



universidad
de león



Escuela de Ingenierías I.I.

Industrial, Informática y Aeroespacial

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

Proyecto de Fin de Grado

**DISEÑO TEÓRICO DE UN UAV DESARROLLADO PARA
FOTOGRAFIAR LA SUPERFICIE DE MARTE**

Autor: Roberto Peinado Illana

Tutor: Julio E. Labarga Ordoñez

RESUMEN

El presente proyecto tiene como objetivo fundamental realizar un estudio de la atmósfera de Marte y plantear el diseño de una aeronave no tripulada capaz de volar en la atmósfera de dicho planeta. La ventaja de enviar un UAV es la posibilidad de obtener imágenes de alta resolución que no se pueden tomar desde la órbita y la capacidad de atravesar terrenos inaccesibles para vehículos terrestres.

El objetivo del UAV es fotografiar la superficie del planeta rojo y recoger muestras de la temperatura y presión. Para ello será transportado por una lanzadera. Una vez allí tomará fotos de la superficie de Marte, se supondrán unas condiciones atmosféricas ideales, sin tormentas de arenas que dañen la aeronave o que dificulten la realización de fotografías y como consecuencia pongan en peligro la misión.

Tomando como punto de partida la masa del vehículo se calcularán la velocidad de vuelo, la aerodinámica óptima, el sistema de propulsión, la planta de potencia, los requisitos estructurales y los materiales.

ÍNDICE

| | | |
|----------|--|-----------|
| 1 | MARTE | 2 |
| 1.1 | ATMÓSFERA | 3 |
| 1.2 | VARIACIÓN DE LA TEMPERATURA, PRESIÓN Y DENSIDAD CON LA ALTURA | 5 |
| 1.3 | CLIMA DE MARTE | 8 |
| 2 | AERODINÁMICA | 11 |
| 2.1 | CONCEPTOS PREVIOS..... | 11 |
| 2.2 | EL EFECTO TRIDIMENSIONAL..... | 14 |
| 2.3 | CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS GLOBALES DEL ALA | 16 |
| 2.4 | CÁLCULO DE LA SUSTENTACIÓN Y LA RESISTENCIA | 20 |
| 2.5 | NÚMERO DE MACH | 21 |
| 3 | ESTRUCTURAS | 25 |
| 3.1 | CARGAS SOBRE EL UAV | 25 |
| 3.2 | CLASIFICACIÓN DE LAS ESTRUCTURAS Y FILOSOFÍA DE DISEÑO..... | 29 |
| 3.3 | TREN DE ATERRIZAJE..... | 30 |
| 4 | MATERIALES | 32 |
| 4.1 | MATERIALES DE LA CÁPSULA | 34 |
| 4.2 | MATERIALES DE LA AERONAVE..... | 34 |
| 5 | PROPULSIÓN | 37 |
| 5.1 | NIVEL DE PREPARACIÓN TECNOLÓGICA (<i>TECHNOLOGY READINESS LEVEL</i>) | 37 |
| 5.2 | SISTEMAS DE PROPULSIÓN..... | 38 |
| 5.2.1 | <i>Monopropellant rocket</i> | 41 |
| 5.2.2 | <i>Dual mode propulsion rocket</i> | 42 |
| 5.2.3 | <i>Solid-fuel rocket</i> | 42 |
| 5.2.4 | <i>Liquid fuel rocket</i> | 42 |
| 5.2.5 | <i>Hybrid rocket</i> | 43 |
| 5.2.6 | <i>Arcjet rocket</i> | 44 |
| 5.2.7 | <i>Resistojet rocket</i> | 44 |
| 5.2.8 | <i>Nuclear thermal rocket</i> | 45 |
| 5.2.9 | <i>Air-augmented rocket</i> | 46 |
| 5.2.10 | <i>Electrostatic ion thruster</i> | 47 |
| 5.2.11 | <i>Field emission electric propulsion (FEEP)</i> | 50 |

| | | |
|-----------|---|-----------|
| 5.2.12 | <i>Hall effect thruster (HET)</i> | 50 |
| 5.2.13 | <i>Liquid air cycle engine</i> | 53 |
| 5.2.14 | <i>Magnetoplasmadynamic thruster (MPD)</i> | 53 |
| 5.2.15 | <i>Pulsed plasma thruster (PPT)</i> | 54 |
| 6 | PLANTA DE POTENCIA | 57 |
| 6.1 | PLACAS SOLARES | 57 |
| 6.2 | GENERADOR TERMOELÉCTRICO DE RADIOISÓTOPOS | 60 |
| 7 | CARGA DE PAGO | 65 |
| 8 | SISTEMAS | 67 |
| 8.1 | NAVEGACIÓN INERCIAL | 67 |
| 8.2 | MAGNETÓMETROS | 68 |
| 8.3 | ACELERÓMETROS..... | 69 |
| 8.4 | GIRÓSCOPO..... | 69 |
| 8.5 | ALTÍMETRO LÁSER..... | 70 |
| 8.6 | TUBO PITOT..... | 70 |
| 8.7 | CÁMARA DE VÍDEO DE ALTA RESOLUCIÓN..... | 70 |
| 8.8 | PILOTO AUTOMÁTICO | 71 |
| 8.9 | SISTEMA RADAR | 71 |
| 9 | ACTUACIONES | 73 |
| 9.1 | DESACOPLE DEL UAV DE LA ESTRUCTURA PORTADORA (AEROSHELL) | 73 |
| 9.2 | VUELO DEL UAV | 74 |
| 9.2.1 | <i>Movimiento horizontal y uniforme</i> | 74 |
| 9.2.2 | <i>Planeo</i> | 75 |
| 9.3 | ATERRIZAJE | 77 |
| 10 | SELECCIÓN DE LOS PRINCIPALES ELEMENTOS Y ESTIMACIÓN DE PESOS | 79 |
| 11 | CONCLUSIONES | 92 |
| 12 | LISTA DE REFERENCIAS | 94 |

ÍNDICE DE TABLAS

| | |
|--|----|
| TABLA 1-1. PARÁMETROS ORBITALES DE MARTE Y LA TIERRA. | 3 |
| TABLA 1-2. COMPOSICIÓN DE LA ATMÓSFERA MARCIANA (< 120 KM). | 4 |
| TABLA 1-3. ECUACIONES DE LA VARIACIÓN DE TEMPERATURA, PRESIÓN Y DENSIDAD PARA LA ATMÓSFERA SUPERIOR E INFERIOR. . | 6 |
| TABLA 2-1. NOMENCLATURA EMPLEADA PARA EL ALA DEL UAV. | 12 |
| TABLA 2-2. RANGO DE VELOCIDADES EN METROS POR SEGUNDO. | 22 |
| TABLA 4-1. PRINCIPALES TIPOS DE ALUMINIO EMPLEADOS EN LA INDUSTRIA AERONÁUTICA. | 32 |
| TABLA 4-2. MATERIALES COMPUESTOS MÁS UTILIZADOS EN LA INDUSTRIA AERONÁUTICA Y SUS PRINCIPALES USOS. | 33 |
| TABLA 5-1. NIVELES DE PREPARACIÓN TECNOLÓGICA (TRL). | 37 |
| TABLA 5-2. SISTEMAS DE PROPULSIÓN ESPACIAL EN FASES DE DESARROLLO AVANZADAS. | 39 |
| TABLA 5-3. IMPULSO ESPECÍFICO PARA CADA UNA DE LAS CONFIGURACIONES DEL REACTOR NUCLEAR. | 46 |
| TABLA 6-1. CARACTERÍSTICAS FUNDAMENTALES DE DIFERENTES TIPOS DE GENERADORES TERMOELÉCTRICOS DE RADIOISÓTOPOS. | 62 |
| TABLA 10-1. CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS PRINCIPALES DE LA AERONAVE. | 79 |
| TABLA 10-2. VALORES DE TEMPERATURA, PRESIÓN Y DENSIDAD PARA UNA ALTURA DE 3000 METROS. | 80 |
| TABLA 10-3. INTERVALO DE MASAS QUE SE EMPLEARÁN PARA REALIZAR LOS CÁLCULOS. | 80 |
| TABLA 10-4. EMPUJE NECESARIO Y VELOCIDAD DE VUELO EN FUNCIÓN DE LA MASA DE LA AERONAVE. | 80 |
| TABLA 10-5. EMPUJE [N], VELOCIDAD [M/S] Y MACH DE VUELO EN FUNCIÓN DE LA MASA DE LA AERONAVE. | 83 |
| TABLA 10-6. VELOCIDADES DE VUELO (V) Y DE DESCENSO (V_D) EN PLANEADO EN FUNCIÓN DE LA MASA (M). | 84 |
| TABLA 10-7. TIEMPOS DE DESCENSO PARA CADA MÉTODO DE CÁLCULO. | 89 |

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

| | |
|---|----|
| ILUSTRACIÓN 1-1. ESTRUCTURA VERTICAL DE LA ATMÓSFERA DE MARTE. LAS CURVAS COLOREADAS REPRESENTAN LA VARIACIÓN DE TEMPERATURA CON LA ALTURA PARA DIFERENTES MODELOS VIKING 1 (AZUL), VIKING 2 (VERDE) Y PATHFINDER (ROJO). | 4 |
| ILUSTRACIÓN 1-2. VARIACIÓN DE LA TEMPERATURA EN GRADOS CENTÍGRADOS EN FUNCIÓN DE LA ALTURA EN METROS. | 6 |
| ILUSTRACIÓN 1-3. VARIACIÓN DE LA PRESIÓN EN KILO PASCALES EN FUNCIÓN DE LA ALTURA EN METROS. | 7 |
| ILUSTRACIÓN 1-4. VARIACIÓN DE LA DENSIDAD EN KILOGRAMOS PARTIDO DE METROS CÚBICOS EN FUNCIÓN DE LA ALTURA EN METROS..... | 7 |
| ILUSTRACIÓN 1-5. COMPARACIÓN DE LA ATMÓSFERA DE MARTE Y LA TIERRA. | 9 |
| ILUSTRACIÓN 2-1. GEOMETRÍA DEL ALA. | 11 |
| ILUSTRACIÓN 2-2. PARTES DEL ROTOR PRINCIPAL DEL MBB-BO 105. | 13 |
| ILUSTRACIÓN 2-3. LÍNEAS DE CORRIENTE EN UN ALA DE ALARGAMIENTO FINITO. | 14 |
| ILUSTRACIÓN 2-4. DISTRIBUCIÓN UNIDIMENSIONAL DE TORBELLINOS..... | 15 |
| ILUSTRACIÓN 2-5. VELOCIDAD INDUCIDA Y ÁNGULO DE ATAQUE EFECTIVO SOBRE UN PERFIL CUALQUIERA DEL ALA SOMETIDO A LOS EFECTOS DEL MOVIMIENTO TRIDIMENSIONAL. | 15 |
| ILUSTRACIÓN 2-6. FLECHA NEGATIVA (PARTE SUPERIOR) Y FLECHA POSITIVA (PARTE INFERIOR). | 18 |
| ILUSTRACIÓN 2-7. EXPANSIÓN DE LOS TUBOS DE CORRIENTE. | 19 |
| ILUSTRACIÓN 2-8. VARIACIÓN DE LOS COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA EN FUNCIÓN DE LA POSICIÓN DE LOS FLAPS. | 19 |
| ILUSTRACIÓN 2-9. CURVA DEL COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO DE ATAQUE. | 20 |
| ILUSTRACIÓN 2-10. VARIACIÓN DE LA VELOCIDAD DEL SONIDO CON LA ALTURA EN LA TIERRA (AZUL) Y EN MARTE (ROJO). | 22 |
| ILUSTRACIÓN 2-11. MACH EN FUNCIÓN DE LA ALTURA PARA EL RANGO DE VELOCIDADES MOSTRADO EN LA TABLA 2.2..... | 23 |
| ILUSTRACIÓN 3-1. CARGAS AERODINÁMICAS PRINCIPALES A LAS QUE SE SOMETERÁ LA ESTRUCTURA DEL UAV (PROTOTIPO ARES DE LA NASA). | 26 |
| ILUSTRACIÓN 3-2. CARGAS PRINCIPALES A LAS QUE SE SOMETERÁ EL FUSELAJE DEL UAV (PROTOTIPO ARES DE LA NASA). | 27 |
| ILUSTRACIÓN 3-3. CARGAS PRINCIPALES A LAS QUE SE SOMETERÁ EL ALA DEL UAV (PROTOTIPO ARES DE LA NASA)..... | 28 |
| ILUSTRACIÓN 3-4. CARGAS PRINCIPALES A LAS QUE SE SOMETERÁ LA COLA DEL UAV (PROTOTIPO ARES DE LA NASA). | 29 |
| ILUSTRACIÓN 4-1. CÁPSULA DE TRANSPORTE CON EL UAV PLEGADO Y ALOJADO EN SU INTERIOR (CÁPSULA DEL PROTOTIPO ARES DE LA NASA). | 34 |
| ILUSTRACIÓN 5-1. TRLS QUE INTERVIENEN EN CADA FASE DE DESARROLLO DE UNA TECNOLOGÍA. | 38 |
| ILUSTRACIÓN 5-2. COHETE DE METANO-OXÍGENO (NASA). | 41 |
| ILUSTRACIÓN 5-3. ESQUEMA DE UN COHETE DE PROPULSANTE LÍQUIDO. | 43 |
| ILUSTRACIÓN 5-4. ESQUEMA DE UN COHETE HÍBRIDO (HYBRID ROCKET). | 44 |
| ILUSTRACIÓN 5-5. RESISTOJET ROCKET..... | 45 |
| ILUSTRACIÓN 5-6. DIAGRAMA DE UN COHETE TERMAL NUCLEAR. | 46 |
| ILUSTRACIÓN 5-7. VEHÍCULO DE REFERENCIA GTX DE LA NASA PROPULSADO CON UN AIR-AUGMENTED ROCKET..... | 47 |
| ILUSTRACIÓN 5-8. ELECTROSTATIC ION THRUSTER. | 48 |
| ILUSTRACIÓN 5-9. FIELD EMISSION ELECTRIC PROPULSION (FEEP)..... | 50 |
| ILUSTRACIÓN 5-10. ESQUEMA DE UN HALL EFFECT THRUSTER. | 51 |
| ILUSTRACIÓN 5-11. HALL EFFECT THRUSTER DE DIFERENTES TAMAÑOS..... | 53 |
| ILUSTRACIÓN 5-12. MOTOR MAGNETOPLASMA DINÁMICO (MAGNETOPLASMA DYNAMIC THRUSTER). | 54 |
| ILUSTRACIÓN 5-13. ESQUEMA DE UN PPT ELECTROTÉRMICO. | 55 |
| ILUSTRACIÓN 6-1. COMPONENTES DE UN RGT..... | 61 |

| | |
|---|----|
| ILUSTRACIÓN 6-2. PASTILLA DE PUO ₂ EMPLEADA EN LA MISIÓN CASSINI O EN LA GALILEO AL ROJO VIVO (<i>LOS ALAMOS NATIONAL LABORATORY</i>)..... | 62 |
| ILUSTRACIÓN 7-1. FLI ML3041-1-BB-4-MICROLINE FAIRCHILD CCD3041B1-BB-4 CCD CAMERA..... | 65 |
| ILUSTRACIÓN 8-1. POSIBLE CONFIGURACIÓN DE LOS SISTEMAS (PROTOTIPO ARES DE LA NASA). | 67 |
| ILUSTRACIÓN 8-2. ESQUEMA CONCEPTUAL DE UN MAGNETÓMETRO. ESQUEMA CONCEPTUAL DE UN MAGNETÓMETRO. | 68 |
| ILUSTRACIÓN 8-3. ACCELERÓMETRO. | 69 |
| ILUSTRACIÓN 8-4. GIRÓSCOPO..... | 70 |
| ILUSTRACIÓN 9-1. ENTRADA EN LA ATMÓSFERA DE MARTE Y APERTURA DEL PARACAÍDAS. | 73 |
| ILUSTRACIÓN 9-2. EYECCIÓN DEL UAV DE LA CÁPSULA PORTADORA. | 73 |
| ILUSTRACIÓN 9-3. DESPLIEGUE DEL UAV. | 73 |
| ILUSTRACIÓN 9-4. VUELO DEL UAV. | 74 |
| ILUSTRACIÓN 9-5. FUERZAS A LAS QUE SE SOMETERÁ LA AERONAVE EN LA ETAPA DE PLANEEO..... | 76 |
| ILUSTRACIÓN 10-1. EMPUJE NECESARIO [N] EN FUNCIÓN DE LA MASA DE LA AERONAVE [KG]..... | 81 |
| ILUSTRACIÓN 10-2. VELOCIDAD DE VUELO [M/S] EN FUNCIÓN DE LA MASA DE LA AERONAVE [KG]..... | 81 |
| ILUSTRACIÓN 10-3. VELOCIDAD DE VUELO [KM/H] EN FUNCIÓN DE LA MASA DE LA AERONAVE [KG]..... | 82 |
| ILUSTRACIÓN 10-4. MACH DE VUELO EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD DE VUELO [M/S]..... | 83 |
| ILUSTRACIÓN 10-5. VELOCIDAD DE VUELO [KM/H] EN FUNCIÓN DE LA MASA DE LA AERONAVE [KG]..... | 85 |
| ILUSTRACIÓN 10-6. VELOCIDAD DE DESCENSO [KM/H] EN FUNCIÓN DE LA MASA DE LA AERONAVE [KG]..... | 85 |
| ILUSTRACIÓN 10-7. TIEMPO DE DESCENSO [S] EN FUNCIÓN DE LA MASA DE LA AERONAVE [KG]..... | 86 |
| ILUSTRACIÓN 10-8. FUNCIÓN <i>VELDESC</i> DE MATLAB EMPLEADA PARA CALCULAR LA VELOCIDAD DE DESCENSO..... | 87 |
| ILUSTRACIÓN 10-9. FUNCIÓN <i>TIEMPO</i> DE MATLAB EMPLEADA PARA CALCULAR EL TIEMPO DE DESCENSO. | 87 |
| ILUSTRACIÓN 10-10. FUNCIÓN <i>TIEMPO</i> DE MATLAB EMPLEADA PARA CALCULAR EL TIEMPO DE DESCENSO. | 88 |
| ILUSTRACIÓN 10-11. FUNCIÓN <i>VELDESC</i> DE MATLAB EMPLEADA PARA CALCULAR LA VELOCIDAD DE DESCENSO..... | 88 |
| ILUSTRACIÓN 10-12. DEFINICIÓN DE LA MATRIZ DE MASAS (M) EN MATLAB. | 88 |
| ILUSTRACIÓN 10-13. CALCULO DE LA MATRIZ DE TIEMPOS EN MATLAB PARA DIFERENTES INTERVALOS. | 89 |
| ILUSTRACIÓN 10-14. GRAFICO COMPARATIVO ENTRE LOS TIEMPOS DE DESCENSO CALCULADOS POR LOS MÉTODOS 1 Y 2..... | 90 |

Marte 1

1 Marte

Marte es el cuarto planeta del Sistema Solar más cercano al Sol y será el planeta elegido para desarrollar el presente estudio debido a que su atmósfera es similar a la de la Tierra.

La órbita de Marte es más excéntrica que la de la Tierra, por este motivo presenta estaciones con características más marcadas. El verano en el sur tiene lugar cuando Marte se encuentra en el perihelio unos 42 millones de kilómetros más cerca del Sol que en su afelio. El verano en el sur es así más cálido y breve que dicha estación en el hemisferio norte, y su invierno más largo y frío. Estas características afectan a los casquetes polares y provocan enormes tormentas de polvo que pueden envolver todo el planeta.

Marte es un planeta rocoso, con una corteza, un manto y un núcleo. Se cree que la capa rígida superior tiene unos 30 kilómetros de grosor y el manto puede extenderse unos 2400 kilómetros. Estas capas están más frías que las de la Tierra, por tal motivo no existen placas tectónicas que modifiquen la superficie. El núcleo metálico de unos 2000 kilómetros de diámetro puede ser totalmente sólido, lo que explicaría la ausencia de un campo magnético alrededor del planeta.

Aun así la superficie de Marte posee enormes estructuras geológicas, como una de las montañas más importantes del Sistema Solar, el *Olimpus Mons*, de una altura de 25 kilómetros y una base de 550 kilómetros de diámetro. También posee un enorme acantilado denominado Valles Marineris, de 4000 kilómetros de largo y de hasta 7 kilómetros de profundidad. Marte posee indicios de haber tenido en épocas pasadas agua líquida en su superficie, formando mares y ríos.

El planeta posee dos pequeñas lunas: Fobos y Deimos. Fobos es de solo 27 kilómetros de diámetro y al igual que Deimos tiene la apariencia de un asteroide.

En la tabla 1.1 se muestran los parámetros orbitales de Marte comparados con los de la Tierra.

Tabla 1-1. Parámetros orbitales de Marte y la Tierra.

| Propiedad | Marte | La Tierra |
|--|-----------------------|-----------------------|
| Masa (kg) | $6,46 \times 10^{23}$ | $5,98 \times 10^{24}$ |
| Radio (m) | 3394 | 6369 |
| Gravedad en la superficie ($m \cdot s^{-2}$) | 3,72 | 9,81 |
| Excentricidad orbital | 0,093 | 0,017 |
| Longitud del año (días terrestres) | 687 | 365 |
| Inclinación de eje de rotación ($^{\circ}$) | 25,2 | 23,5 |

1.1 Atmósfera

A pesar de tener numerosas similitudes con la atmósfera terrestre también tiene diferencias destacables. Marte perdió su magnetosfera, por lo que el viento solar interactúa directamente con la ionosfera. La presión atmosférica en la superficie oscila entre un mínimo de 30 Pa (0,03 kPa) en el *Olimpus Mons* a más de 1155 Pa (1,155 kPa) en el *Hellas Planitia*, con una presión media en el nivel superficial de 600 Pa (0,6 kPa). La presión en la superficie de Marte es igual a la presión que encontramos a 35 km sobre la superficie de la Tierra. La altura de la atmósfera es aproximadamente 10.8 km, que es superior a la de la Tierra (6 km), ya que la gravedad en la superficie de Marte es un 38% la de la Tierra. En la superficie las variaciones de temperatura son considerables, y pueden variar más de 50°C entre el día y la noche. El clima es frío, con temperaturas que oscilan entre los -120°C en el polo sur en invierno, y los 0°C cerca del ecuador en verano. Al igual que ocurre en la Tierra la temperatura aumenta a medida que nos acercamos a la superficie.

Al igual que sucede en la Tierra la atmósfera de Marte se divide en capas (exosfera, ionosfera, termosfera, mesosfera y troposfera), pero Marte no tiene estratosfera por la falta de capa de ozono.

En la ilustración 1.1 se ilustran las diferentes capas de la atmósfera de Marte.

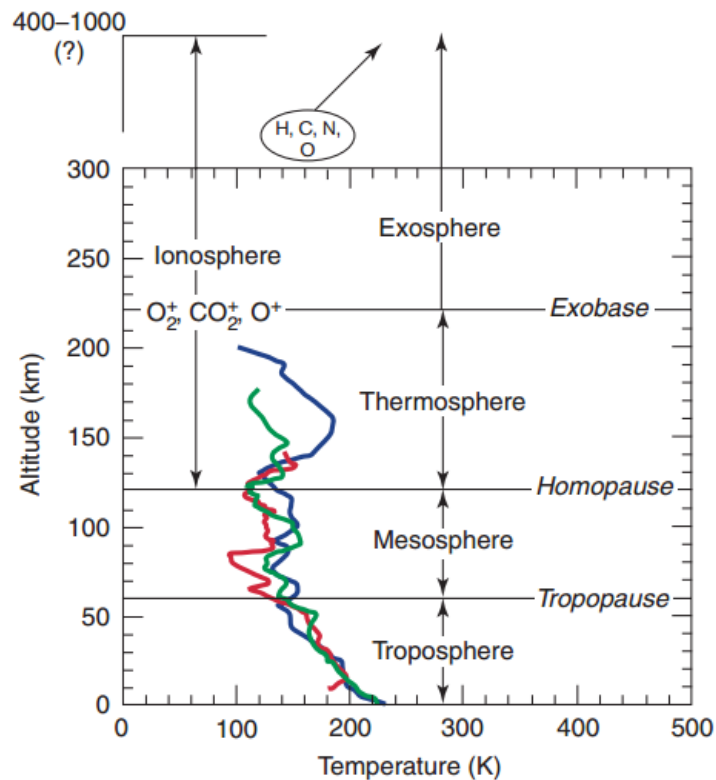


Ilustración 1-1. Estructura vertical de la atmósfera de Marte. Las curvas coloreadas representan la variación de temperatura con la altura para diferentes modelos Viking 1 (azul), Viking 2 (verde) y Pathfinder (rojo).

En cuanto a la composición de la atmósfera de Marte se muestra en la tabla 1.2 en términos de números de moléculas.

Tabla 1-2. Composición de la atmósfera marciana (< 120 km).

| Componente | Cantidad |
|------------------|------------------|
| CO ₂ | 95,32% |
| N ₂ | 2,7% |
| Ar | 1,6% |
| O ₂ | 0,13% |
| CO | 0,07% |
| H ₂ O | 0.03% (variable) |

| | |
|----------------|------------------------|
| Ne | 2,5 ppm |
| Kr | 0,3 ppm |
| Xe | 0,08 ppm |
| O ₃ | 0,04-0,2ppm (variable) |

1.2 Variación de la temperatura, presión y densidad con la altura

La atmósfera marciana es menos densa que la atmósfera de la Tierra, pero hay muchas similitudes. La gravedad mantiene la atmósfera sobre la superficie de Marte y dentro de ella se producen reacciones químicas, efectos termodinámicos y fluidos dinámicos muy complejos. La atmósfera no es uniforme porque los fluidos están en constante cambio, estos cambios originan un clima similar al de la Tierra.

Las propiedades de la atmósfera varían con la altura. El sol calienta la superficie así como el gas situado cerca de la misma. Por lo tanto, la temperatura del gas es más alta cuanto más cerca está de la superficie y disminuye a medida que se aleja de ella. Al igual que en la Tierra, la presión disminuye con la altitud. En cuanto a la densidad, puesto que está relacionada con la presión y la temperatura a través de la ecuación de estado también disminuye.

Las fuerzas aerodinámicas dependen directamente de la densidad del gas. Para poder diseñar una aeronave, es útil definir un modelo matemático de la atmósfera para tener en cuenta los efectos de la altitud. El modelo que se muestra aquí se ha desarrollado a partir de mediciones de la atmósfera marciana realizada por la *Mars Global Surveyor* en abril de 1996. La información sobre la atmósfera marciana fue recogida por Jonathon Donadee de Canfield (Ohio) Middle School durante un programa de *ciber-mentoring* en 1999.

