

Una Revisión de Técnicas de Optimización Heurística para el Diseño de Trayectorias Interplanetarias en Misiones Espaciales

F. Alonso Zotes^a, M. Santos Peñas^{b,*}

^a *Flight Dynamics Software Consultant, Terma GmbH, Europaplatz 5, 64293, Darmstadt, Alemania.*

^b *Departamento de Arquitectura de Computadores y Automática, Universidad Complutense de Madrid, Profesor García Santesmases 9, 28040, Madrid, España.*

Resumen

En este trabajo se presenta la optimización heurística como una metodología que permite automatizar el diseño de las rutas interplanetarias con asistencias gravitacionales para conseguir una mayor rentabilidad, en términos científicos, de las exploraciones espaciales. Se trata de un problema de optimización multiobjetivo donde se busca un compromiso entre la minimización de la masa destinada a combustible y la maximización de la carga útil y científica de la misión aeroespacial. Las técnicas de optimización evolutiva han sido aplicadas con éxito a estos problemas de diseño de trayectorias complejas. Se incluye una revisión de algunas de las principales técnicas de optimización heurística que se han utilizado en el ámbito aeroespacial: GA (*Genetic Algorithms*), PSO (*Particle Swarm Optimization*) y MOPSO (*Multiobjective particle swarm optimization*), en concreto para el diseño de misiones de exploración interplanetaria con asistencias gravitacionales, realizadas por numerosos autores. Finalmente se presenta a modo de ejemplo una aplicación concreta de optimización multiobjetivo mediante MOPSO para determinar una trayectoria interplanetaria desde la Tierra con asistencias al cinturón de Kuiper.

Palabras Clave:

Optimización heurística; trayectorias interplanetarias; asistencias gravitacionales; aplicaciones aeroespaciales, GA; PSO; MOPSO.

1. Introducción

La exploración del espacio requiere el empleo de naves espaciales y la realización de una serie de misiones en cuyo diseño debe alcanzarse un equilibrio entre la lejanía de la misión y el objetivo científico que se persigue con ese experimento. Es importante optimizar los recursos para avalar la rentabilidad de la inversión en este ámbito.

En concreto, debido a la limitación en masa (peso) de estas naves, es necesario encontrar un compromiso entre la carga útil o *payload*, y la cantidad de movimiento que se puede alcanzar o delta-V, que permitirá alcanzar objetivos lejanos. Es decir maximizar la distancia pero minimizando el combustible para que la carga útil sea lo mayor posible.

La carga útil consiste en sensores, antenas y demás elementos que permiten tomar datos en el punto o puntos de destino de la misión espacial. El delta-V necesario para propulsar la aeronave en el espacio depende del sistema de propulsión. Dada la limitación de masa, cada aeronave debe ser diseñada según el propósito de la misión y, en particular, las misiones más lejanas

verán reducida su carga útil (y con ello, la capacidad de aprovechamiento de su misión) debido a la necesidad de más combustible.

Estas restricciones podrían paliarse o evitarse utilizando sistemas de propulsión que consuman poco o ningún combustible. Tal es el caso de motores de plasma o velas solares que, aun teniendo un delta-V muy bajo para cortos espacios de tiempo, poseen un empuje específico I_{sp} muy alto (o sin gasto de combustible en el caso de las velas), lo que se traduce en un empuje relativamente alto en comparación con la masa de combustible utilizada. Esto es, pueden llevar las misiones a lugares lejanos sin necesidad de grandes gastos de combustible, pudiéndose aprovechar la masa ahorrada en incrementar la carga útil y científica de la misión. Mientras que los sistemas de baja propulsión están comenzando a utilizarse en algunas misiones (Goce), las velas solares sólo se han empleado hasta ahora en alguna misión de demostración (Ikaros).

