SECCIÓN

INGENIERÍA

Micropropulsión Basada en Combustible Sólido - Caracterización y Aplicación en el Control de Conservación de Órbita en Pequeños Satélites

Gustavo Adolfo Ardila Rodríguez[1], Carole Rossi[2], Fernando Jiménez[3, 4]

Resumen

This article presents the work made with the solid propellant micro-thrusters in the MIS group (Microsystems and Systems Integration) at LAAS-CNRS (Laboratory for Analysis and Architecture of Systems) located in Toulouse (France). In first place the ignition process and thrust level were characterized, then, in a second part, its applicability over the station keeping of spatial missions was evaluated, specifically missions concerning either individual or a group (constellation) of small satellites (micro-satellites, nano-satellites).

Palabras Claves

Microsistemas, iniciadores pirotécnicos, micropropulsión, control orbital

1. Introducción

Este proyecto fué realizado gracias al convenio de intercambio existente entre la Universidad de los Andes y el INSA (Institut National de Sciences Appliquées) de Toulouse y en acuerdo con el LAAS-CNRS. Una parte de este proyecto fué presentado como proyecto de grado para el título de Ingeniero Electrónico en la Universidad de los Andes bajo la direccion de Carole Rossi (LAAS-CNRS) y Fernando Jimenez (Universidad de los Andes) en junio 2003.

Actualmente existe un creciente interés en la implementación de pequeños satélites dado a que en conjunto pueden ejercer las mismas funciones de satélites mas grandes o incluso mejorarlas, todo esto a un bajo consumo de energía y bajo costo. Esta reducción en peso, tamaño, consumo y costo del satellite implica la utilización de sub-sistemas adecuados para este objetivo, por ejemplo el sistema de propulsión diseñado para compensar las fuerzas que actuan sobre el satélite, para realizar operaciones de cambio de orbita o el sistema encargado de la estabilización. Debemos resaltar que no puede ser utilizado un sistema de propulsión convencional dada la presición del impulso necesario para dichas operaciones de control, por esta razon se utiliza una tecnología de micro-propulsión. En este trabajo se analizó la tecnología de micro-propulsión química basada en la uti-

[1] Asistente Graduado, Departamento de Ingeniería Electrica y Electrónica, Universidad de los Andes
[2] Director de Investigaciones LAAS-CNRS, Francia
[3] Profesor Asociado, Departamento de Ingeniería Electrica y Electrónica, Universidad de los Andes
[4] Investigador Asociado, LAAS-CNRS, Francia

lización de un combustible sólido integrado en un micro-sistema de silicio. Este sistema ha sido desarrollado por el LAAS-CNRS. El objetivo es observar su aplicabilidad en el control de conservación de orbita de tal forma que se compensen las fuerzas que perturban la trajectoria de los satélites.

El principio de fucionamiento consiste en la combustion de un combustible sólido gracias a un calentamiento local gracias a una resistencia.

Un micro-propulsor esta compuesto escencialmente de cuatro partes: (Figura 1) [1]:

- Una parte encargada de la iniciación. Consiste en una resistencia en polysilicio sobre una membrana dieléctrica.
- Una cavidad destinada a conservar el combustible sólido. Desarrollada en silicio o en vidrio fotosensible (Foturan).
- Una parte de inyección hecha en silicio. Su objetivo es aumentar la presión de del gas para optimizar el empuje.
- Una parte posterior de sellamiento hecha también en vidrio.

Los micropropulsores son construidos en forma matricial dada su caracteristica no reutilizable Este proyecto consta de varios aspectos escenciales:

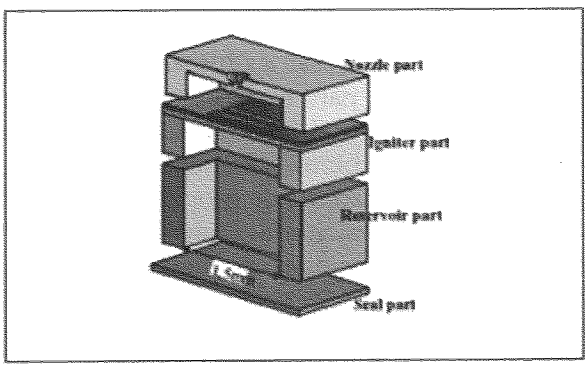

Figura 1. *Componentes de un micro-propulsor*

- El desarrollo tecnólogico; necesario para fabricar sistemas mas confiables y eficientes.
- El desarrollo de herramientas de caracterización que permitan validar los sistemas fabricados. En especial hay dos procesos en los cuales estamos interesados; el proceso de ignición y el proceso de generación de empuje y combustión.
- El dessarrollo de herramientas de diseño que permitan el dimensionamiento de las matrices de micro-propulsores segun las diferentes aplicaciones, en este caso misiones espaciales.

Este trabajo se concentró especialmente en los dos ultimos aspectos; la caracterizacion de los procesos de ignición y de empuje y el dimensionamiento de las matrices de propulsores.

2. Caracterización del proceso de ignición

El objetivo es saber que tan confiable es la parte de iniciación en el micropropulsor. Es decir, conocer con un cierto grado de certidumbre, que tanta potencia debe aplicarse al micropropulsor y por cuanto tiempo de tal forma que haya una ignición satisfactoria. Esto se hace por medio de un método estadistico denominado "One Shot" [2], desarrollado especialmente para caracterizar iniciadores pirotécnicos.

Este método nos permite:

- Caracterizar la distribución de los límites de operación de la variable en cuestión (Potencia) y verificar su función de distribución.
- Con esta función de distribución, podemos conocer la probabillidad operacional de éxito o de fallo del proceso de ignición, con un cierto grado de confianza.

Sin embargo, hay que tener en cuenta que para utilizar este método existen ciertas restricciones.

- La población de matrices de iniciadores (muestreo poblacional) debe ser homogenea.

- Todo el equipo con el cual se trabaja para realizar la ignición debe ser calibrado, de igual forma no debe haber dependencia de los resultados en función de condiciones ambientales, procedimientos o personal en el momento de hacer las pruebas, de tal forma que encontremos una buena reproductibilidad.
- El parametro operacional (potencia) debe ser ajustable y debe tener un comportamiento continuo y conocido en el dominio estudiado.
- El criterio de éxito o fracaso en las pruebas debe ser definido (en nuestro caso en términos de ignición) y la variación de su probabilidad debe ser conocida en función del sentido de variación de la potencia. Es decir a mayor potencia, mayor es la probabilidad de exito en la ignición.
- Se supone que el límite operacional de la potencia es una variable aleatoria con distribución gausiana.

Este método fue programado en Excel, y consiste en dar al usuario diferentes valores del parámetro operacional (potencia) y dependiendo de su resultado sobre el proceso de iniciación (exito/fracaso), el programa calcula un nuevo valor del parámetro para la siguiente prueba, asi sucesivamente hasta probar un numero determinado de iniciadores. Es un método que permite muestrear la variable aleatoria tratada.

Con los valores resultantes de este proceso podemos calcular el valor medio y desviación estandar con sus respectivos intervalos de confianza.

Finalmente, el usuario puede determinar un valor de potencia con la cual se desea realizar la ignición, a partir de este valor podemos calcular la confiabilidad del iniciador, es decir, cual es la probabilidad de que el iniciador funcione, dada la potencia de funcionamiento escogida por el usuario.

Sin embargo, el método one shot será utilizado sobre los micro-propulsores una vez alcancen la reproductibilidad requerida por el mismo.

3. Caracterización del empuje

Esta parte del trabajo estuvo centrada en la experimentación. Gracias a una balanza especialmente diseñada en LAAS-CNRS [3] con la capacidad de medir fuerzas en la escala de mN, podemos medir la impulsión generada por los micro-propulsores asi como su tiempo de combustión, lo cual nos permite caracterizar y comprender mejor su comportamiento, lo cual es escencial para evaluar su aplicabilidad en el control de satélites.