El modelo tiene dos zonas, la atmósfera inferior y la atmósfera superior. La atmósfera inferior se extiende desde la superficie de Marte a los 7000 metros, mientras que la atmósfera superior se extiende de los 7000 metros en adelante. En la tabla 1.3 se presentan las ecuaciones que definen la temperatura, presión y densidad para la atmósfera inferior e inferior.

Tabla 1-3. Ecuaciones de la variación de temperatura, presión y densidad para la atmósfera superior e inferior.

| Altura (h) [m] | < 7000 m | > 7000 m |
|--|---|--|
| Temperatura (T) [°C] | $T = -31 - 0,000998 \cdot h$ | $T = -23,4 - 0,00222 \cdot h$ |
| Presión (P) [kPa] | $P = 0,699 \cdot e^{-0,00009 \cdot h}$ | $P = 0,699 \cdot e^{-0,00009 \cdot h}$ |
| Densidad (ρ) [kg/m ³] | $\rho = P / (0,1921 \cdot (T + 273,1))$ | |

En la ilustración 1.2 se representa la variación de la temperatura en grados centígrados con respecto a la altura, desde los 0 a los 60 kilómetros. Puede observarse un cambio de pendiente entre la atmósfera inferior (<7000m) y la atmósfera superior (>7000m), delimitadas por el punto rojo. En ambas atmósferas la temperatura se reduce con la altura, pero se contempla una mayor reducción por metro ascendido en la superior.

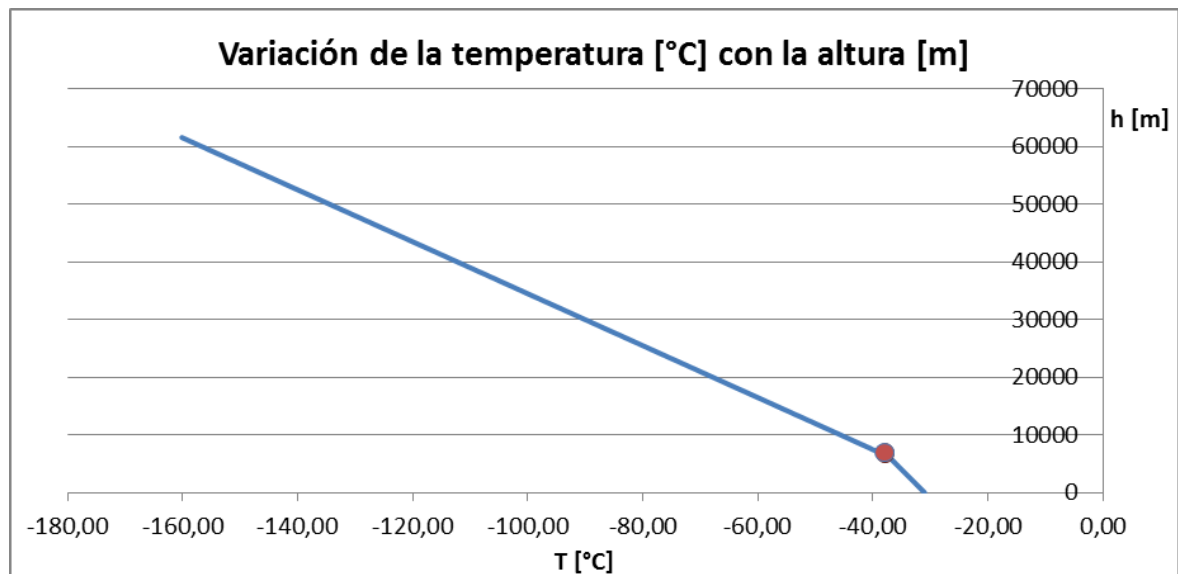


Ilustración 1-2. Variación de la temperatura en grados centígrados en función de la altura en metros.

En la ilustración 1.3 se observa la variación de la presión en kilo pascales en función de la altura en metros. En la atmósfera inferior varía de forma lineal y decreciente, mientras que en la parte superior decrece de forma exponencial.

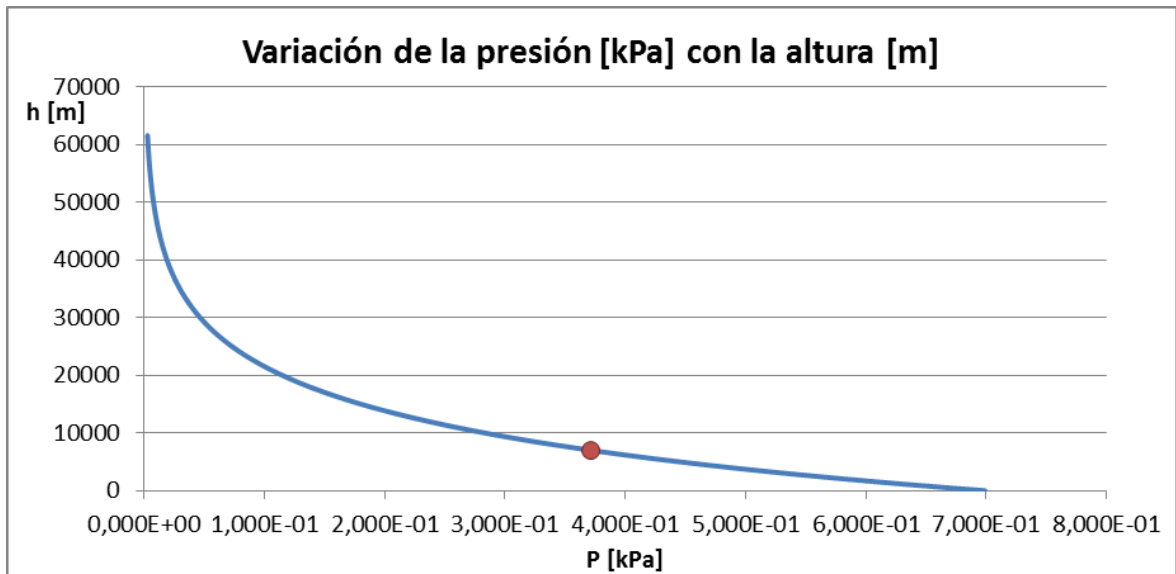


Ilustración 1-3. Variación de la presión en kilo pascales en función de la altura en metros.

En la ilustración 1.4 se ilustra la variación de la densidad en kilogramos por metro cúbico respecto de la altura en metros. Al igual que ocurre con la presión, la densidad disminuye linealmente en la atmósfera inferior y de manera exponencial en la atmósfera superior.

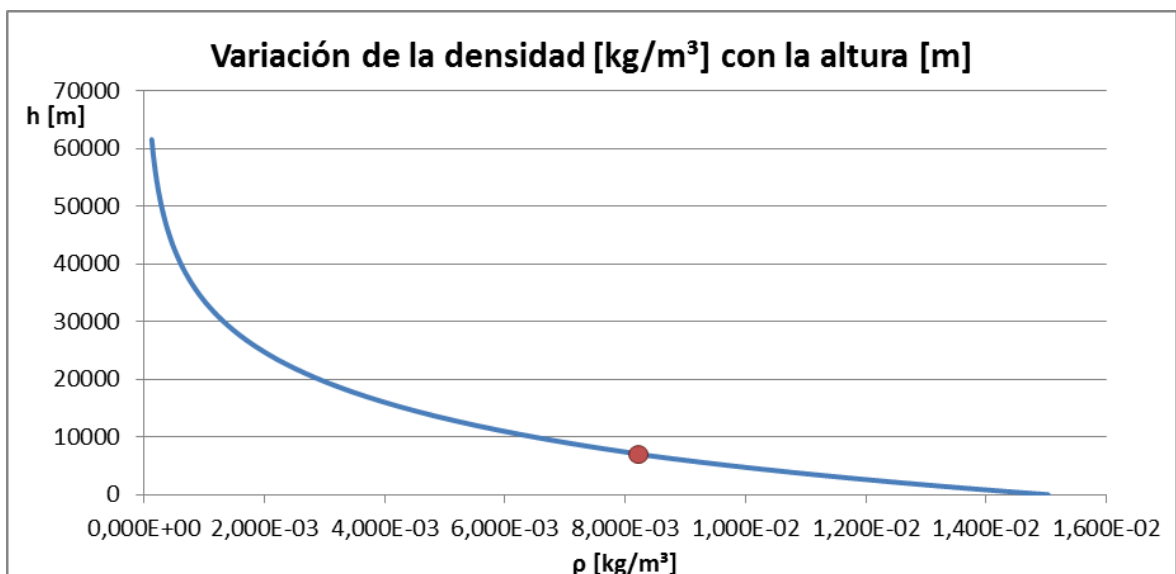


Ilustración 1-4. Variación de la densidad en kilogramos partido de metros cúbicos en función de la altura en metros.

1.3 Clima de Marte

De todos los planetas del Sistema Solar, las estaciones de Marte son los más parecidos a la Tierra, debido a la similar inclinación de los ejes de rotación de los dos planetas. Las longitudes de las estaciones marcianas son aproximadamente el doble que las de la Tierra, como consecuencia de una mayor distancia al Sol, el año marciano equivale a casi dos años terrestres. La amplia gama de temperaturas se debe a la fina atmósfera que no pueden almacenar más calor solar, la baja presión atmosférica, y la baja inercia térmica del suelo marciano. El planeta también está 1,52 veces más lejos del Sol que la Tierra, por lo que sólo recibe el 43% de la luz solar que recibe la Tierra.

Marte también tiene las tormentas de polvo más grandes de nuestro Sistema Solar. Violentos vientos barren la superficie a velocidades de decenas de metros por segundo y se desarrollan ciclones y anticiclones. Además, las tormentas levantan grandes cantidades de arena a la atmósfera, hasta alturas de 50 km, esta arena afecta a la opacidad, con partículas de 1.5 micras de diámetro, que dotan al cielo marciano de un color rojizo cuando se ve desde la superficie. Estas pueden variar de una tormenta localizada en un área pequeña, a tormentas gigantescas que cubren todo el planeta. Dichas tormentas tienden a producirse cuando Marte está más cerca del Sol.

En la ilustración 1.5 se comparan la atmósfera de Marte y la Tierra.

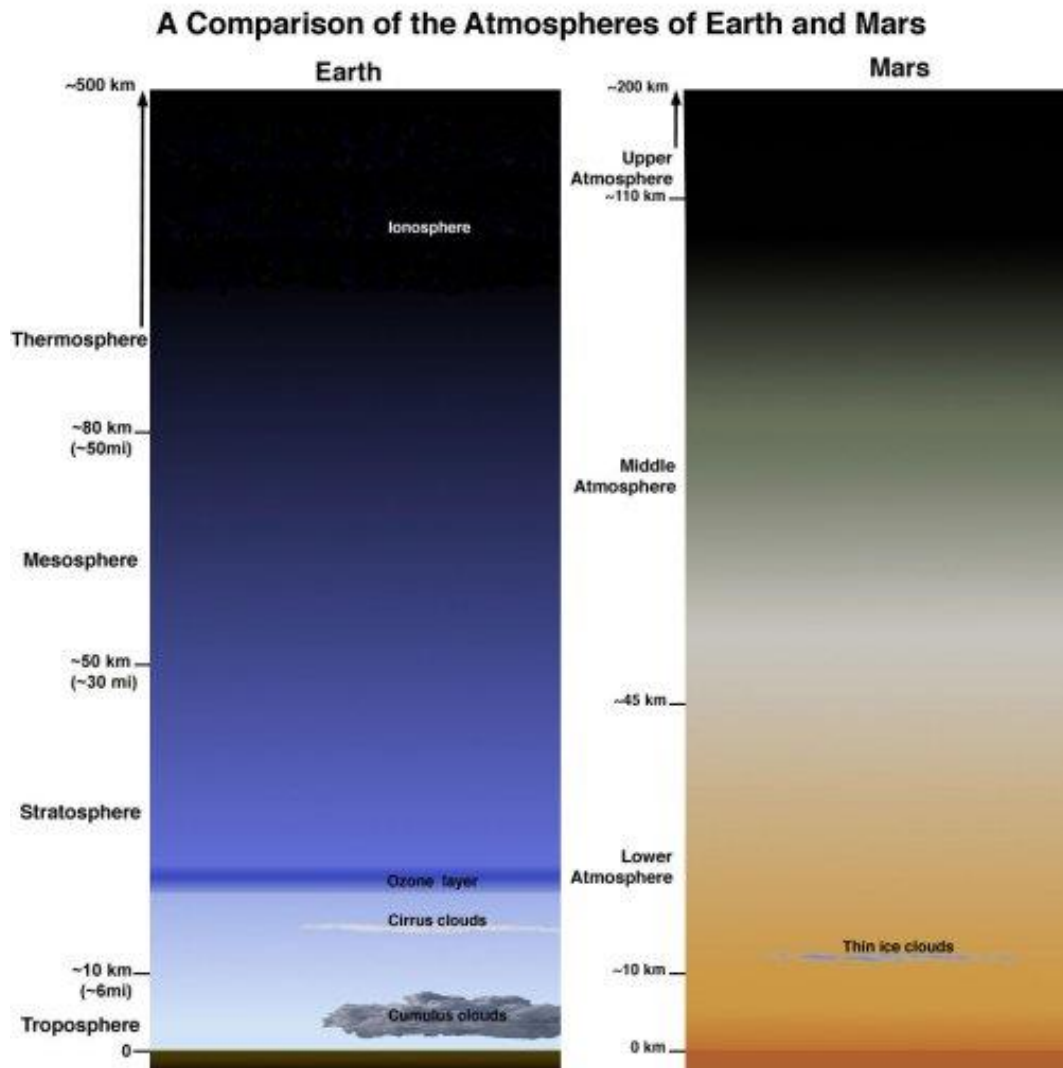


Ilustración 1-5. Comparación de la atmósfera de Marte y la Tierra.

Aerodinámica 2

2 Aerodinámica

Desde el punto de vista aerodinámico deben tenerse en consideración varios factores para seleccionar la forma del ala y del fuselaje como son el número de Mach de vuelo, la necesidad de transportar la aeronave hasta Marte, los esfuerzos a los que va a estar sometida la estructura tanto en el trayecto como en vuelo, las condiciones climáticas, etc.

2.1 Conceptos previos

En primer lugar hay que definir los parámetros fundamentales de los elementos sustentadores. En el caso de un avión serán las alas, pero si se opta por diseñar un helicóptero o un dirigible habrá que centrarse en otro tipo de elementos sustentadores como las palas del rotor principal y de cola (para el helicóptero) o un gas con menor densidad que la atmósfera de Marte (para el dirigible).

La geometría básica de un ala es la que se muestra en la ilustración 2.1.

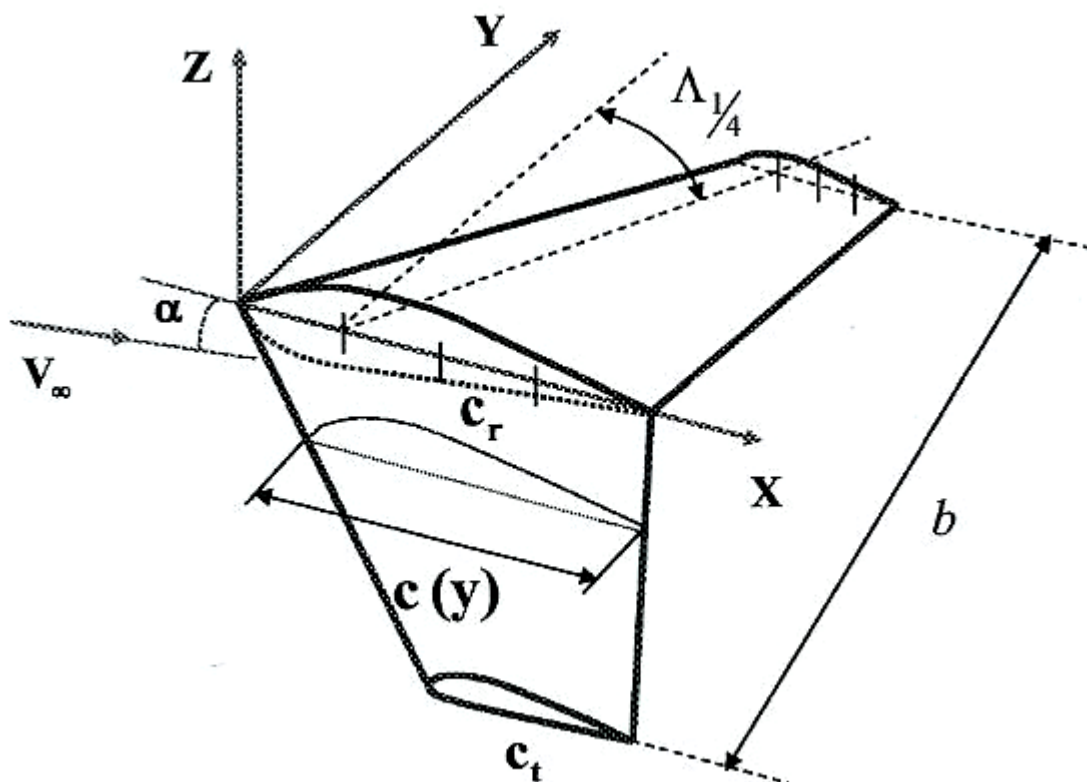


Ilustración 2-1. Geometría del ala.

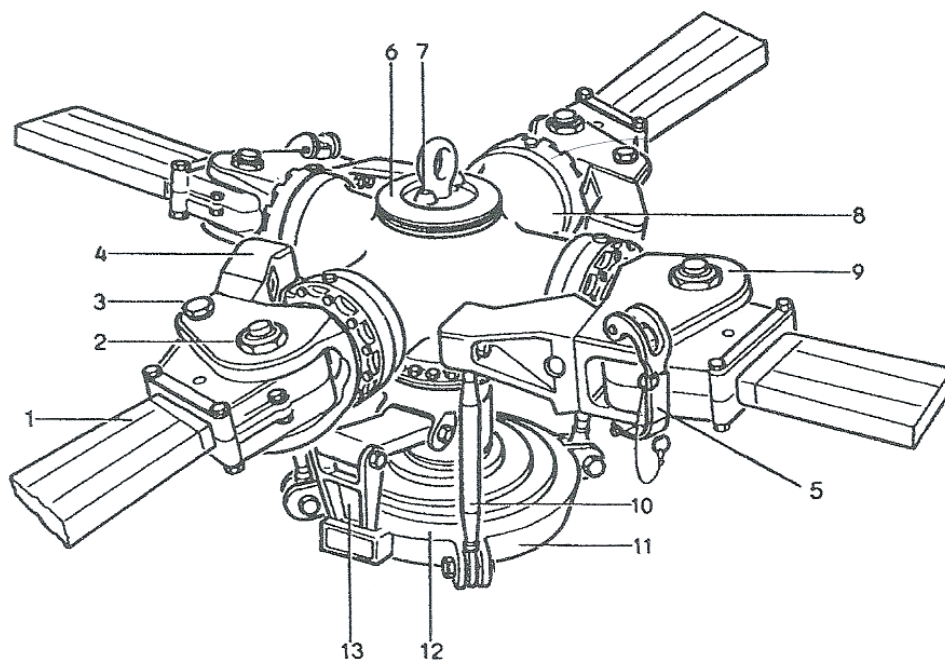
En la tabla 2.1 se muestra la nomenclatura empleada.

Tabla 2-1. Nomenclatura empleada para el ala del UAV.

| | |
|-------------------|--|
| b | envergadura |
| c | cuerda |
| S | superficie alar |
| $A=b^2/S$ | alargamiento |
| c_t | representa la cuerda en la punta del ala |
| c_r | representa la cuerda en el encastre |
| $\lambda=c_t/c_r$ | estrechamiento |
| Λ | flecha: ángulo formado entre la línea de referencia y el eje Y |
| ε | torsión: ángulo formado entre la cuerda en la punta y la cuerda en el encastre |
| δ | diedro: ángulo formado por el plano de cada semiala con el eje Y |

Si se tiene en cuenta la posibilidad de que el UAV sea un helicóptero sería necesario estudiar la aerodinámica del rotor haciendo uso de la teoría de la cantidad de movimiento y/o la teoría del elemento de pala. El uso de un helicóptero sería inviable principalmente por las condiciones meteorológicas de Marte. Además, el rotor principal supone un gran incremento de peso y habría que considerar los cambios de temperatura que experimentaría la lubricación del rotor, todo esto sin tener en cuenta que las palas debería tener una gran longitud y esto dificultaría el transporte. Todos estos inconvenientes descartan el uso del helicóptero en este proyecto. En la ilustración 2.2 se ilustra un rotor en el que se puede apreciar la complejidad mecánica de este elemento.

El dirigible es a priori la opción más económica y sencilla. La principal diferencia respecto al avión o el helicóptero se basa en la sustentación aerodinámica. Mientras que en el avión y el helicóptero la sustentación se consigue gracias a la diferencia de presión entre el intradós y extradós el dirigible obtiene la sustentación aerostática mediante depósitos llenos de un gas de menor densidad a la atmósfera circundante. El problema que plantea esta solución son las dimensiones del vehículo y la meteorología de Marte. Los fuertes vientos y tormentas de arena hacen inviable esta posibilidad.



Cabeza del rotor principal

- | | |
|--|-----------------------------------|
| 1 Pala del rotor | 8 Pieza estrellada del rotor |
| 2 Perno primario de la pala | 9 Manguito interior |
| 3 Perno secundario de la pala | 10 Varillas de control rotacional |
| 4 Palanca de control | 11 Plato oscilante |
| 5 Perno secundario opcional para el plegado de la pala del rotor (Equipo opcional) | 12 Pantalla de goma |
| 6 Tapa | 13 Tijeras |
| 7 Tornillo de purga de aire | |

Ilustración 2-2. Partes del rotor principal del MBB-BO 105.

2.2 El efecto tridimensional

Para poder hacer una estimación coherente de la sustentación ejercida por un ala y poder decidir de manera sensata la geometría óptima de la misma deben tenerse en cuenta los factores que se detallan a continuación.

En un ala de alargamiento finito, tanto las presiones como las velocidades varían a lo largo de la envergadura lo que produce una velocidad secundaria que en el extradós va de afuera hacia dentro y en el intradós de dentro hacia fuera, entendiendo por fuera y dentro los bordes marginales y el plano de simetría, respectivamente. En la ilustración 2.3 se han dibujado las líneas de corriente en un ala de alargamiento finito y con ángulo de ataque positivo.

En los extremos del ala, el aire trata de pasar de abajo hacia arriba rodeando los bordes marginales y todo este conjunto se comporta como si a partir del plano del ala y siguiendo la dirección de corriente se generaran unos torbellinos que escapan con sus ejes perpendiculares al borde de salida del ala y cuya intensidad aumenta conforme nos acercamos al borde marginal, siendo cero en el plano de simetría.

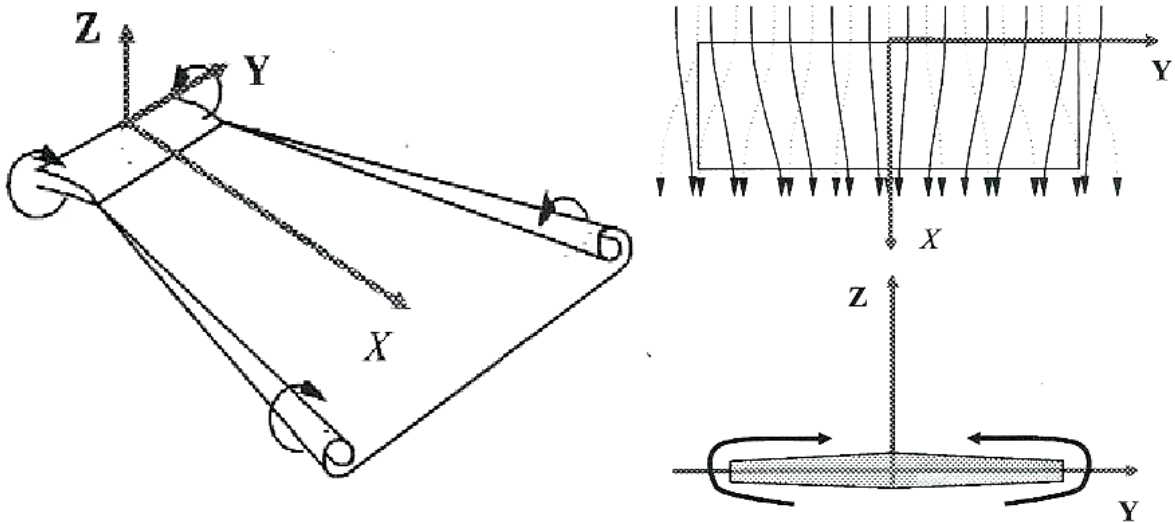


Ilustración 2-3. Líneas de corriente en un ala de alargamiento finito.

Los torbellinos que escapan del ala se denominan torbellinos libres, y los que tienen su eje paralelo a la envergadura y producen la circulación sobre el perfil se denominan ligados.

La intensidad de los torbellinos ligados disminuye del eje de simetría hacia los extremos en razón del desprendimiento de los torbellinos libres, de forma que la circulación es máxima en el centro y nula en los extremos.

Como la sustentación de cada sección del ala está íntimamente ligada a la circulación, es evidente que la sustentación a lo largo de un ala no es constante

aunque lo sean las cuerdas, el ángulo de ataque geométrico, la velocidad y el perfil. Esta sustentación dependerá del ángulo de ataque real de cada sección, que dependerá a su vez de la velocidad que los torbellinos libres induzcan a lo largo de la envergadura. En la ilustración 2.4 se presentan los torbellinos libres y ligados para el caso de un ala rectangular con flecha y para un ala con flecha positiva y cuerda variable.

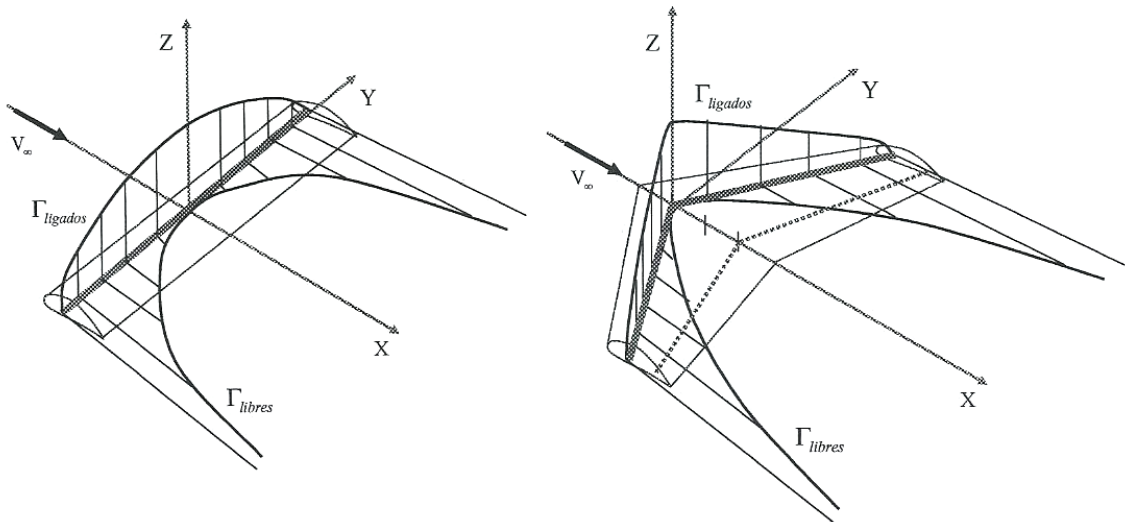


Ilustración 2-4. Distribución unidimensional de torbellinos.

