

Carga Útil con Capacidad de Separación para Vuelo Sub-orbital

Marcos A. Brito^{#1}, Andrés Cimino^{#*2}, Santiago Rodriguez Gonzalez^{#3}, Pablo G. Morales^{#4}, Diego Storaccio^{#5}

[#] Centro de Investigaciones Aplicadas – DGID – Fuerza Aérea Argentina
Av. Fuerza Aérea 6500 – Córdoba – Argentina

¹ ma.brito@gmail.com

³ srodriguez@unc.edu.ar

⁴ moralespablogaston@gmail.com

⁵ diegostoraccio@gmail.com

^{*} Departamento de Aeronáutica – FCEFyN – Universidad Nacional de Córdoba
Av. Vélez Sarsfield 299 – Córdoba – Argentina

² andres.cimino@gmail.com

Abstract— This work presents the development of a vehicle (η SAT-IE) that will be launched in a sub-orbital trajectory by means of a one stage solid propellant sounding rocket, developed by Fuerza Aérea Argentina. This vehicle has a separation device and on board electronics for storage and telemetry transmission capability. Simulations for trajectory and impact determination of the payload have been successfully done. The vehicle has been constructed with a compact, high acceleration and shock resistant composite material structure. The simulator software, the On Board Computer and separation system development are also valuable for projects involving similar vehicles (micro-satellites).

Resumen— El siguiente trabajo presenta el desarrollo de un vehículo (η SAT-IE) que será inyectado en una trayectoria sub-orbital por un cohete sonda de combustible sólido de una sola etapa desarrollado por la Fuerza Aérea Argentina. Dicho vehículo tiene capacidad de separación del cohete lanzador y electrónica a bordo para almacenar y transmitir telemetría. Se realizaron simulaciones para determinar la trayectoria del vehículo y el punto de impacto de la carga útil. El vehículo ha sido construido en una estructura de material compuesto, compacta capaz de soportar choque y altas aceleraciones. El Simulador, la Computadora de Abordo y el Módulo de Separación son contribuyentes a proyectos que involucran vehículos con características similares (microsatélites).

I. INTRODUCCIÓN

A. Antecedentes del Proyecto

El η SAT-IE (PIDDEF 036/11 - Desarrollo de Tecnología de Sistemas Miniaturizados para soportar Altas Aceleraciones con Aplicaciones Aeroespaciales) es un proyecto financiado por el Ministerio de Defensa con el objetivo de desarrollar un vehículo que soporte altas aceleraciones y ponerlo en órbita en formato de nano-satélite mediante un cañón electromagnético [1].

El diseño y construcción de este vehículo es realizado por la Universidad Nacional de Córdoba en conjunto con el Centro de Investigaciones Aplicadas de la Fuerza Aérea Argentina. El mismo sería lanzado a través de una catapulta electromagnética [2] provista por el DLR-AS (*Deutschen Zentrum für Luft und Raumfahrt – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik* - Braunschweig, Alemania). La metodología de lanzamiento implica el desarrollo de

tecnología que soporte la alta aceleración de la catapulta, del orden de los 10000 g.

B. Vuelo Sub-orbital del η SAT-IE

El uso de una catapulta electromagnética presenta características operativas sumamente interesantes para proyectos de defensa, aeroespaciales o proyectos universitarios. No obstante, en el decurso del proyecto se ha previsto realizar un lanzamiento utilizando el módulo invitado de un cohete sonda de combustible sólido desarrollado por la Fuerza Aérea Argentina, para realizar un vuelo sub-orbital. El objetivo de dicha misión es probar la electrónica y telemetría del vehículo y evaluar el comportamiento mecánico frente a la aceleración del lanzamiento y del impacto contra el suelo. La carga útil η SAT-IE, observada en la Fig. (1), es una nueva versión, simplificada y adaptada para un vuelo sub-orbital durante el cual se podrán obtener los datos de telemetría requeridos.

