



4^{to} Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



APLICACIÓN DEL PARAROTOR PARA EL DESCENSO Y ATERRIZAJE ATMOSFÉRICO: ALTERNATIVAS PARA LA RECUPERACIÓN DE CARGAS

J. Piechocki^a, V. Nadal Mora^a, J. S. Pérez Parra^a

UIDET GTA-GIAI, Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, Calle 116 e/ 47 y 48 s/n, (1900) La Plata, Buenos Aires, Argentina. <http://www.ing.unlp.edu.ar/aeron/giai/>

Palabras claves: Descenso y Aterrizaje, Pararrotor, Decelerador Aerodinámico

Resumen

La recuperación de cargas en operaciones de descenso y aterrizaje es motivo de estudio, puesto que comprende la disposición de soluciones tecnológicas que den respuesta a demandas de los perfiles operacionales en sus distintas fases, a la interrelación con el vehículo lanzador, con la carga paga, entre otros. A lo largo de la historia tecnológica aeroespacial distintas soluciones fueron instrumentadas para estos fines, dentro de las cuales los paracaídas resultaron consolidarse como una solución clásica.

Los pararrotos han sido estudiados por distintos autores, presentado una alternativa tecnológica para la recuperación de cargas.

El presente trabajo presenta un estudio comparado de la aplicación del pararrotor y del paracaídas al caso de un perfil de vuelo de reentrada y aterrizaje de una carga en atmósfera marciana, compatible con la de recuperación de una carga estratosférica.

Los resultados de estos trabajos indican que los pararrotos representan una alternativa viable para las misiones de descenso y aterrizaje, presentando ventajas relativas de control, de operación, y de desempeño.

NOMENCLATURA

| | |
|----------|---|
| C_{DM} | coeficiente de resistencia general del decelerador en dirección de descenso |
| C_M | centro de masas del sistema, |
| C_{pi} | centro de presiones de la pala i , |
| D | diámetro nominal del paracaídas, |
| D_M | resistencia aerodinámica del modelo |
| g | aceleración de la gravedad |
| h | altitud |
| Ne | parámetro de estabilidad del pararroto |
| ke | relación de momentos de inercia del pararroto |
| P | presión atmosférica |
| q_M | presión dinámica sobre el modelo |
| S | superficie total del paracaídas |
| S_M | superficie del decelerador |
| T | temperatura atmosférica |
| V_d | velocidad de descenso |
| W | peso total de la carga más el sistema de deceleración |
| ρ | densidad atmosférica, kg m^{-3} . |

INTRODUCCIÓN

En la actualidad, el proceso de entrada, descenso y aterrizaje (EDL) en Marte, está enfocado en sistemas de entrada balísticos que tienen limitaciones en términos de precisión y de la generación de maniobras que puedan evadir eventuales riesgos a la misión. Las generaciones futuras de vehículos buscarán incorporar estas capacidades.

Los deceleradores aerodinámicos cumplen un rol fundamental en la tecnología espacial porque permiten el tránsito de cargas por distintas atmósferas para su aterrizaje. Esto incluye la recuperación de cargas como partes de lanzadores terrestres, el descenso en atmósferas extraterrestres, el retorno a la Tierra de carga y astronautas (como fue el caso del programa Apollo). El primer paracaídas usado en una atmósfera extraterrestre fue en 1967 por la URSS en Venus [1]. La exploración del espacio y la utilización tecnológica de los resultados de estas acciones dependen de la capacidad de deceleración y aterrizaje de cargas. Por esta razón ha habido desde esos años fundacionales hasta la actualidad un continuo esfuerzo científico-tecnológico en este sentido.

Los paracaídas han visto una diversificación de diseño para atender requerimientos diversos: paracaídas de despliegue supersónico, paracaídas con estabilidad excepcional, o de gran resistencia para regímenes subsónicos. Representan en la actualidad un abordaje tecnológico clásico para el problema de deceleración, que sigue contando con una gran actualidad.

Estudios de misiones recientes en Marte muestran la utilización de sistemas de descenso basado en paracaídas [2]. Otros estudios sobre variantes tecnológicas y sus desafíos [3] indican 3 tipos de soluciones para el descenso: sistemas de paracaídas de una fase, sistemas de paracaídas de dos fases, paracaídas de apertura en fases. El primer caso, que representa las configuraciones usadas anteriormente en misiones en Marte para diámetros menores a 21,5 m, se refiere a un paracaídas que se despliega en condiciones supersónicas y se usa para decelerar al vehículo de entrada hasta la velocidad terminal, subsónica. El segundo caso comprende un paracaídas de mayor diámetro, mayor a 21,5 m, que se despliega en condiciones supersónicas hasta condiciones de menor velocidad, también supersónicas (aproximadamente de Mach 1,5), cuando un segundo paracaídas se despliega con el primero para alcanzar las condiciones de velocidad terminal. El tercer caso describe paracaídas único cuya geometría cambia a lo largo del descenso: para velocidades supersónicas sus líneas configuran una forma de diámetro menor, y para velocidad subsónica se configura un paracaídas asimilable a uno convencional de casquete desarrollado.

Una serie de investigadores han enfocado sus estudios en los paracaídas rotatorios. Shpund and Levin [4-7] han enfocado su estudio a las propiedades aerodinámicas de paracaídas giratorios. Pepper [8] presenta un diseño de paracaídas rotante de elevado desempeño, aplicable a la recuperación de vehículos en re-entrada a la atmósfera. También Doherr y Schilling [9] han estudiado sistemas de paracaídas giratorios para decelerar municiones.

Los pararrotos se presentan como una alternativa a los paracaídas para determinadas misiones de descenso, contando con ventajas relativas entre las que se encuentran la facilidad de despliegue (no necesita inflado), el bajo peso, la capacidad de guiado.

