



**Universidad Nacional de Educación a Distancia
(UNED)**

**E.T.S. Ingeniería Informática
Dpto. Informática y Automática**

RESUMEN EN ESPAÑOL DE LA TESIS DOCTORAL

Aplicación de Algoritmos Inteligentes en Problemas Aeroespaciales

Autor:

Fernando Alonso Zotes

Ingeniero Industrial (esp. Electrónica y Automática)

por la Universidad Carlos III de Madrid

Director:

Matilde Santos Peñas

Dpto. Arquitectura de Computadores y Automática

Facultad de Informática, Universidad Complutense de Madrid

Tutora: Natividad Duro Carralero

ÍNDICE DE CONTENIDOS

1	Introducción	5
1.1	<i>Sobre este documento</i>	5
1.2	<i>Motivación de la investigación</i>	6
2	Modelado, simulación y control de satélites en los puntos de Lagrange.....	9
3	Aplicación de algoritmos genéticos a la optimización de lanzadores	13
3.1	<i>Trayectoria vertical</i>	13
3.2	<i>Trayectoria de lanzamiento a una órbita circular y a una trayectoria hiperbólica.....</i>	15
4	Optimización de trayectorias interplanetarias.....	19
4.1	<i>Aplicación de algoritmos genéticos a la optimización de trayectorias interplanetarias.....</i>	19
4.2	<i>Aplicación de PSO (Particle Swarm Optimization) a la optimización de trayectorias interplanetarias</i>	21
4.3	<i>Aplicación de MOPSO a la optimización de trayectorias interplanetarias</i>	22
5	Conclusiones y trabajos futuros	25
5.1	<i>Control de satélites en puntos de Lagrange</i>	25
5.2	<i>Algoritmos genéticos y lanzadores</i>	26
5.3	<i>Optimización de trayectorias interplanetarias</i>	28
5.4	<i>Futuros trabajos e investigaciones</i>	29

1 Introducción

1.1 Sobre este documento

El propósito de este documento es presentar un resumen en español de la tesis doctoral titulada *Application of Intelligent Algorithms to Aerospace Problems*, cuya memoria está escrita en inglés.

Este documento está estructurado de la manera siguiente, que corresponde a los capítulos de la memoria de la tesis:

- 1) Introducción. En la presente sección se describe la organización del documento, así como el propósito del trabajo de investigación realizado.
- 2) Control de satélites en puntos de Lagrange. En la tesis doctoral se ha realizado un estudio del modelado, simulación y control de satélites en torno a los puntos de Lagrange (también conocidos como puntos de libración) del sistema Tierra-Luna. Se han diseñado controladores P y PD, convencionales y borrosos para esta aplicación, y se resumen los principales resultados de simulación.
- 3) Optimización de trayectorias de lanzadores. Se han realizado una serie de estudios sobre la optimización de trayectorias de lanzamiento con estrategias evolutivas, en concreto para este problema con algoritmos genéticos.
- 4) Optimización de trayectorias interplanetarias utilizando asistencias gravitacionales. Se presenta un resumen de la optimización de tales trayectorias utilizando tres tipos de aproximaciones evolutivas: algoritmos genéticos, *Particle Swarm Optimisation* (PSO) y *Multi Output PSO* (MOPSO).

- 5) Conclusiones y trabajos futuros, donde se resumen las principales conclusiones derivadas de la tesis doctoral, y se presentan las líneas de investigación más relevantes que han surgido durante la elaboración de la misma.

1.2 Motivación de la investigación

Las misiones aeroespaciales implican a menudo la optimización de problemas complejos, modelizados por medio de ecuaciones que normalmente carecen de solución analítica. La búsqueda de soluciones óptimas a tales problemas requiere, pues, cierta destreza y experiencia, que sirva para compensar la dificultad intrínseca de este área de la ingeniería.

Indudablemente, los modernos ordenadores sirven para facilitar la búsqueda de tales soluciones óptimas. En cierto modo, e idealmente, se desearía poder capturar y aplicar el conocimiento experto para que los ordenadores pudieran llevar a cabo de manera automatizada la búsqueda de estas soluciones óptimas.

Sin embargo, aunque la capacidad de cálculo de los potentes computadores actuales es muy alta en comparación con la tecnología disponible hace sólo unos años, lo cierto es que la complejidad de los problemas a tratar en ciertos ámbitos como la aeronáutica obliga a utilizar técnicas de optimización no completamente analíticas, debido a la infinidad de las combinaciones posibles de valores de todas las variables involucradas en los procesos. La búsqueda exhaustiva de soluciones en esos casos es irrealizable, o requeriría mucho tiempo y recursos, hasta el punto de hacerse necesario el empleo de técnicas de optimización inteligentes, basadas en métodos heurísticos, que busquen la solución óptima según un cierto patrón o algoritmo.

Según queda expuesto, y en el contexto explicado, cobra interés e importancia el empleo de técnicas como los algoritmos genéticos, la lógica difusa y los enjambres (PSO y MOPSO). La idea que subyace detrás de la inteligencia artificial es similar a la que justifica el empleo natural de la inteligencia humana para resolver problemas basados en habilidades mentales adquiridas con la práctica y la experiencia, y que

llevan a una toma de decisiones adecuada a la hora de buscar soluciones óptimas a problemas relativamente simples o intuitivos (al menos, más simples e intuitivos que aquellos que se le presentan al ingeniero que debe diseñar una misión aeroespacial). Si bien a día de hoy la inteligencia humana sigue siendo única y no se puede imitar ni sustituir con el empleo de máquinas electrónicas, se ha realizado un esfuerzo considerable en esa dirección a lo largo de los últimos años.