El efecto de los torbellinos libres sobre un perfil cualquiera del ala es crear una pequeña velocidad inducida hacia abajo V_i , según se ve en la ilustración 2.5.

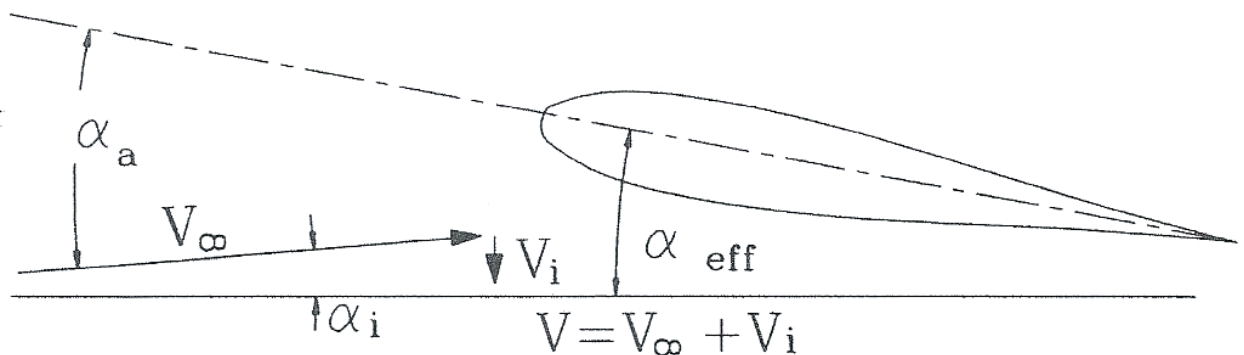


Ilustración 2-5. Velocidad inducida y ángulo de ataque efectivo sobre un perfil cualquiera del ala sometido a los efectos del movimiento tridimensional.

Como consecuencia de esta velocidad inducida, la velocidad local incidente sobre el perfil no es V_∞ sino V , inclinada hacia abajo el ángulo α_i , denominado ángulo de ataque inducido.

El ángulo de ataque real del perfil se denomina ángulo de ataque efectivo α_{eff} , que se obtiene mediante, $\alpha_{eff} = \alpha_a - \alpha_i$, donde α_a es el ángulo de ataque aerodinámico (ángulo formado entre la corriente libre y la línea de sustentación nula del perfil).

El efecto del ángulo de ataque inducido es, por un lado, hacer disminuir la sustentación, al disminuir el ángulo de ataque local y, por otro, generar una resistencia aerodinámica al inclinar la sustentación local hacia atrás. Esta resistencia se llama resistencia inducida y tiene su origen en el efecto tridimensional del ala como elemento sustentador y no en la viscosidad como la resistencia de fricción y de presión.

Por tanto, el efecto del movimiento tridimensional produce una reducción de la sustentación y genera una resistencia inducida. El objetivo es tratar de reducir estos efectos ya que la densidad de Marte es muy baja y cualquier mejora aerodinámica será muy importante.

Para reducir el efecto tridimensional hay que centrarse en la forma del ala y en la distribución de torsión. Las alas con menor efecto tridimensional son las elípticas, las que tienen gran alargamiento y otro elemento importante son los *winglets*. Estos últimos contribuyen a disminuir el efecto tridimensional, pero aumentan el peso y la resistencia, por lo que tal vez no interesa realizar esta mejora. También es importante desde el punto de vista de la distribución de torsión reducir el ángulo de ataque desde el encastre hacia la punta.

El coeficiente de resistencia inducida es proporcional al cuadrado del coeficiente de sustentación e inversamente proporcional al alargamiento, por ello es importante tener alargamiento elevado.

2.3 Características aerodinámicas globales del ala

Resistencia aerodinámica del ala

El cálculo de la resistencia aerodinámica presenta dificultades en su cálculo muy superiores a las del cálculo de la sustentación. No obstante, a partir de los valores del perfil pueden obtenerse resultados aceptables.

Considerando que el coeficiente de resistencia del ala es suma del coeficiente de resistencia parásita y el coeficiente de resistencia inducida, obtenemos la expresión 2.1.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

2.1

El coeficiente de resistencia parásita es el valor de C_D para $C_L = 0$.

El coeficiente de resistencia inducida viene determinado por la expresión 2.2.

$$C_{Di} = C_L^2 / (\pi \cdot A \cdot e) \quad 2.2$$

donde e es un parámetro dependiente de la forma del ala. Su valor será igual a la unidad para alas elípticas y tendrá valores menores que la unidad para cualquier otro tipo de alas.

Con todo esto el valor del coeficiente de resistencia aerodinámico vendrá dado por

$$C_D = C_{D0} + C_L^2 / (\pi \cdot A \cdot e) \quad 2.3$$

Efecto de la flecha

La flecha puede ser positiva cuando el eje del ala se desplaza hacia atrás respecto a la dirección de vuelo y negativa en caso contrario (ilustración 2.6). La gran mayoría de las alas se diseñan con flecha positiva y los casos de alas con flechas negativas se han desechado después de alguna época de uso. En algunos casos, el motivo de la flecha negativa es más estructural que aerodinámico. Generalmente la flecha no es constante y varía desde su máximo valor en el encastre hasta el mínimo en el borde marginal, esta configuración hace que la resistencia aerodinámica sea menor.

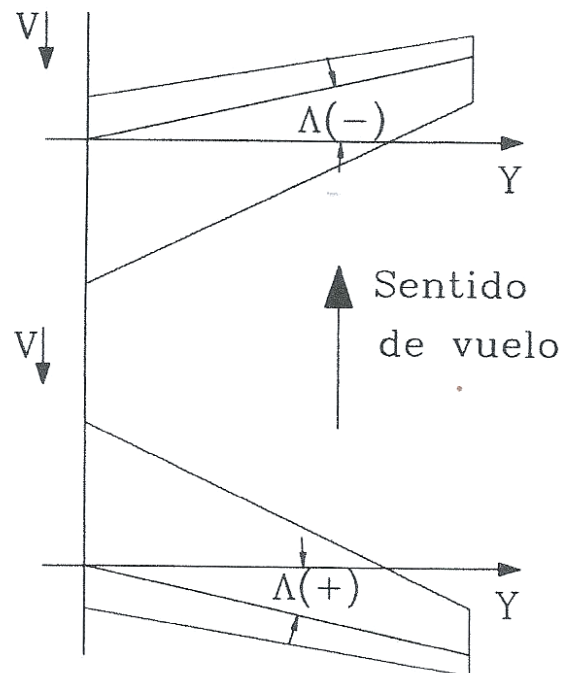


Ilustración 2-6. Flecha negativa (parte superior) y flecha positiva (parte inferior).

El ángulo de incidencia de la corriente con un ala con flecha es distinto respecto a un ala sin flecha, al igual que su distribución de presiones, de modo que la flecha afecta a la sustentación (C_L) y al número de Mach crítico (M_{CR}).

$$L = (1/2) \cdot \rho \cdot V_{\infty}^2 \cdot \cos^2 \Lambda \cdot S \cdot C_L \cdot (\alpha / \cos \Lambda) \quad 2.4$$

La pendiente de la curva de sustentación queda multiplicada por $\cos \Lambda$.

La variación real es más compleja. Debe tenerse en cuenta que el esquema de flujo se presenta como si aguas arriba los tubos de corriente se expansionaran y por el contrario aguas abajo se contrajera para $\Lambda > 0$ (ilustración 2.7). Lo contrario ocurre si la flecha es negativa.

Como conclusión fundamental debe obtenerse la de que la flecha actúa retrasando los fenómenos de compresibilidad. En el presente proyecto se considerará la atmosfera de Marte como un fluido incompresible para simplificar los cálculos.

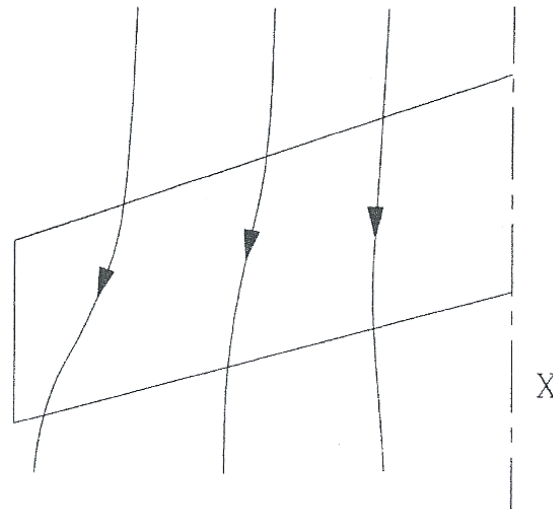


Ilustración 2-7. Expansión de los tubos de corriente.

La ilustración 2.8 refleja un claro ejemplo de cómo una variación en la forma de las alas afecta a los coeficientes de sustentación y resistencia. En A el ala no tiene los flaps desplegados, en B están ligeramente desplegados y finalmente en C los dispositivos hipersustentadores se encuentran completamente desplegados. Puede observarse que el valor del coeficiente de sustentación se incrementa notablemente, pero esto repercute en el coeficiente de resistencia que también experimenta un aumento.

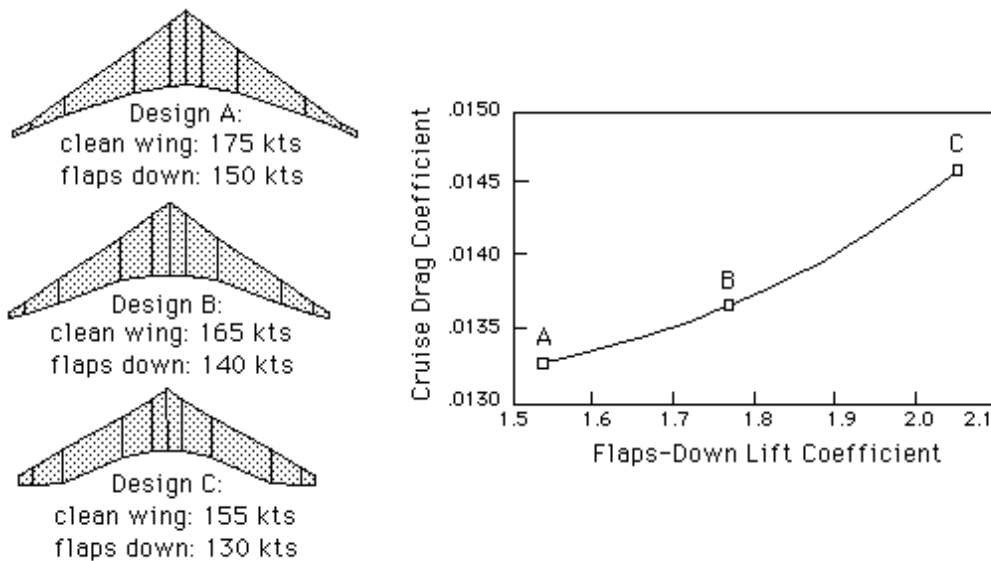


Ilustración 2-8. Variación de los coeficientes de sustentación y resistencia en función de la posición de los flaps.

2.4 Cálculo de la sustentación y la resistencia

La sustentación aerodinámica es una fuerza cuyo origen proviene de la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós del ala. Esta fuerza es perpendicular a la de la velocidad de la corriente incidente.

Para el cálculo de dicha sustentación se tomarán como hipótesis de partida que el fluido es incompresible (hipótesis fiable si el Mach es menor a 0,4) y estacionario ($dx/dt = 0$).

La expresión 2.5 empleada para el cálculo de la sustentación.

$$L = (1/2) \cdot \rho \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_L \quad 2.5$$

Para el cálculo del coeficiente de sustentación se recurrirá a la expresión 2.6 que corresponde a la ecuación de una recta.

$$C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{L0} \quad 2.6$$

En la ilustración 2.9 se presenta una curva típica del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.

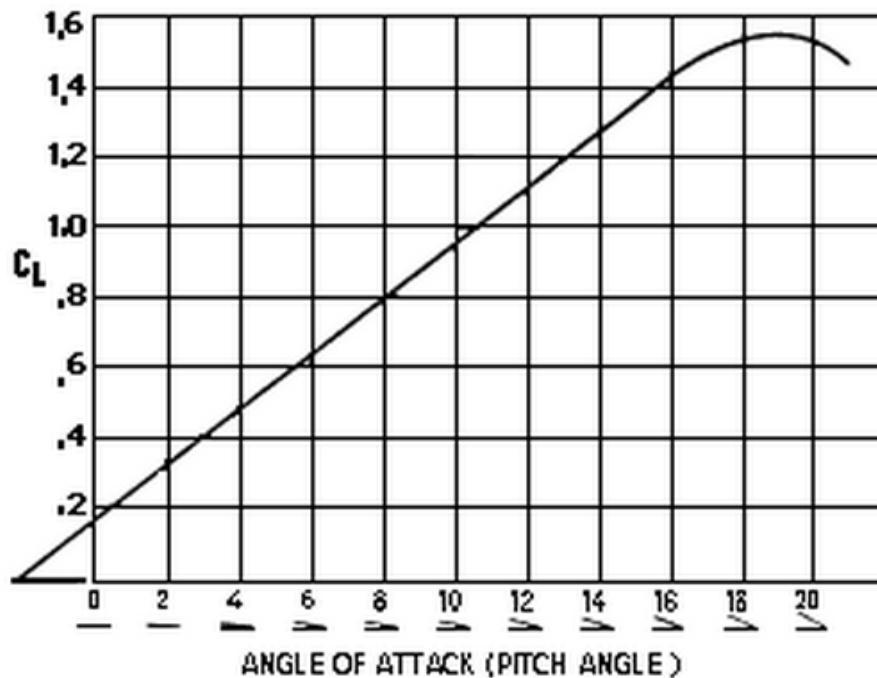


Ilustración 2-9. Curva del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.

La resistencia aerodinámica haciendo las hipótesis marcadas anteriormente puede calcularse como:

$$D = (1/2) \cdot \rho \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_D \quad 2.7$$

El cálculo del coeficiente de resistencia se ha mostrado en un apartado anterior (expresión 2.3).

2.5 Número de Mach

Posteriormente es importante estimar el número de Mach al que volaremos para saber si el régimen de vuelo es compresible o incompresible. Este es el parámetro fundamental para determinar la geometría de las alas, puesto que en el caso de ser compresible ($M \geq 0,4$) la mejor geometría para las alas sería similar a la de los aviones comerciales, es decir, un ala con flecha. Sin embargo, si volamos en incompresible ($M < 0,4$) la mejor geometría sería la de los veleros, es decir, alas sin flecha y de gran alargamiento.

El número de Mach viene determinado por la expresión 2.8.

$$M = V_{\infty} / c \quad 2.8$$

donde V_{∞} es la velocidad de vuelo y c la velocidad del sonido.

La velocidad del sonido puede determinarse mediante la fórmula 2.9.

$$c = (\gamma \cdot R_g \cdot T)^{1/2} \quad 2.9$$

siendo γ el exponente de la transformación isotrópica, R_g la constante específica de la atmósfera de Marte y T la temperatura.

La ilustración 2.10 refleja una comparación de los valores que toma la velocidad del sonido, comparando los valores obtenidos en la Tierra frente a los valores en Marte.

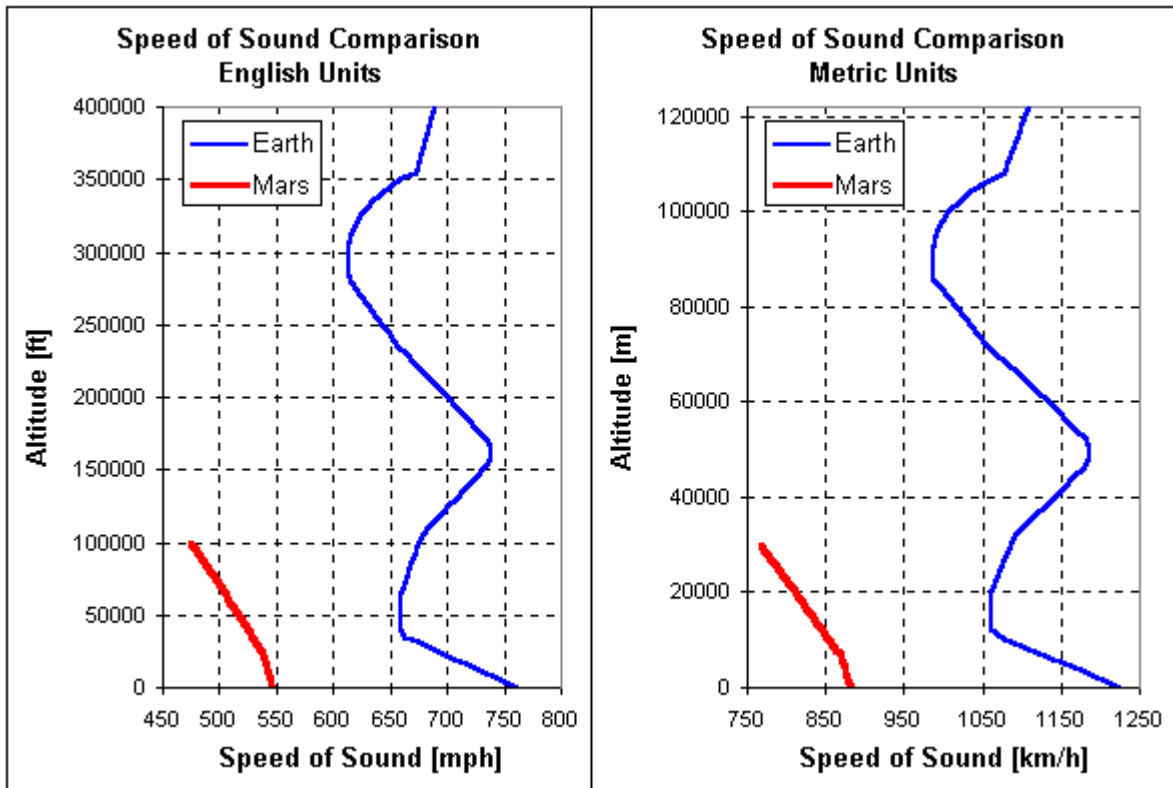


Ilustración 2-10. Variación de la velocidad del sonido con la altura en la Tierra (azul) y en Marte (rojo).

En la ilustración 2.11 se representa la variación del número de Mach con la altura para las velocidades de crucero que se muestran en la tabla 2.2.

Tabla 2-2. Rango de velocidades en metros por segundo.

| V ₁ | V ₂ | V ₃ | V ₄ | V ₅ | V ₆ | V ₇ | V ₈ | V ₉ | V ₁₀ |
|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|-----------------|
| 100 | 135 | 170 | 205 | 240 | 275 | 310 | 345 | 380 | 415 |

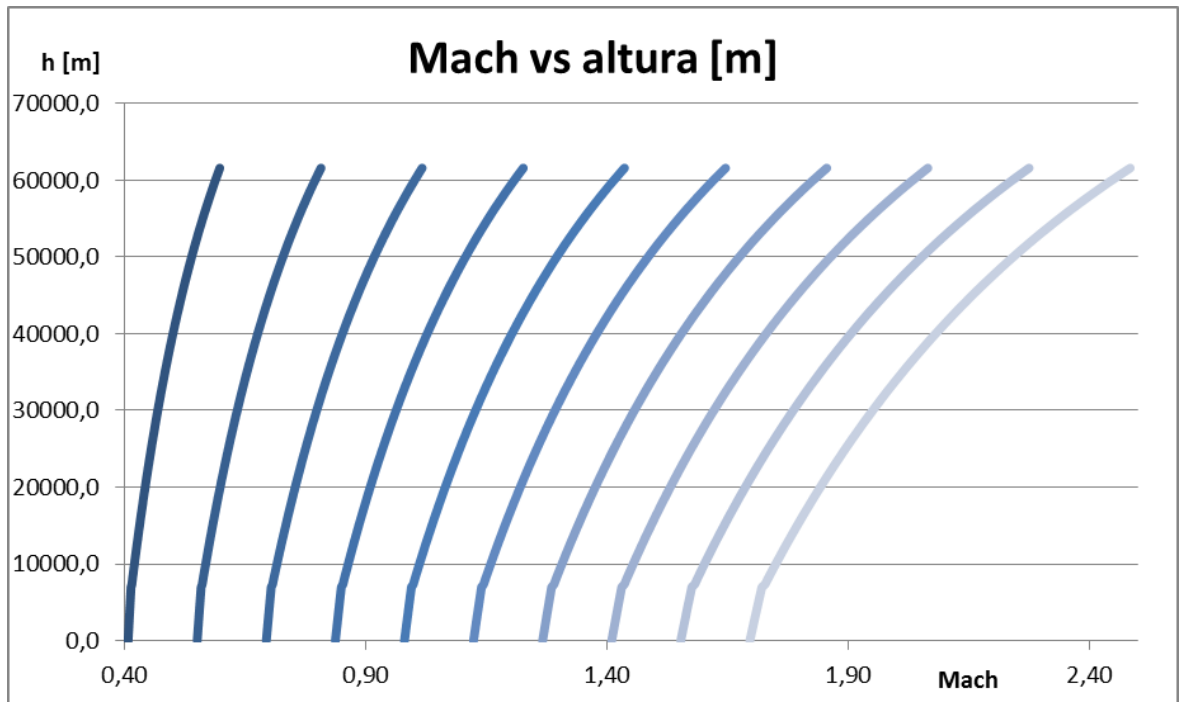


Ilustración 2-11. Mach en función de la altura para el rango de velocidades mostrado en la tabla 2.2.

Estructuras 3

3 Estructuras

Los materiales constructivos del UAV han de estar preparados para soportar las solicitaciones a las que está sometida la cápsula de reentrada en la atmósfera de Marte además de las reducidas temperaturas que hay en Marte y por supuesto a las cargas que se producen en una aeronave en vuelo. Por ello, teniendo en cuenta el diseño del UAV, es necesario que su peso no sea excesivo puesto que, como se ha indicado anteriormente, el aumento de envergadura y superficie alar es considerable. De esta forma la aeronave debe estar constituida por materiales cuya relación específica de peso sea relativamente baja como son aleaciones de aluminio, acero y titanio mencionando también los materiales compuestos que son parte importante del diseño para reducir el peso de dicho dispositivo.

3.1 Cargas sobre el UAV

La aeronave estará sometida a cargas de distinta índole que serán examinadas a continuación.

Cargas sobre la aeronave

Para poder elegir correctamente los materiales y definir los elementos estructurales principales (PSEs) es imperativo conocer las cargas a las que estará sometida la aeronave. Las cargas sobre la aeronave pueden dividirse en categorías:

1. Cargas aerodinámicas. Producidas a consecuencia de las fuerzas aerodinámicas como las cargas de maniobra, por ráfagas de aire o debidas al movimiento de las superficies de control.
2. Cargas debidas al sistema de propulsión. Generadas debido al empuje o tracción, cargas giroscópicas, cargas de vibración, etc.
3. Cargas debidas a la inercia. A consecuencia de la aceleración, vibración, flameo, etc.
4. Cargas de aterrizaje. Incluyen las cargas verticales de aterrizaje, la frenada, etc.
5. Cargas durante el desacople.
6. Cargas diversas. Impacto y colisión controlada (aterrizaje forzoso), cargas debidas a variaciones bruscas de temperatura, etc.

En la ilustración 3.1 se exponen las cargas aerodinámicas principales a las que estará sometida la estructura global de la aeronave.

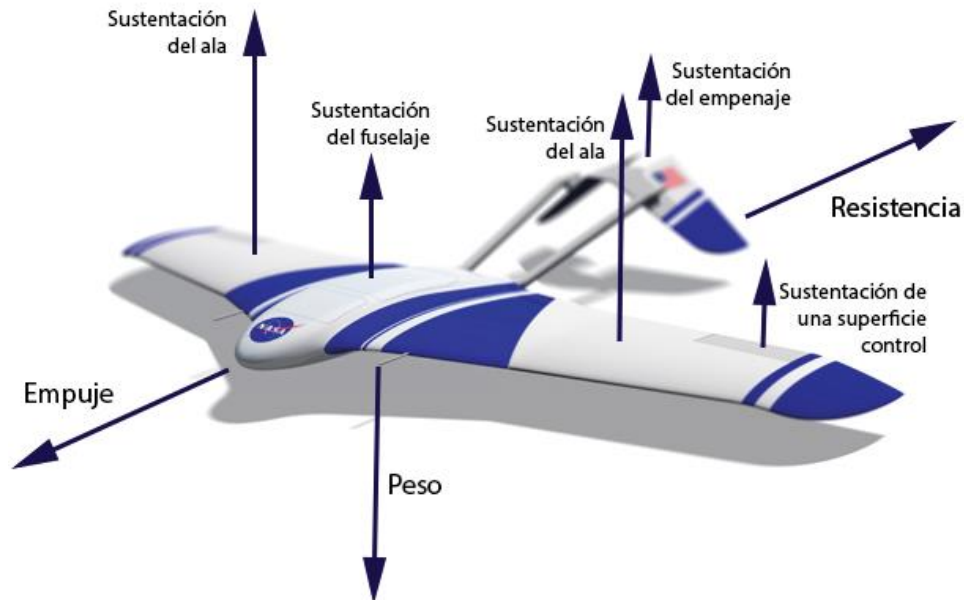


Ilustración 3-1. Cargas aerodinámicas principales a las que se someterá la estructura del UAV (prototipo ARES de la NASA).

Cargas sobre el fuselaje

Debido a la baja densidad atmosférica de Marte y a la necesidad de generar la mayor sustentación posible, el fuselaje al igual que las alas deberá contribuir a la sustentación. Las cargas sobre el fuselaje serán cargas aerodinámicas, cargas como consecuencia de las maniobras de vuelo, también hay que considerar la variación de peso debida al gasto de combustible, cargas de inercia, cargas debidas al tren de aterrizaje (frenada, frenada asimétrica, etc.), cargas producidas en las superficies de control, etc.

En la ilustración 3.2 se muestra el estado de cargas del fuselaje de la aeronave, en naranja se marca la zona de interacción entre el ala y el fuselaje y en verde la zona de interacción entre la cola y el fuselaje. Estas zonas estarán transmitiendo esfuerzos constantemente entre las diferentes partes que une.