Numerosos investigadores han publicado trabajos relacionados con diferentes aspectos del vuelo de variadas configuraciones de pararrotos. Steiner y Young [10] comparan diferentes sistemas deceleradores tipo alas rotatorias con distintos principios operativos de deceleración para el descenso atmosférico y aterrizaje en Titán, buscando comparar su potencial para la utilización en misiones donde sea necesario un descenso controlado, aterrizaje a baja velocidad, y la capacidad de realizar tareas de investigación en diferentes atmósferas. Analizan distintas opciones variando la cantidad de rotores, el sistema de control de cabeceo, sistema de control de rumbo, entre otras contribuciones. Se desarrollan modelos analíticos de primer orden para la evaluación, lo que permite determinar la relación entre los diferentes parámetros de diseño. Se comparan características como peso, costo, capacidad de control, velocidad de aterrizaje, potencia generada, capacidad de realizar tareas de investigación atmosférica. Se concluye que el sistema más adecuado para este tipo de misiones es un sistema de rotor simple, con control de paso cíclico de cabeceo.

Young, Briggs, Aiken, y Pisanich [11] presentan y discuten los estudios iniciales del diseño de un concepto destinado a la deceleración de una sonda en su ingreso a la atmósfera de Venus. El sistema consta de uno o más rotores, funcionando bajo autorrotación y otros regímenes, que se despliegan de su parte superior. Koehl, Rafaralahy, Boutayeb, y Martinez [12, 13] investigan el problema de la estimación de la perturbación del viento,

de los parámetros aerodinámicos, y de la velocidad lineal de un MAV (Micro Air Vehicle), lanzado con un cañón, previsto para el vuelo al aire libre mediante el uso de un rotor de dos palas coaxiales que funcionan por autorrotación. Jakubowski [14] realiza el estudio experimental de deceleradores tipo discos cónicos rotatorios, sólidos y "porosos", en régimen supersónico. Dorrington [15] presenta diferentes dispositivos aéreos destinados a estudios de reconocimiento espaciales. Se consideran en este trabajo globos inflados de diferentes gases, dirigibles y aeromodelos, comparando parámetros de desempeño de los distintos modelos, carga que es capaz de transportar, así como la complejidad de aplicación.

Asimismo el principio de autorrotación es utilizado en la naturaleza para la dispersión de semillas, asociado a los procesos de la reproducción de ciertas especies vegetales. Algunos árboles forman frutos en forma de un ala que contiene a la semilla. Este tipo de semilla se denomina sámara. Al desprenderse el fruto al alcanzar la maduración, cae girando y así reduce la velocidad de caída de la semilla, aumentando la distancia que ésta puede ser transportada por efecto del viento. Rosen y Seter [16-18] han estudiado la aerodinámica de las sámaras. El principio de la sámara, colocando una sola ala a un cuerpo, fue estudiado para aplicaciones en caída de municiones por Crimi [19].

Por su parte, Nadal Mora, Piechocki, Sanz Andrés y Cuerva [20] ha estudiado la dinámica del vuelo de pararrotos con alas de pequeño alargamiento, a través de desarrollos analíticos, simulación numérica y experimentación en túneles de viento horizontal y vertical [21-30]. Han estudiado en forma teórica y experimental el descenso en autorrotación axial y, teóricamente, la dinámica del vuelo de un cilindro provisto de aletas. Respecto a la primera línea de investigación, se ha obtenido una herramienta matemática para predecir el comportamiento de un pararrotor que funciona en un régimen de autorrotación axial, se ha determinado cuáles son los parámetros que afectan al comportamiento del pararrotor y de qué manera se manifiesta su influencia, entre otros. Respecto al análisis de la dinámica del vuelo, se han hallado las regiones estables e inestables, los límites de estabilidad y las condiciones de estabilidad para el giro alrededor de un eje próximo a uno de los ejes principales de mayor, menor e intermedio valor del momento de inercia. La estabilidad del pararrotor queda definida por medio de dos parámetros adimensionales: el de estabilidad Ne y la relación de momentos de inercia ke , que contienen parámetros aerodinámicos, geométricos y dinámicos del pararrotor. También se han realizado ensayos sobre un pararrotor en un túnel de viento vertical, donde los modelos tenían libertad para orientarse en el espacio y rotar libremente. Desarrollaron herramientas numéricas de simulación que permiten observar para casos específicos el comportamiento dinámico con efectos no lineales. Por otro lado caracterizaron el tipo de soluciones que es posible hallar en función de distintos parámetros de diseño y regiones de estabilidad asociadas.

B. Ahmed y H. R. Pota [31] estudian el control de actitud de un vehículo aéreo de alas rotantes no tripulado (RUAV), así como el desarrollo de un método de control basado en Positive Position Feedback (PPF) que incrementa los márgenes de estabilidad y permite un ancho de banda de control mayor. Se obtienen los parámetros para diseñar un modelo lineal del RUAV, lo que permite un estudio completo de su dinámica, además de permitir el diseño de un sistema de aumento de estabilidad. Estos parámetros son verificados mediante datos recogidos de vuelos experimentales, y la performance del algoritmo propuesto es validado mediante un modelo de simulación del RUAV de alta fidelidad.

El tipo de deceleradores que estudiaremos se encuadra dentro de la categoría dada por velocidades de despliegue mayores a Mach 0,7 para aplicaciones donde es necesario contar con alta eficiencia en el peso y el volumen empacados, y donde es necesaria gran velocidad de despliegue.

El desarrollo del presente trabajo comprende la definición de un escenario de aplicación para el caso marciano, que supone considerar un modelo atmosférico y un modelo de misión. Este hecho representa un primer conjunto de hipótesis. En este contexto se propone evaluar el desempeño de un paracaídas en contraste con la de un pararrotor, cada uno con las configuraciones propias, y que corresponde a un segundo conjunto de hipótesis. Por otro lado, no se considerarán los transitorios de despliegue de los deceleradores, y por lo tanto el punto de partida de la misión será con el dispositivo funcionando en régimen.

