

# Predictor de punto de impacto para una carga útil experimental, consideraciones de diseño y simulación

Juan Pablo Pedroni<sup>123</sup>, Walter José D. Cova<sup>13</sup> y Jorge Elías Jazni<sup>14</sup>

<sup>1</sup>División Sistemas Electromecánicos, Centro de Investigaciones Aplicadas, D.I.G.I.D, Fuerza Aérea Argentina, Córdoba, Argentina.

<sup>2</sup>Grupo Robótica y Sistemas Integrados (GRSI), Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Córdoba, Argentina.

<sup>3</sup>Departamento de Ingeniería Electrónica, Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional La Rioja, La Rioja, Argentina

<sup>4</sup>Centro Universitario de Desarrollo en Automatización y Robótica (CUDAR), Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Córdoba, Córdoba, Argentina

Fecha de recepción del manuscrito: 15/04/2015

Fecha de aceptación del manuscrito: 14/07/2015

Fecha de publicación: 15/09/2015

**Resumen**— En el presente trabajo se exponen algunas consideraciones para el diseño e implementación del modelo de desarrollo de ingeniería de un sistema destinado a determinar el vector de estado al fin de la combustión en vehículos aeroespaciales autopropulsados de bajo rango que transportan cargas útiles de naturaleza experimental. La importancia del conocimiento de las mencionadas variables a fin de combustión – instante que se toma como el inicio del vuelo balístico del vehículo— obedece al hecho que las principales causas de la dispersión en el rango se deben a las desviaciones de velocidad, ángulo de elevación y altura estimadas al concluir la etapa propulsiva de vuelo. El conocimiento del vector de estado permite predecir el punto de impacto de la carga útil, con el objeto de reducir el radio de búsqueda para su recuperación.

**Palabras clave**—Predictor de Punto de Impacto, Simulación en Tiempo Real, Validación de Sistemas de Vuelo.

**Abstract**— This work exposes some considerations used for the design and implementation of a engineering development model of a system to determine the state vector at the end of combustion in low range, self-propelled aerospace vehicles with experiment-based payloads. The knowledge of these variables at the end of combustion -the instant which is considered as the beginning of the ballistic flight - obeys to the fact that the main causes of dispersion in the rank are due to deviations in speed, elevation angle and height estimated at the end of the propulsive stage. Knowing the state vector allows to predict the payload's impact point, in order to reduce the recovery searching region.

**Keywords**— Impact Point Prediction, Real Time Simulation, Flight Systems Validation.

## INTRODUCCIÓN

Se rán presentados a continuación algunos aspectos satinentes al diseño e implementación del modelo de desarrollo de ingeniería de un subsistema que permita la determinación del vector de estado al fin de la combustión en vehículos aeroespaciales autopropulsados de bajo rango. El vector de estado está integrado por la velocidad lineal según la trayectoria, la altitud y el ángulo con respecto a la horizontal al finalizar la fase de vuelo propulsado, considerándose a dicho instante como el inicio del vuelo balístico del vehículo. Con la finalidad de analizar el vuelo off-line se capturan también las componentes de aceleración y rango estimado. Un análisis exhaustivo de los factores de sensibilidad de las variaciones del rango respecto a las variables en cuestión pueden encontrarse en S. S. Chin [1] y en G. M. Siouris

[2]. El conocimiento del vector de estado al inicio del vuelo balístico permitiría realizar eventuales maniobras correctivas. La instrumentación se basa en el empleo de un acelerómetro orientado según el eje longitudinal del vehículo, complementado mediante sensores angulares.

La exposición se ha organizado de la manera siguiente: la Sección 1 incluye la presente introducción; en la Sección 2, se presenta la metodología aplicada, mientras que la Sección 3 está dedicada a la modelización matemática del problema. La Sección 4 describe la implementación electrónica; la Sección 5, trata del equipo de soporte en tierra. La Sección 6 presenta el proceso de validación del sistema, sintetizándose finalmente en la Sección 7 las conclusiones alcanzadas en este trabajo.