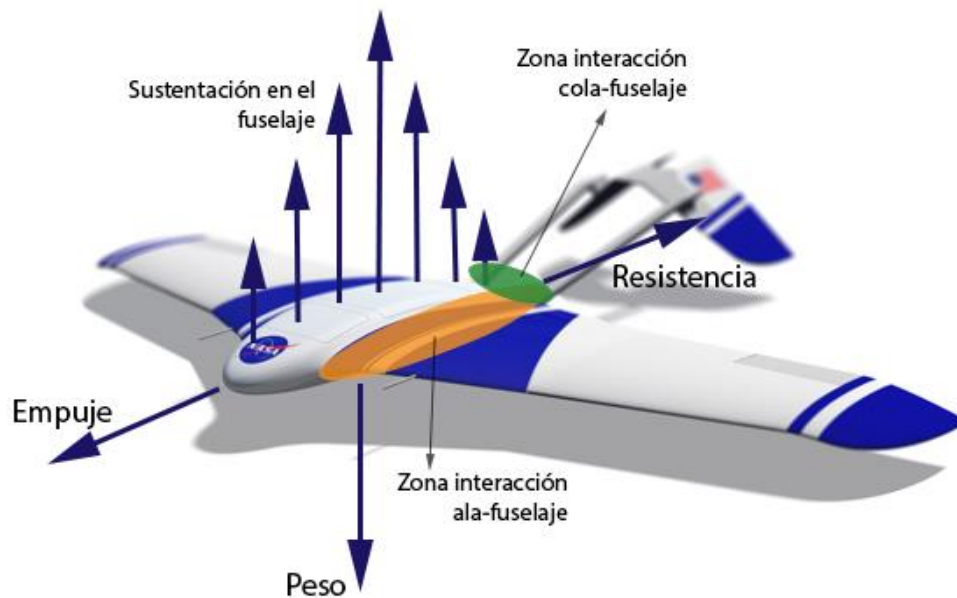


Ilustración 3-2. Cargas principales a las que se someterá el fuselaje del UAV (prototipo ARES de la NASA).

Cargas sobre el ala

Las alas están sometidas a una distribución no uniforme de cargas aerodinámicas que varía desde el encastre hasta la punta, cargas debido al efecto del fuselaje, cargas debidas a ráfagas, al aterrizaje, a las superficies de control, a la distribución de pesos, cargas de inercia durante la frenada, gradientes de temperatura, etc. También cobran especial importancia los fenómenos aeroelásticos:

- Reversión de mandos: una deflexión a alta velocidad conlleva, que en alas flexibles el cambio de distribución de sustentación cree una torsión/flexión que haga perder la efectividad del mando. Para evitarlo será necesario la colocación de spoilers y equipar la aeronave con un software de control de vuelo capaz de lidiar con esta circunstancia.
- Flutter-flameo: Produce una oscilación inestable divergente de la estructura.
- Divergencia del ala: puede romper la estructura.
- Buffeting: es la vibración de un componente o estructura sometida a un impulso vibratorio debido a un flujo aerodinámico.

Estos efectos se producen a altas velocidades y habrá que tenerlos en cuenta para no comprometer el cumplimiento de la misión.

En la ilustración 3.3 se muestran las principales cargas a las que estará sometida la estructura del ala.

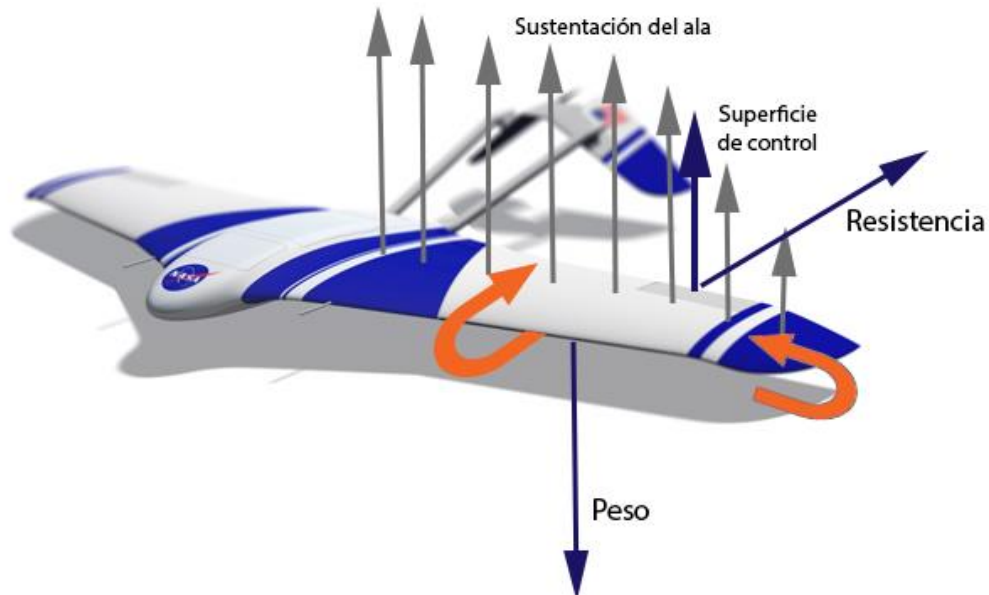


Ilustración 3-3. Cargas principales a las que se someterá el ala del UAV (prototipo ARES de la NASA).

Cargas sobre el empenaje

Pueden dividirse en cargas horizontales y verticales.

- Horizontales: cargas asimétricas (debidas a buffeting, desalineamiento, maniobras de alabeo y guiñada), cargas por turbulencia, etc.
- Verticales: por deflexión de las superficies de control, ráfagas horizontales, empuje asimétrico, etc.

En la ilustración 3.4 se ilustran algunas de las cargas a las que se someterá la cola de la aeronave, pueden observarse en rojo los puntos de interacción entre la cola y el fuselaje.

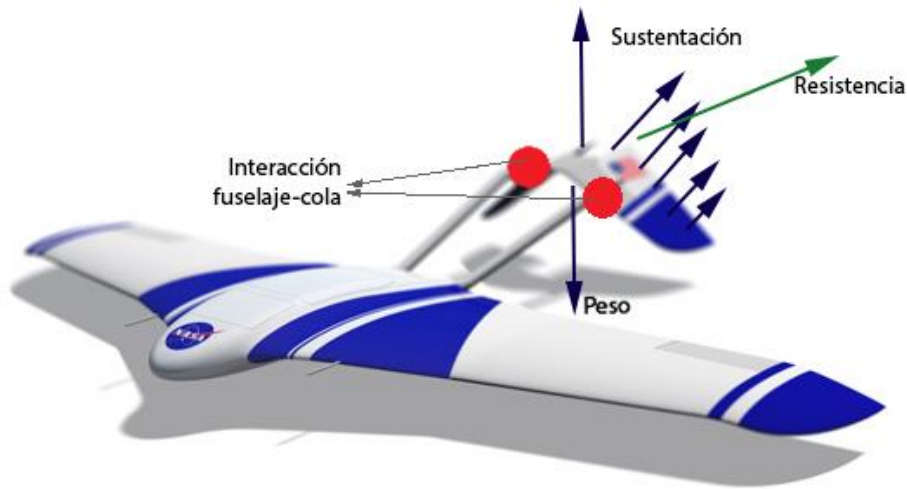


Ilustración 3-4. Cargas principales a las que se someterá la cola del UAV (prototipo ARES de la NASA).

3.2 Clasificación de las estructuras y filosofía de diseño

Es importante determinar los elementos estructurales principales (PSE) y centrarse en su diseño. Un PSE es un elemento que contribuye significativamente a soportar cargas y que su integridad es esencial para mantener la capacidad de la estructura completa de la aeronave. Entre los PSEs destacan los largueros principales, mamparos, costillas, paneles portadores de esfuerzos que sirvan para estabilizar las cargas de tensión y compresión entre los PSEs, cualquier grupo de partes de la estructura en las que un fallo simple pueda representar la pérdida de la aeronave a la carga máxima, montantes del motor, herrajes de bloqueo del tren de aterrizaje, etc.

En lo que respecta a la filosofía de diseño debe determinarse si se desean fabricar los elementos a vida segura (*safe life*), seguros ante el fallo (*fail safe*) o tolerantes al daño (*damage tolerant*). Por motivos de seguridad de la misión y atendiendo al coste económico que supondría una misión de estas características la mejor opción a priori sería diseñar los PSEs seguros ante el fallo. Esta filosofía de diseño tiene en consideración que estructuralmente deben existir dos o más caminos de carga, uno de ellos principal y otros que pueden encontrarse o no cargados. En una estructura diseñada a *fail safe* se admite el fallo en cualquier elemento, en cualquier segmento de vuelo sin tener en cuenta cuando ocurre. Este fallo no debe comprometer el vuelo ni el aterrizaje. Se admite la disminución de la capacidad siempre que no se comprometa la misión.

No obstante, esta filosofía no tiene en consideración posibles defectos de fabricación o montaje, por ello se optará por diseñar la estructura conforme a la premisa de la tolerancia al daño que sí tiene en consideración estos posibles

defectos. Con *damage tolerant* se intenta asegurar que el daño inicial no crezca hasta un daño que pueda hacer peligrar la seguridad del vuelo durante la vida en servicio de la aeronave.

3.3 Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje constituye una parte importante principalmente si se desea recuperar la aeronave una vez terminada la misión. En el caso que se estudia el UAV irá provisto de un tren de aterrizaje preparado y adaptado para las condiciones de Marte. La función de este dispositivo es la de disipar la energía asociada al descenso durante el aterrizaje.

Hay numerosas variables involucradas que habrá que considerar como la velocidad de impacto, las características de absorción de energía del amortiguados, la posición de la aeronave en la toma, la sustentación del ala, la masa del avión, la distribución de masa en cada tren, el coeficiente de fricción, el comportamiento del amortiguador, etc.

Teniendo en cuenta que la orografía del terreno de Marte es abrupta, el tren de aterrizaje se compondrá de unos patines que se sostendrán en el intradós de las alas y otro en el morro. Se ha elegido el patín como mejor solución de diseño en detrimento de las ruedas ya que debido al impacto durante el aterrizaje alguna de ellas podría sufrir un fallo ocasionando daños estructurales.

Materiales 4

4 Materiales

Los materiales conforman una parte fundamental siendo el objetivo prioritario elegir correctamente el material de cada elemento de forma que sea capaz de soportar las sollicitaciones a las que estará sometido y que su peso sea el menor posible. Los materiales más usados en la aeronáutica son los aceros, aluminios, titanio y materiales compuestos.

Acero

Son tres veces más densos que el aluminio pero también tres veces más resistentes. Este tipo de materiales no deben usarse en materiales de distinta electronegatividad para prevenir la corrosión galvánica. Sus propiedades mejoran con aleaciones de carbono. Entre los tipos más característicos destacan los aceros al carbono, aceros aleados, aceros inoxidables, aceros para altas temperaturas o super aleaciones.

Aluminio

Las principales ventajas de este material residen en su ligereza, facilidad de reparación, es fácilmente mecanizable y además se conoce su comportamiento frente a la fatiga, la corrosión y la anisotropía.

En cuanto a las desventajas destacan el envejecimiento (cambio de propiedades con la temperatura), se daña fácilmente, su uso está muy limitado a altas temperaturas y aparecen signos de fatiga cuando se le somete a cargas alternas.

En la tabla 4.1 se presentan los aluminios más empleados en la industria aeronáutica y sus principales características.

Tabla 4-1. Principales tipos de aluminio empleados en la industria aeronáutica.

| Tipo | Características |
|------------|--|
| Serie 7000 | Buena resistencia estática a las grietas de fatiga. Se usa para compresión en el extradós de las alas. Sufre problemas de corrosión bajo tensiones |
| Serie 2000 | Presenta una mejor resistencia a fatiga y mejor resistencia a la corrosión que la serie 7000. Se emplea para el intradós de las alas |
| Al - Li | Presenta mejores características que los anteriores y una buena resistencia a corrosión |

| | |
|----|--|
| T6 | Buen comportamiento cuando se le somete a cargas de compresión |
| T7 | Buen comportamiento cuando se le somete a cargas de tracción |

Titanio

Las ventajas de este material son el buen aguante térmico (hasta temperaturas de unos 800°C), buena relación de resistencia tensión-fatiga, resistencia a la corrosión, densidad a mitad de camino entre el aluminio y el acero, baja conductividad eléctrica y térmica y un mecanizado similar al acero.

Las desventajas son el elevado precio, que debe protegerse contra frotamientos y que emite chispas al golpearse.

Material compuesto

Las principales ventajas de este material son su resistencia a fatiga, gran rigidez, buen comportamiento a rotura, amortigua vibraciones, baja densidad, no presenta corrosión y tampoco conductividad.

Por el contrario es frágil, no presenta daño visible tras impacto, absorbe humedad que reducen sus propiedades, tiene un elevado coste, baja resistencia al choque, difícil fabricación y se ve afectado de manera negativa por la humedad y la temperatura.

Algunos de los más utilizados son los que muestra la tabla 4.2.

Tabla 4-2. Materiales compuestos más utilizados en la industria aeronáutica y sus principales usos.

| Tipo | Uso |
|--------------------------|---|
| Epoxi - fibra de carbono | Revestimientos, superficies de mando (función estructural) |
| Epoxi - kevlar | Conductos, superficies geométricas complicadas y resistentes a impacto pero sin función estructural |
| Estructura sandwich | Compuertas y superficies de mando |
| Glare | Aplicaciones en fuselaje |

El *glare* es un material compuesto fabricado a base de capas sucesivas de aluminio y fibra de vidrio. Ofrece buenas prestaciones ante la tolerancia al daño y ante la fatiga.

4.1 Materiales de la cápsula

El UAV irá plegado en una cápsula durante el viaje espacial. En la ilustración 4.1 se muestra la arquitectura de la cápsula y cómo iría plegada la aeronave.

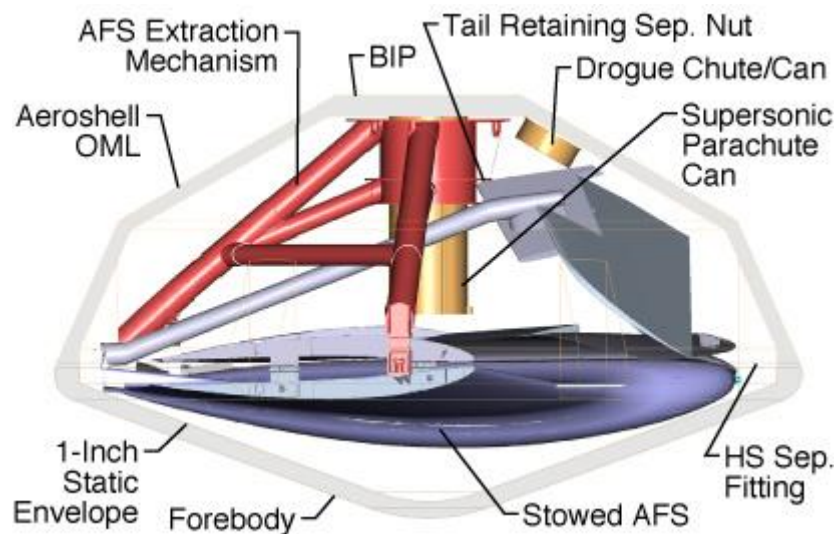


Ilustración 4-1. Cápsula de transporte con el UAV plegado y alojado en su interior (cápsula del prototipo ARES de la NASA).

La cápsula estará compuesta por un material ablativo (material fungible que protege a las naves espaciales y a los satélites recuperables contra el calor de miles de grados engendrado por su roce con el aire a velocidades orbitales), estos materiales son mezclas a base de resinas sintéticas, tales como epóxidos, silicona o nylon, reforzadas con una armadura de fibras refractarias (sílice, amianto, etc.). Se utilizan formando con ellos una coraza aplicada exteriormente sobre las partes frontales de las piezas espaciales que deben soportar el choque térmico. Sus dos cualidades primordiales son poseer la menor conductibilidad térmica posible y el máximo calor latente de cambio de estado.

4.2 Materiales de la aeronave

El avión estará constituido por una estructura que no se diferenciará mucho de la de un avión comercial. La gran mayoría de la estructura primaria (largueros, larguerillos, costillas, mamparos, el revestimiento del ala...) será de aleaciones aluminio que ofrecen una gran resistencia mecánica y se engloban en las

aleaciones ligeras. Una de las configuraciones más eficaces es la construcción en sándwich (dos láminas de material compuesto con un núcleo de aluminio). Se recurrirá en este sentido a aleaciones 7075 y sus variantes como las 7050 y 7150 por presentar una alta resistencia mecánica.

En el aterrizaje actúa uno de los elementos más importantes que es el tren de aterrizaje. Dicho elemento estructural será de aleación de titanio y aleación hierro-carbono (Acero) porque tienen muy buenas características mecánicas. Además el titanio es un material que tiene un índice de corrosión muy bajo y eso es fundamental para la conservación de la estructura.

Los estabilizadores, alerones y partes de la cola estarán compuestos de composites de alta resistencia mecánica como fibra de carbono y kevlar 49 los cuales presentan un peso específico de $1,60 \text{ g/cm}^3$ y $1,38 \text{ g/cm}^3$ respectivamente. Estos materiales exhiben una resistencia mecánica similar al acero, pero son un 75% más ligeros y también tienen tres veces la resistencia mecánica de las aleaciones de aluminio siendo un 25% más ligeros.

Durante el viaje a Marte (7 meses aproximadamente), el avión estará dentro de la cápsula plegado y no tendrá problemas de corrosión. Pero para evitar la corrosión durante su etapa en la Tierra, tanto la procedente de los agentes corrosivos que se encuentran en la atmósfera como de la corrosión por contacto todos los elementos irán tratados (pinturas, cromados, cadmiados, etc.) específicamente para resistir bien la corrosión.

Propulsión 5

5 Propulsión

Dentro de los diferentes modelos de propulsión espaciales tenemos una amplia variedad de sistemas, algunos de ellos ampliamente probados mientras que otros por el contrario están en desarrollo. Para poder aproximarse a conclusiones reales se tendrán en cuenta el nivel de preparación tecnológica (*Technology Readiness Level*) de cada sistema de propulsión.

5.1 Nivel de preparación tecnológica (*Technology Readiness Level*)

Los TRL (*Technology Readiness Levels*) o niveles de preparación tecnológica fueron desarrollados originalmente por la NASA en la década de 1980. Las definiciones originales sólo incluían siete niveles, que se extendieron más tarde a nueve. Se trata de un sistema métrico cuya función es la de evaluar la madurez de una tecnología determinada y compararla con las de su mismo tipo. En la tabla 5.1 están recogidos los distintos TRL con su significado.

Tabla 5-1. Niveles de preparación tecnológica (TRL).

| Technology Readiness Level | Definición |
|----------------------------|---|
| TRL 1 | Principios básicos observados y documentados |
| TRL 2 | Conceptos y/o aplicación de la teoría formulada |
| TRL 3 | Estudios analíticos y experimentales que validen las hipótesis del TRL 2 |
| TRL 4 | Validación de los componentes y subsistemas en el laboratorio |
| TRL 5 | Validación del sistema, subsistema y componentes en entornos simulados |
| TRL 6 | Validación del prototipo en un entorno operativo simulado (en la Tierra o en el espacio) |
| TRL 7 | Demostración del prototipo en un entorno operativo (en la Tierra o en el espacio) |
| TRL 8 | Sistema completado y realización exitosa de un test en entorno operativo (en la Tierra o en el espacio) |

| | |
|-------|--|
| TRL 9 | Realización de una misión con éxito (en la Tierra o en el espacio) |
|-------|--|

En la ilustración 5.1 se ilustran las fases de desarrollo de una tecnología y los TRL que intervienen en cada fase.

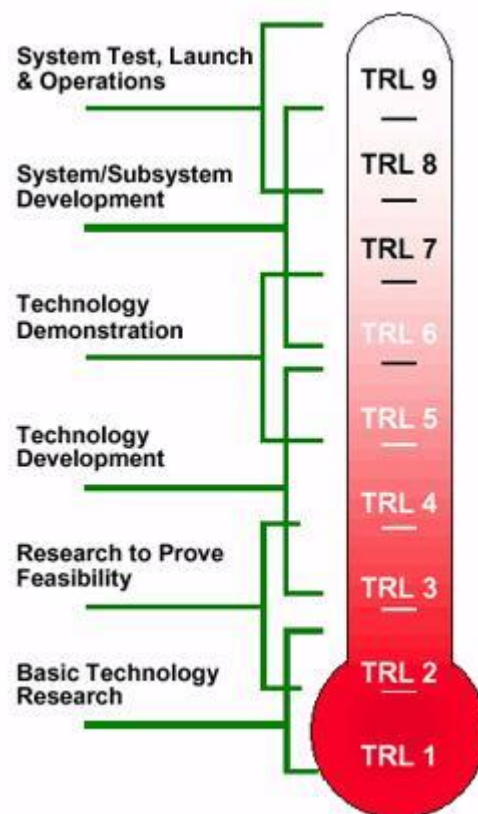


Ilustración 5-1. TRLs que intervienen en cada fase de desarrollo de una tecnología.

5.2 Sistemas de propulsión

Una vez definidos los niveles de preparación tecnológica en la tabla 5.2 se presentan diferentes tipos de propulsión cuyo TRL es igual o superior a 6.

Tabla 5-2. Sistemas de propulsión espacial en fases de desarrollo avanzadas.

| Tipo de propulsión | Velocidad de escape eficaz [km/s] | Empuje [N] | Duración | Nivel de preparación tecnológica |
|-----------------------------|-----------------------------------|---------------------|--------------------------|----------------------------------|
| Monopropellant rocket | 01-mar | 0,1-100 | Milisegundos/ minutos | 9 |
| Dual mode propulsion rocket | 1-4,7 | 0,1-10 ⁷ | Milisegundos/ minutos | 7 |
| Solid-fuel rocket | ≤2,5 | ≤10 ⁷ | Minutos | 9 |
| Liquid fuel rocket | ≤4,4 | ≤10 ⁷ | Minutos | 9 |
| Hybrid rocket | | | Minutos | 9 |
| Arcjet rocket | abr-16 | | Minutos | 8 |
| Resistojet rocket | 02-jun | | Minutos | 8 |
| Nuclear thermal rocket | 9 | 10 ⁷ | Minutos | 6 |
| Air-augmented rocket | 05-jun | 0.1-10 ⁷ | Segundos/ minutos | 6 |
| Electrostatic ion thruster | 15-210 | | Meses/años | 9 |

| | | | | |
|---|---------|-----------------------|-------------------|---|
| Field emission electric propulsion (FEEP) | 100-130 | 10^{-6} - 10^{-3} | Meses/años | 8 |
| Hall effect thruster (HET) | ago-50 | | Meses/años | 9 |
| Liquid air cycle engine | 4,5 | 10^3 - 10^7 | Segundos/ minutos | 6 |
| Magnetoplasmadynamic thruster (MPD) | 20-100 | 100 | Semanas | 6 |
| Pulsed plasma thruster (PPT) | 20 | 0,1 | 2000-10000 horas | 7 |

Una vez determinados los posibles sistemas de propulsión se procede al estudio detallado de cada uno de ellos a fin de determinar el más apropiado para las características de la misión.

El sistema de propulsión más empleado en aeronaves espaciales es el cohete. Se trata de un sistema tecnológicamente muy simple, sin embargo, presenta algunos problemas serios si pensamos en la exploración a largas distancias.

Un cohete (ilustración 5.2) se propulsa produciendo una gran temperatura y empleando esa temperatura para lanzar un gas lo más caliente posible en sentido contrario al del movimiento, impulsándose así hacia delante de acuerdo con el principio de acción y reacción. Las diferencias entre unos diseños de cohetes y otros se limitan a cómo consiguen esas altas temperaturas, qué tipo de combustible, oxidante y propelente utilizan. La mayor parte de los cohetes actuales realizan algún tipo de reacción exotérmica, normalmente combustiones, y luego dejan salir el propelente (muchas veces el propio combustible actúa luego de propelente) a la máxima velocidad posible.



Ilustración 5-2. Cohete de metano-oxígeno (NASA).

La conversión energética en un cohete, por tanto, es de energía térmica a energía mecánica. Dicho de otro modo, un cohete aprovecha el movimiento violento y caótico de las partículas a gran temperatura para convertir parte de esa energía en una más “ordenada”, que impulse la aeronave hacia delante. Desde luego, se trata de un proceso muy poco eficaz energéticamente, ya que no toda la energía térmica se convierte en mecánica, pero a cambio se trata de un proceso violento que puede liberar enormes cantidades de gas caliente en muy poco tiempo y así lograr una fuerza bastante grande.

En las secciones sucesivas se presentan los diferentes tipos de cohetes.

5.2.1 Monopropellant rocket

Los cohetes monopropelentes (*monopropellant rocket*) emplean una única sustancia como propelente.

Los más empleados son los cohetes monopropelentes químicos, cuyo empuje es proporcionado por el producto químico. Es decir, la energía necesaria para propulsar la aeronave está contenida dentro de los enlaces químicos de las moléculas químicas implicadas en la reacción. Su funcionamiento está basado en un depósito donde se almacena el propelente unido a otro donde se encuentra helio o nitrógeno presurizado. La función de este último es la de empujar el propelente a la cámara de descomposición donde se producen las reacciones químicas necesarias para generar el empuje.

Los cohetes monopropelentes de reacción química no son tan eficientes como otras tecnologías de propulsión. Estos sistemas se eligen cuando las solicitudes de simplicidad y fiabilidad superan las de generar un mayor impulso.

5.2.2 Dual mode propulsion rocket

Un dual mode propulsión rocket es un sistema de propulsión que combina cohetes bipropelentes y monopropelentes. La mayoría de este tipo de propulsión es hidracina/ N_2O_4 . Sin embargo hay un segundo tipo llamado MMH/peróxido de hidrógeno pero no es muy común.

En las etapas iniciales del lanzamiento se utiliza el bipropelente para lograr el despegue el combustible bipropelente se pone en funcionamiento a través de un encendedor eléctrico o químico. Una vez fuera de órbita el combustible y el oxidante se apagan y el monopropelente entra en acción para completar la etapa final de la misión. El monopropelente se enciende a través de reacciones químicas.

5.2.3 Solid-fuel rocket

Un cohete de combustible sólido (*solid-fuel rocket*) es un sistema de propulsión que utiliza combustibles sólidos. Este tipo de cohetes eran los más utilizados hasta el siglo XX, posteriormente fueron desplazados por los de combustible líquido y los híbridos puesto que estos ofrecen mayor eficiencia y controlabilidad. Los sólidos se emplean hoy en día en misiles.