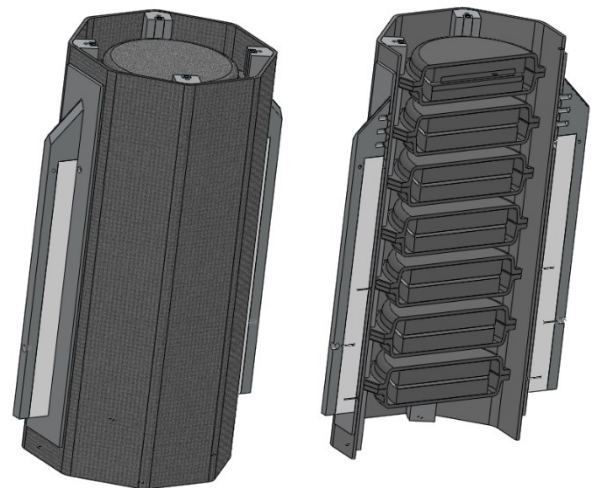


Fig. 1. Vista de la configuración de la carga útil modificada para vuelo sub-orbital.

II. CONFIGURACIÓN Y SUBSISTEMAS

Como se puede apreciar en [3], el vehículo original consta de 7 módulos electrónicos en el interior de una cofia de forma

octogonal, con paneles solares en las 8 caras del octógono. La electrónica de dicho vehículo está conformada de,

- Planta de energía compuesta de paneles solares, baterías y fuentes de alimentación.
- Sistema de control de actitud en 3 ejes mediante bobinas de reacción magnética.
- Conjunto de sensores compuesto de magnetómetros, girómetros, acelerómetros y sensores de temperatura.
- GPS
- Sistema de comunicación en UHF.
- Cámara de baja resolución.
- Computadora de abordó.

Como se mencionó anteriormente, el vehículo adaptado a esta misión es una versión simplificada del original, reduciendo su tamaño a 5 módulos electrónicos. Para ésta misión se va a prescindir de paneles solares, de control térmico y de actitud, por lo que puede ser dividido en solo cuatro subsistemas:

- Estructura (interna y externa) y Sistema de Separación
- Computadora de abordó
- Planta de Energía
- Comunicaciones

Estos serán descritos a en las secciones subsiguientes.

A. Estructura y Sistema de Separación

La estructura consta de una cofia de sección octogonal de material compuesto fibra de carbono de 2 mm de espesor. La estructura interna se compone de cuatro columnas de aluminio 7075-T6. Estas poseen una ranura fresada donde va colocada una chaveta que actúa como anclaje para los cinco módulos electrónicos (Fig. 2). Las placas electrónicas se encuentran dentro de cada módulo, los cuales han sido fabricados de material compuesto epoxi/carbono de 2 milímetros de espesor en su parte cóncava y 6 milímetros de espesor en las pestañas de sujeción. En su interior la placa está suspendida entre cojines de elastómero, fijando su posición. El diseño se realizó previendo las grandes aceleraciones impuestas por la catapulta [3].

Para la fabricación de la cofia y los módulos se utilizó una técnica de laminado, utilizando tejido tipo Twill (cruzado) de 196 [g/m²] por sus buenas propiedades de impregnado y capacidad para copiar las formas del molde. La resina utilizada fue epoxi tipo DICAST 756 / DICURE 316 la cual posee muy buena capacidad de mojado y está especialmente recomendada por el fabricante para el moldeo manual y asistido por vacío.

La masa total del vehículo es de 1.7 kilogramos y el tensor de inercia en ejes cuerpo I_s^B (kgm²) es,

$$I_s^B = \begin{Bmatrix} 0.002902 & 0 & 0 \\ 0 & 0.005756 & 0 \\ 0 & 0 & 0.00576 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

La matriz correspondiente a la expresión (1), es incluida posteriormente en el archivo de configuración del simulador de seis grados de libertad para la determinación de los parámetros de la dinámica del vuelo del vehículo.

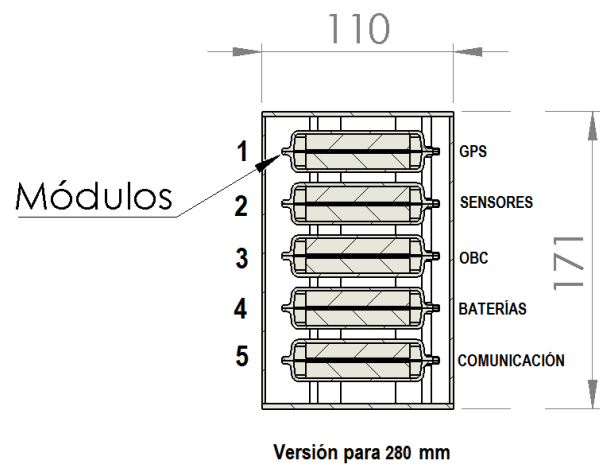


Fig. 2. Versión de carga útil para motor cohete (Dimensiones en [mm]).