Para el caso de los paracaídas se adoptarán los datos de un descenso en Marte. Para el caso del pararrotor se simulará su funcionamiento a partir de la utilización de las ecuaciones de Euler aplicadas a un cuerpo rígido, en donde se aplican las fuerzas aerodinámicas resultantes de las palas que estimularán la dinámica del dispositivo, y generarán una resistencia aerodinámica al descenso, caracterizada por el parámetro CDM. Para esto se utilizará

una rutina desarrollada en trabajos anteriores [22]. El presente trabajo comprende la aplicación de esta rutina al caso de descenso atmosférico marciano, donde las condiciones atmosféricas varían con la altura. Del mismo modo se consideran comportamientos aerodinámicos simplificados, a partir de coeficientes aerodinámicos para las palas que incluyen su comportamiento en régimen supersónico y subsónico.

La utilización del pararrotor como decelerador aerodinámico es una alternativa tecnológica susceptible de contar con ventajas comparativas al respecto de otros sistemas, asociados al régimen extendido de utilización, la posibilidad de control, la disponibilidad tecnológica, la productividad y la robustez. Este sistema puede ser aplicado a la atmósfera terrestre, asociado a las múltiples tareas de descenso controlado que plantea la recuperación de cargas y la medición de parámetros atmosféricos.

DESARROLLO

El desarrollo del presente trabajo comprende adoptar un modelo de atmósfera marciana, en la cual se desarrollará un perfil de misión determinada, que impondrá condiciones de desempeño a los sistemas de deceleración. Sobre estas condiciones es posible comparar los datos de desempeño de un sistema basado en paracaídas, del cual se cuentan con referencias experimentales, y un sistema basado en el concepto de pararrotor, cuyo comportamiento se simula.

1.1. Atmósfera

La NASA, a través de sus distintos lanzamientos, ha logrado una recopilación de datos de la atmósfera marciana en la cual se puede observar la variación de la temperatura y densidad según la altitud.

Los modelos de la atmósfera realizados por la NASA a partir de los datos recolectados de las misiones enviadas a Marte se les conoce como Mars-GRAM (Mars Global Reference Atmospheric Model), los cuales han sido revisados en la medida que se incorporaron datos de nuevas misiones, las cuales permiten obtener más y mejores estimaciones para distintas condiciones en Marte. Mars-GRAM es un modelo ampliamente utilizado para diversas aplicaciones de misión con un rango de aplicación desde la superficie a 80 km de altitud; estos modelos se basan en el estudio de la NASA llamado MGCM (Mars General Circulation Model) el cual es el resultado de un proyecto de investigación para comprender la naturaleza de la atmósfera de Marte. Mars-GRAM y MGCM usan la topografía de la superficie de Marte que generó MOLA (Mars Orbiter Laser Altimeter), el cual es un instrumento de la misión MGS (Mars Global Surveyor), que fue lanzada el 7 de noviembre de 1996.

Las condiciones que se asumen para una altitud nula se presentan en la tabla que sigue.

Tabla 1 Propiedades atmosféricas de referencia a altitud nula

| Propiedades atmosféricas | Tierra | Marte |
|---|--------|--------|
| Gravedad, g , m s^{-1} | 9,81 | 3,66 |
| Presión atmosférica, P_0 , Pa | 101300 | 63200 |
| Temperatura, T_0 , K | 288 | 210 |
| Densidad, ρ_0 , kg m^{-3} | 1,225 | 0,0133 |

El modelo adoptado para el caso en estudio es el Mars-GRAM 2005, el cual presenta información detallada de la comparación del modelo con los datos recopilados de la misión Phoenix, lanzada el 4 de agosto de 2007, en la cual se adquieren los datos para la fase final de deceleración de dicha sonda que ingresa a la atmósfera marciana con un paracaídas como sistema de deceleración.

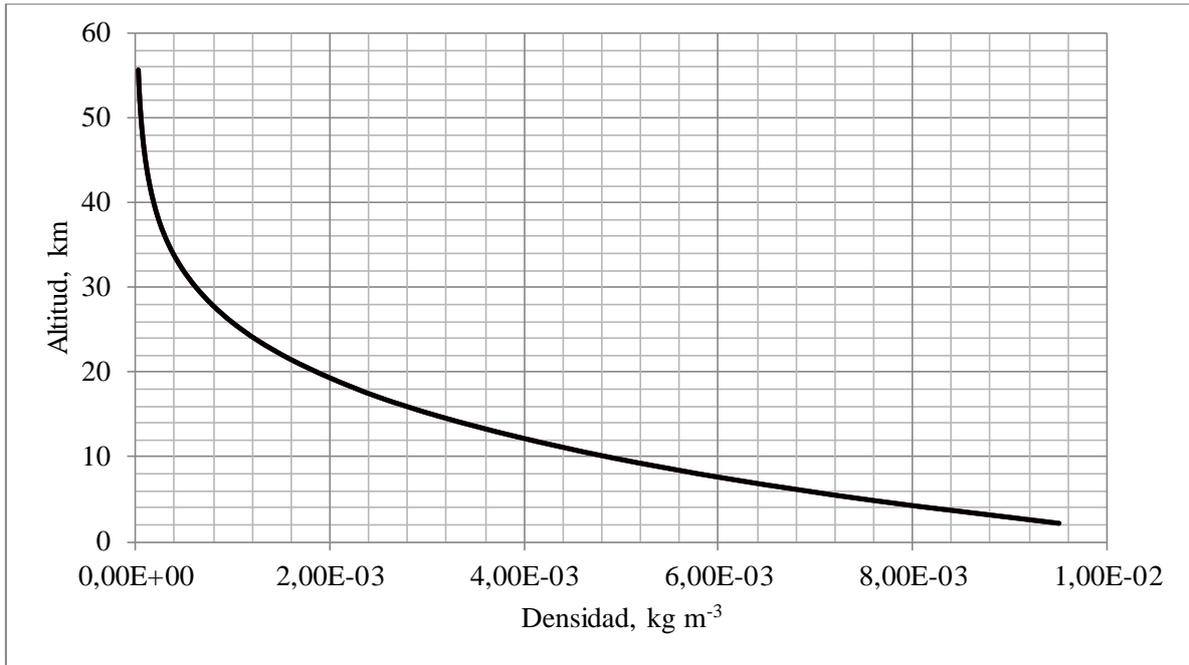


Figura 1 Modelo de atmósfera marciana, perfil de densidad de Mars-GRAM 2005

Como referencia para nuestro trabajo se toma el resultado de las muestras del modelo Mars-GRAM 2005. En la siguiente tabla se muestran los valores de referencia que se adoptan.