5.2.4 Liquid fuel rocket

Es el tipo de cohete más usado, y hasta ahora no encuentran oposición cuando queremos un empuje máximo (por ejemplo, los motores del Shuttle para escapar del campo gravitatorio terrestre). Normalmente son de tipo bipropulsante, teniendo que almacenar dos líquidos que al juntarse en la cámara de combustión reaccionarán entre sí. Esta reacción suele ser una típica RedOx (Reducción-Oxidación) muy violenta, que provoca un escape de gases a altísima velocidad. Estos propulsores deben ser presurizados antes de entrar en contacto en la cámara de combustión, para conseguir aumentar el gasto circulante, y aquí se presenta la primera clasificación de los mismos. Así, se llamarán de Ciclo Cerrado (o combustión escalonada), si un sangrado de estos propulsores se encarga de mover la turbina de presurización para después ser inyectado él mismo también en la cámara de combustión, o de Ciclo Abierto (o generador de gas), si este sangrado, tras la turbina, es eyectado directamente en una tobera auxiliar.

Uno de los propulsores (normalmente el reductor), antes de llegar a la cámara de combustión, recorre un circuito que pasa por dentro de las paredes de la tobera y de la cámara de combustión, con objeto de refrigerarlas. Esto produce un sustancial aumento de las posibles temperaturas de trabajo, con la consiguiente mejora de actuaciones. El más grave inconveniente de los motores de propulsante sólido es fácilmente tratable en este tipo de motores, y es el control del empuje. Simplemente regulamos el paso del gasto másico a la cámara.

Los propulsores más usados son:

Para motores bipropulsores se pueden usar alguna de estas combinaciones:

- Oxígeno líquido y keroseno.
- Hidrógeno líquido y N₂O₄/UDMH (dimetil hidracina asimétrica).

Para monopropulsores se usa la hidracina casi exclusivamente. Con aporte de calor se descompone, formando el gas a alta presión y temperatura requerido para la eyección a través de la tobera. Una vez arrancada la reacción de descomposición, la temperatura de la cámara se encarga de descomponer el gasto aportado, con lo que el ciclo es totalmente autosostenido.

En la ilustración 5.3 se presenta un esquema de un motor cohete de combustible líquido.



Ilustración 5-3. Esquema de un cohete de propulsante líquido.

5.2.5 Hybrid rocket

Un cohete híbrido (*hybrid rocket*) es un cohete con un motor de cohete que utiliza un oxidante líquido y un combustible sólido.

Un cohete híbrido consta de un recipiente a presión que contiene el oxidante líquido, la cámara de combustión que contiene el combustible sólido, y una válvula de aislamiento entre los dos. Cuando se desea empuje, se hace uso de una fuente de ignición adecuada y se abre la válvula. El oxidante entra en la cámara de combustión donde reacciona con el combustible.

En la ilustración 5.4 puede observarse la arquitectura de este sistema de propulsión.

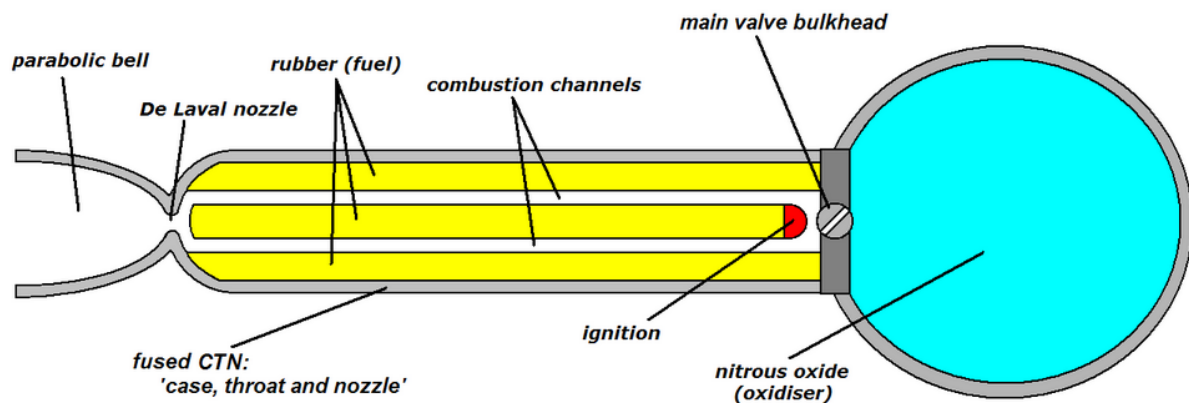


Ilustración 5-4. Esquema de un cohete híbrido (*hybrid rocket*).

5.2.6 Arcjet rocket

Un *arcjet* es un sistema de propulsión eléctrica basado en la creación de una descarga eléctrica (arco) en un flujo de propelente. Esto le aporta una energía adicional de forma que se puede extraer más trabajo de cada kilogramo de propelente, a cambio de un mayor consumo energético y un mayor coste. El inconveniente es que por norma general los niveles de empuje generados por este tipo de sistemas son bajos.

5.2.7 Resistojet rocket

Un resistojet rocket es un sistema de propulsión espacial (basado en la energía eléctrica) que proporciona empuje mediante el calentamiento de un fluido (normalmente no reactivo). El calentamiento es generado por una resistencia que consta de un filamento incandescente que se mantiene caliente gracias al paso de corriente eléctrica a través de él. El gas es calentado expandiéndose y siendo expulsado dando lugar a un empuje. En la ilustración 5.5 puede verse la estructura de este tipo de sistema de propulsión.

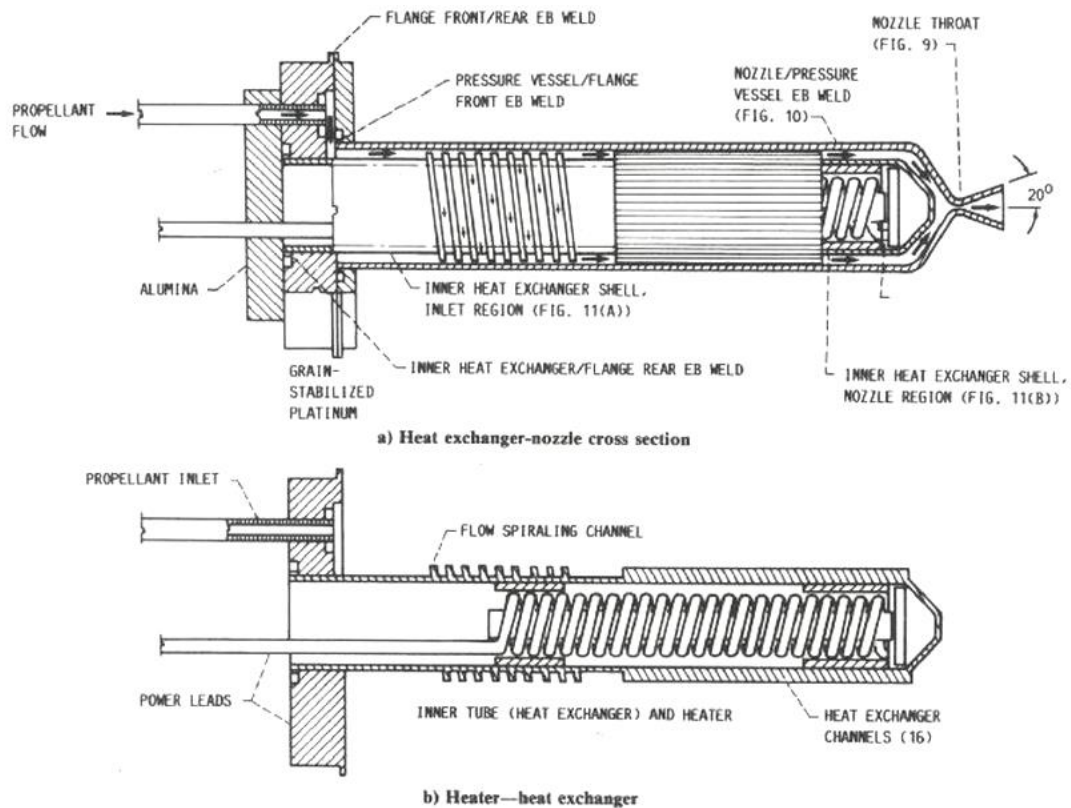


Ilustración 5-5. Resistojet rocket.

Este tipo de sistema se emplea en satélites para inserción en órbita, control de actitud, salidas de órbita, etc.

5.2.8 Nuclear thermal rocket

Un cohete nuclear termal (*Nuclear termal rocket*) emplea un fluido, generalmente hidrógeno líquido, el cual es calentado hasta alcanzar elevadas temperaturas haciendo uso de un reactor nuclear, posteriormente se expande a través de una tobera para generar un empuje. En la ilustración 5.6 puede apreciarse un diagrama de este tipo de cohetes.

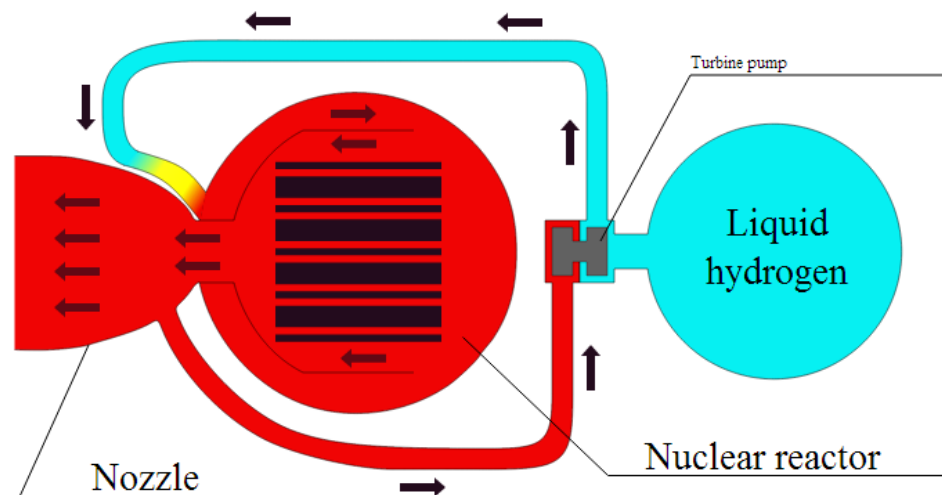


Ilustración 5-6. Diagrama de un cohete termal nuclear.

Puede ser de núcleo sólido, líquido o gaseoso. En la tabla 5.3 se presentan los impulsos que se podrían llegar a obtener con cada una de las configuraciones

Tabla 5-3. Impulso específico para cada una de las configuraciones del reactor nuclear.

| Núcleo del reactor nuclear | Sólido | Líquido | Gas |
|------------------------------|----------|-----------|-----------|
| Impulso específico [s] | 850-1000 | 1300-1500 | 3000-5000 |
| Impulso específico [kN·s/kg] | 8,4-9,8 | 12,8-14,8 | 29,4-49 |

5.2.9 Air-augmented rocket

Un *air-augmented rocket* (“cohete amplificador de aire”) es un sistema similar a un eyector. Un eyector es un dispositivo compuesto por dos flujos de aire separados que convergen para producir un único flujo. En un eyector el flujo primario es el flujo que tiene, respecto al flujo secundario, un impulso significativamente mayor. El flujo primario genera un aumento de la velocidad del flujo secundario en el área de interacción. De esta forma en un *air-augmented rocket* el flujo primario lo componen los gases de escape del cohete, mientras que el flujo secundario fluye por una entrada expuesta a la

atmósfera, por lo que este flujo está compuesto por aire atmosférico. Ambos flujos se mezclan en la sección de mezcla donde se encuentran el flujo primario a elevada temperatura y mayor velocidad y el flujo secundario que es calentado y acelerado por el primario. De esta forma un cohete relativamente pequeño puede acelerar una masa de aire mucho más grande proporcionando un empuje significativamente mayor que el esperado.

Un cohete de propulsante sólido genera un impulso específico de aproximadamente $2,5 \text{ kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$, pero si se hace uso de ambas tecnologías simultáneamente pueden alcanzarse impulsos específicos cercanos a $5 \text{ kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$.

En la ilustración 5.7 se ilustra un *air-augmented rocket* desarrollado por la NASA.

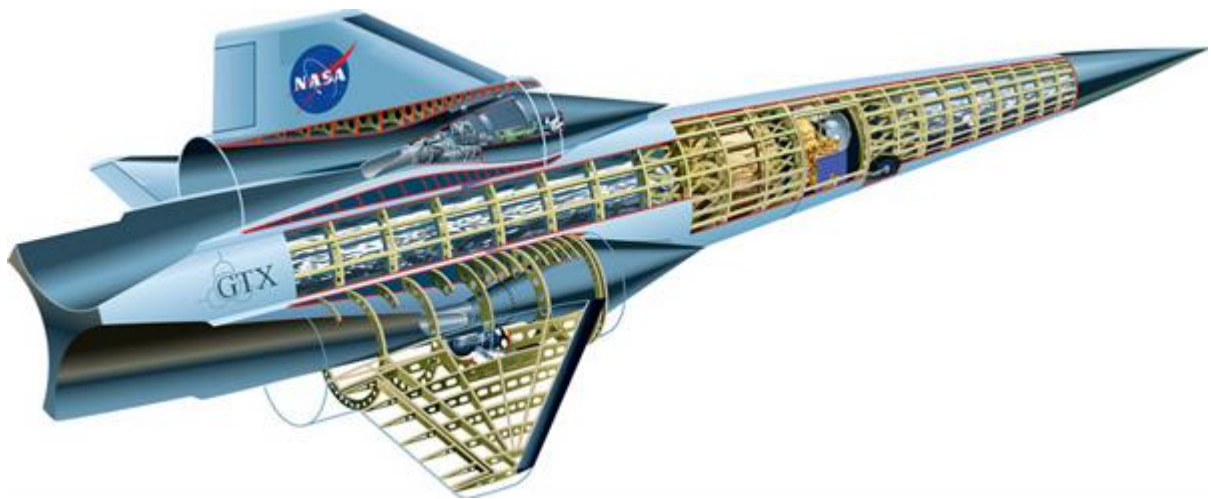


Ilustración 5-7. Vehículo de referencia GTX de la NASA propulsado con un air-augmented rocket.

5.2.10 Electrostatic ion thruster

Este tipo de motores (ilustración 5.8) propulsan iones para obtener empuje. Es un sistema muy eficiente de obtener empujes bajos, funciona con energía eléctrica y poseen electrodos de alta tensión cuya finalidad es acelerar iones haciendo uso de fuerzas electrostáticas.

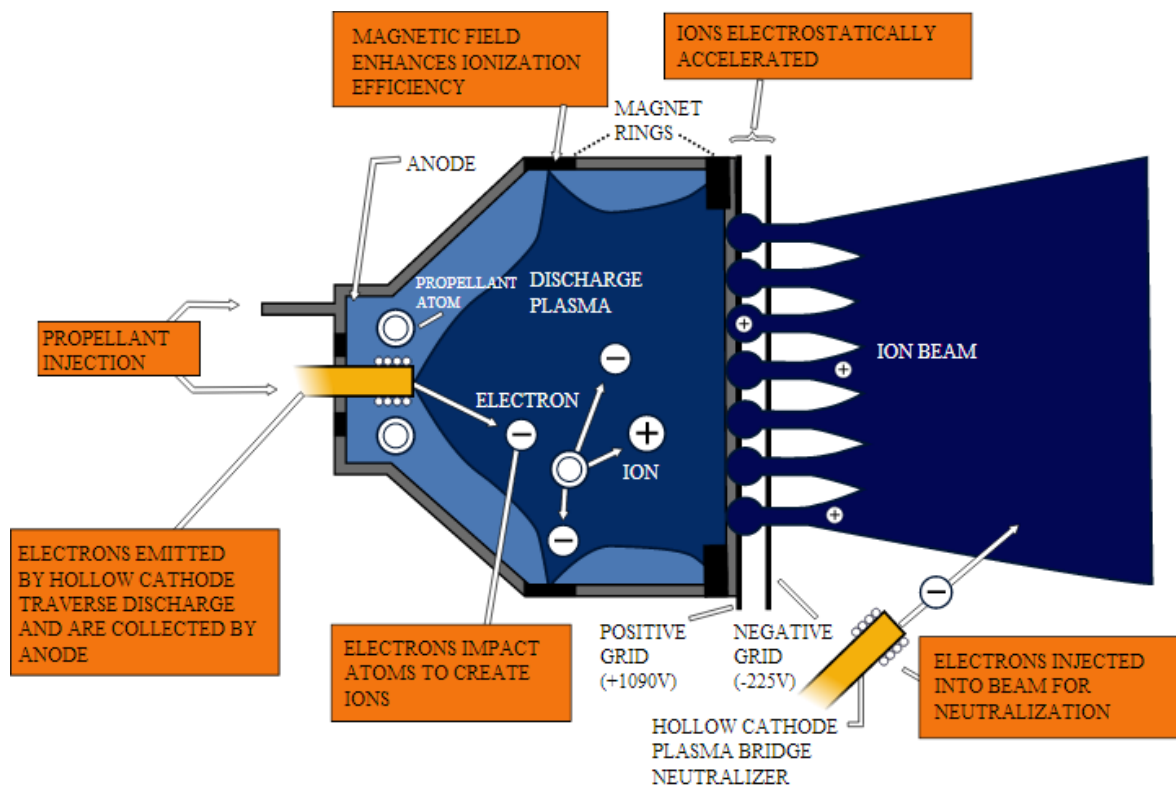


Ilustración 5-8. Electrostatic ion thruster.

Funcionamiento

- Los átomos propulsantes son inyectados en la cámara de descarga y son ionizados por bombardeo de electrones, formando un plasma. Hay varias formas de producir electrones de alta energía para la descarga.
 - Los electrones son emitidos por un cátodo hueco y se aceleran en su camino hacia el ánodo (motor iónico tipo Kaufman).
 - Los electrones pueden ser acelerados por el campo eléctrico oscilante inducido por un campo magnético alterno de una bobina.
 - Calentamiento por microondas.
- Los iones con carga positiva se mueven hacia el sistema de extracción (2 o 3 redes multi-apertura) de la cámara debido a la difusión. Una vez que los iones entran en la rejilla envuelta de plasma se verán acelerados por la diferencia de potencial entre la primera (la pantalla) y la segunda rejilla (acelerador) del sistema de extracción. Los iones son centrados por el campo eléctrico que es lo bastante grande como para pasar por los orificios de extracción. La energía final de los iones está determinada por

el potencial del plasma (se denomina plasma al cuarto estado de agregación de la materia, un estado fluido similar al estado gaseoso pero en el que determinada proporción de sus partículas están ionizadas (cargadas eléctricamente) y no poseen equilibrio electromagnético, por lo que es un buen conductor eléctrico y sus partículas responden fuertemente a las interacciones electromagnéticas de largo alcance).

- La tensión negativa de la red del acelerador expulsa los electrones del rayo de plasma transmitiéndolo posteriormente al propulsante para descargarlo. El flujo inverso de electrones se produce cuando el potencial dentro de la red no es lo suficientemente negativo, esto puede marcar el final de la vida útil de los motores de iones.
- Los iones expulsados impulsan la nave en la dirección opuesta de acuerdo con la 3ª ley de Newton.
- Los electrones son emitidos por un cátodo separado situado cerca del haz de iones, llamado el neutralizador, hacia el haz de iones para asegurarse de que son expulsados la misma cantidad de carga positiva y que negativa. Neutralización es necesaria para prevenir que la aeronave tenga una carga neta negativa.

Empuje

En la práctica, pueden proporcionar algunas decenas de kilovatios, dando un impulso específico de 3.000 segundos (30 kN·s/kg), consiguiendo una fuerza muy modesta, del orden de décimas o centésimas de Newton. Los motores de mayores dimensiones necesitan fuentes de energía más grandes. Un propulsor iónico suele acelerar una nave espacial entre 0,000098 m/s² a 0,0098 m/s² (entre un milésima y una cienmilésima parte de la aceleración de la gravedad).

La velocidad de salida de los iones puede ser calculada con la expresión 5.1.

$$v_i = (2 \cdot V \cdot Q / m_i)^{1/2} \quad 5.1$$

siendo v_i la velocidad del ion acelerado, Q la carga del ion, m_i la masa del ion y V la diferencia de potencial del campo eléctrico.

Vida útil

Los propulsores iónicos deben funcionar durante un período largo para conseguir una velocidad útil. En un propulsor iónico electrostático, los iones a menudo golpean la rejilla, erosionándola y finalmente provocando una avería. Las rejillas de dimensiones reducidas disminuyen estas colisiones accidentales, pero también reduce la cantidad de carga que pueden manejar, reduciendo el empuje.

5.2.11 Field emission electric propulsion (FEEP)

El *field emission electric propulsion (FEEP)* es un concepto avanzado de propulsión espacial, es un tipo de propulsor de iones que usa metal líquido (generalmente cesio o mercurio) como propelente. Un sistema FEEP está compuesto por un emisor y un electrodo acelerador. Entre ambos elementos se aplica una diferencia de potencial del orden de 10kV para generar un fuerte campo eléctrico en la superficie del metal. La interacción entre la fuerza eléctrica y la tensión superficial genera inestabilidades en la superficie que dan lugar a los conos de Taylor en la superficie del líquido. Para valores suficientemente altos del campo aplicado los iones de la punta del cono se extraen por evaporación y posteriormente se aceleran a altas velocidades ($\approx 100\text{km/s}$). En la ilustración 5.9 se muestra un esquema de un FEEP.

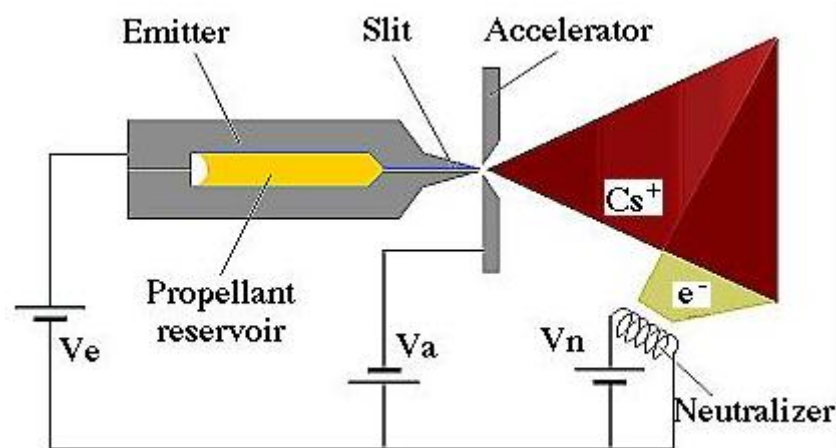


Ilustración 5-9. Field emission electric propulsion (FEEP).

Es necesario contar con una fuente de electrones para mantener el potencial de la aeronave neutro. Este tipo de propulsores se emplean en el control de actitud en las naves espaciales gracias a sus bajos empujes.

5.2.12 Hall effect thruster (HET)

El principio de funcionamiento de estos motores es utilizar un potencial electrostático para acelerar iones a altas velocidades. En este tipo de motores la carga negativa atractiva es proporcionada por un plasma de electrones en el extremo abierto del motor en lugar de una rejilla como en el caso del *electrostatic ion thruster*. Se emplea un campo magnético radial de 100 Gauss (alrededor de 100-300 G, T 0.01-0.03) para confinar los electrones, donde la combinación del campo magnético radial y el campo eléctrico axial producen a los electrones un desplazamiento azimutal, formando el hall del cual recibe su nombre.

Como se observa en la ilustración 5.10, la parte central forma el polo de un electroimán y está rodeado por un espacio anular en torno al cual se sitúa el otro polo del electroimán, con un campo magnético en el medio.

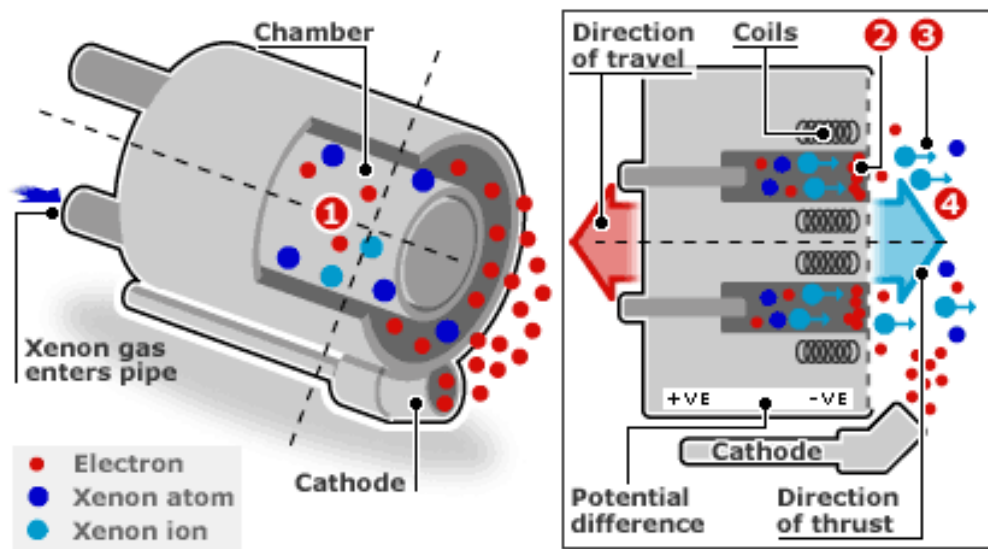


Ilustración 5-10. Esquema de un Hall effect thruster.

El propulsante, como el gas Xenón, se suministra a través del ánodo, que tiene numerosos agujeros para actuar como distribuidor del gas. Se utiliza el Xenón como propulsante debido a su alto peso molecular y bajo potencial de ionización. A medida que el átomo neutro de Xenón se difunde por el interior del canal del motor se ioniza debido a las colisiones con los electrones de alta energía en circulación (normalmente 10-40 eV, que equivale al 10% de la tensión más alta). Una vez ionizado, los iones de Xenón suelen tener una carga de +1, aunque una pequeña fracción (~20%) tienen una carga de +2.

Los iones de Xenón son acelerados por el campo eléctrico entre el ánodo y el cátodo. Para tensiones de descarga de 300 V, los iones alcanzan velocidades que rondan los 15000m/s dando lugar a un impulso específico de 1500 segundos (15kN·s/kg). En la salida se expulsan el mismo número de iones que de electrones con el fin de crear una nube sin carga neta.

El campo magnético radial está diseñado para ser lo suficientemente fuerte como para desviar los electrones de baja masa, pero no los iones de alta masa, los cuales tienen un *gyroradius* (El *gyroradius* es el radio del movimiento circular de una partícula cargada en presencia de un campo magnético uniforme) mucho más grande y no se ven obstaculizados. La mayoría de los electrones en órbita por lo tanto están atrapados en la región donde el campo magnético radial es más alto, cerca del plano de salida del motor. Esta rotación orbital de los electrones es una corriente Hall. Las colisiones con otras partículas

y las paredes, así como inestabilidades del plasma, permiten que algunos de los electrones sean liberados del campo magnético, y se deriven hacia el ánodo.