El sistema de separación y recuperación (y también la cofia que encapsula dichos sistemas) debe cumplir las siguientes funciones durante el transcurso de la misión:

- Mantener inmovilizado al satélite durante el lanzamiento hasta la separación, soportando las cargas y vibraciones que ocurren.
- Separar el satélite en el momento de la misión que se requiera, y con velocidades de traslación y rotación relativa al lanzador establecidas de acuerdo a los requerimientos.
- Aislar mecánica y electromagnéticamente la carga útil del lanzador
- Definir el evento de separación para la puesta de funcionamiento de los sistemas del satélite.

Dicho sistema consta de:

- Mecanismo de expulsión, encargado de hacer la fuerza de expulsión sobre la carga útil durante la separación.
- Sistema de sujeción y apertura, que deberá mantener inmovilizada la carga útil hasta el evento de separación, para luego liberarla sin introducir fuerzas y momentos que alteren la trayectoria. El mismo debe incluir el sistema de apertura de la puerta exterior.
- Sistema de iniciación y seguro, que define el evento de separación.

Se consideraron dos opciones posibles para el mecanismo de expulsión: resortes mecánicos helicoidales y el uso de un dispositivo de seguridad automovilística para choques laterales (airbag de parante). El segundo caso resultaba atractivo por su escaso peso y volumen, por su elevada confiabilidad y por la posibilidad de obtener cambios de volumen grandes en poco tiempo. Sin embargo, en la búsqueda de bibliografía no se ha podido encontrar información fehaciente sobre productos específicos y sus propiedades técnicas, sólo recomendaciones de operación y potenciales peligros. Los sistemas convencionales de airbag frontales suelen poseer presiones finales del orden de los 300 kPa man. y tasas de incremento de presión del orden de 7 kPa /miliseg [7]; además para la generación de gas usan azina de sodio (NaN_3), material tóxico. Por estas razones, resulta difícil estimar la fuerza ejercida por el sistema de separación y la velocidad de salida de la carga útil, además de resultar un sistema peligroso de operar.

Se optó por seleccionar resortes mecánicos para el sistema de expulsión, que son ampliamente utilizados en sistemas de

separación de pico-satélites tipo CubeSat [8], [9], [10]. Además, la modelización mecánica y las estimaciones de propiedades másicas resulta sencilla, permitiendo también un alto grado de precisión y confiabilidad en las fuerzas y momentos que ejerce [11].

Se aprovecharon las columnas del metal del η SAT-IE para vincularlas al sistema de sujeción. Se le atornillaron cuatro guías que vinculan al mismo al módulo invitado a través de dos pares de Marman articuladas entre sí, con ángulo de salida de 120 grados. En la Fig. (3) se observa un bosquejo del sistema de separación proyectado (sólo se muestran dos bandas Marman).

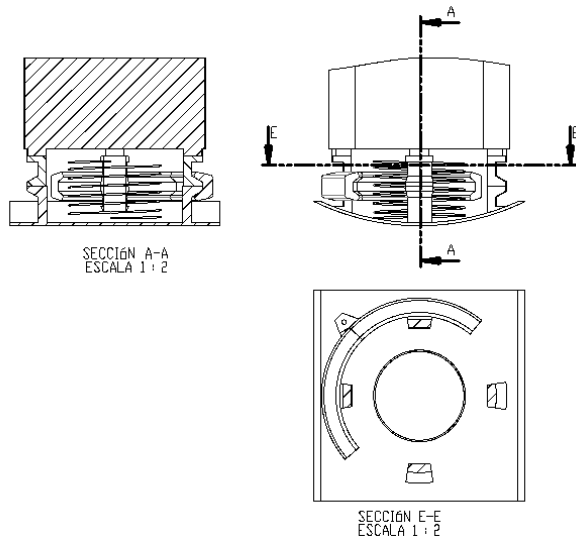


Fig.3. Esquema del diseño preliminar del sistema de separación.

Las guías del η SAT-IE apoyan sobre otras cuatro guías simétricas vinculadas a una placa curva con radio igual al radio interno del módulo invitado, que a su vez va atornillada al mismo. Las bandas Marman se fabricarán de plástico ABS por manufacturación aditiva, para ahorrar peso y para minimizar efectos de fricción. Todo el sistema irá encapsulado en un tubo, con las aristas de la cofia del η SAT-IE apoyadas sobre guías de teflón, para garantizar que no existan componentes laterales en la velocidad de salida.

