcionamiento.

Ajuste nivel de audio de entrada y desviación de modulación, Ajuste de frecuencia de portadora, Sintonización, Ajuste de potencia de salida.

La tabla 1 muestra los niveles de corriente y potencia obtenidos variando la tensión de alimentación.

Tabla 1

Tensión [V]	Corriente [mA]	Potencia [W]	Rendimiento [%]
12	260	1.95	62.5
11.8	260	1.9	61.93
11.2	240	1.7	63.24
11	240	1.65	62.5
10.8	230	1.6	64.41
10.2	210	1.4	65.36
10	200	1.3	65

Además, se verificó con esto que la frecuencia de portadora se mantuvo estable para todos los niveles de tensión y potencia. También la potencia de portadora obtenida es de -10.6dBm y su frecuencia está en 145.8247MHz. La figura 13 muestra una foto durante el presente ensayo. La potencia del 1° armónico es de aproximadamente -27dBm y se encuentra ubicado en 291.65MHz.

Por lo tanto la relación portadora a 1° armónico es de 16dB aproximadamente.

De la misma manera se obtiene El segundo armónico se encuentra en 437.48MHz y su potencia es de -31dBm, por lo que la relación de potencia de portadora a 2° armónico es de 20dB aproximadamente.

Los resultados arrojados por estos ensayos permiten asegurar que el transmisor posee una gran estabilidad en frecuencia y además se encuentra ajustado de manera precisa, ya que posee un espectro libre de señales espurias generadas por el mismo.

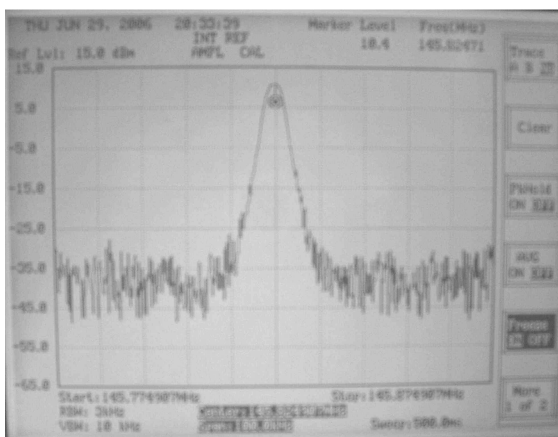


Figura 13: 1° Armónico en la pantalla del instrumento

La definición de la secuencia y formato del mensajes a transmitir representó la elaboración de un importante trabajo de simulaciones y pruebas con el objeto de hacer una balance energético lo más representativo posible de las condiciones de vuelo.

Debido a la condición de transmitir voz en tres idiomas motivó la definición de qué parámetros transmitir y la realización de un algoritmo de cómo hacerlo.

El contenido de la voz se determinó tal lo indicado en la tabla 2.

El contenido de la información de los datos en forma digital (packet en formato AX25) se muestra en tabla 3.

Tabla 2

Mensaje de voz			
Tiempo total de transmisión 25 seg cada 3 min			
Identificación	Parámetros Español	Parámetros 2° idioma	Parámetros 3° idioma
LUIYC Comahue Pehuensat	Temp. Prom Tens. Bat. Cte. Panel	Temp. Prom Tens. Bat. Cte. Panel	Temp. Prom Tens. Bat. Cte. Panel

Tabla 3

Datos - Packet				
Tiempo de transmisión de packet 2 seg cada 30 seg.				
1° Ráfaga	Silencio	2° Ráfaga	Silencio	3° Ráfaga
- Identif.		- Identif.		Identif.
- T ₁ - T ₆		- T ₁ - T ₆		T ₁ - T ₆
- T _m		- T _m		T _m
- V _{b1} - V _{b3}		- V _{b1} - V _{b3}		V _{b1} - V _{b3}
- I _p		- I _p		I _p
- Bits de Diag.		- Bits de Diag.		- Bits de Diag.
2 seg	28 seg.	2 seg	28 seg.	2 seg

La modalidad de transmisión depende exclusivamente del estado de carga de las baterías y se ha esquematizado en la figura 2.

6. Análisis del primer mes de funcionamiento.

Después del primer mes de funcionamiento el grupo ha considerado que los logros han sobrepasado las expectativas previstas, teniendo en cuenta el buen funcionamiento global del satélite, la trascendencia generada por su lanzamiento y convertirse emisario de la Patagonia y del habla hispana.

El satélite ha sido escuchado por radioaficionados en distintos lugares del mundo:

- **Asia y Europa:** Taiwan, Tailandia, Malasia, Nueva Zelanda, Japón, Alemania, Reino Unido, España, Portugal.
- **America:** EE.UU., Canadá, México, Chile, Venezuela, Brasil.
- **En nuestro país:** Buenos Aires, Córdoba, Entre Ríos, Neuquén, Mendoza, Tucumán y Corrientes.