Tabla 2 Propiedades atmosféricas de referencia

| Altitud, km | Temperatura, K | Presión, hPa | Densidad, kg m ⁻³ |
|-------------|----------------|--------------|------------------------------|
| 2,17 | 209,39 | 475,10 | 1,19E-02 |
| 4,83 | 203,59 | 370,00 | 9,51E-03 |
| 7,41 | 197,79 | 288,10 | 7,62E-03 |
| 9,92 | 192,08 | 224,40 | 6,11E-03 |
| 12,37 | 186,63 | 174,80 | 4,90E-03 |
| 14,74 | 181,46 | 136,10 | 3,93E-03 |
| 17,06 | 176,77 | 106,00 | 3,14E-03 |
| 19,33 | 172,53 | 82,55 | 2,50E-03 |
| 21,54 | 168,64 | 64,29 | 2,00E-03 |
| 23,71 | 165,22 | 50,07 | 1,59E-03 |
| 25,84 | 162,06 | 39,00 | 1,26E-03 |
| 27,93 | 159,20 | 30,37 | 9,98E-03 |
| 29,99 | 156,83 | 23,65 | 7,89E-03 |
| 32,03 | 155,03 | 18,42 | 6,22E-04 |
| 34,05 | 153,86 | 14,35 | 4,88E-04 |
| 36,06 | 153,15 | 11,17 | 3,82E-04 |
| 38,06 | 152,50 | 8,70 | 2,99E-04 |
| 40,05 | 151,68 | 6,78 | 2,34E-04 |
| 42,04 | 150,77 | 5,28 | 1,84E-04 |
| 44,02 | 149,83 | 4,11 | 1,44E-04 |
| 45,99 | 148,78 | 3,20 | 1,13E-04 |

| Altitud, km | Temperatura, K | Presión, hPa | Densidad, kg m ⁻³ |
|-------------|----------------|--------------|------------------------------|
| 47,95 | 147,71 | 2,49 | 8,85E-05 |
| 49,89 | 146,72 | 1,94 | 6,95E-05 |
| 51,83 | 145,76 | 1,51 | 5,45E-05 |
| 53,72 | 144,75 | 1,18 | 4,29E-05 |
| 55,65 | 143,68 | 0,92 | 3,36E-05 |
| 57,55 | 142,68 | 0,71 | 2,64E-05 |

Como hipótesis, en función de los antecedentes bibliográficos [32], se adopta como modelo matemático de la variación de la densidad con la altura la siguiente ecuación, que resulta aplicable a altitudes menores a 10000 m:

$$\rho = 0,133 e^{-0,000085 h},$$

donde ρ es la densidad atmosférica de Marte, y h es la altitud medida desde el nivel de referencia de la superficie marciana.

1.2. Misión

Estudios de referencia [33] sobre modelado de misiones han establecido secuencias de despliegue de sistemas de entrada y descenso con el fin de generar las condiciones del entorno operativo y los requerimientos funcionales para el aterrizaje. En nuestro caso se adopta como hipótesis de misión que el vehículo entra a Marte penetrando en su atmósfera a aproximadamente 125 km de altitud y a una velocidad estimada de descenso de 5,5 km s⁻¹. Previamente el vehículo de entrada se separó de su vehículo de transporte espacial. Transcurridos 4 minutos desde ese hito operativo, se despliega el sistema decelerador a una altitud aproximada de 10 km y a 400 m s⁻¹ de velocidad de descenso. La operación de aterrizaje comienza aproximadamente 2 minutos después, a una velocidad que se establece en 26 m s⁻¹. A una altitud de 200 m comienza la operación de aterrizaje, que tiene asociado un sistema tecnológico que no es objeto del presente estudio, que puede incluir retropropulsión y bolsas de gas entre otros. El sistema de aterrizaje, en particular, debe garantizar de manera complementaria, que el sistema de descenso no interfiera negativamente en la operación, lo cual es particularmente riesgoso en el caso de la utilización de paracaídas (por ejemplo, en el caso del uso de retropropulsión, la fase final de su operación consiste en trasladar a una distancia segura el paracaídas del lugar del aterrizaje). Se adoptó una velocidad terminal compatible con el uso de *airbags*, con una velocidad máxima de 26 m s⁻¹ para los ensayos de desempeño del MPF/MER.

Las condiciones que se adoptan como requerimientos operativos se muestran en la Tabla 3. Estas pretenden ser representativas de misiones típicas en Marte.

Tabla 3 Parámetros funcionales de aplicación del decelerador en Marte

| Parámetro | Límite superior |
|---|-----------------|
| Deceleración máxima, g | 5 |
| Velocidad de apertura del paracaídas, Mach | 2 |
| Velocidad terminal de aterrizaje, m s ⁻¹ | 26 |

1.3. Modelos de desempeño

El parámetro aerodinámico más significativo que puede caracterizar el desempeño de un decelerador aerodinámico es su resistencia general, D_M , definida como la componente de la fuerza aerodinámica en dirección de descenso (vertical con respecto al sistema inercial dado por el vector gravedad):

$$D_M = q_M S_M C_{DM} \quad (1)$$

El diseño de deceleradores es en general un proceso recursivo, en donde en una etapa de diseño preliminar es posible optar por alternativas tecnológicas a partir de un dimensionamiento también preliminar. Las etapas que continúan en este proceso comprenden la definición de aspectos de ingeniería general y de detalle, del dispositivo y de su misión.