La apertura del sistema se hace a través de dos resortes de torsión alojados en las articulaciones que vinculan cada par de bandas Marman. Las mismas se mantienen sujetas en la posición cerrada mediante una configuración cruciforme de dos hilos de nylon, que son cortados por cuatro resistencias eléctricas. Cada resistencia puede cortar ambos hilos, de manera que se obtiene buena redundancia en el sistema. En [8] se empleó una configuración similar, que fue ensayada tanto en tierra como en vuelo con mucho éxito.

La apertura de la puerta de salida hacia el exterior se hará también con un resorte mecánico, se encontrará sujeta con cuerda de nylon, de la misma manera que en [6] y [7]. Se consideró también emplear una salida de acrílico o policarbonato que sea perforada por la carga útil durante la salida, pero la resiliencia a impacto de ambos materiales requerían de una velocidad de separación mínima de más de $1,5 \text{ m/s}$ para espesores razonables con entalla, por lo que esta opción fue descartada.

Para definir el evento de separación se utilizará un temporizador mecánico con señal de iniciación dada por un

clavijero vinculado a la rampa de lanzamiento. Esta configuración también es típica en CubeSats.

Mediante las ecuaciones de movimiento de un resorte con una masa m adherida es posible determinar los valores de la constante del resorte K y la elongación máxima del mismo l_f en función de la fuerza máxima de separación F_{max} y la velocidad de separación ΔV_{sep} , relativa al lanzador:

$$K = \frac{F_{max}^2}{mV_{max}^2}; l_f = \frac{mV_{max}^2 + F_{max}l_0}{F_{max}} \quad (2)$$

l_0 es la longitud del resorte comprimido, en este caso 40 mm. Considerando un módulo de corte $G=79.3 \text{ GPa}$ (Acero ASTM 228), un factor de corrección de Wahl W , con las relaciones

$$K = \frac{d^4G}{8D^3n_a}; \tau_{max} = W \frac{8F_{max}D}{\pi d^3} \quad (3)$$

se dimensionó el resorte y se lo verificó. Se obtuvo que con un resorte de diámetro $D = 20 \text{ mm}$, y diámetro de alambre $d = 2 \text{ mm}$ y 11 espiras (n_a) se satisfacen los requerimientos de una $F_{max} = 20 \text{ N}$ y $\Delta V_{sep} = 0,5 \text{ m/s}$. Sin embargo, en una siguiente etapa de rediseño se reconsiderará la importancia de la fuerza de separación, para ver si es factible poner dos resortes en paralelo para hacer el sistema redundante.

Como en las estimaciones iniciales se obtuvo una velocidad de impacto contra el suelo de 50 m/s en la condición más desfavorable, no se consideró necesario agregar un sistema de frenado. Uno de los objetivos de la misión es comprobar el comportamiento del sistema frente a grandes aceleraciones por centésimas de segundos. Sin embargo, se considera emplear un paracaídas de cinta de color visible y una radiobaliza para facilitar su recuperación.

B. Computadora de Abordo (OBC)

El subsistema Computadora de abordo (OBC) está construido en torno a un procesador de la línea Hércules de Texas Instruments. Este procesador está certificado según ISO 26262 ASIL D e IEC 61508 SIL 3 y previsto para aplicaciones críticas y aeroespaciales [9]. El subsistema OBC incluye también a los sensores del vehículo. El módulo principal de la OBC se encuentra en el módulo electrónico nro. 3. El módulo nro. 2 incluye a los sensores, comunicados con el módulo 2 mediante I²C.

Los sensores incluyen,

- Magnetómetro de 3 ejes
- Acelerómetro de 3 ejes
- Girómetro de 3 ejes
- Sensor de presión
- Sensores de temperatura
- Strain Gauges
- GPS

El conjunto de sensores se ubica en la posición 2 y el GPS se ubica en la primera posición de la configuración de módulos electrónicos observados en la Fig. (2).

Toda la información recolectada es almacenada en una memoria interna para ser descargada en caso de recuperación

de la carga útil, y transmitida mediante el subsistema de comunicaciones a la estación de telemetría.