Idealmente, la inteligencia artificial debería combinar la flexibilidad del conocimiento humano a la hora de afrontar nuevos problemas, con la potencia y rapidez de cálculo de los ordenadores. Aunque hoy por hoy tal versatilidad no es posible, los progresos de los últimos años han llevado a dar pasos notables hacia el desarrollo de algoritmos inteligentes que imitan algunas habilidades de los expertos humanos. En particular, algunos estudios preliminares de misiones espaciales (lo que comúnmente se denomina “Análisis de Misión”) calculan sus soluciones óptimas por medio de estas aproximaciones inteligentes que pueden servir para obtener una solución definitiva, o una solución casi definitiva que puede ajustarse y afinarse con posterioridad.

Siguiendo estas líneas de investigación, la tesis doctoral trata de la aplicación de algoritmos inteligentes a distintas áreas de la ingeniería aeronáutica y aeroespacial. El contenido de la tesis está basado en artículos publicados en revistas y congresos, y que cubren tres de las áreas más interesantes de la ingeniería aeroespacial: la optimización y control de trayectorias alrededor de los puntos de Lagrange; la optimización de trayectorias de lanzamiento; y la optimización de trayectorias interplanetarias con asistencias gravitacionales.

Nota: Aunque a lo largo de este resumen de la memoria se ha intentado utilizar los términos en castellanos que corresponden a las técnicas y algoritmos utilizados, no siempre ha sido posible encontrar la expresión más adecuada al no existir en algunos casos una traducción afortunada de los mismos. Por ello en algunos casos se mantienen las abreviaturas que los definen en inglés, el idioma original de desarrollo.

2 Modelado, simulación y control de satélites en los puntos de Lagrange

Dentro de este capítulo se analiza el comportamiento de satélites situados en los puntos de libración o de Lagrange del sistema Tierra-Luna.

2.1 Aplicación de modelado, simulación y control en los puntos de Lagrange

Los puntos de Lagrange de un sistema binario de dos masas, en nuestro caso del sistema Tierra-Luna, también llamados de libración, son aquellos en los que la gravedad de ambos planetas compensan la fuerza centrífuga del sistema de referencia rotatorio correspondiente. Mientras que en un sistema teórico (de excentricidad nula, sin influencias externas, y con masas puntuales) tales puntos existen y son de equilibrio (aunque sólo dos de ellos serían estables), en un sistema real como el de la Tierra y la Luna no puede hablarse propiamente de puntos de equilibrio, debido a la excentricidad de la órbita de la Luna alrededor de la Tierra, de los armónicos de la gravedad, y de influencias externas como el viento solar o la gravedad de terceros cuerpos, así como por el efecto de la deriva a largo plazo de los parámetros orbitales de la Luna.

Todo ello impide que los puntos de equilibrio existan, pese a lo cual sí se suele hablar de puntos de Lagrange o de libración. En tales puntos, aún en un sistema real, es posible situar un satélite durante largos periodos de tiempo, ejerciendo un control de la posición gracias a los sistemas de propulsión de la aeronave, y que no obstante ocasionará un gasto bajo si el control se realiza correctamente, dado que la deriva de los satélites situados en las cercanías de Lagrange (incluso en aquellos más inestables) es relativamente baja. Un consumo bajo se traduce a su vez en una mayor duración de las misiones aeroespaciales, y de ahí el interés de los trabajos realizados sobre este tema.

Mientras que en misiones como Herschel-Planck el control realizado es impulsivo (los cohetes se activan para producir maniobras impulsivas), en la tesis doctoral se ha modelado y simulado un sistema de propulsión continuo, de bajo empuje durante largos periodos de tiempo. Las nuevas tecnologías permiten esta clase de propulsión baja y continua, como en el caso de la misión GOCE, en la que un motor eléctrico de iones o plasma se encarga de compensar el rozamiento con la atmósfera de manera continuada, ejerciendo una fuerza sobre el satélite no mucho mayor que la que habría que realizar para sostener una hoja de papel en la superficie de la Tierra.

Para realizar el control de los satélites, cinco en total (cada uno situado en uno de los puntos de Lagrange), se han simulado distintos controladores, de tipo P y PD, convencionales y de lógica borrosa. En el modelo del sistema, para hacerlo más realista, se ha tenido en cuenta la no esfericidad de la fuerza de la gravedad (particularmente el armónico llamado J2), así como la influencia del viento solar. También se ha modelado la deriva de los parámetros orbitales de la Luna.

Los modelos han sido implementados en *Modelica*, y se han simulado con el software *Dymola*. En la librería estándar de *Modelica* no existe una colección de objetos adecuada para el modelado y la simulación de planetas, sistemas binarios, satélites y puntos de Lagrange, por lo que los trabajos desarrollados y presentados en la tesis doctoral han conseguido, aunque no era el objetivo primordial, la implementación de objetos útiles que podrían constituir la base de una librería aeroespacial en *Modelica*. En la simulación se ha incluido una salida gráfica que representa la situación de la Luna, la Tierra y los cinco satélites en cada instante de tiempo.