Otro aspecto fundamental a la hora de diseñar misiones (en adelante Análisis de Misión o *Mission Analysis*, en terminología aeroespacial), es elegir cuidadosamente la ruta u órbitas a seguir desde que se abandona la Tierra hasta que se alcanza el punto de destino. Así, un resultado ampliamente conocido es la posibilidad de alcanzar planetas como Júpiter o Saturno a través de *fly-by* o asistencias gravitacionales (a menudo también llamados *swing-by*) en otros planetas aparentemente no relacionados, como la propia Tierra o Venus.

* Autor en correspondencia.

Correos electrónicos: Fernando. Alonso.Zotes@esa.int (F. Alonso), msantos@ucm.es (M. Santos)

El objetivo de estas asistencias consiste en hacer que la aeronave sobrevuele un planeta a una distancia relativamente corta y con una órbita adecuadamente elegida, con el fin de aprovechar la fuerza de la gravedad de ese cuerpo para modificar la trayectoria de la aeronave, normalmente para incrementar su velocidad. Así la misión Galileo de la NASA realizó un *fly-by* en Venus y dos en la Tierra antes de partir definitivamente hacia su objetivo Júpiter; estas maniobras permitieron reducir la cantidad de combustible utilizado, incrementando por consiguiente la carga útil e mejorando la explotación científica de la misión. Y éste no es el único ejemplo: *Voyager 1* (NASA; Júpiter-Saturno para salir del Sistema Solar), *Voyager 2* (NASA; Júpiter-Saturno-Urano-Neptuno, con el mismo objetivo), *NewHorizons* (NASA; Júpiter para llegar a Plutón), *Cassini* (ESA; Venus-Venus-Tierra-Júpiter para llegar a Saturno), *Rosetta* (ESA; Júpiter para visitar el asteroide 67P, entre otros), y un largo etcétera. El programa *BepiColombo* (ESA) realizará asistencias en la Tierra y Venus para frenar su velocidad y alcanzar Mercurio (ESA, 2016). También se utilizaron asistencias gravitacionales para disminuir la velocidad de *Messenger* (NASA; Tierra, Venus y Venus una segunda vez, para llegar a Mercurio), y *Mariner 10* (NASA; Venus para llegar a Mercurio).

En análisis de misión, pues, existe un amplio consenso sobre la necesidad de realizar *fly-bys* (atendiendo a los ejemplos y referencias citados) que, ante las limitaciones másicas inherentes a toda misión espacial, permitan no obstante alcanzar objetivos lejanos renunciando lo menos posible al retorno científico de la exploración. Pero si bien la necesidad de realizar asistencias gravitacionales es clara, bastante más difícil es diseñar estas misiones de manera sistemática. Tradicionalmente se viene utilizando la experiencia recogida de misiones anteriores o, a lo sumo, se aplican métodos que intentan mejorar diseños de rutas ya probadas, que el equipo de análisis de misión se encarga de encontrar no sin un notable trabajo (Wallace et al., 2011).

Es cierto que a lo largo de las últimas dos décadas se han realizado avances importantes en el diseño automatizado de las “rutas-semilla” (*first guess*) (Pessina, Campagnola, & Vasile, 2003). Así se elabora un primer esbozo funcional de qué camino debería tomar una nueva misión para llegar a su objetivo (lo que se conoce como conocimiento experto). Estas rutas iniciales son posteriormente refinadas de manera convencional (gradientes, propagaciones en paralelo, variaciones pequeñas de los parámetros de diseño). Las técnicas utilizadas pueden servir para converger hacia una ruta localmente óptima, pero no necesariamente la mejor posible.