Las hipótesis generales del presente trabajo incluyen que la masa del decelerador comprende a la carga paga y es considerada como un único cuerpo rígido.

1.3.1. Paracaídas

El diseño de sistemas de deceleración basado en paracaídas comprende la utilización de distintos dispositivos que se despliegan de manera secuencial, generando una deceleración en cada proceso de despliegue y una velocidad aproximadamente constante como condición final de cada etapa.

Para el diseño de paracaídas se adopta un diámetro que permita cumplir con las condiciones de operación dispuestas, que incluyen no superar límites de aceleración y finalizar la operación con la velocidad terminal objetivo. Este diseño preliminar se suele realizar utilizando modelos paramétricos, como el caso de MPF y el Beagle 2. Los valores conservativos de C_{DM} que se han adoptado para paracaídas ha sido de 0,55 para DGB (Disk Gap Band Parachute) y de 0,75 para los de tipo anillo [33].

Estudios anteriores [34] han permitido modelar el comportamiento de paracaídas en función del número de Mach al cual están operan. La figura que sigue muestra un comportamiento típico de la resistencia de un paracaídas [33], variable de acuerdo al número de Mach. En este caso se muestra un paracaídas del tipo anillo y banda, para una relación entre la superficie del paracaídas, S , y su diámetro nominal, D , de 1,73. De esta manera se observa una resistencia constante para velocidades subsónicas y un decaimiento de la resistencia para velocidades transónicas en el entorno de $M = 1$.

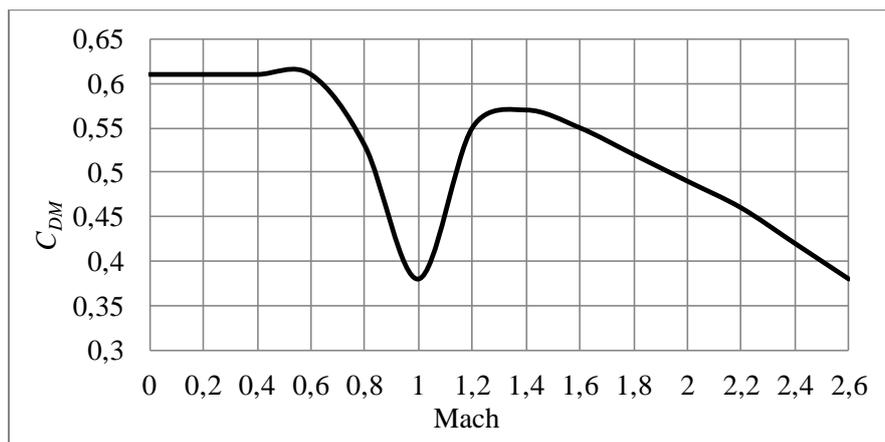


Figura 2 Coeficiente de resistencia de un paracaídas con el número de Mach, para $S/D = 1,73$.

Para la velocidad terminal los paracaídas podrían computar una velocidad de descenso, V_d , dada por:

$$V_d = (2 W \rho^{-1} C_{DM}^{-1} S^{-1})^{0,5}, \quad (2)$$

donde W es el peso total de la carga más el sistema de deceleración, ρ es la densidad de la atmósfera, C_{DM} es el coeficiente de resistencia del paracaídas y S es la superficie total de tela utilizada en la construcción del paracaídas. De la definición de esta superficie total, S , es posible obtener el diámetro nominal, D , que se calcula de acuerdo con la siguiente fórmula:

$$D = 2 (S \pi^{-1})^{0,5}. \quad (3)$$

El modelo de paracaídas utilizado supone que no existe sustentación en el paracaídas, y que el efecto elástico de las cuerdas es despreciable.

Estudios sobre los sistemas de descenso en Marte [33] permitieron adoptar perfiles de descenso de referencia, que pueden contrastarse con los resultados de la simulación de sistemas alternativos basados en el concepto de pararrotor. En particular se adoptó la misión Mars Pathfinder (MPF), que aterrizó en suelo marciano el 4 de Julio de 1997. En este trabajo se examinaron los datos altimétricos del vuelo utilizando técnicas de filtrado de órdenes superiores. En la figura que sigue se presenta la reconstrucción del perfil de descenso que surge.

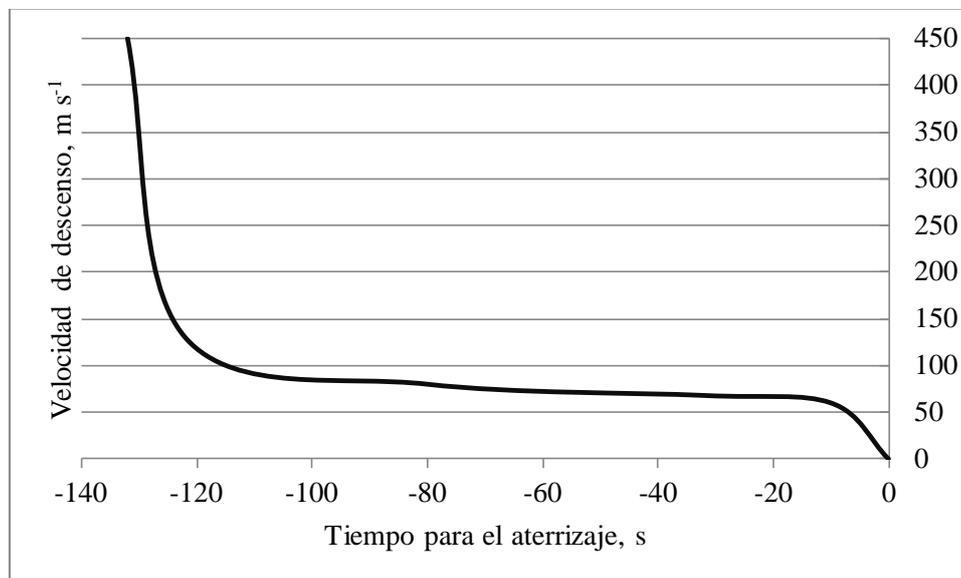


Figura 3 Perfil de velocidad de descenso de referencia basado en MPF

1.3.2. Pararrotos

El concepto de usar alas rotantes para la deceleración aerodinámica es una idea de origen biomimético que ha empezado a ser estudiado hace varias décadas [20-30].