Alrededor del 20-30% de la corriente de descarga es una corriente de electrones, que no produce empuje, lo que limita la eficiencia energética del motor, y el otro 70-80% de la corriente está formada por iones. Debido a que la mayoría de los electrones se encuentran atrapados en la corriente Hall, tienen un tiempo de residencia largo en el interior del motor y son capaces de ionizar casi la totalidad del propelente de xenón, esto permite la utilización del 90-99% de la masa. La eficiencia en el empleo de masa es, pues, alrededor del 90%, mientras que la eficiencia de corriente de descarga es de alrededor de 70% lo que da lugar a un rendimiento propulsor combinado que ronda el 63% ($= 90\% \times 70\%$). Este motor ha alcanzado eficiencias de hasta un 75% en diseños avanzados.

Comparado con los cohetes químicos, el empuje es muy pequeño, del orden de 83 mN para un funcionamiento típico de 300 V, 1,5 kW. Una ventaja especial de los propulsores Hall, en comparación con un motor iónico, es que la generación y aceleración de los iones tiene lugar en un plasma casi neutral y por lo tanto no hay ninguna carga de Child-Langmuir (carga espacial) la limitación actual de saturación en el empuje. Otra ventaja es que estos propulsores permiten utilizar una amplia variedad de propulsantes, incluso el oxígeno.

El satélite SMART-1 (Small Missions for Advanced Research in Technology 1) de la Agencia Espacial Europea es un ejemplo de este tipo de motor y con tan sólo unos 80 kg de xenón le bastó para estar en funcionamiento durante tres años. Hace falta poco propulsante, pero sí hace falta energía. El SMART-1 tenía paneles solares que proporcionaban la energía eléctrica necesaria para poner en marcha el efecto Hall e ionizar y propulsar el xenón.

En la ilustración 5.11 se exponen *Hall effect thruster* reales de diferentes tamaños.



Ilustración 5-11. Hall effect thruster de diferentes tamaños.

5.2.13 Liquid air cycle engine

Un motor de ciclo de aire líquido (*Liquid air cycle engine*) es un tipo de motor que aumenta su eficiencia tomando parte de su oxidante de la atmósfera. Este sistema de propulsión utiliza combustible de hidrógeno criogénico para licuar el aire.

En un cohete bipropelente LOX/LH2 el oxígeno líquido necesario para la combustión supone la mayor parte del peso de la aeronave, por lo que si algo de esto se pueden recoger del aire se podría reducir drásticamente el peso.

5.2.14 Magnetoplasmadynamic thruster (MPD)

El motor magnetoplasmadínámico (MPDT) es una forma de propulsión espacial de potencia eléctrica la cual emplea la fuerza de Lorentz (una fuerza resultante de la interacción entre un campo magnético y una corriente eléctrica) para generar empuje.

Generalmente, un combustible gaseoso es ionizado e introducido en una cámara de aceleración, donde los campos magnéticos y eléctricos son generados mediante una fuente de alimentación. Las partículas son impulsadas por la fuerza de Lorentz como resultado de la interacción entre la corriente que fluye a través del plasma y el campo magnético (que puede ser aplicado externamente

o inducido por la corriente) a través de la cámara de escape. A diferencia de la propulsión química no hay combustión del combustible. Al igual que con otras variantes de propulsión eléctrica, tanto el impulso específico como el empuje aumentan con el aporte de energía.

En la ilustración 5.12 se expone un esquema de funcionamiento de un MPD y una reproducción artística del mismo.

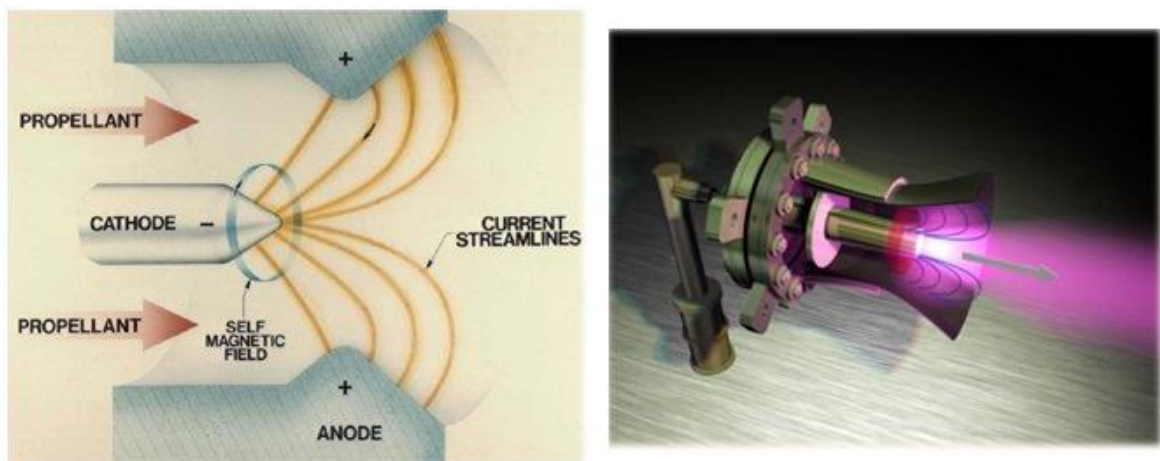


Ilustración 5-12. Motor magnetoplasmadínámico (*Magnetoplasmadynamic thruster*).

5.2.15 Pulsed plasma thruster (PPT)

Los *pulsed plasma thruster* (PPT) son sistema de propulsión que generan altos impulsos específicos pero bajos empujes. Son ideales para gestionar los controles de actitud de pequeñas aeronaves, maniobras de bajo empuje o controlar el movimiento de aeronaves de manera precisa. Los PPT ablativos con propelentes sólidos tienen como principal ventaja la simplicidad del sistema y el alto impulso específico. Este sistema de propulsión aprovecha las propiedades naturales de plasma para producir empuje con un consumo de combustible muy bajo. En la ilustración 5.13 se muestra un esquema de un PPT electrotérmico en el que se pueden observar los elementos más destacados.

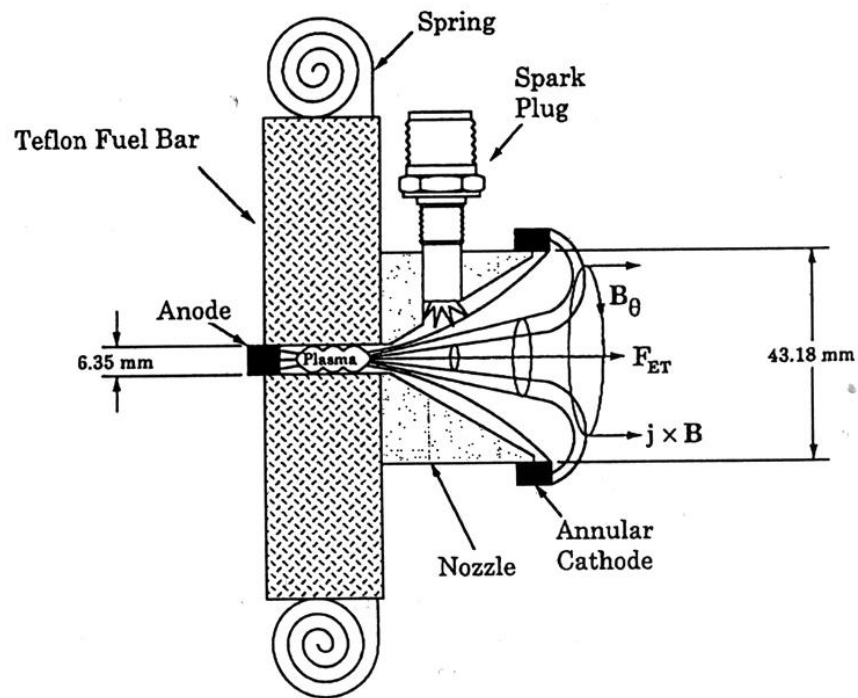


Ilustración 5-13. Esquema de un PPT electrotermico.

El PPT contiene dos electrodos posicionados cerca de la fuente de propelente. La unidad de almacenamiento energético (ESU) es cargada de alto voltaje por la fuente de alimentación. El primer paso para iniciar el pulso es la ignición. El elemento encargado de producir la ignición se sitúa cerca del propelente, entonces se produce una chispa que permite que el ESU se descargue entre los electrodos para crear el plasma. Este plasma ioniza una porción superficial del propelente sólido generando un plasma propelente. Este plasma es acelerado por la fuerza de Lorentz generando empuje.

Planta de potencia 6

6 Planta de potencia

Nuestra planta de potencia estará formada por una batería cuya función será la de alimentar los sistemas necesarios para el vuelo y la cámara. Su peso será lo más reducido posible con el fin de aligerar la aeronave y su duración será ligeramente mayor al tiempo estimado de vuelo.

Con el objetivo de aumentar la vida de las baterías se tendrá en consideración la posibilidad de portar unos placas solares o un generador radioeléctrico de radioisótopos para recargar las baterías.

6.1 Placas solares

Para estudiar la posibilidad de llevar placas solares en la aeronave para el suministro de energía es necesario realizar un estudio previo de la radiación en Marte.

Marte no tiene un campo magnético comparable al terrestre. Combinado con su fina atmósfera, permite que una cantidad significativa de radiación ionizante llegue a la superficie marciana. La nave Mars Odyssey llevaba un instrumento, el Experimento de radiación ambiental de Marte (Mars Radiation Environment Experiment, MARIE). Con él se descubrió que los niveles de radiación en la órbita de Marte son unas dos veces y media superiores a los registrados en el Estación Espacial Internacional. La dosis media era de 22 milirads por día, (220 micrograys por día, o 0,080 gray (unidad radiación) al año). Los niveles en la superficie de Marte podrían ser algo menores y podrían variar significativamente de un lugar a otro dependiendo de la altitud y de campos magnéticos puntuales. Una ocasional tormenta solar produciría dosis mucho más altas.

Eficiencia

La eficiencia de una célula solar (η , determinada por la ecuación 6.1), es el porcentaje de potencia convertida en energía eléctrica de la luz solar total absorbida por un panel, cuando una célula solar está conectada a un circuito eléctrico. Este término se calcula usando la relación del punto de potencia máxima, P_m , dividido entre la irradiancia (magnitud que mide la radiación solar que llega a cualquier lugar, mide la energía que, por unidad de tiempo y área, alcanza dicho lugar) (E [W/m^2]) que llega a la celda, bajo condiciones estándar (STC) y el área superficial de la célula solar (A_c [m^2]).

$$\eta = P_m / (E \cdot A_c)$$

6.1

Factor de llenado

Otro término para definir la eficacia de una célula solar es el factor de llenado o *fill factor* (FF determinado por la expresión 6.2), que se define como la relación entre el máximo punto de potencia dividido entre el voltaje en circuito abierto (V_{oc}) y la corriente en cortocircuito I_{sc} .

$$FF = P_m / (V_{oc} \cdot I_{sc}) = (\eta \cdot A_c \cdot E) / (V_{oc} \cdot I_{sc}) \quad 6.2$$

La energía producida por un panel solar en Marte dependería de la eficiencia del panel y de la energía irradiada por el Sol. En la Tierra la eficiencia de los paneles solares es de entre 12-25%, pero se han producido grandes avances con paneles experimentales que consiguen rendimientos del 40%.

Radiación en Marte

El primer paso en la valoración de la energía solar en Marte es determinar la cantidad máxima de luz solar S disponible según la localización, temporada, día y hora. S es por lo tanto la irradiación solar incidente en la parte superior de la atmósfera y puede ser calculada por la ecuación 6.3.

$$S = S_0 \cdot \cos z \cdot (r' / r)^2 \quad 6.3$$

donde S_0 es la irradiación solar en Marte ($590 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}$) a una distancia media al Sol r' (1,52 AU) y z es el ángulo zenital solar, de forma que

$$\cos z = \sin \theta \cdot \sin \delta + \cos \theta \cdot \cos \delta \cdot \cos h$$

siendo θ y δ la latitud y declinación solar y h el ángulo horario determinado por la expresión 6.4.

$$h = 2 \cdot \pi \cdot t / P \quad 6.4$$

donde t es el tiempo medido a partir del mediodía local, y P es la duración del día marciano (88775 s).

El ángulo de declinación solar (δ) depende de la oblicuidad de Marte ($\varepsilon = 25,2^\circ$) y de la posición orbital L_s . Esta última es una medida angular en la que $L_s = 0^\circ$ corresponde al equinoccio de primavera y $L_s = 90^\circ$ corresponde al solsticio de

verano. El ángulo de declinación solar está relacionado con ε y L_s por la expresión 6.5.

$$\sin \delta = \sin \varepsilon \cdot \sin L_s \quad 6.5$$

Finalmente, la distancia entre el Sol y Marte está definida por la ecuación 6.6.

$$r' / r = (1 + e \cdot \cos (L_s + L_s^p)) / (1 - e^2) \quad 6.6$$

siendo e es la excentricidad orbital (0.0934), y L_s^p la longitud al perihelio (250°). La irradiancia máxima en el perihelio es $S = 717 \text{ W m}^{-2}$, mientras que en el afelio la máxima es $S = 493 \text{ W m}^{-2}$. Esto es una variación mucho mayor que la que se produce en la Tierra.

Tipos de paneles

Hay tres enfoques de energía fotovoltaica: placa plana de matrices convencional, células solares de película delgada y sistemas concentrados.

1. Las placas convencionales para volar en el espacio usan células de silicio cristalino (Si) o arseniuro de galio (GaAs). Las placas de Si han sido las más usadas y están bien desarrolladas. Sus características son conocidas y han demostrado eficiencias del 14% en el espacio. Algunas células de Si han aumentado al 20%, pero estas no han sido todavía probadas en vuelo. Las células de GaAs son más pequeñas y eficientes que las de Si, pero son más pesadas y frágiles. Las células de GaAs actuales que están en el mercado tienen una eficiencia media de 18.5%, aunque en el laboratorio han conseguido hasta 21.5%. Varias tecnologías están desarrollando células de GaAs más ligeras. La potencia específica (potencia por unidad de masa) es de vital importancia para el análisis de los sistemas de potencia. Actualmente, la potencia específica de las matrices de Si ha sido de $66 \text{ W} \cdot \text{kg}^{-1}$ la cual se ha comprobado en la SAFE (Solar Array Flight Experiment) a bordo del Space Shuttle.
2. Las células solares de película delgada es una tecnología relativamente reciente y no se ha probado en vuelo todavía. En este modelo, los paneles se construyen con finas capas (1-5 μm) de materiales que presentan una alta absorción fotovoltaica, los cuales se depositan en un sustrato flexible. Se utilizan tres materiales: α -Si, CuInSe_2 y CdTe . La ventaja que presenta este sistema es su alto potencial para producir potencia específica ($1\text{-}15 \text{ kW (kg)}^{-1}$) a pesar de su baja eficiencia de conversión (5-10%).

3. Los sistemas de concentración de luz sobre pequeñas células, presentan una eficiencia muy elevada. Este método ha sido probado en el espacio sólo para experimentos a pequeña escala. Aunque las eficiencias de conversión obtenidas han sido del 30%, los sistemas concentrados tienen una limitación para la superficie de Marte porque sólo se enfocan los rayos directos.

6.2 Generador termoeléctrico de radioisótopos

Un generador termoeléctrico de radioisótopos es un generador eléctrico simple que obtiene su energía de la liberada por la desintegración radiactiva de determinados elementos. En este dispositivo, el calor liberado por la desintegración de un material radiactivo se convierte en energía eléctrica directamente gracias al uso de una serie de termopares, que convierten el calor en electricidad debido al efecto Seebeck (este efecto provoca la conversión de una diferencia de temperatura en electricidad. Se crea un voltaje en presencia de una diferencia de temperatura entre dos metales o semiconductores diferentes. Una diferencia de temperaturas T_1 y T_2 en las juntas entre los metales A y B induce una diferencia de potencial V) en la llamada Unidad de calor de radioisótopos (o RHU en inglés). Los RTG se pueden considerar un tipo de batería y se han usado en satélites, sondas espaciales no tripuladas e instalaciones remotas que no disponen de otro tipo de fuente eléctrica o de calor. Los RTG son los dispositivos más adecuados en situaciones donde no hay presencia humana y se necesitan potencias de varios centenares de vatios durante largos períodos, situaciones en las que los generadores convencionales como las pilas de combustible o las baterías no son viables económicamente y donde no pueden usarse células fotovoltaicas.

Diseño

El diseño de un RTG es simple desde el punto de vista de la ingeniería nuclear: el componente principal es un robusto contenedor de combustible nuclear. Los termopares se colocan en la parte exterior del contenedor, con el contacto externo del mismo situado junto a un disipador.

La desintegración del combustible nuclear genera calor que se desplaza hacia el exterior del contenedor, pasa junto a los termopares y se disipa en los disipadores. Un termopar es un dispositivo termoeléctrico que convierte calor en electricidad de forma directa, usando el efecto Seebeck. Está construido con dos metales (o semiconductores) diferentes unidos entre sí, y que son conductores eléctricos. Ambos se conectan en un bucle cerrado mediante dos uniones; si ambas uniones se encuentran a temperaturas diferentes, se produce una diferencia de potencial entre ambas que genera una corriente eléctrica. En la ilustración 6.1 pueden apreciarse los diferentes elementos que componen un RGT.

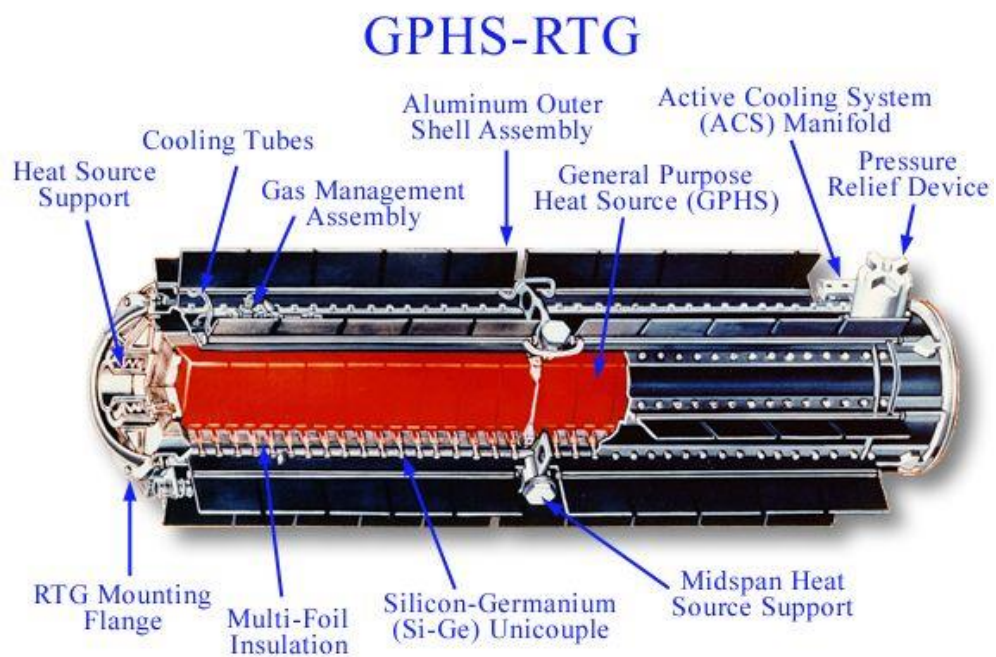


Ilustración 6-1. Componentes de un RGT.

Vida útil

La mayoría de RTG usan plutonio-238, el cual tiene un periodo de semidesintegración de 87.7 años. Así, los RTG que usen este combustible perderán $1 - 0.51 / 87.7$ o 0.787% de su potencia anualmente. Un RTG de este tipo tendrá el $0.523 / 87.7$ o 83.4% de su potencia inicial tras 23 años. Así, con una potencia inicial de 470 W, tras 23 años su salida se habrá reducido hasta $0.834 * 470 \text{ W} = 392 \text{ W}$. Sin embargo, los termopares bimetálicos también pierden rendimiento con el tiempo. A principios de 2001, los RTG de las Voyager habían reducido su potencia hasta los 315 W para la Voyager 1 y los 319 W para la Voyager 2; los termopares estaban trabajando al 80% de su capacidad inicial.

En la ilustración 6.2 puede observarse una pastilla de PuO_2 empleada en las misiones Cassini y Galileo.

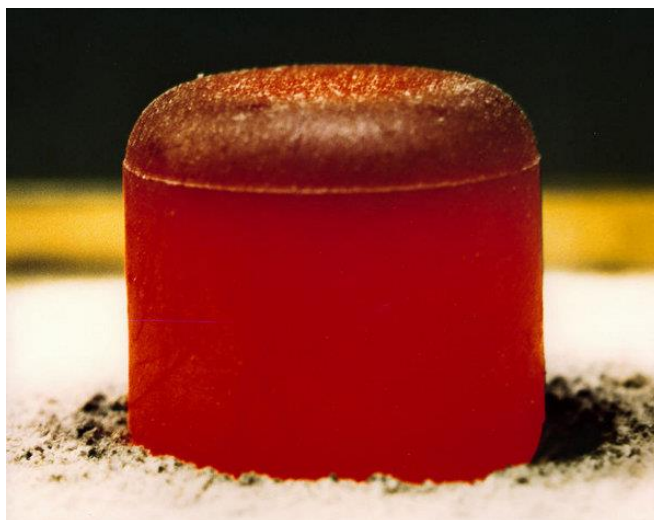


Ilustración 6-2. Pastilla de PuO_2 empleada en la misión Cassini o en la Galileo al rojo vivo (Los Alamos National Laboratory).

Tabla 6-1. Características fundamentales de diferentes tipos de generadores termoelectrónicos de radioisótopos.

| Nombre y modelo | Usado en (número de RGG por usuario) | Potencia máxima | | Radioisótopo | Cantidad usada | Masa (kg) |
|-----------------|--------------------------------------|-----------------|-------------|--------------|----------------|-----------|
| | | Eléctrica (W) | Térmica (W) | | (kg) | |
| MMRTG | prototipo, MSL | ~110 | ~2000 | Pu238 | ~4 | <45 |
| GPHS-RTG | Cassini (3), New Horizons (1), | 300 | 4400 | Pu238 | 7.8 | 55.5 |
| | Galileo (2), Ulysses (1) | | | | | |
| MHW-RTG | Voyager 1 (3), | 160 | 2400 | Pu238 | ~4.5 | 39 |
| | Voyager 2 (3) | | | | | |
| SNAP-19 | Viking 1 (2), Viking 2 (2), | 35 | 525 | Pu238 | ~1 | - |
| | Pioneer 10 (4), | | | | | |

| | | | | | | |
|---------|---|----|------|-------|-----|-----|
| | Pioneer 11 (4) | | | | | |
| SNAP-27 | Apollo 12-17 ALSEP (1) | 73 | 1480 | Pu238 | 3.8 | 20 |
| Beta-M | Balizas y faros automáticos soviéticos | 10 | 230 | Sr90 | .26 | 560 |

Carga de pago **7**

7 Carga de pago

La carga de pago que llevará el vehículo es una cámara especial de alta definición para captura de imágenes en el espacio exterior. El modelo es: FLI ML3041-1-BB-4 - MicroLine Fairchild CCD3041B1-BB-4 CCD Camera (ilustración 7.1). Es un dispositivo de excelentes características para la misión que debe completar el vehículo puesto que puede operar a temperaturas entre -50°C y 100°C además de llevar incorporado un sistema de refrigeración que ayuda a impedir el fallo del sistema.

También llevará un espectrómetro de masas para tomar datos de los componentes que se suspenden en la atmósfera marciana así como un dispositivo que almacene dichos datos para su posterior estudio. Este último se ha considerado carga de pago puesto que no es un sistema necesario para el vuelo, sino que su objetivo es el de recopilar información.



Ilustración 7-1. FLI ML3041-1-BB-4-MicroLine Fairchild CCD3041B1-BB-4 CCD Camera.

Sistemas 8

8 Sistemas

Debido a la falta de GPS en Marte el UAV debe llevar unos sistemas que permitan saber su posición, altitud, presión y densidad a la que está volando, el horizonte local, etc. Por todo ello la aeronave llevará un ordenador de a bordo que albergará una biblioteca con todos los mapas de la orografía de Marte, valiéndose de ellos para orientarse durante el vuelo. Para poder realizar este proceso necesita unos sistemas específicos que se citan en los apartados posteriores.

En la ilustración 8.1 se muestra una posible configuración de los sistemas en el UAV.

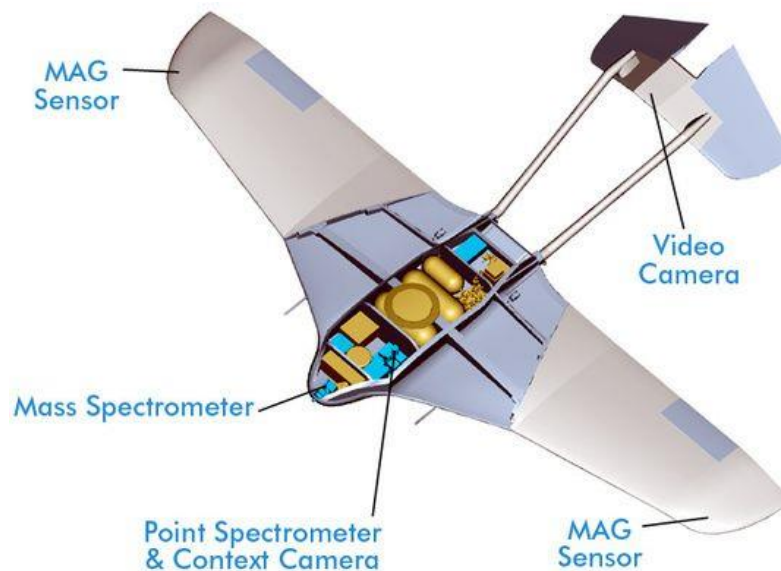


Ilustración 8-1. Posible configuración de los sistemas (prototipo ARES de la NASA).

8.1 Navegación inercial

Los Sensores Inerciales IMU (Inertial Measuring Unit) miden la variación de rotación (giróscopos) y la aceleración (acelerómetros).

La Navegación Inercial utiliza giróscopos y acelerómetros para mantener una estimación de la posición, velocidad, actitud y variación de actitud del vehículo en el que están los sensores.

Un Sistema de Navegación Inercial (INS) consiste en una unidad de medida inercial que incluye los sensores ligados a una plataforma común para mantener las mismas orientaciones relativas y un ordenador para procesar estas medidas o cualquier otro cálculo.