Los resultados de los trabajos realizados llevan a la conclusión de que, en general, el control PD es mejor que el control P, pues aquél compensa los transitorios iniciales de éste. Asimismo, los resultados con lógica borrosa permiten ahorrar combustible (lo que se traduce en una misión más duradera) debido al umbral de actuación, de manera que los cohetes no se activan continuamente, sino solamente cuando se cumplen unas ciertas condiciones (según se define en los conjuntos borrosos). Como cabía esperar, la propulsión y el gasto de combustible es más importante en los tres de los puntos de Lagrange inestables, si bien en todos ellos el control es factible y viable a un coste bastante bajo.

En futuros trabajos, podría considerarse la combinación de maniobras impulsivas y continuas, así como el empleo de estrategias de control diferentes.

2.2 Artículos

Los artículos que recogen los principales resultados de esta investigación son los siguientes:

- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. Modelado y simulación con Modelica y Dymola de cinco satélites situados en los puntos de Lagrange del sistema Tierra-Luna. XXIX Jornadas de Automática, Universitat Rovira y Virgili, Tarragona, España, 3-5/09/2008. Actas del Congreso. Ed. Universitat Rovira i Virgili, ISBN 978-84-691-6883-7. 2008.
- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. Modelado, simulación y control de satélites situados en los puntos de Lagrange del sistema Tierra-Luna. Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial (RIAI). Vol 8, 204-215, 2011. Comité Español de Automática CEA-IFAC. ISSN: 1697-7912. 2011.
Índices de calidad: JCR 2010: 0.195
(2010) Automation & Control Systems 56/60 (Q4)
- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. Intelligent satellites control based on fuzzy logic in the Earth-Moon libration points. 2010 IEEE ISKE Int. Conference on Intelligent System and Knowledge Engineering, Hangzhou, China, 15-16/11/2010. Proceedings of 2010 IEEE Int. Conference on Intelligent System and Knowledge Engineering, IEEE Press, ISBN: 978-1-4244-679. 2010.
Índices de calidad: CORE B

3 Aplicación de algoritmos genéticos a la optimización de lanzadores

Dentro de esta sección se va a presentar, por un lado, la optimización del diseño de un lanzador teórico, que se eleva según una trayectoria puramente vertical. Por otro, se analiza el diseño de trayectorias de lanzamiento, en cuyo caso los detalles del lanzador vienen dados por el fabricante.

3.1 Trayectoria vertical

Tal y como se describe en la memoria de la tesis doctoral, se ha implementado un algoritmo genético con el propósito de optimizar la cantidad de combustible en las dos etapas de un lanzador, que seguirá una trayectoria puramente vertical. El algoritmo genético fue implementado en Matlab, mientras que el modelo del lanzador fue creado utilizando Simulink. El algoritmo genético debe ajustar algunas variables del modelo del lanzador, con el fin de encontrar el máximo momento lineal posible, en el instante de tiempo en que se agote el combustible de la segunda etapa (instante en el que se ha considerado que ha terminado la misión de lanzamiento), e imponiendo una altura mínima para que la misión sea más segura.

En un principio, el lanzador se compone de dos etapas. La primera etapa es pesada pero es capaz de producir un gran empuje, toda vez que se consume un combustible de bajo impulso específico a un flujo másico alto. La segunda etapa, por el contrario, es relativamente ligera, y produce un empuje menor que la primera, toda vez que se consume un combustible de mayor empuje específico pero según un flujo másico menor. Una vez agotado el combustible de la primera etapa, ésta se desecha, de manera que en la nueva configuración el lanzador consta únicamente de la segunda etapa. Cuando esta segunda etapa agota su combustible, se da por concluida la misión del lanzador, comenzando entonces la misión propiamente dicha dependiendo de la llamada carga de pago o *payload*.

Aunque una trayectoria vertical puede considerarse improbable para lanzamientos de ese tipo, resulta interesante aplicar algoritmos evolutivos a la optimización de tal trayectoria, con el fin de explorar y comprobar las posibilidades de esta técnica computacional en este ámbito aeroespacial.

En cada una de las dos etapas del lanzador, el combustible de cada etapa es la variable a optimizar con el algoritmo genético.

Además, es interesante resolver el problema descrito debido a la gran cantidad de restricciones mutuamente excluyentes. Por ejemplo, mientras que una nave con poco combustible no podría llegar demasiado lejos, nótese que un exceso de combustible puede provocar que la nave ni siquiera pueda despegar debido al peso. A su vez, el peso de la primera etapa es mucho mayor que el de la segunda, por lo que atendiendo a esto sería conveniente eliminar la primera etapa cuanto antes. Sin embargo, la segunda etapa tiene menos empuje que la primera, por lo que sería conveniente utilizar la primera etapa tanto tiempo como fuera posible. Finalmente, y según la función criterio (maximización del momento lineal final), parece que una masa grande de combustible favorecería el aumento del objetivo al poder acelerar la aeronave durante más tiempo, con el consiguiente incremento de la velocidad; pero sin embargo demasiado combustible penalizaría la aceleración debido al peso.

El problema planteado en el trabajo se complica aún más si tenemos en cuenta los modelos atmosféricos de rozamiento con el aire, así como los diferentes coeficientes de rozamiento del lanzador según la configuración en la que se encuentre (primera o segunda etapa). También es importante considerar los flujos máxicos de los combustibles considerados, con su consiguiente influencia en el peso; y los distintos empujes específicos asociados a cada etapa, que se relacionan con la aceleración.

Esta clase de razonamientos pone de manifiesto la complejidad del problema descrito, y la necesidad de plantear su solución con el soporte de un algoritmo heurístico y evolutivo que busque y encuentre la solución óptima, al no existir una solución analítica.