## METODOLOGÍA EMPLEADA

Con el objeto de obtener un modelo de desarrollo de ingeniería del predictor de punto de impacto se comenzó por la modelización matemática del sistema, llevándose a

Dirección de contacto:

Mg. Ing. Juan P. Pedroni, Avenida Fuerza Aérea 6500 Córdoba, X5016 CGA. Tel: 4435012, universidad.pedroni@gmail.com.

cabo a continuación simulaciones numéricas para determinar la precisión esperable a partir de la frecuencia de ejecución de las rutinas de cálculo y los tipos de datos (double o float) usados por los microcontroladores comerciales más comunes. Seguidamente se seleccionó un microcontrolador y se codificó el software con las funciones de cálculo matemático y de soporte necesarias. Luego se implementó un sistema de soporte terrestre (GSE, siglas en inglés de «Ground Support Equipment») para integración y pruebas de verificación. Finalmente, se realizaron pruebas en tierra utilizando el GSE para validar el sistema.

**MODELADO FÍSICO-MATEMÁTICO**

En la literatura técnica de dominio público pueden encontrarse diversas versiones del modelo de vuelo atmosférico y exoatmosférico de vehículos lanzadores, contándose además con software para simulación de trayectorias de 6 grados de libertad, con diversos niveles de sofisticación. Es por ello que, desde el punto de vista de un diseño preliminar, el análisis se ha orientado al planteamiento de modelos elementales con la finalidad de definir las características básicas de la instrumentación y el procesador de datos a utilizar.

Consecuentemente, la primera etapa de la modelización estuvo enfocada a determinar características básicas, tales como la influencia del período de muestreo y del método de integración en la determinación del punto de impacto, su-puesta una trayectoria en el vacío, con gravedad constante. En estas condiciones el alcance R, como función del vector de estado  $[V_0, h_0, \vartheta_0]$ , donde las variables indican respectivamente la velocidad tangencial, la altura y el ángulo de orientación del vector velocidad respecto de la horizontal, resulta ser :

$$R = \frac{V_0^2 \sin 2\vartheta_0}{2g} + \frac{V_0 \cos \vartheta_0}{g} \sqrt{V_0^2 \sin^2 \vartheta_0 + 2gh_0}$$

Es sencillo comprobar por simple derivación, que los factores de dispersión del alcance debido a errores de estimación de velocidad, altura y actitud angular, responden a las expresiones encontradas en :

$$\frac{\partial R}{\partial V_0} = \frac{V_0 \sin 2\vartheta_0}{g} + \frac{2 \cos \vartheta_0 (V_0^2 \sin^2 \vartheta_0 + gh_0)}{g \sqrt{V_0^2 \sin^2 \vartheta_0 + 2gh_0}}$$

$$\frac{\partial R}{\partial h_0} = \frac{V_0 \cos \vartheta_0}{\sqrt{V_0^2 \sin^2 \vartheta_0 + 2gh_0}}$$

$$\frac{\partial R}{\partial \vartheta_0} = \frac{V_0^2 \cos 2\vartheta_0}{g} \left( 1 + \frac{V_0 \sin \vartheta_0}{\sqrt{V_0^2 \sin^2 \vartheta_0 + 2gh_0}} \right) - \frac{2h_0 V_0 \sin \vartheta_0}{\sqrt{V_0^2 \sin^2 \vartheta_0 + 2gh_0}}$$

Para la clase de vehículos considerada, se pudo determinar que, utilizando un método de integración Euler de orden cero, sobre señales acelerométricas con indeterminación de hasta  $5mG$ , los errores relativos de predicción de punto de impacto eran inferiores a  $8 \times 10^{-4}$  (0.8%), aún empleando períodos de muestreo del orden de 64 ms, si el sensor de actitud angular era de elevada precisión. Admitiendo paralelamente un error de

15 minutos de arco (0.25 grados sexagesimales) en la medición de actitud angular, se pudo determinar que los errores relativos de predicción de punto de impacto se encontraban en el rango de 1.5% a 5%, para períodos de muestreo entre 2 y 64 ms.

El análisis precedente sirvió para establecer el método de integración y el período de muestreo, que se fijó en 4 ms.

En una segunda fase, la selección realizada fue verificada para vuelos propulsados en atmósfera standard, considerando variables tanto al empuje ( $E$ ) como la masa ( $m$ ) del vehículo, respondiendo al modelo general :

$$\frac{d}{dt}(mV) = E + mg + F_a$$

Donde  $V$  es la velocidad del vehículo y  $F_a$  representa a las fuerzas aerodinámicas. Se obtuvieron buenos resultados en la predicción de alcances, manteniéndose los errores por debajo del 5%.