Hay diferentes tipos de INS y se clasifican en *gimbaled* y *strapdown*. El sistema *gimbaled* pretende aislar la plataforma con los sensores inerciales de los movimientos de rotación externos. Las plataformas *gimbaled* están sujetas a un marco rígido que rota de tal manera que aísla el interior de la plataforma de rotaciones externas con los ejes del cuerpo. Generalmente es imposible alcanzar un nivel de aislamiento perfecto y siempre rota algo.

El sistema *strapdown* donde los ejes de los sensores están alineados con los ejes del móvil. Necesita mayor capacidad de cálculo ya que es necesario “aislar virtualmente” las medidas de los sensores al sistema de referencia inercial.

8.2 Magnetómetros

Es un sensor que mide la intensidad del campo magnético en tres ejes. Gracias a estas 3 medidas se obtiene un vector de campo que da información del ángulo de azimut del móvil o de su actitud. Vendría a ser la versión ampliada a 3 dimensiones de la brújula, pero este instrumento es capaz de distinguir giros en los ejes de *roll* y *pitch*. Gracias a las medidas en los 3 ejes del campo magnético, se puede calcular la orientación relativa de un objeto. El campo se mide a través unas magneto-resistencias que cambian su valor en función del campo que las atraviesa en su dirección. Gracias a las medidas en los 3 ejes del campo magnético, se puede calcular la orientación relativa de un objeto. En la ilustración 8.2 se muestra un esquema conceptual de un magnetómetro.

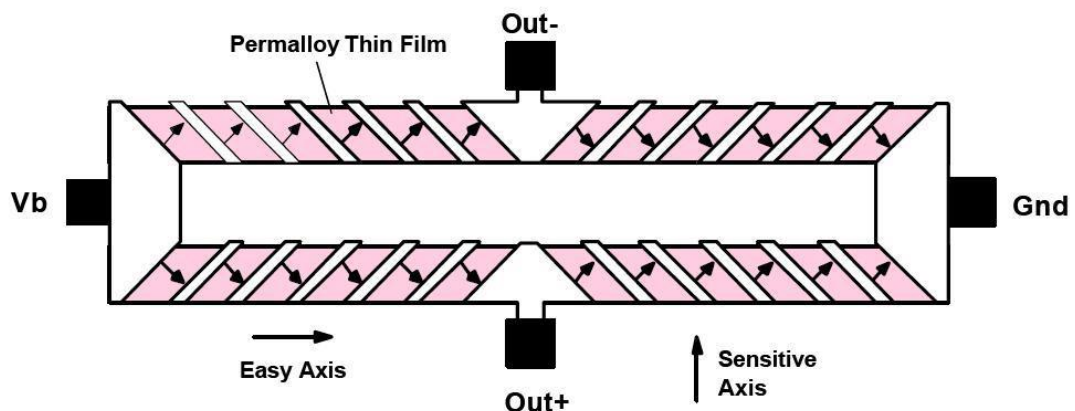


Ilustración 8-2. Esquema conceptual de un magnetómetro. Esquema conceptual de un magnetómetro.

Se dispondrán dos magnetómetros, uno en cada ala, y servirán para obtener la referencia de un horizonte local y así poder realizar un vuelo nivelado. El sensor estará embarcado lo más alejado posible del resto de aparatos electrónicos (en la punta de las semialas) ya que cualquier campo procedente de otro sistema puede alterar las medidas tomadas por el magnetómetro.

8.3 Acelerómetros

El acelerómetro (ilustración 8.3) permitirá medir la aceleración del vehículo en cada momento. La medida de ésta se basa en la variación de una capacitancia en el interior del chip. Se trata de un MEMS que suspende partículas de silicio, ancladas en un punto fijo, que se mueven libremente en el eje de medición. Cuando una aceleración actúa, toda esta masa de partículas se desplaza respecto a su posición de origen y crea un desequilibrio en la capacitancia, que se mide y da información de la aceleración que está actuando en ese eje.

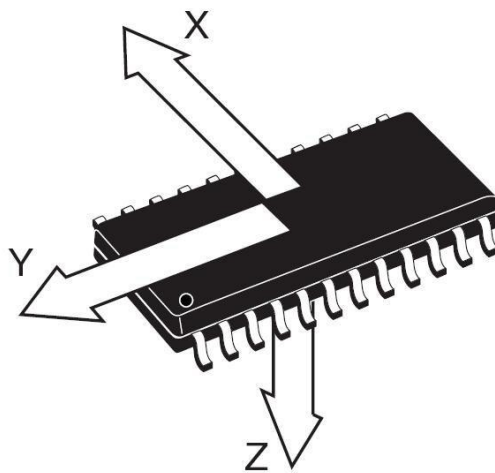


Ilustración 8-3. Acelerómetro.

8.4 Giróscopo

El giroscopio embarcado (ilustración 8.4) transforma la fuerza generada por un movimiento angular en una señal eléctrica proporcional a ella. Gracias a estos sensores se puede conocer la velocidad de giro de un móvil y por tanto, también su orientación. El giroscopio utiliza iMEMS, igual que el acelerómetro y su funcionamiento se basa en el principio del giroscopio resonador. De manera muy resumida, a través de una estructura resonante (microestructura) se mide la fuerza de Coriolis que aparece cuando se gira, en forma de variaciones en la resonancia. Esta variación es cuantificada por una capacitancia y procesada para generar una salida eléctrica que nos sea conocida.

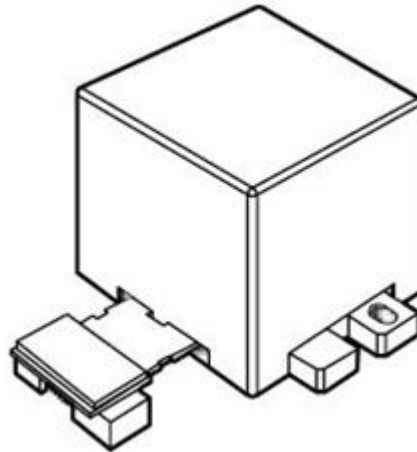


Ilustración 8-4. Giróscopo.

8.5 Altímetro láser

Como su propio nombre indica es un dispositivo que barre el terreno con pulsos láser y obtiene la distancia (el rango) a cualquier objeto del terreno midiendo el tiempo de retorno del pulso emitido. Nuestro vehículo espacial portará un altímetro orientado en dirección del morro y con un ángulo hacia la superficie marciana. Servirá para la maniobra de aterrizaje y así poder detectar cualquier protuberancia del terreno.

8.6 Tubo pitot

El tubo pitot es un dispositivo que se emplea para medir la presión total al mismo tiempo que se mide la presión estática, esta medida a su vez permite conocer la velocidad de vuelo. Este dispositivo se instalará de manera redundante, de forma que se integrarán varios tubos pitot en la aeronave.

8.7 Cámara de vídeo de alta resolución

El UAV llevará instalada una cámara para poder obtener imágenes de la superficie de Marte y así compararlas con la geografía guardada en la base de datos y poder llevar a cabo un reconocimiento del terreno.

8.8 Piloto automático

Un piloto automático es un sistema mecánico, eléctrico o hidráulico usado para guiar un vehículo sin la ayuda de un ser humano. El piloto automático gobernará en todo momento los mandos del vehículo (estabilizadores, alerones, etc.) y será capaz de asistir a la nave en la aproximación a tierra (ILS) usando para ello los datos obtenidos de los sistemas descritos anteriormente.

8.9 Sistema radar

Uno de los sistemas más importantes para la misión es la incorporación de un sistema radar para poder localizar la situación de la aeronave tras el aterrizaje. Aunque en principio la ruta está predefinida, podría haber pequeñas desviaciones que modificarían ligeramente la zona de aterrizaje.

Todos los sistemas irán alimentados por una batería que se alojará en el interior del fuselaje.

Actuaciones 9

9 Actuaciones

9.1 Desacople del UAV de la estructura portadora (Aeroshell)

Basándose en el prototipo Ares de la NASA el desacople de la aeronave se produciría como se muestra en las ilustraciones 9.1 - 9.4. En primer lugar se producirá la entrada a la atmósfera con el UAV plegado en el interior de la cápsula portadora (Aeroshell), a continuación se abrirá el paracaídas y el UAV será eyectado. Por último se desplegará y comenzará el vuelo.

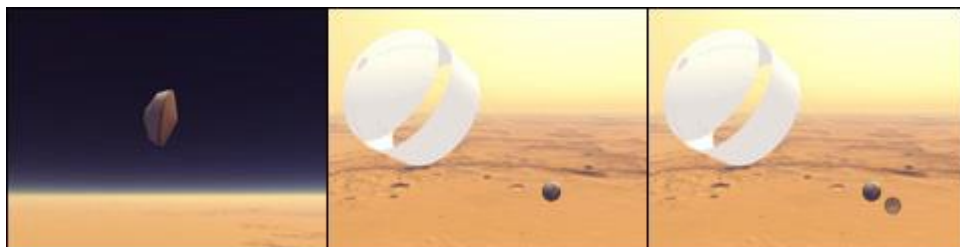


Ilustración 9-1. Entrada en la atmósfera de Marte y apertura del paracaídas.



Ilustración 9-2. Eyección del UAV de la cápsula portadora.



Ilustración 9-3. Despliegue del UAV.



Ilustración 9-4. Vuelo del UAV.

9.2 Vuelo del UAV

El vuelo del UAV puede dividirse en dos etapas, una que será vuelo rectilíneo y uniforme y otra que será descenso en planeo. En los apartados posteriores se establecen las hipótesis y ecuaciones correspondientes a cada etapa.

9.2.1 Movimiento horizontal y uniforme

Esta etapa tendrá lugar desde el desacople hasta que se agote el combustible. Una vez agotado el combustible se procederá a un descenso en planeo.

Las hipótesis de partida son las siguientes:

- Vuelo rectilíneo y uniforme.
- Vuelo horizontal o en subida con pequeño ángulo de ascenso.
- Vuelo simétrico (no hay fuerzas laterales).

Del equilibrio de fuerzas se obtienen las ecuaciones 9.1 y 9.2.

$$E \cdot \cos i_t = D \quad 9.1$$

$$E \cdot \sin i_t + L = W \quad 9.2$$

donde i_t es el decalaje del motor. Teniendo en cuenta que este ángulo es muy pequeño las ecuaciones 9.1 y 9.2 pueden simplificarse a 9.3 y 9.4.

$$E = D \quad 9.3$$

$$L = W \quad 9.4$$

Resolviendo el problema haciendo uso de la ecuación 2.7. El empuje necesario coincide con la resistencia aerodinámica (ecuación 9.5).

$$E_N = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 \cdot S \cdot C_D = W \cdot (C_D / C_L) \quad 9.5$$

A fin de que el empuje sea mínimo el cociente C_D / C_L debe ser mínimo, ese punto indica la eficiencia aerodinámica máxima (E_{max}) que analíticamente se determina cuando el cociente entre C_L y C_D es máximo. Resolviendo las ecuaciones se obtienen los valores óptimos de C_L y C_D (ecuaciones 9.6 y 9.8).

$$(C_L)_{opt} = (C_{D0} / K)^{1/2} \quad 9.6$$

donde K viene determinada por la expresión 9.7.

$$K = 1 / (\pi \cdot A \cdot e) \quad 9.7$$

$$(C_D)_{opt} = 2 \cdot C_{D0} \quad 9.8$$

Haciendo uso de las expresiones 9.6 y 9.8 se obtiene el valor de la eficiencia máxima (ecuación 9.9).

$$E_{max} = 1 / (2 \cdot (K \cdot C_{D0})^{1/2}) \quad 9.9$$

9.2.2 Planeo

La etapa de planeo se extenderá desde que se agote el combustible hasta el aterrizaje. Para ello será preciso garantizar un aterrizaje seguro.

Las hipótesis de dicho movimiento serán las siguientes:

- Vuelo rectilíneo y uniforme.
- Sin suministro de potencia.
- Vuelo simétrico.
- Avión simétrico.

En la ilustración 9.5 se aprecian las fuerzas a las que estará sometida la aeronave en dicho movimiento.

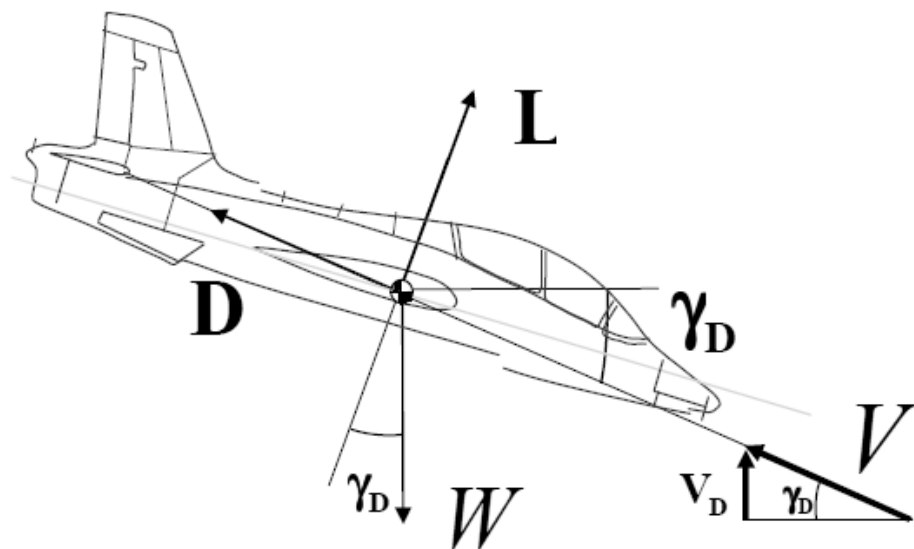


Ilustración 9-5. Fuerzas a las que se someterá la aeronave en la etapa de planeo.

Tras realizar el sumatorio de fuerzas se obtienen las expresiones 9.10 - 9.11.

$$W \cdot \sin \gamma_D = D \quad 9.10$$

$$W \cdot \cos \gamma_D = L \quad 9.11$$

siendo γ_D el ángulo de descenso función de C_L/C_D (ecuación 9.12).

$$\tan \gamma_D = 1 / (C_L / C_D) \quad 9.12$$

Este ángulo será máximo para vuelo en eficiencia máxima.

La velocidad de vuelo puede calcularse con la expresión 9.13.

$$V = ((2 \cdot \cos \gamma_D \cdot W) / (\rho \cdot C_L \cdot S))^{1/2} \quad 9.13$$

Para calcular el tiempo que estará la aeronave en vuelo durante esta etapa se hará uso de la velocidad de descenso (ecuación 9.14).

$$V_D = (C_D / C_L) \cdot \cos \gamma_D \cdot ((W \cdot \cos \gamma_D) / (\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_L))^{1/2} \quad 9.14$$

9.3 Aterrizaje

Ya que uno de los objetivos del proyecto es el de conservar y recuperar el dispositivo para hacer un estudio de los daños producidos en el avión tras experimentar un vuelo en dicha atmósfera, se le ha provisto de unos patines de titanio para aterrizar en una geografía tan compleja. Cuando se encuentre a una altura de unos 1000m hará uso de los sistemas que posee (magnetómetros, altímetro láser, reconocimiento visual del terreno, etc.) para seleccionar la geografía más propicia para el aterrizaje de la zona (la cual está cargada en la base de datos) y dirigirse hacia allí para aterrizar.

Selección de los principales elementos y estimación de pesos

10

10 Selección de los principales elementos y estimación de pesos

Una vez consideradas las distintas opciones que engloban la aerodinámica, el sistema de propulsión, la estructura y los materiales se realizará la selección de las principales características aerodinámicas, se elegirá el sistema de propulsión y se calcularán los datos más característicos de las actuaciones de la aeronave.

En primer lugar se estimará el peso total de la aeronave. Puesto que este punto es especialmente complicado ya que muchos elementos están relacionados entre sí se supondrá un intervalo de pesos que será como mínimo de 200 kg y como máximo 2000 kg.

Las características aerodinámicas que se emplearán para realizar la estimación de los cálculos son las mostradas en la tabla 10.1.

Tabla 10-1. Características aerodinámicas principales de la aeronave.

| | |
|---------------------------------|--------|
| Envergadura : b [m] | 8 |
| Área : S [m ²] | 25 |
| Alargamiento : A | 2,56 |
| Excentricidad : e | 0,9 |
| C_{D0} | 0,016 |
| $K = 1 / (\pi \cdot A \cdot e)$ | 0,138 |
| C_L óptimo: $(C_L)_{opt}$ | 0,340 |
| C_D óptimo: $(C_D)_{opt}$ | 0,032 |
| Eficiencia máxima: E_{max} | 10,635 |

Tras el desacople se iniciará el vuelo horizontal. Con las ecuaciones propias de dicho movimiento, los datos de la tabla 10.1 y las masas de la tabla 10.3 se obtienen los empujes necesarios y velocidades de vuelo que se presentan en la tabla 10.4. Estos resultados están calculados para unas condiciones de vuelo óptimas y cumpliendo las hipótesis definidas previamente (10.2.1). La altura de vuelo establecida para realizar el vuelo horizontal y uniforme ha sido de 3000 metros, en la tabla 10.2 se muestran los valores de temperatura, presión y densidad para dicha altura.

Tabla 10-2. Valores de temperatura, presión y densidad para una altura de 3000 metros.

| | |
|---------------------------------------|--------|
| Temperatura: T [°C] | -33,99 |
| Presión: P [kPa] | 0,533 |
| Densidad: ρ [kg/m ³] | 0,012 |

Tabla 10-3. Intervalo de masas que se emplearán para realizar los cálculos.

| | |
|----------------------|------|
| m ₁ [kg] | 200 |
| m ₂ [kg] | 300 |
| m ₃ [kg] | 400 |
| m ₄ [kg] | 500 |
| m ₅ [kg] | 600 |
| m ₆ [kg] | 700 |
| m ₇ [kg] | 800 |
| m ₈ [kg] | 900 |
| m ₉ [kg] | 1000 |
| m ₁₀ [kg] | 2000 |

Tabla 10-4. Empuje necesario y velocidad de vuelo en función de la masa de la aeronave.

| | | | | | |
|---------------------|-----|-----------------------|-----|------------------------|------|
| E ₁ [N] | 70 | V ₁ [m/s] | 123 | V ₁ [km/h] | 441 |
| E ₂ [N] | 105 | V ₂ [m/s] | 150 | V ₂ [km/h] | 541 |
| E ₃ [N] | 140 | V ₃ [m/s] | 173 | V ₃ [km/h] | 624 |
| E ₄ [N] | 174 | V ₄ [m/s] | 194 | V ₄ [km/h] | 698 |
| E ₅ [N] | 209 | V ₅ [m/s] | 212 | V ₅ [km/h] | 764 |
| E ₆ [N] | 244 | V ₆ [m/s] | 229 | V ₆ [km/h] | 826 |
| E ₇ [N] | 279 | V ₇ [m/s] | 245 | V ₇ [km/h] | 883 |
| E ₈ [N] | 314 | V ₈ [m/s] | 260 | V ₈ [km/h] | 936 |
| E ₉ [N] | 349 | V ₉ [m/s] | 274 | V ₉ [km/h] | 987 |
| E ₁₀ [N] | 698 | V ₁₀ [m/s] | 388 | V ₁₀ [km/h] | 1396 |

Los resultados de la tabla 10.4 están representados en las ilustraciones 10.1, 10.2 y 10.3.

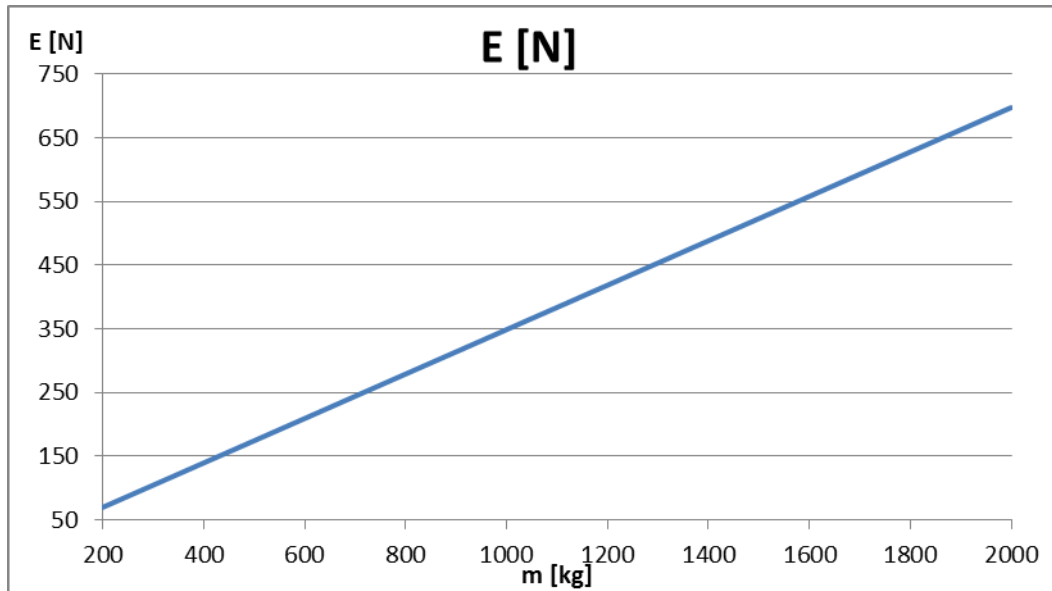


Ilustración 10-1. Empuje necesario [N] en función de la masa de la aeronave [kg].

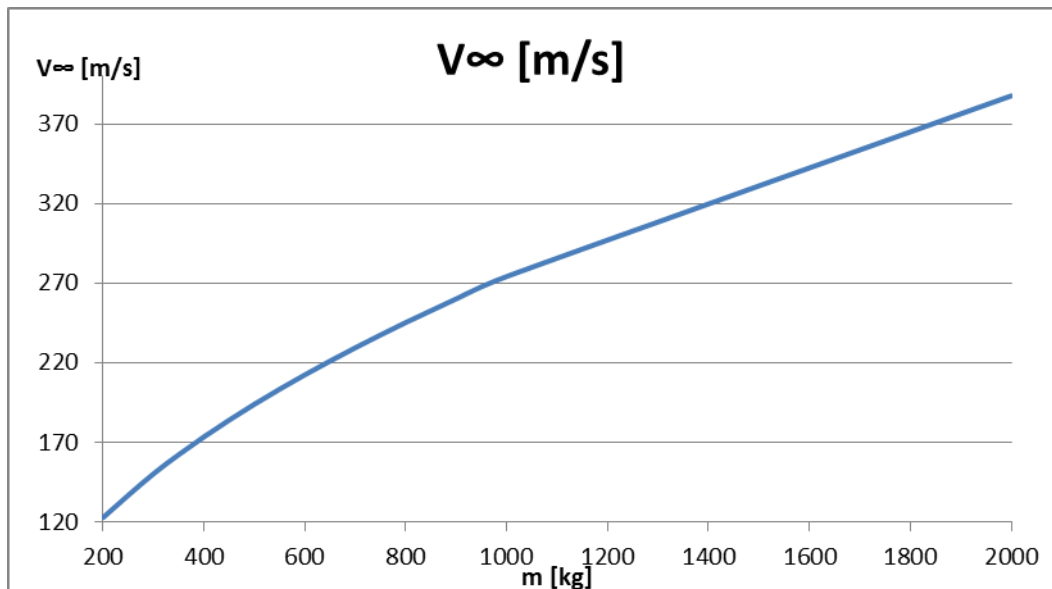


Ilustración 10-2. Velocidad de vuelo [m/s] en función de la masa de la aeronave [kg].

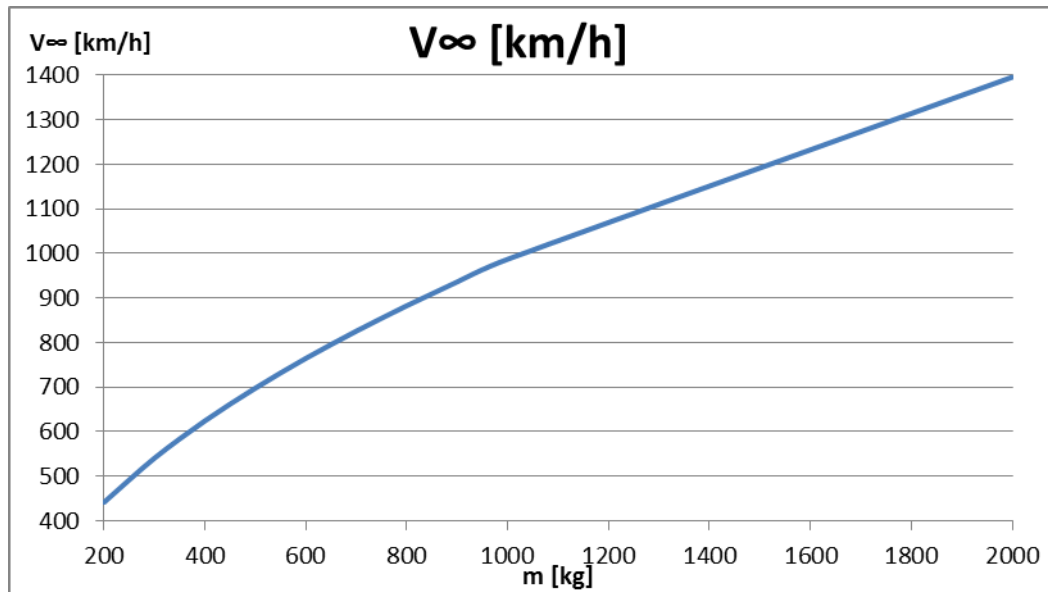


Ilustración 10-3. Velocidad de vuelo [km/h] en función de la masa de la aeronave [kg].

Para el rango de velocidades obtenido el Mach de vuelo para una altura de 3000 metros sería el mostrado en la ilustración 10.4. Uno de los hechos más destacables es que para velocidades de vuelo de 250 m/s o superiores se supera la velocidad del sonido. La principal consecuencia es que se generaría ondas de choque y se incrementaría la resistencia, siendo necesaria una estructura más resistente. A fin de facilitar los cálculos la velocidad de vuelo no será superior a la del sonido, para ello la masa no debería superar los 800 kg.