La balanza esta compuesta básicamente por un brazo rígido en PCB con un espesor de 0.5mm el cual rota libremente sobre un eje (Figura 2). En un extremo del brazo, en una cara, encontramos un embobinado puesto de tal forma que su eje de simetría este alineado con un magneto montado sobre el soporte de la balanza, en la cara opuesta se encuentra una placa de cobre que funciona como sensor. En el centro del embobinado se coloca la matriz de propulsores. (Figura 3)

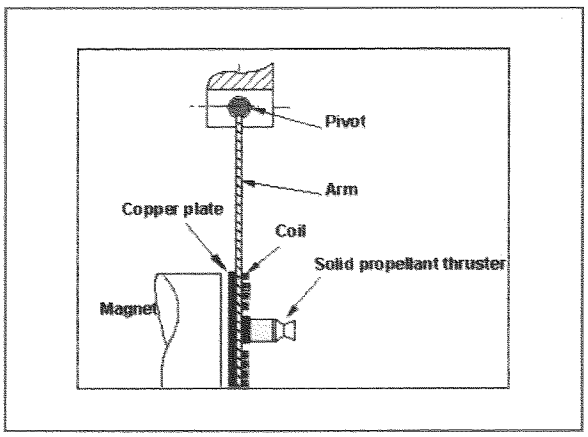

Figura 2. *Componentes de la balanza*

El sistema compuesto por el magneto, el sensor y el embobinado conforman un divisor capacitivo el cual cambia segun la posición del brazo. El voltaje que medimos en el sensor nos da una idea del ángulo que forma el brazo con el eje vertical, ahora, con un control electrónico e injectando una corriente en la bobina, podemos ejercer una fuerza contraria al movimiento, de esta forma controlamos la posición del brazo para hacer que permanezca de forma

vertical. Conociendo la corriente que aplicamos para controlar el brazo, podemos conocer la fuerza que ejercen los propulsores.

El primer paso consiste en calibrar la balanza de forma estática y caracterizarla, para esto, el péndulo permanece en posición horizontal, una serie de masas en un rango de 2mg(19.6¼N) a 800mg(7.8mN) son colocadas sobre el brazo de tal forma que podamos hacer la medida de su respuesta.

Esta medida fue realizada gracias a una carta de adquisición de National Instruments y con un programa escrito en CVI del mismo fabricante, con el cual podemos observar las respuestas filtradas y no filtradas para su posterior comparación. Las características de la balanza son dadas en la tabla 1.

Tabla 1. *Caracterización de la balanza*

Ganancia (V/mN)	0.4633 (con filtro) 0.4477 (sin filtro)
Rango máximo (mV)	27 (dado el voltaje de saturacion de 12V)
Sensibilidad (μN)	500
Precisión (μN)	24

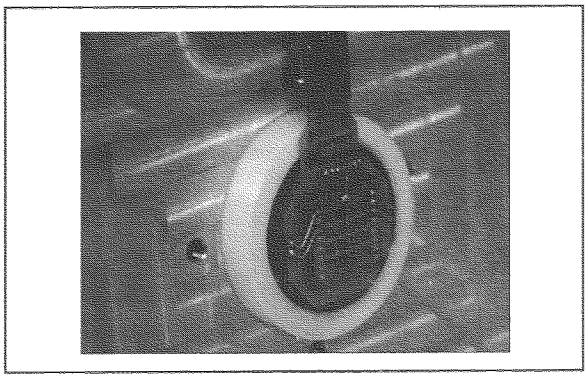

Figura 3. *Matriz de micro-propulsores sobre la balanza*

Una vez caracterizada la balanza podemos hacer las mediciones sobre los micro-propulsores. El primer test fue realizado sobre propulsores sin la parte dedicada a la inyección, obtenemos un tiempo de combustión entre 640-850ms y un valor medio de la impulsión de 0.33mN, en la figura 4 puede observarse la respuesta filtrada, no filtrada y tratada numéricamente.