En este trabajo se presenta la optimización heurística como una alternativa que permite automatizar el diseño de las rutas interplanetarias con asistencias gravitacionales. Tomando en consideración los espacios algebraicos de variables de entrada y salida, se busca un punto de optimización en el espacio de salida, eligiendo los valores adecuados de los parámetros del sistema, para así encontrar un diseño globalmente óptimo de la trayectoria interplanetaria. Se trata además de un problema de optimización multiobjetivo, donde se busca un compromiso entre varios factores que intervienen en la misión espacial (combustible, tiempo). Estos avances no han sido sólo debidos al aumento de la capacidad computacional de los ordenadores sino, sobre todo, al desarrollo de la algoritmia correspondiente y, en particular, a la inteligencia artificial. Los métodos heurísticos de optimización buscan fundamentalmente el obtener una “ruta semilla” de la misión, tarea altamente compleja que suele requerir el conocimiento experto de un equipo humano, pero de forma

automática, con la ventaja añadida de emplear la potencia computacional de los ordenadores para los cálculos de las efemérides de los planetas, de la propia ruta a optimizar, de los efectos no keplerianos sobre la trayectoria de la aeronave, etcétera. Esta automatización de la tarea de optimización permite un ahorro considerable de tiempo en el análisis de misión, si bien sus resultados no terminan en la “ruta semilla” obtenida sino que pueden aplicarse optimizaciones sucesivas hasta diseñar la misión casi al completo. No obstante la intervención humana no es del todo prescindible.

En este artículo se recoge además una revisión de algunas de las técnicas de optimización heurística que se han aplicado en el ámbito aeroespacial, en concreto para el diseño de misiones de exploración interplanetaria con asistencias gravitacionales.

La estructura es la siguiente. Tras esta introducción, en la sección 2 se describe el problema a optimizar, es decir, el diseño de una determinada misión interplanetaria. Como parte de esta descripción se hablará de las asistencias gravitacionales, y de los distintos tipos de propulsión o empuje existentes (impulsivo y continuo). En la sección 3 se presentan las técnicas heurísticas de optimización que se han aplicado en este campo. En particular, por el interés que presentan en la literatura consultada y en el estado del arte actual, se analizarán las técnicas siguientes: Algoritmos Genéticos (AG), Evolución Diferencial (ED), Enjambre de Partículas o *Particle Swarm Optimization* (PSO) y el caso multiobjetivo, *Multi-Objective Particle Swarm Optimization* (MOPSO). La sección 4 trata de la optimización heurística de trayectorias interplanetarias con asistencias gravitacionales con las técnicas anteriores. En la sección 5 se muestra un ejemplo detallado de optimización multiobjetivo de una misión al cinturón de Kuiper mediante MOPSO. El artículo termina con las conclusiones.

2. Descripción del problema

Cuando se diseña una misión espacial interplanetaria, uno de los principales retos a los que se enfrenta el equipo de Análisis de Misión es determinar la masa total que los lanzadores pueden situar en la trayectoria de escape de la Tierra. En efecto, la capacidad de lanzar aeronaves depende del lanzador utilizado (Ariane, Soyuz, Vega,..., por citar los más conocidos), y de la trayectoria que se pretende alcanzar. Así, una órbita a baja altura requiere menos energía específica (por unidad de masa) que otra a gran altura, y en todo caso una trayectoria de escape requiere más energía que una órbita alrededor de nuestro planeta. Esta mayor energía se consigue mediante el consumo de combustible. Pero cuanto más combustible se gaste, menos masa quedará disponible para la aeronave en sí, dada la limitación total de masa durante el lanzamiento.

Con posterioridad al lanzamiento es necesario realizar maniobras adicionales con los cohetes de la propia aeronave, lo que limita aún más la carga útil de la misma. Esas maniobras tienen por finalidad tanto corregir la trayectoria para que la misión no se desvíe de los objetivos científicos marcados, como el dar a la trayectoria una forma determinada, que no se podría conseguir utilizando la inercia natural obtenida por el lanzador (Alonso and Santos, 2010a), cuando la trayectoria deseada no se reduce a una simple trayectoria cónica respecto a la Tierra o al Sol. Un ejemplo reciente de esto es la misión Rosetta (ESA, 2014), que visitó los asteroides Lutetia y Šteins antes de aproximarse al cometa 67P/Churyumov–Gerasimenko.

Download English Version:

<https://daneshyari.com/en/article/8050544>

Download Persian Version:

<https://daneshyari.com/article/8050544>

[Daneshyari.com](https://daneshyari.com)