3.2 Trayectoria de lanzamiento a una órbita circular y a una trayectoria hiperbólica

En la tesis doctoral también se analizan trayectorias de lanzamiento mucho más complejas y realistas que la trayectoria vertical, incluyendo varias maniobras que, combinadas apropiadamente, constituyen la trayectoria de lanzamiento. Los parámetros a ajustar por el algoritmo genético se relacionaban con la duración de tales maniobras y su forma final. Tal ajuste resulta complicado, debido a la fuerte sensibilidad de los resultados según los valores de las maniobras implicadas durante el lanzamiento.

Un primer objetivo era conseguir una órbita circular. En el otro caso considerado, era lograr una trayectoria hiperbólica o de escape. Para ambos se consideró una carga de pago constante. La función criterio se implementó de manera que su valor se maximizase, en el caso de la órbita circular, si la velocidad final era igual a la correspondiente a una órbita circular para esa altura; en el caso de la trayectoria de escape, si la velocidad final era máxima. Los modelos utilizados en estos casos son más complejos que los utilizados en el caso de la trayectoria vertical. Una vez más, la complejidad de los algoritmos utilizados y la inexistencia de soluciones analíticas justifican el empleo de técnicas heurísticas como algoritmos genéticos.

Se implementaron los modelos y el algoritmo genético en Matlab. Basándose en la estrategia ya empleada en el caso de la trayectoria vertical (y mejorándola ligeramente), se implementó un algoritmo genético con una mutación variable. Esta mutación, aleatoria, aumenta la probabilidad de ocurrencia cuando la población tiende a homogeneizarse, esto es, cuando los individuos tienen a acumularse en el mismo área del espacio de soluciones. Análogamente, la probabilidad de mutación tiende a disminuir cuando la población es heterogénea, es decir, cuando los individuos se dispersan en el espacio de búsqueda. De esta manera, el cruce de individuos pierde importancia a favor de la mutación, cuando la población tiende a acumularse en mínimos (o máximos) locales, mientras que este operador genético es dominante cuando la población está más diseminada.

Nótese que, al hablar de acumulación de individuos en un mismo máximo o mínimo local, tal afirmación debe entenderse en un sentido genérico, ya que puede que la población se acumule no alrededor de un único punto extremo, sino de varios, o incluso en superficies en que la función criterio tenga un valor similar o idéntico para esos puntos. El razonamiento de la mutación variable también es válido para estos casos, siendo preferible incrementar la mutación que cruzar individuos, cuando sea que el algoritmo genético amenaza con quedarse en máximos o mínimos locales, cualquiera que sea su naturaleza.

Los modelos de lanzadores implementados se basan en el lanzador Ariane 5. Este lanzador comercial está formado por dos etapas. La primera consiste en dos motores P238, unidos a un motor principal de tipo H158. Este conjunto de cohetes es capaz de entregar un empuje muy alto, suficiente para contrarrestar tanto la fuerza de la gravedad (en su valor máximo, en la superficie de la Tierra) como la fuerza de rozamiento con el aire (también en su valor máximo, al ser máxima la densidad atmosférica en la superficie de la Tierra). El lanzador funciona gracias a este potente sistema de propulsión durante la primera etapa, cuando la trayectoria es principalmente vertical. Esta primera etapa es muy pesada, por lo que se separa del lanzador una vez que la necesidad de un gran empuje no es tan importante, en altas capas de la atmósfera donde la densidad del aire es menor. En tal caso, la segunda etapa se pone en funcionamiento. La segunda etapa, que incluye un motor de tipo Aestus, genera el empuje necesario para alcanzar la trayectoria final, ya sea una órbita circular o una trayectoria de escape.

Los resultados obtenidos se detallan y discuten en la memoria, con las gráficas y tablas de datos correspondientes.

3.3 Artículos

Los siguientes artículos están relacionados con las investigaciones aquí descritas:

- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. Optimización de lanzamiento vertical de dos fases utilizando un algoritmo genético multicriterio. XXVIII Jornadas de

Automática, Huelva, España, 5-7/09/2007. Actas del Congreso. ISBN 978-84-690-7497-8. 2007.

- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. GA Optimization of the height of a low earth orbit. *Computational Intelligence in Decision and Control*, Ed. D. Ruan, J. Montero, J. Lu, L. Martínez, P. D'hondt, E. E. Kerre, World Scientific, 719-724, 2008, ISBN: 978-981-279-946-3. 2008.
- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. Multi-criteria Genetic Optimisation of the Manoeuvres of a Two-Stage Launcher. *Information Sciences*, 180(6), 896-910, 2010. Elsevier Science Inc. NY, United States. ISSN: 0020-0255. 2010.
Índices de calidad: JCR 2010: 2.833
(2010) Computer Science, Information Systems 9/126 (Q1)

4 Optimización de trayectorias interplanetarias

Se ha investigado también en otro problema interesante en el ámbito de las misiones espaciales, la optimización de trayectorias interplanetarias, utilizándose asistencias gravitacionales.

Las técnicas evolutivas utilizadas son varias: algoritmos genéticos, PSO (Particle Swarm Optimization) y MOPSO (MultiObjective Particle Swarm Optimization). Se han probado distintas trayectorias, como misiones a Júpiter y Saturno con asistencia gravitacional en Marte o en Venus, o misiones a la nube de Kuiper con asistencias en varios planetas.