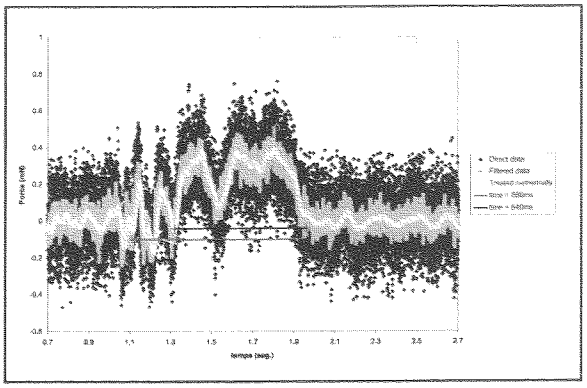

Figura 4. *Resultados del primer test*

4. Control de conservación de orbita

En esta etapa del proyecto el objetivo es observar la aplicabilidad de los micro-propulsores en el control de la trayectoria de pequeños satellites. Primero evaluamos el control de un solo satellite, después consideramos controlar una constelación de varios satélites, simpre teniendo en cuenta que el peso de los satélites es restringido a una masa máxima de 10kg (nano-satélite) y 100kg (micro-satélite). Información mas detallada puede ser encontrada en la referencia [4].

Los satélites pueden orbitar la tierra con una trayectoria aproximadamente circular, según la altitud a la que se encuentran con respecto a la superficie terrestre encontramos distintas regiones [5]; LEO (Low Earth Orbit) inferior a 2000km, MEO (Medium Earth Orbit) entre 5000km y 15000km y finalmente GEO (Geostationary Earth Orbit) entre 30000km y 40000km. Tambien existen orbitas de tipo HEO (Highly Elliptical Orbit) con un apogeo (máxima distancia a la tierra) superior a 30000km y perigeo (mínima distancia a la tierra) inferior a 3000km. Según la distancia a la que se encuentre el satélite, su trayectoria puede ser afectada por distintos tipos de perturbaciones, por ejemplo el viento solar a una gran altitud o el rozamiento atmosférico a una baja altitud. En nuestro caso consideramos satélites con una orbita semi-circular y a una baja altitud, es decir LEO. A esta altitud las perturbaciones mas significativas son las producidas por el rozamiento atmosférico y las causadas

por el hecho que la tierra no es una esfera perfecta y esta achatada en los polos, esto produce una perturbacion de tipo gravitacional denominada J2 [6]. En nuestras simulaciones consideramos estas dos perturbaciones para calcular las trayectorias de los satélites.

Para corregir el efecto que producen las perturbaciones sobre la trayectora de los satélites se aplica una impulsión la cual produce una variación de velocidad (es decir un "V), conociendo esta variación, podemos calcular el número de micro-propulsores necesarios para controlar un satélite en una mision de determinado tiempo de duración.

La idea es conocer el valor optimal del número de micro-propulsores a utilizar en una mision establecida, para esto se requiere minimizar el consumo total de combustible a utilizar para corregir la trajectoria, es decir el valor total de "V para una misión.

Se implementaron dos simuladores para los dos casos descritos anteriormente, uno para el caso de satélites individuales y otro para el caso de constelaciones de satélites. Los programas fueron escritos en Matlab, utilizando una interfaz gráfica para facilitar la interaccion con el usuario. También se utiilizaron herramientas de optimización lineal incluidas en Matlab para minimizar el total de "V en la misión.

Antes de continuar, es importante definir ciertos parámetros que nos permiten localizar un satélite en el espacio tridimencional y caracterizar su trayectoria. El *eje semi-mayor (a)* siendo la distancia promedio entre el perigeo y el apogeo, la *eccentricidad (e)* siendo la medida de que tan plana es la elipse (orbita), la *anomalía (v)* que representa el desplazamiento del satélite a lo largo de la orbita, la *longitud de nodo ascendente* (©), siendo el ángulo entre nuestro eje de referencia (eje X) y el nodo ascendente (punto de interseccion entre el plano orbital y equatorial), El *argumento de perigeo (w)* siendo el ángulo entre el nodo ascendente y el perigeo en el plano orbital, por ultimo, la *inclinacion (i)* siendo el ángulo entre el plano orbital y el plano equatorial terrestre, estos parámetros son presentados en la Figure 5. En nuestro modelo de optimización simplificado corregimos escencialmente cuatro parámetros de los seis mencionados anteriormente, consideramos que dada la condicion de semicircularidad de la orbita, la eccentricidad es nula, por lo tanto el argumento de perigeo esta mal definido, lo que hacemos es corregir la anomalía y el argumento de perigeo como un solo parámetro ±.