En base a los reportes de telemetría recibidos, se realizó un análisis preliminar del comportamiento de la temperatura del satélite, obteniéndose valores similares a los estimados por simulación previa al lanzamiento. La temperatura promedio marcada oscila entre los 16°C y 30°C. Lo que indicaría que el funcionamiento de la electrónica se produce en condiciones normales de temperatura.

7. Conclusiones.

Conclusiones Globales

Como conclusiones generales de este proyecto se puede expresar que el grupo de trabajo adquirió conocimientos y experiencia en la implementación de pequeños satélite, su integración, puesta en órbita y control - recepción.

Se aprendió a trabajar en equipos con grupos interdisciplinarios, compatibilizando entre todos el accionar para obtener los mejores resultados.

Es un logro alcanzado en base a **esfuerzo y perseverancia** en contra de la realidad de nuestro país, Universidad y los recursos.

Conclusiones técnicas

A pesar de todas las dificultades y desconocimiento a priori se desarrollaron

sistemas que funcionaron perfectamente. Uno de ellos es el **sistema de encendido automático** que cumplió exitosamente su cometido.

Computadora de abordo está funcionando como se lo había previsto y no ha mostrado fallas.

El **sistema de comunicaciones** pudo superar los inconvenientes debido a la orientación del satélite.

La **estructura del satélite** soportó la mecánica del lanzamiento.

Conclusiones de Formación Recursos

El Pehuensat fue diseñado y construido por alumnos y docentes de una Universidad Nacional pertenecientes a carreras de grado. Docentes y alumnos aprendieron haciendo.

El Pehuensat es parte de lo que se puede hacer con ganas y esfuerzo.

Bibliografía

[1] Polar Satellite Launch Vehicle Project Antrix Corporation Limited: **“PSLV – Pehuensat -1 Launch Services. Misión Análisis Report”**. Bangalore, October 2006.

[2] QUIROGA, J. J.; FERNÁNDEZ R.; KEIL, G.; JURASIC, A.; SIERRA, E.. **“Small Satellites Pehuensat Program”**. - 51st Internacional Astronautical Congreso. 2 - 6 Oct. 2000. Rio de Janeiro. Brazil.

[3] MÁRQUEZ, F.; CAJARABILLA, M.; QUIROGA, J. J.; ÁRIAS, A.; PELAYES, N. **“Nanopehuensat-1: Encendido Automático de Satélite por Detección de Aceleración, con Eliminación de Ruido”**. A publicar.

[4] MOTOROLA. **“MC68HC11 Reference Manual”**. (1991).

[5] DALIBOR ALIC, JUAN J. BRION, GUSTAVO MONTE, LAUREANO PIRIS BOTALLA. **“Nanopehuensat. Telemetría Digital de Datos y Transmisión por Voz”**. A publicar.

[6] QUIROGA J. J., FERNÁNDEZ R., ESTÉVEZ S., MARE J., ODELLO L., SIERRA E..“**Ensayo de baterías y paneles solares estándar para ser utilizados en nanosatélites**”. Congreso Argentino de Tecnología Espacial (2000). Bs. As.

[7] FERNÁNDEZ R., NOLLY O., SIERRA E., QUIROGA J. J., MONTE G.. “**Fuentes de energía para misiones espaciales**”. Congreso Argentino de Tecnología Espacial (2003). Neuquén.

[8] ARIAS, A.; PELAYES, N.; OREJAS, M.; GIACOMELLI, M.; MARE, J.; ODELLO, L. ; QUIROGA, J. J. “**Administración de Energía y Mediciones de una Plataforma de Ensayo Espacial. Nanopehuensat**”. Congreso Argentino de Tecnología Espacial (2003). Neuquén.

[9] LASSIG, J.; QUIROGA, J.; Keil, G.; FERNÁNDEZ, R; JURASICS, A. “**Pehuensat. Elementos de diseño de pequeños satélites**”. ISBN: 987-43-6380-0. Agosto 2003.