El pararrotor que se estudia en el presente trabajo tiene características que pretenden ser el punto de partida para el estudio de configuraciones particulares y estudios posteriores.

El modelo de pararrotor básicamente está compuesto por un cilindro dispuesto verticalmente el cual determina los ejes propios del cuerpo, que se denominarán 1, 2 y 3, siendo el eje 3 coincidente con el eje longitudinal del cilindro. Sobre el denominado eje 2 del cilindro se disponen dos palas cuyos ejes son coincidentes, alejadas una distancia determinada del eje del cilindro. Finalmente el pararrotor tiene un centro de masas que puede ser coincidente o no con el plano que contiene a las palas. En la Figura 4 se muestra una representación esquemática del pararrotor propuesto con la ubicación del centro de masas del sistema, C_M , y del centro de presiones de la pala 1, C_{p1} .

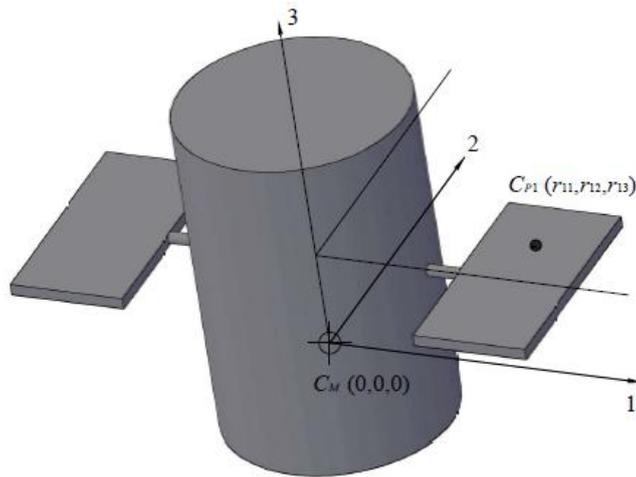


Figura 4 Esquema de pararrotor, donde C_M es el centro de masas del sistema y C_{p1} el centro de presiones de la pala 1.

La metodología adoptada para el estudio del sistema ha sido plantear las ecuaciones de la dinámica del pararrotor en su formulación completa para su cómputo numérico sobre casos específicos sobre la base de una herramienta de simulación computacional. Esta contempla las ecuaciones de la dinámica del cuerpo rígido con 6 grados de libertad, el modelo de fuerzas aerodinámicas aplicado a cada una de las palas del decelerador, incluyendo su comportamiento supersónico y subsónico, la representación de ternas móviles sobre el sistema inercial basado en cuaterniones, y el comportamiento de las condiciones gravitatorias y atmosféricas de Marte. El desarrollo de esta herramienta se basó en estudios anteriores realizados por la unidad de investigación [22].

Para el predimensionamiento del sistema de deceleración basado en el pararrotor se consideró que el proceso no será realizado en etapas sino en una única etapa, con un único paso de palas. Es posible considerar el uso de distintos pasos de pala para el control de dirección y deceleración.

El caso simulado corresponde a un pararrotor de dos palas planas de pequeño alargamiento. Las palas que se consideraron tienen una superficie de 10 m^2 cada una. La carga paga simuló aquella del MPF.

La inyección del pararrotor consideró que este se encuentra en el inicio de su operación con una velocidad de rotación cercana a la de su equilibrio a esa altitud, indicando que la puesta en marcha del dispositivo implicará una gestión de las fuerzas aerodinámicas a través de las superficies de control de manera de poder alcanzar esta condición.

En la figura que sigue se muestra el perfil de velocidad en descenso del pararrotor estudiado.

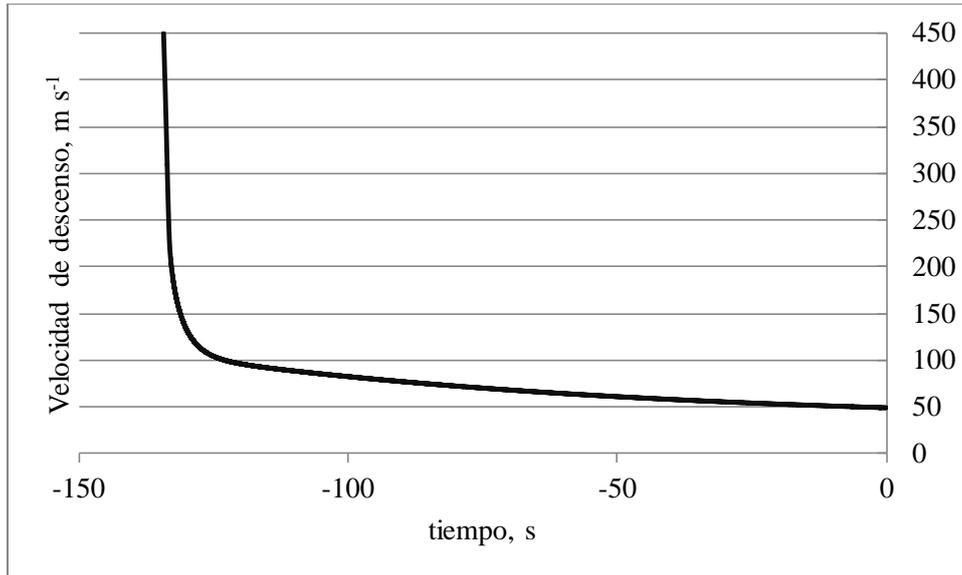


Figura 4 Perfil de velocidad de descenso de pararrotor basado en MPF

La figura anterior presenta un conjunto de datos asociados al descenso a paso fijo del dispositivo, de un conjunto de datos de actitud, posición, velocidades y aceleraciones en el tiempo. Se observa para la simulación que el vuelo no presenta situaciones de inestabilidad, y que la solución del tipo de vuelo es Tipo 1 [22].