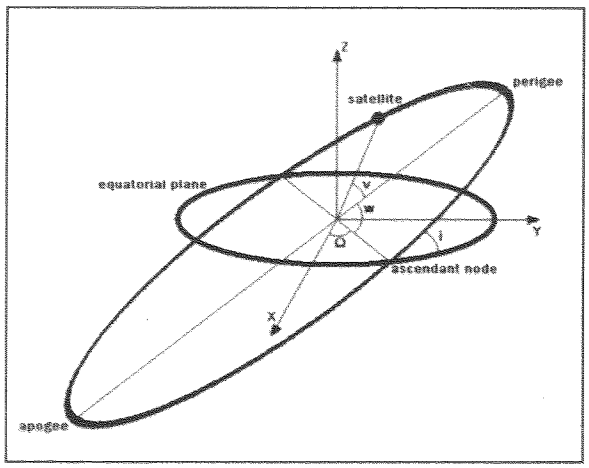

Figura 5. *Parámetros orbitales*

4.1. Satélites individuales

Para la conservación de orbita de un solo satélite adoptamos una metodología de control denominada absoluta, en la cual se tiene en cuenta la trayectoria que el satélite debe tener idealmente, es decir sin tener en cuenta perturbaciones, luego esta trayectoria es comparada con la trayectoria real del satélite con perturbaciones, entonces optimizamos el valor de "V de tal forma que la diferencia entre estas dos trayectorias se encuentre en un rango establecido.

Debemos resaltar que para hacer las respectivas correcciones en la trayectoria, las impulsiones se realizan en dos direcciones con respecto al plano orbital del satélite (figura 6), una dirección tangencial (t), especialmente utilizada para corregir la altitud del satélite y la

anomalía (parametro ±), y una dirección perpendicular al plano orbital (w), utilizada para corregir la inclinación y la longitud del nodo ascendente. La dirección perpendicular a las dos precedentes (n) y que completa la triada no es utilizada en nuestro análisis, es suficiente corregir la trayectoria aplicando impulsiones en las direcciones t y w.

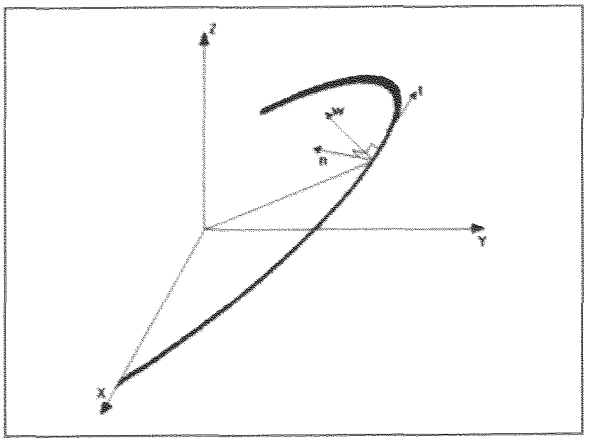

Figura 6. *Marco inercial local para el satélite*

El rozamiento atmosférico afecta principalmente la altitud del satélite, el efecto J2 afecta los parámetros angulares anomalía, longitud de nodo ascendente y argumento de perigeo.
En la figura 7 podemos ver la interfaz del programa utilizado para realizar la simulación.