C. Planta de Energía

Dado el tipo de misión y el tiempo de duración de la misma, es innecesario el uso de las celdas solares previstas para el nano-satélite. El subsistema planta de energía queda constituido únicamente por el pack de baterías. Este se ubica en el módulo electrónico número 4, Fig. (2). El pack consta de 3 baterías de Litio-Polímero en serie, que proveen una tensión de bus de 11.4 V y 2.6 Ah. La planta de energía tiene una capacidad de 29.6 Wh, que provee funcionamiento continuado del vehículo mayor a 8 horas, tiempo de espera en rampa y de vuelo.

D. Comunicaciones

El subsistema de comunicaciones consta de un transceptor y antenas de UHF, observadas en la Fig. (1). Se ubica en la 5ta posición del vehículo y posibilita comunicación bidireccional Half-Duplex a 56 Kbps.

III. SIMULACIÓN DE LA TRAYECTORIA

Una de las herramientas del análisis de la misión es un simulador de seis grados de libertad de desarrollo propio de trayectorias orbitales y sub-orbitales (SIM6DoF). El mismo tiene la capacidad de simular en tiempo real hasta 258 parámetros simultáneos e incorporar hardware en el lazo. Este simulador puede expandirse e incorporar diversos módulos a los ya existentes: módulo de dinámica orbital, predicción térmica, campo magnético y graficación 3D [10].

Para obtener la predicción de la trayectoria se debe contar con los datos concernientes tanto a las características geométricas y de performance del cohete lanzador, como así también las condiciones de lanzamiento del mismo. Se tendrán en cuenta también posibles factores de dispersión para estimar el área probable de impacto de la carga útil. Dichos factores están basados en criterios tecnológicos y estadísticos y serán enumerados en las secciones siguientes.

A. Configuración del Cohete Lanzador

El lanzador utilizado para la simulación es, como se mencionó anteriormente un cohete sonda de combustible sólido con un motor de 280 milímetros. El mismo posee una carga útil con módulo de recuperación y un módulo invitado destinado a recibir a la carga sub-orbital, Fig. (5).

El motor posee una masa total con propulsante de 143.83 kg y por su parte la carga útil, una masa de 64.10 kg.

El tiempo de quemado de este vehículo es de 11.4 segundos, no obstante la separación de la carga útil no se produce hasta llegar a los 85.4 segundos de misión.

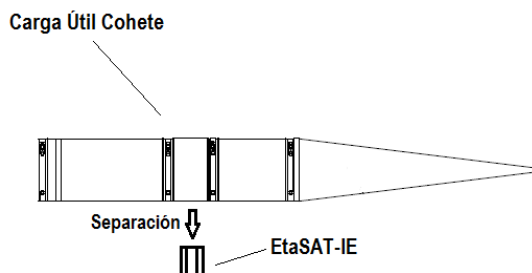


Fig.4. Dirección de Separación del η SAT-IE.

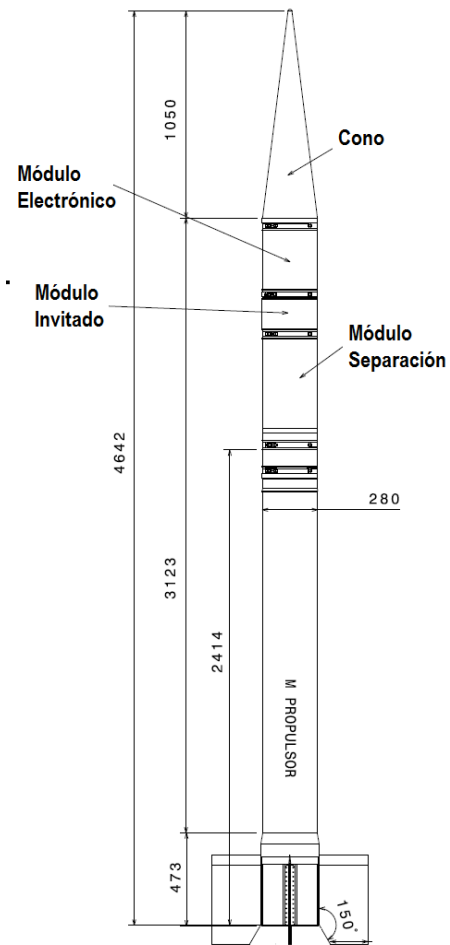


Fig.5. Configuración del Cohete Sonda

B. Perfil de Misión de la Carga Sub-orbital

La inyección del η SAT-IE se produce 10 segundos después de la separación del motor y 6 segundos antes de la apertura del paracaídas dispuesto en el módulo de recuperación. La carga sub-orbital irá dispuesta con su eje cuerpo longitudinal normal a la trayectoria del cohete (ver Figura 4), con lo cual las condiciones de cabeceo, rolido y guiñada que el cohete presente en el instante de separación serán de suma importancia en la determinación de actitud y trayectoria del η SAT-IE.