Por cierto, estos resultados no pueden extrapolarse libremente, sino que dependerán de la configuración particular de cada vehículo y de la tabla de tiro asociada a la pertinente condición de vuelo libre.

**DETALLES DE IMPLEMENTACIÓN**

La implementación del Modelo de Desarrollo de Ingeniería (MID) del predictor se llevó a cabo en un microcontrolador ARM Cortex M3 [3]. Este microcontrolador es el encargado de calcular el punto de impacto instantáneo, transmitir por un canal de telemetría (TMY) el vector de estados y, al mismo tiempo, hacer un resguardo de la información a bordo, utilizando como so-porte físico una tarjeta de memoria SD. El hardware también incluye una fuente de energía con sus correspondientes reguladores y una etapa digitalizadora. En la Fig 1. se presenta el diagrama de bloques de la arquitectura propuesta.

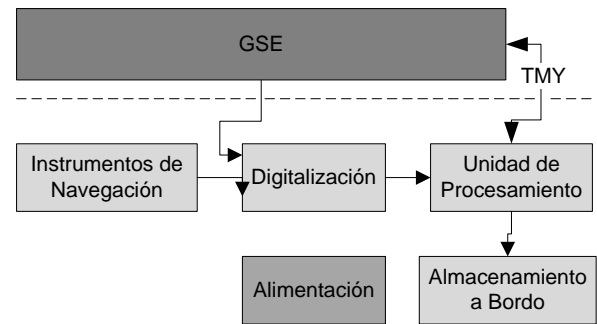


Fig. 1: Arquitectura del MDI.

Durante la fase de diseño se implementaron tres versiones del software, cada una de ellas con un objetivo específico. La versión 1 se utilizó para evaluar la precisión del algoritmo de cálculo del punto de impacto teniendo en cuenta parámetros tales como la tasa de muestreo, tipos de datos utilizados y errores sistemáticos en los instrumentos, en concordancia con lo dicho en la sección anterior. La versión 2 fue utilizada para evaluar la capacidad del microcontrolador elegido y de los

algoritmos de programación para calcular el punto de impacto y almacenar datos de manera simultánea. Finalmente, en la versión 3 se implementó la digitalización de la señal de acelerómetro (simulada desde el GSE), la predicción del punto de impacto, el almacenamiento local en tarjeta SD y la transmisión de telemetría mediante protocolo RS-232.

Todas las versiones de software fueron codificadas en C utilizando la plataforma de Visual Studio de Microsoft [4], siendo el diagrama de estados de la versión funcional el que se muestra en la Figura 2.

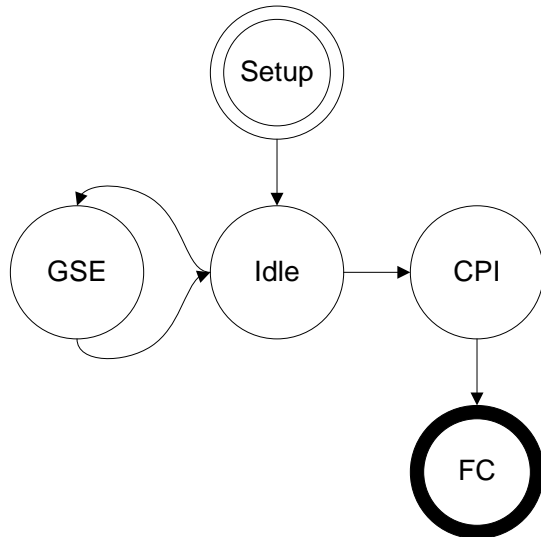


Fig. 2: Diagrama de transición de estados del software

El principio de funcionamiento es el siguiente: Al energizarse el sistema se corren las rutinas de inicialización, que incluyen la creación del archivo de loggeo en la tarjeta de memoria, la recuperación del ángulo de elevación de la memoria ROM, y el establecimiento del vínculo de telemetría. Finalizadas estas tareas el sistema se queda en estado de espera (idle). Dos eventos pueden sacar al sistema de este estado: La recepción de un comando del Equipo de Soporte en Tierra (GSE, por las siglas en inglés de << Ground Support Equipment>>), o la detección del inicio del vuelo propulsado.