1.4. Resultados de aplicación

Sintéticamente se puede observar en la figura que sigue los perfiles de descenso de las dos alternativas tecnológicas planteadas a la misión.

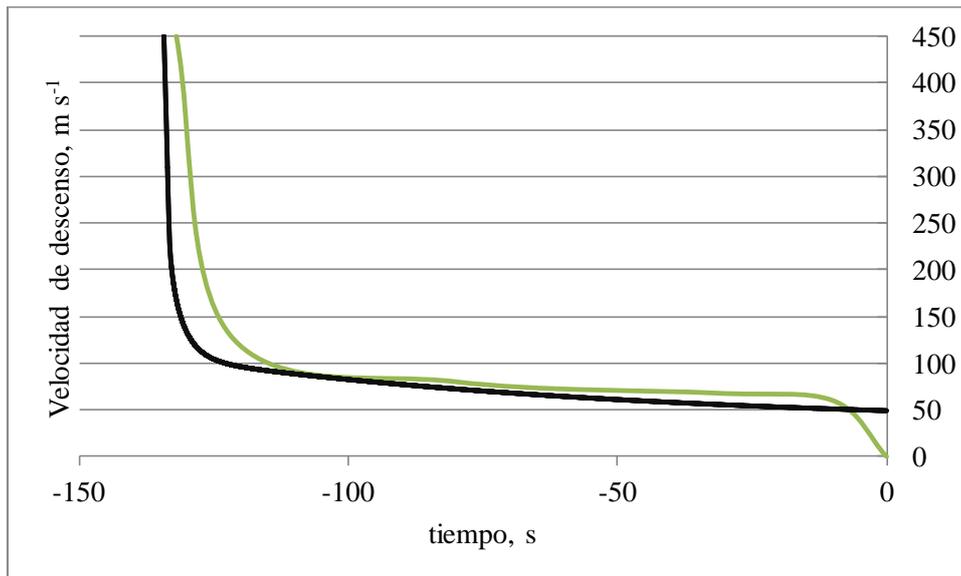


Figura 5 Perfiles comparados de velocidad de descenso basados en MPF

La alternativa tecnológica asociada a uso de paracaídas necesita de un diámetro nominal de 12,5 m, generando un área proyectada de 122 m². La alternativa tecnológica basada en el uso del concepto de pararrotor necesita de 20 m² de pala para un desempeño comparable.

El modelo de simulación de pararrotor no contempla maniobras en la operación. Estas sí se encuentran incluidas en el perfil de descenso del paracaídas.

CONCLUSIONES

Se puede observar de la simple comparación de perfiles de descenso entre los sistemas de descenso que la aplicación del pararrotor como alternativa de sistemas basados en paracaídas es posible, porque se pueden lograr rangos de utilización, desempeño y condiciones de estabilidad comparables.

Entre las ventajas asociadas al desempeño relativo, es posible contar con acciones de control, por ejemplo el paso de palas, que permitan la administración de la capacidad de deceleración, el guiado en el descenso, la estabilidad. Es posible, como consecuencia, obtener un rango extendido de utilización del dispositivo.