4.1 Aplicación de algoritmos genéticos a la optimización de trayectorias interplanetarias

En varios de los trabajos realizados en la tesis doctoral se analizaron las posibilidades ofrecidas por la optimización de trayectorias interplanetarias con algoritmos genéticos, para los casos de Júpiter y Saturno, realizándose una maniobra de asistencia gravitacional en Marte en ambos escenarios. La utilización de un algoritmo genético está justificada debido a la complejidad del problema considerado y la ausencia de soluciones analíticas posibles.

Los casos considerados tienen en común la necesidad de resolver las trayectorias dividiéndolas en arcos entre planetas, en los que la gravedad del Sol es dominante. A su vez estos arcos de trayectoria, considerados keplerianos, se resuelven utilizando el problema de Lambert y los algoritmos de Gauss, también explicados en la memoria de la tesis doctoral. Las formulaciones de Gauss permiten calcular el impulso o *delta-V* que debe recibir una aeronave para cambiar de órbita y dirigirse a cualquier punto del sistema solar desde su posición actual, dado un cierto tiempo de vuelo entre ambos puntos.

El algoritmo genético y los modelos fueron implementados en Matlab. La posición de los planetas se extrajo de algoritmos facilitados por el JPL. Como en el caso de lanzadores, el algoritmo genético tiene una mutación variable, que se adapta a la homogeneidad de la población, evitando mínimos locales cuando ésta es alta. La función criterio fue elegida de manera que el algoritmo genético minimizase el llamado *delta-V* total de la misión (suma de impulsos a lo largo de la misión).

El papel del algoritmo genético es el de ajustar los tiempos de vuelo entre planetas, así como la fecha de salida de la Tierra. Con estos datos, y utilizando el problema de Lambert, es posible resolver la trayectoria completa, dividiéndola en arcos según se ha explicado. A su vez, con estos datos la asistencia gravitacional en Marte queda también definida, al conocerse las velocidades de llegada al planeta y salida del mismo en el sistema heliocéntrico de referencia, así como la velocidad del planeta en dicho sistema.

Una vez halladas las velocidades al comienzo y final de cada arco de trayectoria, es posible calcular el impulso que debe recibir la aeronave para seguir cada uno de dichos arcos. Las maniobras impulsivas se basan en la activación de los cohetes de la aeronave durante tiempos relativamente cortos (en comparación con la duración total de la misión), y de ahí que estas maniobras puedan aproximarse como impulsos, con sus correspondientes *delta-V*. Asimismo, siguiendo el mismo razonamiento, el encuentro de la aeronave con un planeta y la realización de una maniobra de asistencia gravitacional también puede aproximarse como si de una maniobra impulsiva se tratara, y que se completa a su vez con una maniobra impulsiva del sistema de propulsión de la aeronave, con el fin de poder alcanzar el valor de velocidad adecuado al abandonar el planeta después de la asistencia.

Ajustando, pues, la fecha de salida desde la Tierra y los tiempos de vuelo entre planetas, es posible definir una trayectoria completa desde la Tierra hasta Marte, realizar una asistencia gravitacional en Marte, y terminar la trayectoria hasta el planeta de destino, sea Júpiter o Saturno. Tal ajuste es precisamente el que realiza el algoritmo genético, según se ha explicado en la tesis doctoral, con resultados

satisfactorios a la hora de optimizar la misión y minimizar el *delta-V* total durante la misma.

4.2 Aplicación de PSO (Particle Swarm Optimization) a la optimización de trayectorias interplanetarias

Una de las mayores dificultades a la hora de optimizar misiones interplanetarias es ajustar los tiempos de vuelo y la fecha de lanzamiento entre planetas, según se explicó en la sección anterior. Ante la falta de una solución analítica, es necesaria la implementación de algoritmos heurísticos. En ese sentido, PSO simula una población de individuos, definidos por coordenadas en el espacio de variables de entrada, que se comportan siguiendo las pautas de enjambres o rebaños. Cada individuo cambia su posición en el espacio de soluciones según la posición de uno o más líderes a los que sigue, y según su propia historia personal. De este modo, la mejor solución alcanzada por el individuo, y aquellas alcanzadas en el instante actual por los líderes, se combinan de una cierta manera, definiéndose un incremento en la posición del individuo hacia una cierta dirección. Los líderes, normalmente, se definen según un criterio global para toda la población, o según un cierto grupo dentro de la población.

Un ejemplo habitual de algoritmo PSO, que es precisamente el empleado en la tesis doctoral, es realizar una media ponderada entre la mejor solución encontrada en toda la población y la mejor encontrada por un cierto individuo; se calcula entonces la diferencia entre esta posición ponderada, y la posición del individuo considerado, se aplica un factor, y el resultado se utiliza como incremento de la posición del individuo en el espacio de búsqueda, para el paso de ejecución actual del algoritmo PSO. El procedimiento se repetiría en cada paso, sin olvidar que el líder puede cambiar en función de la mejor solución encontrada en la población que maneja el algoritmo PSO.

Se aplicó un algoritmo PSO a la optimización de una misión de la Tierra a Júpiter, con una asistencia gravitacional en Marte. Este escenario ya había sido estudiado con un

algoritmo genético. Tal circunstancia permitió realizar comparaciones y llegar a resultados interesantes.