C. Metodología de Simulación

Para realizar la simulación completa de la misión, el cálculo se realizó en dos instancias consecutivas. Una primera instancia de simulación en la cual se determina la trayectoria de la carga útil del lanzador. Para ello, el simulador permite subdividir en dos etapas la primera simulación:

- Etapa 1: Cohete Completo (Motor y Carga útil)
- Etapa 2: Carga útil

La segunda instancia consiste en tomar las condiciones finales de la anterior simulación (actitud, altitud, posición) e ingresarlas como condiciones iniciales en la actual. Aquí solo se simula una etapa que consta en la separación del η SAT-IE. El mismo al estar posicionado su eje longitudinal perpendicular al eje longitudinal del cohete, se separará del mismo de manera normal a la trayectoria.

D. Calificación del Simulador 6DoF

Previamente a realizar la simulación, se realiza una calificación de resultados comparando la salida del simulador SIM6DoF con los resultados provistos por el simulador ROSI (Rocket Simulator) [11]. Para lo cual se tomaron los datos de velocidad geográfica en el sistema de referencia cuerpo U (componente paralela al eje longitudinal del vehículo) y la altitud H .

El cálculo se realiza sobre la parte de la trayectoria que corresponde desde el instante de lanzamiento hasta los 85.4 segundos, antes de la separación de la carga útil. Esto implica que sólo se tomará la Etapa 1 descrita anteriormente.

E. Condiciones Iniciales (Archivo de Configuración)

Para la primera instancia de simulación las condiciones iniciales son las correspondientes a las del lanzamiento. Previendo un lanzamiento desde la base en Chical CELPA (Centro de Lanzamiento de proyectiles Autopropulsados) en La Rioja, las coordenadas corresponden a la latitud y longitud geodésica de este punto, como así también la presión atmosférica y temperatura ambiente. En rampa el cohete tendrá una actitud inicial en azimut y elevación de 70 grados y 82 grados, respectivamente. Al encontrarse dividida esta primera parte en dos etapas, se debe setear la variación de masa, momento de inercia y empuje para cada instante para la Etapa 1 y de igual manera para la Etapa 2. Las tablas aerodinámicas se confeccionan con las respectivas derivativas en función del número de Mach. La carga de datos de la Etapa 2 se realiza considerando sólo la masa y momentos de inercia de la carga útil sin empuje.

Para la segunda instancia, se toman los datos finales de las variables de estado de la instancia anterior para dar comienzo a la predicción de la trayectoria sub-orbital. En esta caso, el cálculo es sobre una única etapa con una duración de 200 segundos (el tiempo final estará dado por el impacto en el terreno), sin propulsión ni variación de los parámetros másicos en función del tiempo. Las condiciones iniciales de actitud, cabeceo y rolido se toman de la anterior simulación, excepto la guiñada a cuyo valor debe sumarse 90 grados para obtener la condición de perpendicularidad con respecto a la dirección de vuelo de la carga útil. Por último, pero no menos importante es la determinación del módulo de la velocidad geográfica, que según las especificaciones del sistema de separación es $V_{geo} = 0.5$ [m/s].

IV. RESULTADOS

A. Simulación de Altitud y Velocidad

A continuación se presentan los resultados de altitud provistos por SIM6DoF y ROSI, Fig. (6) y Fig. (7), considerando el cohete completo (Motor y Carga Útil).