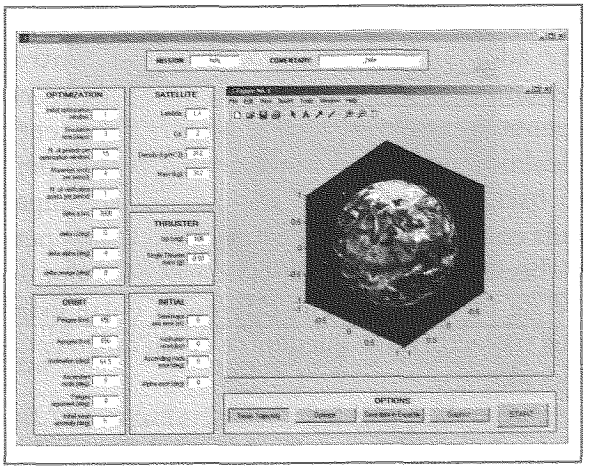

Figura 7. *Interfaz gráfica para satelite individual*

El programa debe ser validado con base a resultados encontrados en la bibliografía, obtenemos un error de 10% en el consumo para corregir la altitud, anomalía y longitud de nodo ascendente. [7,8]

Una vez realizada la validación, estudiamos misiones teóricas con duración de un año con las siguientes características: perigeo/apogeo = 400km, 600km, 1000km, inclination = 45°, masa = 20kg, 50kg, 100kg (micro-satélites), densidad = 1500kg. Asi como con nano-satélites (masa = 1kg, 5kg, 10kg).

Decimos que la tecnología es aplicable en una misión comparando el área del módulo de propulsión con el área de una cara del satélite, siendo este de forma cúbica, de igual forma comparando el peso del módulo con el peso total del satélite [9].

A manera de ejemplo podemos tomar el caso de un satélite de masa 20kg a una altitud de 600km (tabla 2),teniendo en cuenta solamente el rozamiento atmosférico o ambas perturbaciones.

Tabla 2. *Resultados para un satélite de 20kg*

Mass	20kg (drag)	20kg (drag+J2)
Duration (days)	365	365
Performance (m)	±6	±5723
Performance (deg)	------	±10
No. C2	435	2530
No. C1	5	398
No. C1+C2	440	2928
Max. Burn (mm/s)	1.62	2416.34
Min. Burn (mm/s)	0.27	1.948
Sum of Burns (mm/s)	707.86	4116.1
C1 Thruster array area	1cm x 1cm	4.5cm x 4.5cm
C2 Thruster array area	5.75cm x 5.75cm	13.35cm x 13.35cm
$(A_{C1}+A_{C2})$/ Spanel	36%	210%

También consideramos el caso de una misión real denominada Safir 2, cuyas características son: duración = un año, perigeo/apogeo =815/818km, inclinacion=98.8°, masa = 65kg, area específica =50x50x50cm^3. En la tabla 3 podemos ver que solo las impulsiones en la direc-

ción tangencial pueden ser realizadas con esta tecnología.

Tabla 3. *Resultados para Safir 2*

	t	wΩ	wi
No. C2	6340	86262351	293339
No. C1	748	18206	8
No. C1+C2	7088	86280557	293347
Max. Burn (mm/s)	58.95	11200.78	129958.98
Min. Burn (mm/s)	4.13e-3	2590.06	11566.48
Sum of Burns (mm/s)	3136.62	41500449.2	141525.47
C1 Thruster array area (A_{C1})	20.5cm x 20.5cm	Not possible	Not possible
C2 Thruster array area (A_{C2})	6.1 cm x 6.1cm	Not possible	Not possible
(A_{C1} +A_{C2})/ Spanel	18%	-------	-------

4.2. Constelación de satélites

El interés de la implementación de constelaciones de satélites se resume en los siguientes aspectos: [10, 11]

- El bajo costo de produccción.
- La constelación puede expandirse según las necesidades de la misión.
- Una constelación es mas flexible que un solo satélite, puede adecuarse a nuevos objetivos.
- Si uno de los satélites falla, la mision puede proseguir con los satélites restantes, la constelación puede repararse reemplazando el satélite defectuoso o reconfigurando la constelación.
- La constelación tiene teóricamente un tamaño y geometría ilimitados.