4.3 Aplicación de MOPSO a la optimización de trayectorias interplanetarias

Es muy común encontrarse con problemas multiobjetivo en multitud de áreas de la física, la química, las matemáticas, la ingeniería y cualquier otra ciencia. En esta clase de aplicaciones, son varias las variables de un mismo sistema que se pretenden minimizar simultáneamente. Normalmente, para que el análisis multiobjetivo tenga sentido, las variables de salida del sistema deben tener una relación de conflicto mutuo, en el sentido de que la optimización de una de las variables lleve a la penalización de otra. Esto suele ocurrir en multitud de sistemas, y en tal caso una optimización simultánea de todas las variables puede resultar muy compleja.

Este conflicto entre restricciones o requerimientos se resuelve combinando sus valores en una sola función criterio u objetivo, aplicándose entonces algoritmos evolutivos según corresponda. Esta técnica, indudablemente útil en numerosos casos, puede no obstante ser poco adecuada e incluso inducir errores de interpretación en aquellos casos en que la elección de una función objetivo no sea obvia (por no haberse definido una manera plenamente satisfactoria de combinar las variables de salida), o simplemente porque la intención del análisis y optimización del sistema considerado requiera un conocimiento más amplio y variado de las potenciales soluciones, y se pretenda conseguir un conjunto de múltiples soluciones posibles más que una única solución óptima que, en caso de varias variables, podría no ser la realmente deseada.

De ahí que, en vez de probar la optimización de todas las variables de salida de manera simultánea, se intente realizar un análisis del comportamiento del sistema que lleve a la obtención no de un cierto punto óptimo, sino de un conjunto de puntos óptimos en los que la combinación de las variables de salida constituya lo que habitualmente se llama *una solución no dominada*. El conjunto de tales soluciones no dominadas se traduce en la obtención de frentes óptimos, generalmente llamados

frente de Pareto o *Pareto-fronts*. A su vez, la obtención de tales frentes puede ser útil para analizar la influencia de las variables de entrada en las de salida, cerca de los puntos óptimos, en caso de que no fuera posible utilizar otros métodos como los basados en gradientes.

El mismo escenario de la Tierra a Júpiter, con asistencia gravitacional en Marte, fue estudiado con un algoritmo MOPSO, obteniéndose un *frente de Pareto* en el que se pretendía minimizar dos variables de salida simultáneamente: la cantidad de *delta-V* consumida, y el tiempo total de la misión. Al tratarse de dos variables en conflicto, tiene sentido obtener un frente de Pareto en el que se muestren las varias posibles optimizaciones que llevan a resultados de los llamados *no dominados*. Este desarrollo se detalla en la memoria de la tesis doctoral, mostrando los resultados obtenidos.

Un algoritmo similar al anterior se utilizó para optimizar el *delta-V* de una misión mucho más compleja, denominada EVVEJS, esto es, un escenario en el que la aeronave parte de la Tierra (E), realiza dos asistencias gravitacionales en Venus (VV), una en la Tierra (E) y una en Júpiter (J), para finalmente llegar a Saturno (S). De nuevo, este problema se estudió utilizando MOPSO para generar frentes de Pareto de soluciones no dominadas. En este trabajo se comprobó un resultado ya conocido: que las misiones a planetas exteriores pueden optimizarse con asistencias gravitacionales realizadas en Venus y en la Tierra, como es el caso de la misión Cassini a Saturno (EVVEJS) y de la misión Galileo a Júpiter (EVEEJ), ambas de la NASA.

Un trabajo más ambicioso basado en MOPSO se presenta también en la tesis doctoral. En dicho trabajo se estudió un conjunto de varios escenarios, que consistían en enviar una aeronave desde la Tierra hasta el cinturón de Kuiper, utilizando las asistencias gravitacionales de varios planetas. En esta ocasión, se utilizó propulsión baja y continua, en lugar de maniobras impulsivas. Para resolver el problema de Lambert entre planetas, se calcularon primero las maniobras impulsivas correspondientes, y posteriormente, por medio de un algoritmo iterativo, estas maniobras se aproximaron a otras continuas, de forma que éstas reemplazaron a aquéllas. Dependiendo del escenario, las asistencias gravitacionales disponibles fueron: sólo Marte; Marte y Júpiter; o Marte, Júpiter y Saturno. Se obtuvo un *Pareto-front* para cada escenario por separado, y a su vez todos los escenarios se han combinado en un único *Pareto-front*

que engloba todas las asistencias gravitacionales consideradas, llegándose a resultados interesantes.

4.4 Artículos

Los artículos que recogen los principales resultados de esta investigación son los siguientes:

- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. Genetic Optimization of an Interplanetary Trajectory from Earth to Jupiter. *Computational Intelligence. Foundations and Applications*, Ed. D. Ruan, T. Li, Y. Xu, G. Chen, P. E. Kerre, World Scientific, 1048-1053, 2010, ISBN: 978-981-4324-69-4. 2010.
- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. Swarm algorithm applied to a mission from Earth to the Kuiper belt. ICATT 2010, 4th International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques. Proc. WPP-308, 4th International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques. Madrid, Spain, 3-6/05/2010.
- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. Delta-V Genetic Optimization of a Trajectory from Earth to Saturn with Fly-by in Mars. 2010 IEEE World Congress on Computational Intelligence WCCI (IEEE CEC 2010). 18-23/07/2010, Barcelona, España. Conference Proceedings of WCCI 2010, 1836-1841, 2010. ISBN: 978-1-4244-6910-9. 2010.