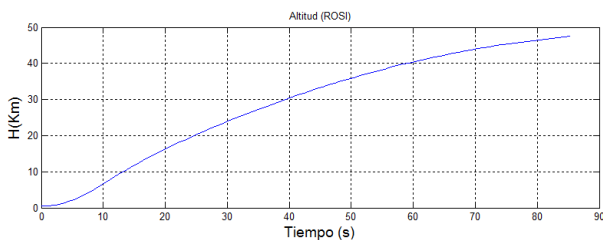


Fig. 6. Resultados del programa ROSI de Altitud vs. Tiempo

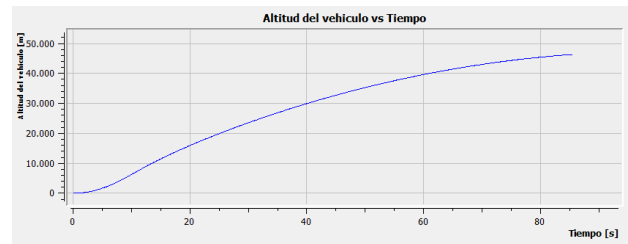


Fig. 7. Resultados del programa SIM6DoF de Altitud vs. Tiempo

Como podemos observar las curvas de altitud se correlacionan satisfactoriamente, no obstante presentaremos también las curvas superpuestas de la componente de velocidad geográfica U , en función del tiempo para el mismo caso, Fig. (8).

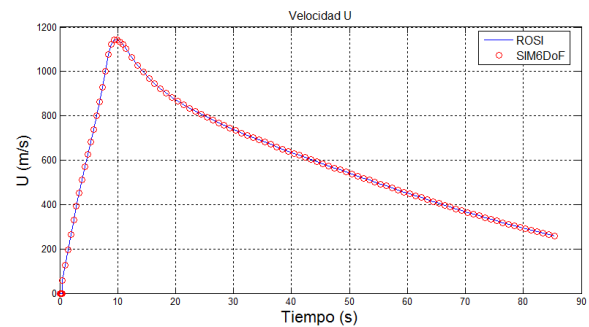


Fig. 8. Resultados del programa SIM6DoF y ROSI de Velocidad vs. Tiempo

B. Simulación de la Trayectoria de la Carga Útil Sub-orbital

Siguiendo el procedimiento detallado en la Sección III-C anterior. Se muestran los resultados correspondientes a la trayectoria del η SAT-IE.

Para la primera instancia de simulación que engloba la Etapa 1 y 2 mostramos la altitud en función del tiempo y el empuje durante los 95.4 segundos en los cuales el η SAT-IE se encuentra aún acoplado a la carga útil del cohete, Fig. (9).

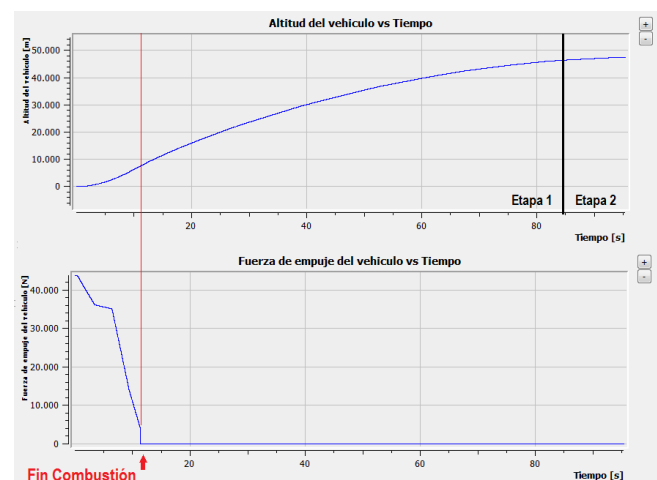


Fig. 9. Resultados de Altitud y Empuje Etapa 1 y 2.

En la Fig. (9) se ve claramente el fin de combustión que se produce a los 11.40 segundos y se explicita en la curva de altitud el fin de la Etapa 1 y el inicio de la Etapa 2.

Pueden apreciarse los resultados de la simulación correspondientes sólo a la carga sub-orbital en la Fig. (10). El

programa devuelve un tiempo de finalización $t_f = 99.7$ segundos, que corresponde al impacto del vehículo en el terreno. El tiempo total de vuelo incluyendo ambas etapas es de 195 segundos desde el instante del lanzamiento. El punto de impacto para esta trayectoria nominal es: Longitud: $-66.698[^\circ]$ y Latitud $-30.001[^\circ]$. Si el lanzamiento se realizara desde la base Chemical, el punto de impacto sería el que puede apreciarse ilustrativamente en Fig. (11).