Desde el GSE se puede cambiar el ángulo de elevación del vehículo o solicitar datos de estado e inicialización. Toda la comunicación se realiza a través del canal de telemetría.

El evento de inicio de combustión se determina calculando la variación de la aceleración con respecto al tiempo, parámetro conocido como sobreaceleración o jerk. Se considera que el vehículo despegar cuando el jerk calculado supera un umbral preestablecido durante una cierta cantidad de muestras (para inmunizar al sistema frente al ruido) y –simultáneamente– la aceleración instantánea supera un valor predefinido, confirmándose de esta manera el inicio del vuelo propulsado.

Una vez que se dispara este evento comienza el cálculo del punto de impacto (CPI). La rutina corre a un intervalo de tiempo fijo de 4 ms. Haciendo uso de la técnica de decimación, cada 40ms se capturan los valores

instantáneos de tiempo de vuelo, aceleración, jerk y punto de impacto, y se los envía al GSE por telemetría, al tiempo el vector de estados completo se resguarda en la SD de a bordo.

Esta rutina se ejecuta hasta que se detecta el evento de fin de combustión, a partir del cual el software envía por telemetría el punto de impacto final estimado del vehículo y pasa al estado Fin de Combustión (FC), para no abandonarlo. En este estado final se dejan de ejecutar las rutinas de cálculo, transferencia y almacenamiento.

### GSE PARA SOPORTE EN TIERRA

El predictor del punto de impacto cuenta con un GSE propio, que puede ser empleado tanto durante los preparativos previos al lanzamiento, como durante las etapas de calificación e integración. La funcionalidad del GSE se limita a permitir la actualización del ángulo de elevación de partida, recibir y procesar los datos de telemetría y ejecutar ensayos de simulación de vuelo. Este GSE está conformado por una PC corriendo el software correspondiente, cuya primera versión se implementó como un instrumento virtual de Labview®, mientras que la versión funcional fue codificada en Matlab®. En la Fig. 3 se muestra la interfaz gráfica de usuario del programa (GUI), que opera de la siguiente manera: Al iniciarse la aplicación, la misma informa la versión que se está utilizando e inicializa la comunicación por el canal de telemetría (TMY) con el microcontrolador. Cuando la misma se establece, el microcontrolador envía sus parámetros de estado, consistiendo en el nombre del archivo de almacenamiento, versiones de software y hardware, ángulo de elevación y tiempo de muestreo de la rutina principal. A partir de ese momento el operador puede comenzar a utilizar el sistema.

```

PREDICTOR DEL PUNTO DE IMPACTO - GSE
GSE Version de Software: 2.0
Iniciando Puerto COM
=====
SD Card Inicializada
Nombre de Archivo: PdImp030.csv
Angulo de Elevacion Por Defecto
Calculador de Punto de Impacto
Version de Soft: 2.0
Version de Hard: MARK I
Sample Time: 4 miliseg
Angulo Elevacion: 85.00 grados
=====
Comandos Disponibles:
Nuevo Angulo de Elevación: A
Consulta de Estado: Q
Comienzo de Simulación: S
Fin de Simulación: T
Reset: R
Salida del Sistema: E
Comando? (A,Q,S,T,R,E): |
    
```

Fig. 3: Interfaz gráfica de usuario (GUI) del GSE

Entre las acciones disponibles se encuentran:

**A – Cambio del ángulo de elevación.** Permite al operador cambiar el ángulo de elevación inicial del

vehículo. El dato se almacena en la memoria ROM del sistema.

**Q – Consulta de estado.** El microcontrolador devuelve parámetros tales como versión de software y hardware, ángulo de elevación, etc.