NORMAS DE PRESENTACION DE LOS TRABAJOS A LA REVISTA LATINOAMERICANA DE CIENCIA Y TECNOLOGIA ESPACIAL

DATOS DEL/ LOS AUTOR/ES DEL TRABAJO

Los datos necesarios serán los siguientes:

Apellido, Nombre - Apellido, Nombre

Nombre de la Institución

Nombre de la Unidad o Departamento

Dirección (Postal, Te, Fax, E-Mail)

Ciudad – PAIS

RESUMEN

Las instrucciones que se entregan en esta hoja tienen como objetivo facilitar las tareas para los trabajos a ser publicados en la Revista Latinoamericana de Ciencia y Tecnología Espacial. Para alcanzar estos propósitos, es primordial que los autores respeten las normas indicadas más adelante. La Revista se confeccionará directamente a partir del original de los trabajos enviados vía E-mail o correo. Los idiomas oficiales de la Revista son el Español y el Portugués. Los trabajos que no se ajusten a las normas estipuladas no serán considerados para la publicación. Si el trabajo completo supera 1,5 MB al ser enviado por E-mail, el envío deberá hacerse fraccionado por hojas completas que no superen dicha capacidad.

ABSTRACT

Se debe agregar a continuación del resumen (en Castellano o Portugués) un resumen (abstract) en Ingles.

1.- INTRODUCCION

Este es un ejemplo de formato para la publicación de su trabajo en la Revista Latinoamericana de Ciencia y Tecnología Espacial. La hoja deberá ser de tamaño Carta (215,9 mm x 279,4 mm). Las dimensiones del texto dentro del papel serán de 225 mm de alto por 180 mm de ancho, a dos columnas, separadas a 10 mm.

El borde superior a 25 mm, el borde inferior a 30 mm, el margen izquierdo a 23 y el derecho a 13 mm.

El tipo de letra se sugiere la "Time New Roman", con los siguientes tamaños:

Título 14 ptos en negritas, el resto en tamaño de 12 ptos. El interlineado "sencillo".

Las columnas serán dos iguales de 85 mm de ancho, y espaciadas a 10 mm.

· Derechos de Publicación para la Revista Latinoamericana de Ciencia y Tecnología Espacial y los Autores del Trabajo.

2.- METODOLOGIA

Se sugiere la siguiente organización del trabajo:

RESUMEN,
INTRODUCCION,
METODOLOGIA,
DESARROLLO,
CONCLUSIONES,
AGRADECIMIENTOS (sí los hubiere),
Y REFERENCIAS.

3.- DESARROLLO

Los títulos deben ir separados a dos interlíneas del texto precedente, y con una interlínea de separación del texto que lo sigue. Se deben escribir ajustados al margen izquierdo, en mayúsculas y negrita.

Los subtítulos deben ser escritos con el mismo formato de los títulos, excepto que deben ir con letras minúsculas.

Las ecuaciones si las hubiere, se deben escribir centradas en las columnas:

$$\|g\| = \left\{ \sum_{i=1}^N W(x_i) [g(x_i)]^2 \right\}^{1/2} \quad (1)$$

con un número correlativo arábico entre paréntesis al margen derecho.

Las figuras y tablas deben ser ubicadas en las columnas y es recomendable que aparezcan a medida que son citadas en el texto. Las tablas deben ser identificadas con un número y un título escrito sobre ella (Tabla 1. Título). Las figuras deben identificarse con un número y una leyenda escrita bajo ella (Figura 1. Leyenda). En la presentación de las figuras, se debe tener en cuenta que las Actas serán confeccionadas a partir de trabajo enviando attachments (archivo adjunto) por E-mail.

Las referencias deben hacerse entre paréntesis cuadrados, con un número en forma correlativa desde el inicio del trabajo [1].

El listado de referencias debe aparecer por orden numérico según el esquema mostrado más abajo.

CONCLUSIONES

El envío anticipado del trabajo irá en beneficio de la organización de la Revista y se agradece desde ya su puntualidad. El plazo límite de recepción de trabajos para cada cuatrimestre es el 1er día de cada cuarto mes.

La resolución de cualquier aspecto no considerado en estas instrucciones se deja a criterio del autor.

El trabajo terminado debe ser enviado vía E-mail a los editores a:

editor@alespacio.org y/o lassig@uncoma.edu.ar

o por correo a en diskette, Zip o CD a:

Prof.Ing. Jorge Lassig
Univ.Nac Comahue - FI
Bs.As. 1400 – (8300) Neuquén
Argentina

Para mayor información visite nuestra pagina web en: www.alespacio.org

REFERENCIAS

(Formato preferido, deben ir en idioma original de publicación, indicando autores, título, fecha, número, volumen, etc.) Ej.

[1] GEORGES P.L. (1993). **Synthese de quelques méthodes de génération de maillages éléments finis.** *Revue européenne des éléments finis* Vol.2, 121-153.

[2] ZIENKIEWICS O.C., ZHU J.Z. (1992). **The superconvergent patch recovery (SPR) and adaptive finite element refinement.** *Comput. Methods appl. Mech. Engrg.* Vol. 101,207-224.