Índices de calidad: CORE A

- F. Alonso-Zotes, M. Santos-Peñas. Swarm Optimisation of an Interplanetary Trajectory from Earth to Jupiter. *Engineering Application of Artificial Intelligence*, in press, 2011. Pergamon-Elsevier Science. Oxford, UK. ISSN: 0952-1976. 2011.

Índices de calidad: JCR 2010: 1.344

(2010) Engineering Multidisciplinary 21/87 (Q1)

5 Conclusiones y trabajos futuros

5.1 Control de satélites en puntos de Lagrange

Las investigaciones realizadas con algoritmos genéticos y lanzadores se centró en la implementación de controladores P y PD, convencionales y borrosos, para cinco satélites, cada uno situado en los alrededores de los puntos de Lagrange del sistema Tierra-Luna. Los modelos incluyen la simulación de efectos no lineales que actúan sobre el sistema, como viento solar, armónicos de gravedad, y deriva de los parámetros orbitales de la Luna.

La modelización en Modelica implica varias ventajas. Al haberse implementado los modelos con objetos, a su vez implementados en Modelica, ha sido posible su combinación y modificación para crear objetos más complejos o incluso escenarios completos, listos para la simulación, evitándose codificaciones que habrían resultado engorrosas de no haberse contado con una manera de organizar las entidades simuladas como objetos.

Por otro lado, Modelica es un lenguaje de modelado que permite la implementación de ecuaciones de manera directa, esto es, las ecuaciones se codifican en Modelica y se resuelven posteriormente con Dymola. Efectivamente, ésta es una diferencia importante respecto a los otros métodos tradicionales de programación. Esto ha sido particularmente útil a la hora de obtener las posiciones de los puntos de Lagrange del sistema Tierra-Luna, sin necesidad de resolver las complejas ecuaciones del sistema directamente.

Asimismo, siendo un lenguaje de modelado, Modelica es útil para la simulación de sistemas dinámicos, ya que en muchos campos de la ingeniería se trabaja con sistemas cuyos parámetros varían con el tiempo. Esta complejidad se puede modelar y analizar fácilmente con Modelica.

Los resultados de la aplicación de los controladores P y PD, convencionales y borrosos, para mantener las posiciones de los satélites alrededor de los puntos de Lagrange, se han presentado en la tesis doctoral.

Bajo condiciones de movimiento libre (esto es, sin control), sólo dos de los satélites presentaban derivas lentas. Aplicándose control, ha sido posible mantener las posiciones de todos los satélites, realizando un empuje bajo y consumiéndose poca energía, favoreciendo por tanto una larga duración de la misión considerada.

Los mejores resultados se obtuvieron con el control derivativo, debido a que el transitorio inicial se hizo desaparecer para los cinco satélites. El control difuso ha sido también útil, debido a que la presencia de un cierto umbral en el error de posición (por debajo del cual no se aplica propulsión) ha permitido reducir la cantidad de combustible necesario, alargando la misión considerada incluso más tiempo.

5.2 Algoritmos genéticos y lanzadores

En la tesis doctoral se han analizado varios problemas relacionados con lanzadores. En el primer caso, se ha analizado un lanzamiento vertical, en el que la función objetivo era maximizar el momento lineal final del lanzador en base a parámetros del mismo. En el segundo caso, se estudió una trayectoria de lanzamiento, que combinaba varias maniobras. El propósito de este lanzamiento era situar una aeronave en una órbita circular alrededor de la Tierra. El tercer caso analizado es similar al segundo, pero con el objetivo de situar un satélite en una trayectoria hiperbólica de escape.

Para resolver estos problemas se han utilizado algoritmos genéticos con una mutación variable, que permite incrementar las posibilidades de que una mutación ocurra en un individuo cada vez que la población se vuelve demasiado homogénea, lo que puede ocurrir cuando el algoritmo genético encuentra un óptimo local. Si la población es heterogénea, la mutación se mantiene baja y la evolución de la población depende principalmente de los cruces entre individuos.

Para el primer caso, se implementó un modelo bastante sencillo, basado en un lanzador de dos etapas, incluyéndose modelos atmosféricos y rozamiento con el aire. El ajuste de los parámetros del modelo (masa de combustible en cada etapa) se realizó con el algoritmo genético, optimizándose la solución encontrada y que, no obstante, no fue suficientemente buena para conseguir alcanzar la velocidad de escape, confirmándose con este análisis que no es buena idea realizar lanzamientos puramente verticales, y de hecho en la vida real tales lanzamientos se suelen evitar.

Para el segundo caso se desarrolló un modelo más complejo, que incluía la simulación de maniobras de lanzamiento comunes. El objetivo de la optimización era lograr una órbita circular a la mayor altura posible. La carga de pago era una cantidad fija, mientras que las variables a ajustar por el algoritmo genético tenían relación con la duración y forma de las maniobras. En la tesis doctoral se ha mostrado la evolución de varios datos relevantes de la solución óptima: altitud, velocidad, aceleración, ángulo de vuelo y masa del lanzador.

Para el tercer caso, que es una extensión del segundo caso, se han realizado maniobras con el fin de conseguir una trayectoria de lanzamiento que depositara al lanzador en una trayectoria de alejamiento de la Tierra, maximizando la velocidad. Al igual que en el segundo caso, se han mostrado gráficas con datos relevantes.

Para los tres casos analizados en la tesis doctoral, los algoritmos genéticos son útiles para optimizar la trayectoria de lanzadores. Las soluciones obtenidas pueden utilizarse directamente, o como paso inicial para buscar soluciones mejores.