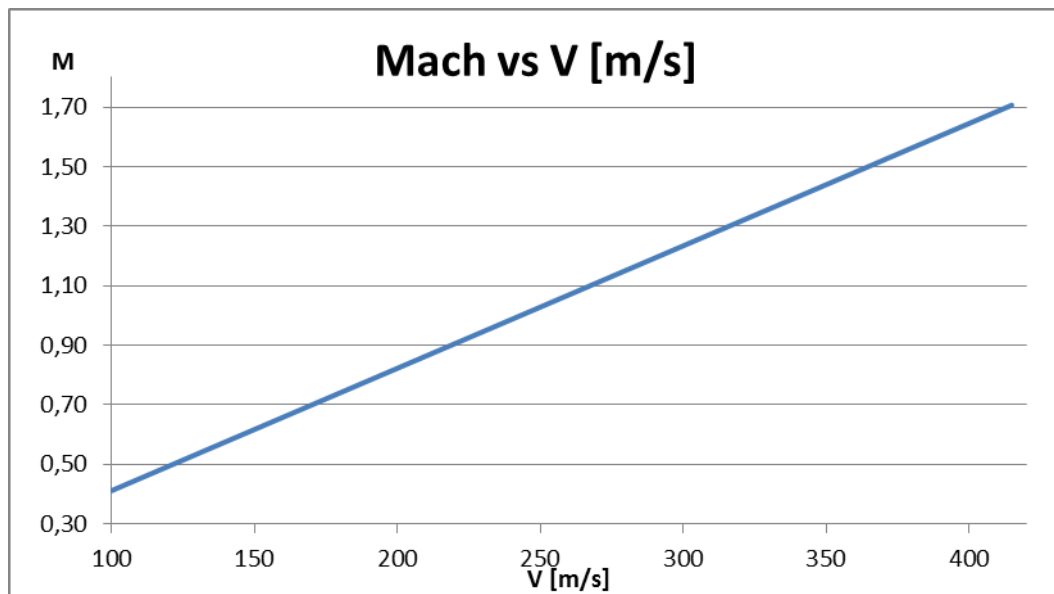


Ilustración 10-4. Mach de vuelo en función de la velocidad de vuelo [m/s].

Definido ya el Mach de vuelo (< 1), la altura (= 3000m) y condiciones de vuelo, es necesario redefinir el rango de masas de la aeronave y la aerodinámica óptima en función del Mach de vuelo. El nuevo rango de masas para el que se desarrollará el estudio será 200 - 900 kg (tabla 10.5).

Tabla 10-5. Empuje [N], velocidad [m/s] y Mach de vuelo en función de la masa de la aeronave.

| | | | | | | | |
|---------------|-----|--------------|-----|----------------|-----|----------|------|
| m_1 [kg] | 200 | E_1 [N] | 70 | V_1 [m/s] | 123 | M_1 | 0,50 |
| m_2 [kg] | 250 | E_2 [N] | 87 | V_2 [m/s] | 137 | M_2 | 0,56 |
| m_3 [kg] | 300 | E_3 [N] | 105 | V_3 [m/s] | 150 | M_3 | 0,62 |
| m_4 [kg] | 350 | E_4 [N] | 122 | V_4 [m/s] | 162 | M_4 | 0,67 |
| m_5 [kg] | 400 | E_5 [N] | 140 | V_5 [m/s] | 173 | M_5 | 0,71 |
| m_6 [kg] | 500 | E_6 [N] | 174 | V_6 [m/s] | 194 | M_6 | 0,80 |
| m_7 [kg] | 600 | E_7 [N] | 209 | V_7 [m/s] | 212 | M_7 | 0,87 |
| m_8 [kg] | 700 | E_8 [N] | 244 | V_8 [m/s] | 229 | M_8 | 0,94 |
| m_9 [kg] | 800 | E_9 [N] | 279 | V_9 [m/s] | 245 | M_9 | 1,01 |
| m_{10} [kg] | 900 | E_{10} [N] | 314 | V_{10} [m/s] | 260 | M_{10} | 1,07 |

Ya que en el mejor de los casos, donde la masa de la aeronave será de 200 kg el Mach de vuelo será superior a 0,4 la mejor geometría aerodinámica será flecha positiva para retrasar los fenómenos de compresibilidad.

Para la condición de vuelo establecida (eficiencia máxima E_{max}) la velocidad de vuelo necesaria aumenta con la masa. Para obtener empujes del orden de 70 - 300 N será necesario equipar la aeronave con un sistema de propulsión apropiado, que cumpla las especificaciones y que no incremente en exceso el peso de la aeronave. Para la propulsión se empleará un cohete de propulsante líquido ya que este tipo de sistema puede parar la combustión y así reservar parte del combustible para el aterrizaje. El objetivo es utilizar el cohete en la etapa de vuelo horizontal y una vez que los niveles de combustible estén a punto de finalizar comience la etapa de descenso en planeo sin suministro de empuje. Una vez que la aeronave esté lo suficientemente cerca del suelo se reencenderá el cohete para suavizar el impacto y disminuir los posibles daños estructurales.

El ángulo de descenso dependerá del C_L y el C_D , dado que estos valores serán los de eficiencia máxima (E_{max}) el ángulo de descenso (γ) será constante e independiente de la masa de la aeronave. Haciendo uso de la ecuación 9.12 se obtiene que $\gamma = 5,37$.

A pesar de que la masa no afecta al ángulo de descenso, sí que afecta a la velocidad de vuelo y a la velocidad de descenso. En la tabla 10.6 se contemplan las velocidades de vuelo en planeo y la velocidad de descenso para cada masa.

Tabla 10-6. Velocidades de vuelo (V) y de descenso (V_D) en planeo en función de la masa (m).

| | | | | | | | | | |
|---------------|-----|----------------|-----|-----------------|-----|-----------------|----|------------------|----|
| m_1 [kg] | 200 | V_1 [m/s] | 122 | V_1 [km/h] | 440 | V_{D1} [m/s] | 11 | V_{D1} [km/h] | 41 |
| m_2 [kg] | 250 | V_2 [m/s] | 137 | V_2 [km/h] | 492 | V_{D2} [m/s] | 13 | V_{D2} [km/h] | 46 |
| m_3 [kg] | 300 | V_3 [m/s] | 150 | V_3 [km/h] | 539 | V_{D3} [m/s] | 14 | V_{D3} [km/h] | 50 |
| m_4 [kg] | 350 | V_4 [m/s] | 162 | V_4 [km/h] | 583 | V_{D4} [m/s] | 15 | V_{D4} [km/h] | 55 |
| m_5 [kg] | 400 | V_5 [m/s] | 173 | V_5 [km/h] | 623 | V_{D5} [m/s] | 16 | V_{D5} [km/h] | 58 |
| m_6 [kg] | 500 | V_6 [m/s] | 193 | V_6 [km/h] | 696 | V_{D6} [m/s] | 18 | V_{D6} [km/h] | 65 |
| m_7 [kg] | 600 | V_7 [m/s] | 212 | V_7 [km/h] | 763 | V_{D7} [m/s] | 20 | V_{D7} [km/h] | 71 |
| m_8 [kg] | 700 | V_8 [m/s] | 229 | V_8 [km/h] | 824 | V_{D8} [m/s] | 21 | V_{D8} [km/h] | 77 |
| m_9 [kg] | 800 | V_9 [m/s] | 245 | V_9 [km/h] | 881 | V_{D9} [m/s] | 23 | V_{D9} [km/h] | 82 |
| m_{10} [kg] | 900 | V_{10} [m/s] | 260 | V_{10} [km/h] | 934 | V_{D10} [m/s] | 24 | V_{D10} [km/h] | 87 |

En las ilustraciones 10.5 y 10.6 se observan los gráficos de la velocidad de vuelo (V) y de descenso (V_D) en kilómetros por hora en función de la masa.

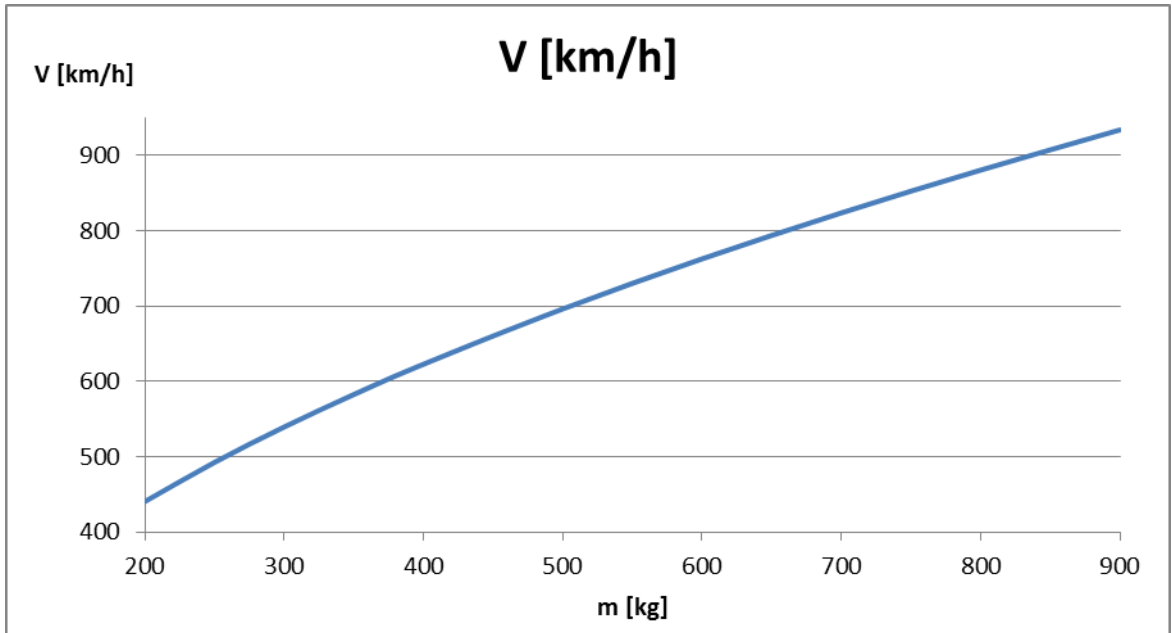


Ilustración 10-5. Velocidad de vuelo [km/h] en función de la masa de la aeronave [kg].

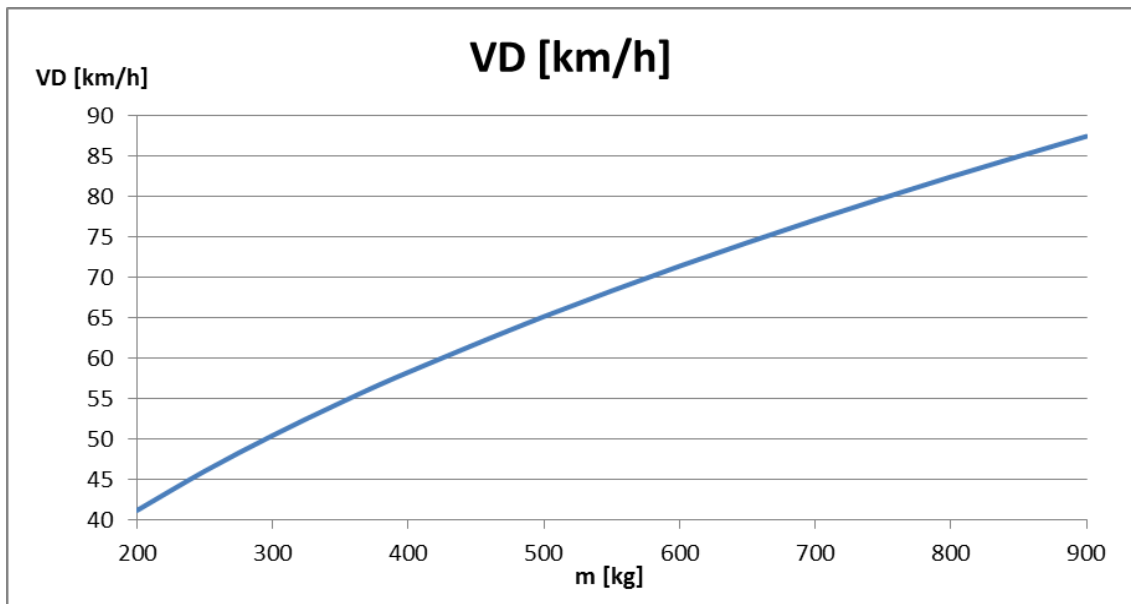


Ilustración 10-6. Velocidad de descenso [km/h] en función de la masa de la aeronave [kg].

El tiempo de duración de esta etapa puede calcularse de forma aproximada considerando una densidad y una velocidad de descenso constante o bien teniendo en consideración las variaciones de densidad con la altura.

A fin de ser conservador con los resultados se tomará la densidad más baja ($\rho_{3000}=0,012 \text{ kg/m}^3$) del descenso para calcular el tiempo. Con esta consideración, para una masa de 200 kg la velocidad de descenso sería de 11 m/s, por lo que si el planeo se inicia en los 3000 metros esta etapa de vuelo tendría una duración de unos 262 segundos (4 minutos 22 segundos), mientras que si la masa fuera de 900 kg la duración del descenso sería de 123 segundos (2 minutos 3 segundos). El tiempo de descenso oscila entre los 260 - 120 segundos en función de la masa (ilustración 10.7).

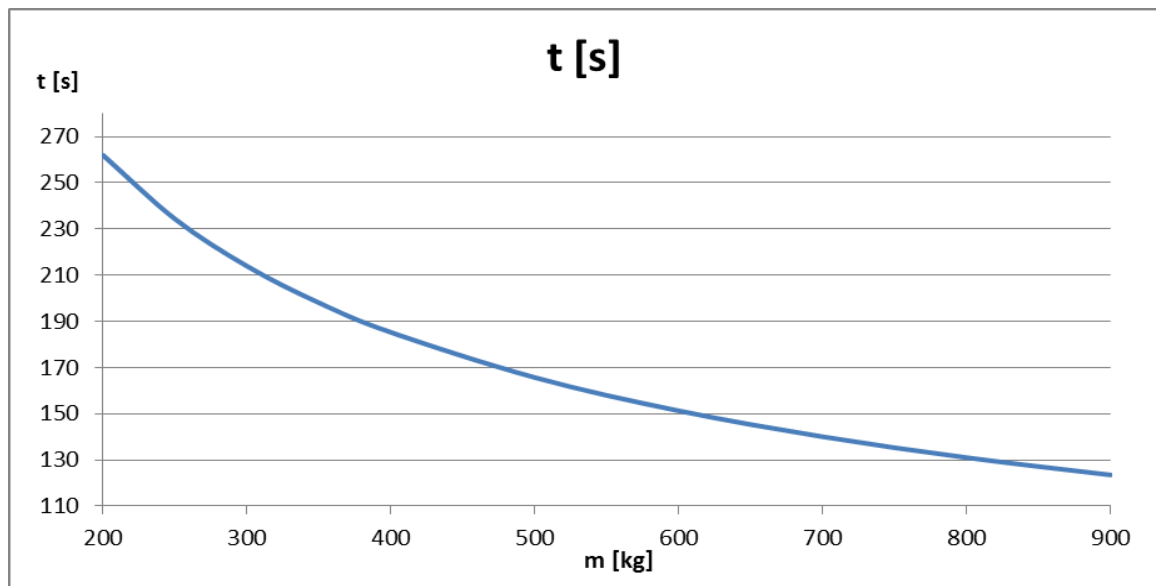


Ilustración 10-7. Tiempo de descenso [s] en función de la masa de la aeronave [kg].

Considerando la variación de densidad con la altura los tiempos de descenso son mayores. Haciendo uso del software de Mathworks MATLAB se ha desarrollado un programa que tiene en consideración la variación de densidad con la altura (ilustraciones 10.8 y 10.9).

```

1      %calculo de la velocidad de descenso en funcion de altura y masa
2      function [VD]=velDesc(h,m)
3      -      gamma=0.0938;
4      -      g=3.71;
5      -      CL=0.340;
6      -      CD=0.032;
7      -      S=25;
8      -      T = -31-0.00098*h;
9      -      P = 0.699*2.73^(-0.00009*h);
10     -      ro = P/(0.1921*(T+273.1));
11     -      V=( (2*cos(gamma)*m*g)/(ro*CL*S) )^(1/2);
12     -      VD=(CD/CL)*cos(gamma)* ( (m*g*cos(gamma))/(0.5*ro*S*CL) )^(1/2);

```

Ilustración 10-8. Función *velDesc* de MATLAB empleada para calcular la velocidad de descenso.

```

1      %calculo de tiempo de descenso
2      function [t]=tiempo(h,m,intervalo)
3      -      t0=0;
4      -      t=t0;
5      -      for i=h:-intervalo:0
6      -          VD=velDesc(i,m);
7      -          t=t+intervalo/VD;
8      -      end

```

Ilustración 10-9. Función *tiempo* de MATLAB empleada para calcular el tiempo de descenso.

La ilustración 10.9 ilustra la función *tiempo* donde se definen la altura desde la que se inicia el descenso (h), la masa de la aeronave (m) y el intervalo usado (*intervalo*). El tiempo inicial (t_0) es cero y posteriormente se utiliza el bucle *for* para calcular la densidad a las diferentes alturas llamando a la función *velDesc* (ilustración 10.8) cuyos parámetros de entrada son la altura de vuelo y la masa. Esta función a su vez determina la velocidad de vuelo (V) y la velocidad de descenso (VD). Por último, la función *tiempo* utiliza el valor de la velocidad de descenso de la función *velDesc* para calcular el tiempo que tarda la aeronave en recorrer la distancia *intervalo*. Finalmente el tiempo final es el sumatorio de todos los tiempos locales.

Se ha calculado el valor del tiempo de descenso para diferentes precisiones de intervalos y para el rango de masas propuestas. Para poder realizar los cálculos de manera más rápida se ha recurrido a las matrices por lo que ha sido necesario modificar las funciones (ilustraciones 10.10 y 10.11).

```

1      %calculo de tiempo de descenso
2      function [t]=tiempo(h,M,intervalo)
3      -      t0=0;
4      -      t=t0;
5      -      for i=h:-intervalo:0
6      -          VD=velDesc(i,M);
7      -          t=t+intervalo./VD;
8      -      end

```

Ilustración 10-10. Función *tiempo* de MATLAB empleada para calcular el tiempo de descenso.

```

1      %calculo de la velocidad de descenso en funcion de altura y masa
2      function [VD]=velDesc(h,M)
3      -      gamma=0.0938;
4      -      g=3.71;
5      -      CL=0.340;
6      -      CD=0.032;
7      -      S=25;
8      -      T = -31-0.00098*h;
9      -      P = 0.699*2.73^(-0.00009*h);
10     -      ro = P/(0.1921*(T+273.1));
11     -      VD=(CD/CL)*cos(gamma)*((M.*g*cos(gamma))/(0.5*ro*S*CL)).^(1/2);

```

Ilustración 10-11. Función *velDesc* de MATLAB empleada para calcular la velocidad de descenso.

En primer lugar se define la matriz de masas (M) como se muestra en la ilustración 10.12.

```

>> M=[200,250,300,350,400,500,600,700,800,900]

M =

    200    250    300    350    400    500    600    700    800    900

```

Ilustración 10-12. Definición de la matriz de masas (M) en MATLAB.

A continuación se calcula la matriz de tiempos para diferentes intervalos. Se comienza con intervalos de metro a metro y se aumenta la precisión hasta intervalos de milímetro a milímetro (ilustración 10.13).

```
>> tiempo(3000,M,1)

ans =

    279.3324    249.8425    228.0740    211.1555    197.5179    176.6654    161.2727    149.3095    139.6662    131.6786

>> tiempo(3000,M,0.1)

ans =

    279.2486    249.7675    228.0055    211.0921    197.4585    176.6123    161.2242    149.2646    139.6243    131.6390

>> tiempo(3000,M,0.01)

ans =

    279.2402    249.7600    227.9986    211.0857    197.4526    176.6070    161.2194    149.2601    139.6201    131.6351

>> tiempo(3000,M,0.001)

ans =

    279.2393    249.7592    227.9980    211.0851    197.4520    176.6065    161.2189    149.2597    139.6197    131.6347
```

Ilustración 10-13. Cálculo de la matriz de tiempos en MATLAB para diferentes intervalos.

A pesar del aumento de precisión el tiempo de descenso sufre pequeñas variaciones. No obstante, sí se aprecian variaciones respecto al método conservador aplicado anteriormente. En la tabla 10.7 se muestran los tiempos de descensos calculados para cada uno de los dos métodos.

Tabla 10-7. Tiempos de descenso para cada método de cálculo.

| Rango de masas | | Método 1 | | Método 2 | |
|----------------|-----|-----------|-----|-----------|-----|
| m_1 [kg] | 200 | t_1 [s] | 262 | t_1 [s] | 279 |
| m_2 [kg] | 250 | t_2 [s] | 234 | t_2 [s] | 249 |
| m_3 [kg] | 300 | t_3 [s] | 214 | t_3 [s] | 227 |
| m_4 [kg] | 350 | t_4 [s] | 198 | t_4 [s] | 211 |
| m_5 [kg] | 400 | t_5 [s] | 185 | t_5 [s] | 197 |

| | | | | | |
|---------------|-----|--------------|-----|--------------|-----|
| m_6 [kg] | 500 | t_6 [s] | 166 | t_6 [s] | 176 |
| m_7 [kg] | 600 | t_7 [s] | 151 | t_7 [s] | 161 |
| m_8 [kg] | 700 | t_8 [s] | 140 | t_8 [s] | 149 |
| m_9 [kg] | 800 | t_9 [s] | 131 | t_9 [s] | 139 |
| m_{10} [kg] | 900 | t_{10} [s] | 123 | t_{10} [s] | 131 |

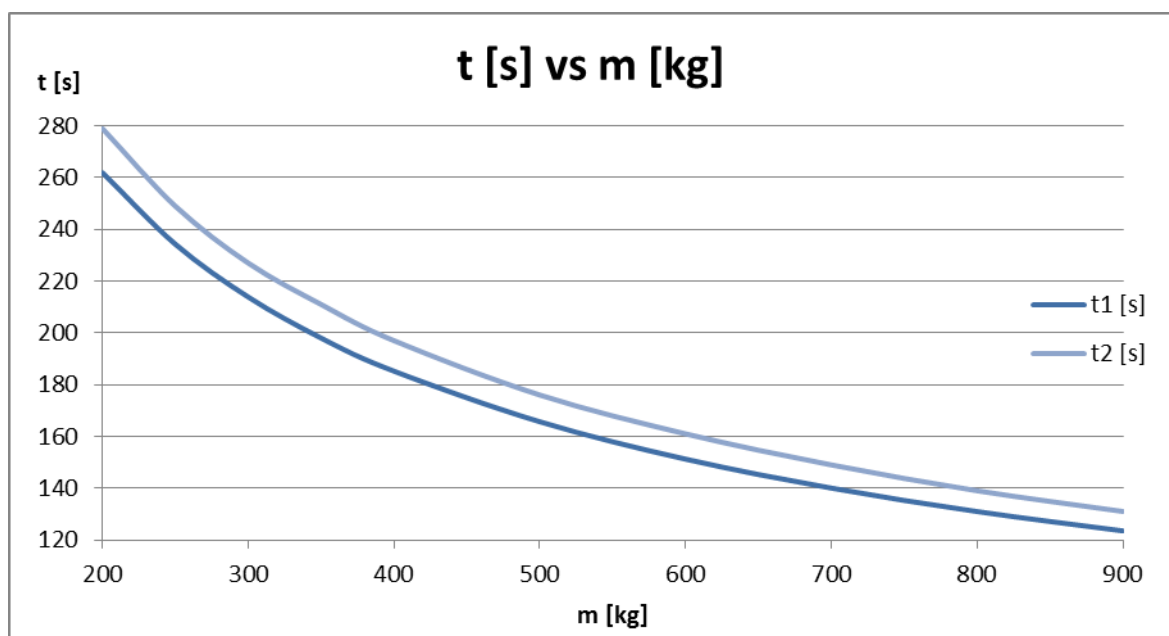


Ilustración 10-14. Gráfico comparativo entre los tiempos de descenso calculados por los métodos 1 y 2.

En la ilustración 10.14 se comparan ambos tiempos, el tiempo 1 correspondiente al calculado por el método es inferior al método 2 por ser más conservador.

La velocidad de descenso oscila entre los 40 - 80 km/h siendo una velocidad de impacto demasiado elevada, por lo que para evitar daños irreversibles durante el aterrizaje se reiniciará el proceso de ignición del sistema de propulsión para evitar impactos que comprometan los elementos estructurales primarios o los sistemas.

Ya que el vuelo en Marte será relativamente corto (minutos - horas) se ha desestimado la necesidad de equipar a la aeronave de paneles solares o un generador termoeléctrico de radioisótopos, debido a que es más sencillo y fiable aumentar la capacidad de la batería.

Conclusiones 11

11 Conclusiones

Una vez realizado el estudio puede concluirse que para una condición de vuelo de máxima eficiencia y a 3000 metros de altitud la aeronave debería tener la menor masa posible siendo en el peor de los casos inferior a 800 kg para evitar la aparición de ondas de choque en el extradós de las alas. La forma de las alas debería tener flecha ligeramente positiva para retrasar los efectos de compresibilidad.

La estructura debería soportar todas las cargas relacionadas con el transporte, del vuelo y el aterrizaje, siendo capaz de plegarse para poder transportarla con mayor facilidad. Los materiales deberían ser lo más ligeros posible a fin de optimizar el peso, por lo que los materiales compuestos (epoxi - kevlar, estructura sándwich, glare, etc.) juegan un papel fundamental.

Los sistemas suponen el mayor reto principalmente el piloto automático, ya que si este falla toda la misión se verá comprometida. Estos sistemas estarán alimentados por una batería que no empleará paneles solares ningún otro dispositivo para recargarse.

El sistema de propulsión empleado será un cohete de propulsión líquida debido a la posibilidad de parar el suministro de empuje y reactivarlo cuando interese.

Lista de referencias

12

12 Lista de referencias

- [1] Álvaro Cuerva Tejero, José Luis Espino Granado, Óscar López García, José Meseguer Ruiz y Ángel Sanz Andrés. Teoría de los helicópteros.
- [2] A. Barcala Herreros y F. Gandía Agüera. Aerodinámica. Aerodinámica y mecánica de vuelo Tomo II.
- [3] Eduardo Ahedo Galilea. Propulsión especial por plasma.
- [4] FLIGHT International. Liquid air cycle engines.
- [5] John C. Mankins, Advanced Concepts Office of Space Access and Technology NASA. Technology readiness levels.
- [6] Josef Salvador Sanchez's thesis to Faculty of California Polytechnic State University. Experimental investigation of a 2D air augmented rocket: high pressure ratio and transient flow-fields.
- [7] M.A. Barcala Montejano y A.A. Rodríguez Sevillano. Aerodinámica y mecánica del vuelo. Helicópteros.
- [8] NTNU (Norwegian University of Science and Technology) - Trondheim. Martian Atmosphere.
- [9] Paul Victor Storm. Optical investigations of plasma properties in the interior of arcjet thrusters.
- [10] Paul Withers, Michael D. Smith. Atmospheric entry profiles from the Mars Exploration Rovers Spirit and Opportunity.
- [11] R M Haberle, NASA/Ames Research Center, Moffett Field, CA, USA. Planetary Atmosphere/Mars.
- [12] San Luis Obispo, the Faculty of California Polytechnic State University. Experimental Investigation of a 2-D air augmented rocket: High pressure ratio and transient flow-fields.
- [13] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/atmosmrm.html>