**S – Comienzo de Simulación.** Mediante este comando se da comienzo a la simulación del vuelo.

**T – Fin de Simulación.** Parada de emergencia de la simulación.

**R – Reset.** Reinicio del microcontrolador.

**E – Salida del Sistema.** Cierre del software del GUI.

### SIMULACIÓN SEMI-REAL HIL

La evaluación del funcionamiento del sistema se realizó utilizando la técnica de simulación conocida como hardware-in-the-loop (HIL) para simular el perfil de aceleración de un vehículo lanzador, la cual es inyectada por el GSE en la etapa de digitalización. Para evaluar con precisión los tiempos de ejecución del sistema se utilizan una serie de pines digitales del microprocesador que permiten, con la ayuda de un osciloscopio, temporizar y verificar secuenciación de rutinas del predictor. La metodología aplicada es la siguiente: Cada función crítica tiene asignado un pin digital, el cual es puesto en estado alto al iniciar la rutina. La última instrucción antes de salir de la rutina indica cambiar el pin al estado bajo. De esta manera se pueden medir tanto la frecuencia como la duración de la rutina. Cabe destacar que las rutinas idle, CPI y FC comparten pin. Esto permite además, conocer el estado en el que se encuentra el microcontrolador.

Para llevar a cabo la simulación se debe seleccionar la opción S del GSE. Al elegirse esta opción, el software dispara una señal cuya variación en el tiempo simula el perfil de aceleración de un vehículo lanzador durante el vuelo propulsado.

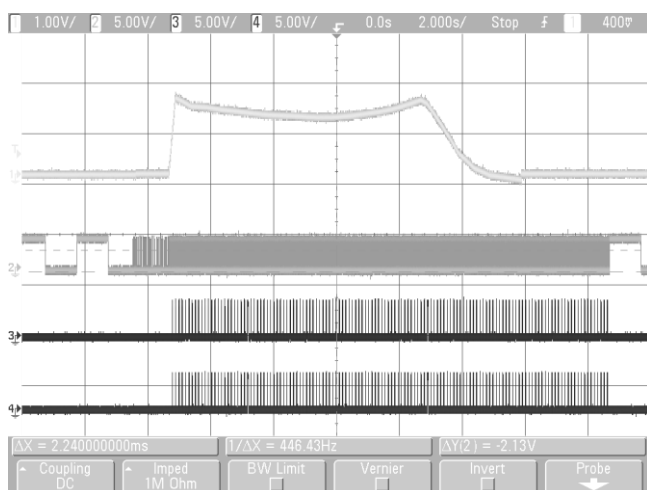


Fig. 4: Señales de depuración del sistema.

En la Fig. 4 se muestra el desarrollo temporal de las señales medidas durante la simulación. El canal 1 corresponde a la curva de aceleración enviada desde el GSE. En el canal 2 se observa el estado del microcontrolador, pasando de idle a CPI, caracterizado

por el paso de pulsos de baja frecuencia a otros de alta frecuencia ante la detección del umbral de jerk, y luego pasando del estado CPI a FC, indicado por el regreso a los pulsos de baja frecuencia. Los pulsos en el canal 3 indican cuando los datos han sido transmitidos por TMY y están disponibles para ser almacenados. Los pulsos del canal 4 corresponden al proceso de almacenamiento de datos en la tarjeta SD.

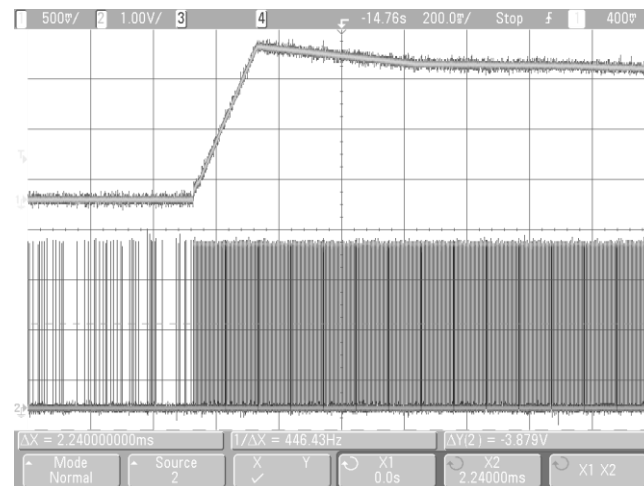


Fig. 5: Detalle del inicio de la rutina de CPI y temporización.

La Figura 5 muestra el detalle de la temporización de la rutina de cálculo del punto de impacto. Nuevamente, el canal 1 muestra el perfil de aceleración, mientras que los pulsos del canal 2 representan la duración y frecuencia de la rutina de cálculo. Si bien debido a la escala temporal no se puede apreciar el ancho de los pulsos, si es notable el cambio de frecuencia, que marca el cambio de estados, de idle a CPI.