5.3 Optimización de trayectorias interplanetarias

En la tesis doctoral se han propuesto algoritmos evolutivos con el fin de resolver problemas de optimización relacionados con trayectorias interplanetarias y asistencias gravitacionales. Los algoritmos evolutivos propuestos son GA, PSO y MOPSO.

En los escenarios considerados, una aeronave parte de la Tierra, y llega a un cierto planeta de destino después de haber realizado asistencias gravitacionales en otros planetas del sistema solar. El propósito de las asistencias gravitacionales es acelerar la nave ahorrando combustible, lo que se traduce en un incremento de la duración de la misión, un aumento de la carga útil disponible, y una disminución del peso de los lanzadores durante el despegue.

Los algoritmos evolutivos presentados en la tesis doctoral se han utilizado por separado, si bien sería posible una combinación de tales algoritmos entre sí o con otras técnicas de optimización, de manera que los resultados propuestos podrían utilizarse como punto de partida para optimizaciones posteriores, basadas en modelos más complejos o en características especiales de la misión.

Se utilizaron algoritmos genéticos para optimizar dos trayectorias, una a Júpiter y otra a Saturno, ambas con una asistencia gravitacional en Marte. El objetivo del algoritmo genético era minimizar el *delta-V* total utilizado durante la misión interplanetaria. El sistema de propulsión es capaz de producir maniobras impulsivas. Los parámetros de ajuste del modelo son la fecha de lanzamiento y los tiempos de vuelo entre planetas (de la Tierra a Marte, y de Marte al planeta de destino, ya sea Júpiter o Saturno). Cada uno de estos arcos se puede resolver con el problema de Lambert, basando los puntos de inicio y final en las posiciones de los planetas. De las velocidades calculadas en los extremos de cada arco se deduce el *delta-V* necesario en cada maniobra.

Se ha implementado un algoritmo PSO para optimizar una trayectoria de la Tierra a Júpiter, utilizando maniobras impulsivas y una asistencia gravitacional en Marte, minimizándose el *delta-V* total gastado durante la misión interplanetaria. De nuevo,

los parámetros de ajuste son la fecha de salida de la Tierra y los tiempos de vuelo entre los planetas. Los resultados se compararon con los que se obtuvieron al resolver el mismo problema con el algoritmo genético.

El mismo escenario se ha resuelto con un algoritmo MOPSO, cuyo objetivo era minimizar a la vez el tiempo de la misión y el *delta-V* total. Se obtuvo un frente de Pareto de soluciones no dominadas. Una de estas soluciones se ha comparado con aquéllas obtenidas con PSO y con el algoritmo genético.

Finalmente, se ha utilizado un algoritmo MOPSO con el fin de optimizar un conjunto de escenarios en los que se viajaba desde la Tierra hasta el cinturón de Kuiper, realizando asistencias gravitacionales en distintos planetas, según el escenario considerado. En todos los escenarios, los objetivos eran minimizar el tiempo de la misión, y minimizar el *delta-V* total necesitado. Se ha utilizado propulsión continua en vez de maniobras impulsivas. Se obtuvieron los frentes de Pareto correspondientes y los resultados se muestran con detalle en la memoria de la tesis doctoral.

5.4 Futuros trabajos e investigaciones

Los satisfactorios resultados obtenidos en el trabajo de investigación para el control y simulación de satélites en los puntos de Lagrange, plantea la posibilidad de interesantes continuaciones, que podrían tener en cuenta nuevas formas de ajustar los parámetros de los controladores P y PD, convencionales y borrosos. Asimismo, sería interesante intentar implementar otros controladores, que tengan en cuenta técnicas diversas de control no lineal u otras técnicas para compararlos. También sería interesante estudiar y analizar la posibilidad de combinar maniobras impulsivas y continuas, de manera que las ventajas de ambas estrategias se integren satisfactoriamente. En cuanto a los modelos desarrollados en Modelica, éstos podrían servir de base inicial para construir una librería de objetos que se puedan utilizar en aplicaciones aeronáuticas, cubriendo el hueco existente en la Modelica Standard Library.

En el campo de la optimización de trayectorias de lanzamiento y lanzadores, las posibilidades son prácticamente ilimitadas, si bien como líneas notables de investigación se podrían citar: el estudio y optimización de otras maniobras de lanzamiento, además de las consideradas en la tesis doctoral; y el análisis y aplicación de otros modelos de lanzadores, que tengan en cuenta la dirección y orientación de la órbita final.

Respecto a la optimización de trayectorias interplanetarias con asistencias gravitacionales, es posible continuar y extender la labor investigadora ya realizada, probando asistencias múltiples en un mismo planeta, y realizando asistencias en algunos planetas interiores (particularmente interesante es la posibilidad de alcanzar planetas exteriores realizando asistencias gravitacionales en Venus y la Tierra). De gran utilidad sería investigar trayectorias con sistemas de propulsión continuos, en vez de impulsivos, siendo éste un campo de gran complejidad y sujeto a una amplia investigación en estos momentos en agencias espaciales y universidades de todo el mundo. Los avances en este tema serán muy interesantes, si bien la complejidad de los modelos lleva a simulaciones costosas en términos de recursos informáticos y de tiempo. Una investigación que mejorara modelos y algoritmos también sería muy importante, si con ello se consiguiera disminuir el tiempo de ejecución de los algoritmos evolutivos y de las simulaciones ejecutadas, así como aumentar la densidad de los frentes de Pareto al aumentar el número de simulaciones y soluciones obtenidas.