Estas constelaciones pueden ser utilizadas en diferentes tipos de misiones, por ejemplo en telecomunicaciones, observacion terrestre, navegación, metereología y misiones con fines militares o científicos. Podemos encontrar diferentes tipos de arquitecturas; constelaciones geocéntricas, polares, ellipso, Molniya, polyhedrica, rosseta o walker como podemos observar en la figura 8.[12, 13]

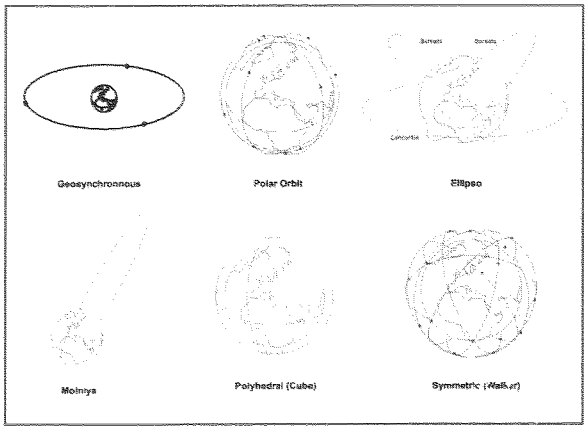

Figura 8. *Tipos de constelaciones*

En nuestro caso específico, nos concentramos en la constelacion walker a baja altitud (LEO), dada su característica simétrica, puede ser util como una primera aproximación para la evaluación de una constelación [14]. Este tipo de constelación consta de varios planos orbitales repartidos homogeneamente a lo largo del ecuador, todos ellos teniendo el mismo número de satélites y la misma inclinación. Dada su geometría, es usada generalmente en telecomunicaciones y puede adaptarse fácilmente para obtener una covertura global.

A diferencia del caso de un satélite individual, en el cual utilizamos un control de orbita denominado absoluto, vamos a utilizar un tipo de control de orbita relativo [4, 15, 16]. Consiste en controlar la posicion de cada satélite con respecto a los otros en la constelación, lo cual puede significar una ventaja con respecto al control absoluto en terminos de consumo, considerando que todos los satélites son afectados de manera similar por las perturbaciones consideradas a baja altitud.

Para la evaluación de este método de control, implementamos de igual forma una aplicación basada en Matlab. Para la interacción con el usuario utilizamos una interfaz gráfica (GUI), como podemos ver en la figura 9 y de igual forma como en el caso del control absoluto, nos

valemos de herramientas de optimización lineal incluidas en Matlab.

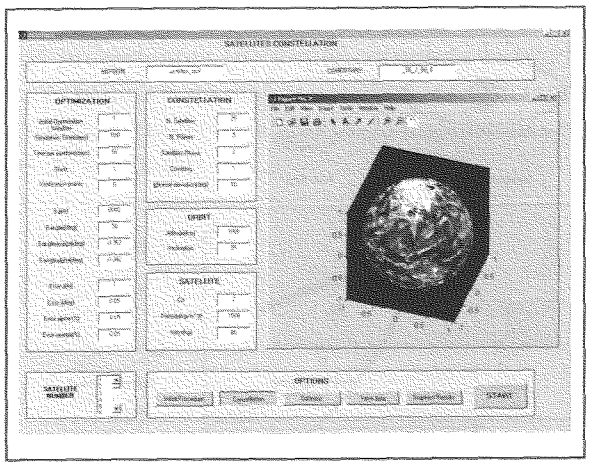

Figura 9. *Interfaz gráfica para constelaciones*

Un test inicial fue llevado a cabo para una constelación walker (25,5,2), es decir, una constelación conformada por 25 satélites, 5 planos orbitales y un parámetro de fase inter-satélite con valor 2. Se considero la constelación a una altitud de 1000km y una inclinación para los planos orbitales de 55 grados para una misión de 100 dias de duración.

A partir de los resultados, podemos notar que algunos satélites permanecen sin corrección, además, las principales correcciones se realizan en la dirección tangencial. En la tabla 4 vemos a manera de ejemplo, los resultados para dos satélites de la constelación.