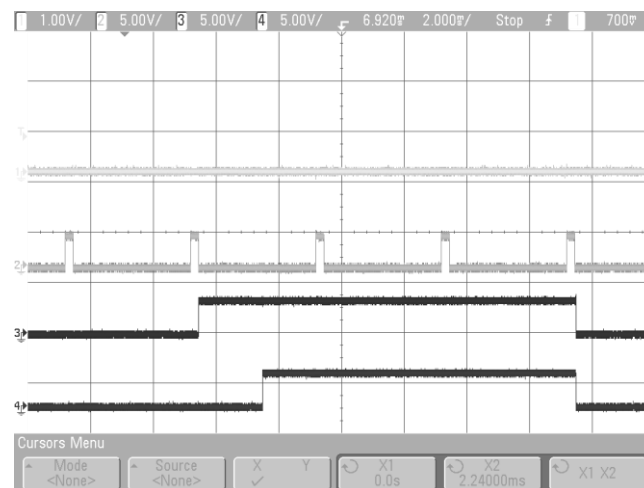


Fig. 6: Detalle de la duración de la rutina CPI en relación a la transmisión por TMY y almacenamiento en tarjeta SD

La Fig. 6 muestra en detalle la temporización de estos eventos. En ella se pueden apreciar tanto duraciones en el tiempo como frecuencias. Al observar la duración relativa de los procesos de adquisición y tratamiento de señal y compararlos con el proceso de escritura de la tarjeta SD (canal 4) se manifiesta la necesidad de aplicar

la técnica de decimación, además de los resguardos necesarios para que los datos no sean modificados durante el proceso de escritura.

Finalmente, en la Figura 7 se exponen los datos recogidos por el GSE. La primera curva presenta los valores de aceleración adquiridos durante el ensayo. La segunda muestra los valores de jerk. En la tercera se muestra el punto de impacto instantáneo calculado por el microcontrolador.

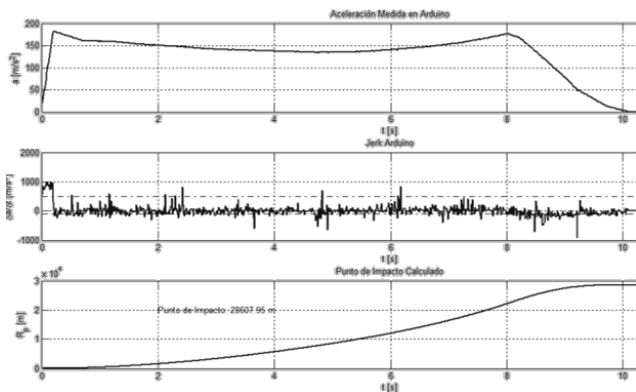


Fig. 7: Curvas características de las simulaciones.

## CONCLUSIONES

Se ha presentado el modelo de desarrollo de ingeniería de un predictor de punto de impacto basado en la doble integración de la aceleración longitudinal del vehículo, analizándose la implementación tanto del hardware de vuelo como el equipamiento de soporte en tierra. Las simulaciones HIL realizadas arrojan resultados promisorios. Futuros desarrollos abarcarán aspectos desconstructivos y de instrumentación, como asimismo la adaptación de los algoritmos a los vehículos particulares en que se utilice el predictor.

Se destaca que a pesar de que el microcontrolador elegido no soporta aritmética de punto flotante de forma nativa, no se registraron diferencias significativas en el cálculo de las funciones trigonométricas utilizadas en la rutina principal al compararla con los valores obtenidos usando software de cálculo especializado.

## REFERENCIAS

- [1] Chin S. S. (1961). Missile Configuration Design. Mc Graw-Hill Book Company, Inc. New York – Toronto – London, 1961.
- [2] Siouris G. M. (2004). Missile guidance and control systems. Springer-Verlag New York, Inc. New York, 2004.(2014), "Cortex-M3 Processor", tomado de <http://www.arm.com/products/processors/cortex-m/cortex-m3.php> (2015)
- [3] (2015), "Herramientas Gratuitas para Desarrolladores", tomado de <https://www.visualstudio.com/> (2015)