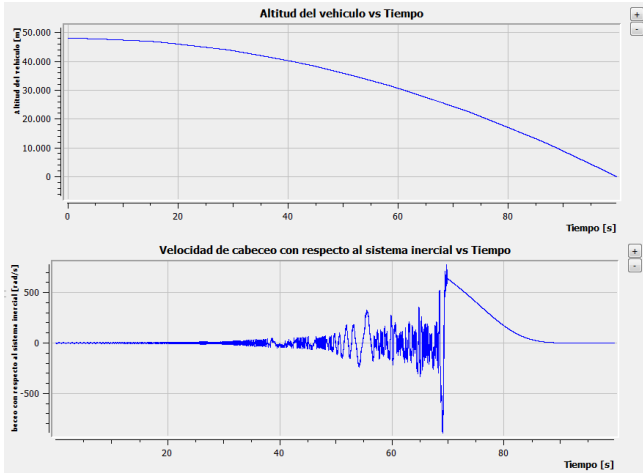


Fig.10. Resultados de Altitud y Velocidad de cabeceo η SAT-IE.



Fig.11. Impacto de la carga sub-orbital correspondiente a la trayectoria nominal.

V. CONCLUSIÓN

Si bien el simulador SIM6DoF ya ha sido validado anteriormente con misiones de tipo balística y orbital, la

comparación de los resultados obtenidos con el programa de simulación ROSI, nos permite garantizar un buen funcionamiento del simulador desarrollado para esta misión. La performance en vuelo, tiempo de misión, aceleraciones esperadas son contributivas a los diferentes subsistemas que componen el η SAT-IE. Por otra parte, la determinación del punto de impacto es de gran importancia para la recuperación de la carga útil. Debe preverse como trabajo inmediato futuro, el cálculo para la determinación del área probable de impacto, partiendo del dato de impacto nominal calculado en este trabajo y un estudio de los factores de dispersión del cohete que luego deberán incluirse en las simulaciones.

En cuanto a los subsistemas, para el caso de un perfil de misión orbital, debe preverse una versión de OBC que incorpore capacidades de gestión de carga a través de los paneles solares y algoritmos de control de actitud. Por otra parte, si bien se ha logrado definir conceptualmente el sistema de separación, será imperativo realizar ensayos de funcionamiento en el corto plazo.

AGRADECIMIENTOS

Se agradece a todo el personal de Fuerza Aérea Argentina, y en particular del Centro de Investigaciones Aplicadas, que ha prestado apoyo para el desarrollo de este proyecto. Especial agradecimiento a los directores de este proyecto, Ing. Luis A. Murgio e Ing. Eduardo Zapico.

REFERENCIAS

- [1] E. Zapico, G. Torresán, R. Garay. *Análisis Estructural Preliminar de un Nanosatélite Lanzado por Cañón Electromagnético*, Mecánica Computacional. Vol. XXIV, Buenos Aires. 2005, pp. 1-2.
- [2] European Space Agency. *Electromagnetic Railgun Technology for the Deployment of Small Sub-/Orbital Payloads*, Feasibility Study, Executive Summary. September 2003.
- [3] E. Zapico, L. González, G. Torresán, L. Aguirre, *Dynamic Behaviour of a Railgun-Launched Nanosatellite*, Brazilian Symposium on Aerospace Engineering and Applications, Sao Paulo, Brazil, 2009.
- [4] National Highway Transport Safety Administration (NHTSA) (2001). *AIR BAG TECHNOLOGY IN LIGHT PASSENGER VEHICLES*
- [5] Ui, K., Miyashita, N., Iai, M., & Matunaga, S. (2004). Low Shock Separation System for Picosatellite. International Symposium of Space Technology.
- [6] Nanoracks. (2013). Interface Document for Customers
- [7] Nason, I., Creedon, M., & Johansen, N. (2002). P-Pod Deployer Requirements
- [8] Palmer, G., & Mitchell, D. H. (1966). Analysis and Simulation of a High Accuracy Spacecraft Separation System. Journal of Spacecrafts.
- [9] Texas Instruments. Hercules Microcontrollers: Real-time MCUs for safety-critical products. TI SPRY178. September 2011.
- [10] M. A. Brito, S. A. Rodriguez Gonzalez. *6 DoF Simulation and 3D Modelling of a Nanosatellite*. IEEE Latin America Transactions. Vol. 11. No. 1, pp 12-16. February 2013.
- [11] ROSI: TN 12/76 Analysis and specification of Trajectory Program. ROSI [DFVLR].