Entre las ventajas complementarias del uso del pararrotor dentro de un sistema tecnológico de descenso atmosférico, es que su preparación y despliegue puede ser simplificado reduciendo operaciones, componentes y costos. A su vez, la operación de desplazamiento del sistema de descenso del vehículo de aterrizaje puede ser evitado, por cuanto las palas del pararrotor tienen características estructurales que bien pueden ser funcionales a otros sistemas del vehículo, o bien pueden ser replegadas, o expulsadas por medio de la acción centrífuga. Del mismo modo es posible obtener ventajas comparativas en términos de reducción de operaciones críticas, peso, componentes y costos. En este sentido resulta significativa la menor utilización de superficie aerodinámica entre alternativas.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Avduevsky, V. S.; Marov, M. Ya; Rozhdestvensky, M. K. (1968). Model of the atmosphere of the planet Venus based on results of measurements made by the Soviet automatic interplanetary station Venera 4. *Journal of the Atmospheric Sciences*, 25(4), 537–545.
- [2] Korzun, A. M., Dubos, G. F., Iwata, C. K., Stahl, B. A., & Quicksall, J. J. (2010). A concept for the entry, descent, and landing of high-mass payloads at Mars. *Acta Astronautica*, 66(7–8), 1146–1159. <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.10.003>
- [3] Cianciolo, A. M. D., Davis, J. L., Komar, D. R., Munk, M. M., Samareh, J. a, Williams-byrd, J. a, ... Sengupta, A. (2010). *Entry, Descent, and Landing Systems Analysis Study: Phase 1 Report*, (July).
- [4] Z. Shpund and D. Levin, Forebody influence on rotating parachute aerodynamic properties. *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No. 2, 1997, pp. 181-186.
- [5] Z. Shpund and D. Levin, Measurement of the static and dynamic coefficients of a cross-type parachute in subsonic flow. 11th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA Paper 91-0871-CP, San Diego, CA, April 9-11, 1991, pp. 295-303.
- [6] D. Levin and Z. Shpund, Canopy geometry effect on the aerodynamic behaviour of cross-type parachutes. *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No. 5, 1997, pp. 648-652.
- [7] D. Levin and Z. Shpund, Dynamic investigation of the angular motion of a rotating body-parachute system. *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 1, 1995, pp. 93-99.
- [8] W. Pepper, A new rotating parachute design having high performance, *J. Spacecraft*, Vol. 23, No. 2, 1986.
- [9] K. F. Doherr and H. Schilling, Nine-degree-of-freedom simulation of rotating parachute systems, *Journal of Aircraft*, Vol. 29, No. 5, pp. 774-781, Sept-Oct. 1992.
- [10] T. J. Steiner and L. A. Young, Rotary wing decelerator use on Titan, 8th International Planetary Probe Workshop, Portsmouth, VA, 2011.
- [11] L. A. Young, G. Briggs, E. Aiken, and G. Pisanich, Rotary-Wing Decelerators for Probe Descent Through the Atmosphere of Venus. DTIC, 2004.
- [12] A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb and B. Martinez, Wind-Disturbance and Aerodynamic Parameter Estimation of an Experimental Launched Micro Air Vehicle Using an EKF-like Observer, 49th IEEE Conference on Decision and Control December, 2010
- [13] A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb and B. Martinez, Time-Varying Observers for Launched Unmanned Aerial Vehicle, International Federation of Automatic Control, Septiembre 2011.
- [14] A. Jakubowski, A Wind-Tunnel Study of Spinning Conical Disk Decelerators at Mach 4. *Journal of Spacecraft*, Vol II, No. 3, Marzo de 1974.
- [15] G. E. Dorrington, Concept options for the aerial survey of Titan, *Advances in Space Research*, 47 (2011) 1-19, Agosto 2010.
- [16] A. Rosen and D. Seter, Vertical autorotation of a single winged samara. *Transactions of the ASME*, Vol. 58, Dec. 1991, pp. 1064-1070.
- [17] D. Seter and A. Rosen. Dynamics of systems that include wings in autorotation. *Journal of dynamic systems, measurement, and control* 121.2, 1999.
- [18] D. Seter and A. Rosen, Stability of the vertical autorotation of a single winged samara. *Transactions of the ASME*, Vol. 59, Dec. 1992, pp. 1000-1008.
- [19] P. Crimi, Analysis of Samara-Wing Decelerator Steady-State Characteristics. *Journal of Aircraft*, 25(January), 41–47. 1988. <http://doi.org/10.2514/3.45539>
- [20] V. Nadal-Mora, A. Sanz-Andrés and A. Cuerva, Model of the Aerodynamic Behavior of a Pararotor. *Journal of Aircraft*, 43(6), 1893–1903. 2006. <http://doi.org/10.2514/1.21435>
- [21] J. Piechocki, V. Nadal Mora and A. Sanz Andrés, Pararotor Dynamics: Center of Mass Displacement from the Blade Plane—Analytical Approach. *Journal of Aircraft*, 51(2), 651–660. 2014. <http://doi.org/10.2514/1.C032378>
- [22] J. Piechocki, V. Nadal Mora and A. Sanz Andrés, Numerical simulation of pararotor dynamics: Effect of mass displacement from blade plane. *Aerospace Science and Technology*, 55. 2016. <http://doi.org/10.1016/j.ast.2016.04.004>
- [23] V. Nadal Mora, Comportamiento aerodinámico de sondas atmosféricas en entornos aeroportuarios. Tesis doctoral, Universidad Politécnica de Madrid, España, May 2005.
- [24] V. Nadal Mora and A. Sanz-Andres, Stability Analysis of a Free Falling Pararotor. *Journal of Aircraft*, Vol.

43, No. 4, July-August 2006, pp. 980-986.

- [25] V. Nadal Mora, J. Piechocki and A. Sanz Andrés, Experimental research on a vertically falling rotating wing decelerator model. AIAA 2007-2538. 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. 2007.
- [26] V. Nadal Mora, A. Sanz Andrés, J. Piechocki and S. Pezzotti, Ensayos en túnel aerodinámico de modelos de deceleradores aerodinámicos de alas rotatorias. II Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica CAIA 2, Córdoba, Argentina, 2010.
- [27] J. Piechocki, Estudio de la dinámica del vuelo de un decelerador aerodinámico basado en el concepto de parator. Tesis doctoral, Universidad Nacional de La Plata, Argentina, 2012.
- [28] J. Piechocki, V. Nadal Mora y A. Sanz Andrés, Estudio teórico del efecto del desplazamiento del plano que contiene a las palas con respecto al centro de masas en la dinámica del vuelo de un desacelerador aerodinámico de alas rotatorias. I Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica CAIM, Bahía Blanca, 2008.
- [29] J. Piechocki, V. Nadal Mora, A. Sanz Andrés and S. Pezzotti, Modelos teóricos y numéricos para predecir el comportamiento dinámico de paratores. II Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica CAIA 2, Córdoba, Argentina, 2010.
- [30] A. Sanz-Andres, V. Nadal Mora and J. Piechocki, Pararotors for planetary atmosphere exploration. IPPW-5, Burdeos, Francia, 2007.
- [31] B. Ahmed, H. R. Pota "Dynamic Compensation for Control of a Rotary wing UAV Using Positive Position Feedback", Springer Science + Business Media B.V. 2010.
- [32] Allouis, E., Ellery, A., & Welch, C. S. (2006). Entry descent and landing systems for small planetary missions: Parametric comparison of parachutes and inflatable systems for the proposed Vanguard Mars mission. *Acta Astronautica*, 59(8–11), 911–922. <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.07.051>
- [33] Desai, P. N., & Knocke, P. C. (2007). Mars exploration rovers entry, descent, and landing trajectory analysis. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 55(3), 311–323. <http://doi.org/10.1007/BF03256527>
- [34] Steinberg, S., Paul M. Siemers, I., & Slayman, R. G. (1973). Development of the Viking Parachute Configuration by Wind Tunnel Investigation. AIAA 4th Aerodynamic Deceleration Systems Conference, 454(2), 101–107. <http://doi.org/doi:10.2514/6.1973-454>