Tabla 4. *Resultados para dos satelites de una constelación*

		SAT12			SAT13	
Time (days)	dVt (mm/s)	dVomega (mm/s)	dVi (mm/s)	dVt (mm/s)	dVomega (mm/s)	dVi (mm/s)
0	0	0	0	1.411846	0	0
16.66667	0	0	0	0	0	0
33.33333	0	0	0	0	0	0
50	1.411846	0	0	0	0	0
66.66667	0	0	0	0	0	0
83.33333	0	0	0	0	0	0
Total+ (mm/s)	1.411846	0	0	1.411846	0	0
Total- (mm/s)	0	0	0	0	0	0

5. Conclusiones

El método "One Shot" es apropiado para la caracterizacion de la ignición en esta tecnología, sin embargo, antes de su utilización, el proceso de fabricación debe ser altamente reproductible.

Después de una calibración de la balanza, resultados iniciales nos muestran un tiempo de combustión de 640-850ms y un impulso promedio de 0.33mN.

Con base a los resultados de las simulaciones, la tecnología puede ser utilizada para corregir la altitud y la anomalía de un satélite individual. Por otra parte podría utilizarse para el control de los cuatro parámetros en cuestión, este es el resultado de un estudio preliminar.

Debemos tener en cuenta que la tecnología empleada para la realización de micropropulsores con base en un combustible sólido puede tener múltiples aplicaciones, ademas del control de desplazamiento de partes mecánicas en misiones espaciales, presentado en este articulo:

- Suministro automatico de medicamentos
- Seguridad en documentos.
- Seguridad en cargamentos.
- Seguridad en armas deportivas.

La aplicacion de esta tecnologia en Colombia es el objetivo de nuestro grupo de investigacion en Microsistemas.

6. Referencias

1 Larangot, B., Rossi, C. et al. Solid Propellant Micro-Rockets- Towards a New Type of Power MEMS, Rapport LAAS No02303

2 Group de Travail de Pyrotechnie. Méthodes statistiques ONE SHOT (Exploitation selon méthode CNES), Association Française de Pyrotechnie, Document G.T.P.S. N° 11 B janvier 2002

3 Lagrange, D., Dollat X., et al. Balance de Micro-poussée definition du prototype de janvier 2003, Rapport LAAS N° 03040

4 Rossi, C., Ardila Rodríguez, G. A. Assessment study on the capability of solid propellant microthruster to respond to small satellite station keeping, Rapport LAAS N° 02263

5 Mobile Satellite Services (MSS) Report, Public Safety Wireless Network (PSWN)

6 Lasserre, E. Sur l'Optimisation de la Mise et du Maintien a Poste de Constellations de Satellites, Rapport LAAS N° 98451

7 Gurevich, G., Wertz, J.R. Autonomous On-board Orbit Control: Flight Results andCost Reduction, JHU/APL Symposium on Autonomous Ground Systems for 2001 and beyond, Laurel, Maryland, April 25-27 2001

8 Lopes de Oliveira e Souza, M., et al. A discussion on the Effects of Thrust Misalignments on Orbit Transfers, www2.dem.inpe.br/prado/CBDO_Pal_MLOS.PDF

9 Chaalane, A. Dimensionnement de matrices de micropropulseurs à propergol solide pour réaliser le maintien à poste et la manœuvre de désorbitation de nanosatellites sur orbites circulaires basses, LAAS-CNRS, Toulouse, France. 2002

10 Milam, M., et al. Constrained Trajectory Generation for Micro-Satellites Formation Flying, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001 AIAA Guidance, Navigation and Control Conference

11 Koon, W. et al. J2 Dynamics and Formation Flight, American Institute of Aeronautics and Astronautics

12 Marconi, E., Lopes de Oliviera e Souza, M. et al. Constellation Station Keeping Using Optimum Impulsive Maneuvers With time Constraint, American Institute of Aeronautics and Astronautics

13 Matossian, M. Improved Candidate Generation and Coverage Analysis Methods for Design Optimization of Symmetric Multi-satellite Constellations, *Acta Astronautica*, Vol. 40, No. 2-8, pp 561-571, 1997

14 Ballard, A. Rossette Constellations of Earth Satellites, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. AES-16, No. 5, September 1980