Lección 11: La exploración del espacio

Resumen

La realización de viajes o transportes al espacio y a través de él requiere sistemas de propulsión especiales, que se desarrollaron en forma de cohetes. La base teórica de esto es la ley de conservación del momento. A partir de ahí, se pueden derivar las condiciones para llevar a cabo con éxito las misiones espaciales, empezando con la exploración del sistema solar.

Tabla de contenidos

La tercera ley de Newton

El principio de actio y reactio es una ley de Newton y establece que en la interacción entre 2 cuerpos, cada acción (fuerza del cuerpo A sobre el B) produce simultáneamente una reacción igual (contrafuerza del cuerpo B sobre el A), que actúa de nuevo sobre el iniciador de la acción. Esto expresa la conservación del momento en sistemas cerrados. Las fuerzas corresponden a cambios temporales de momento, por lo que la suma de todas las fuerzas en un sistema cerrado tiene que ser igual a cero.

Cuando una persona camina, sus pies empujan la tierra hacia atrás (cuerpo con masa A). Debido a la fricción con el suelo (cuerpo con masa B) se mueve hacia adelante. En el hielo negro con muy poca fricción, el movimiento hacia adelante es apenas posible. Sobre una superficie de mercurio casi sin fricción, se perdería incluso el equilibrio por falta de fuerza contraria. En el agua, una propulsión desplaza el barco hacia delante, mientras que al mismo tiempo un momento correspondiente de la masa de agua y su velocidad fluye hacia atrás. Lo mismo ocurre con la propulsión de los aviones, en la que se requiere adicionalmente una elevación generada estáticamente o dinámicamente.

Sistemas de masa variable (1)

¿Cómo se produce un cambio de momento (velocidad y dirección) de un cuerpo en el espacio? La única manera de conseguir un cambio es con la ley de conservación del momento. Esta ley de conservación es la base de la propulsión de los cohetes. La propulsión consiste en expulsar una cantidad limitada de propulsante a una determinada velocidad de salida y aumentar el momento y así, la velocidad del cohete con su carga útil en la dirección opuesta. Al acelerar los cohetes, hay que tener en cuenta que no sólo hay que acelerar la carga útil, sino también el combustible transportado. Su masa disminuye con el tiempo debido a la expulsión. Supongamos primero un cohete sobre el que no se ejercen fuerzas. Cuando el motor del cohete se enciende, el cohete expulsa la masa de gas con un flujo de masa constante $\frac{dm}{dt}$ y con una velocidad de escape v_e relativa a la del cohete. Esto produce una fuerza constante F que propulsa el cohete.

$$F = \frac{dm}{dt} \cdot v_e$$

Sistemas de masa variable (2)

El cohete está sometido a una fuerza constante, pero su masa total disminuye constantemente a medida que expulsa gas. Según la segunda ley de Newton, su aceleración a en cualquier momento t es la fuerza propulsora F dividida por su masa actual $m(t)$.

$$F = \frac{dm}{dt} \cdot v_e = -m(t) \cdot a$$

$$a = -\frac{\frac{dm}{dt}}{m(t)} \cdot v_e$$

Al tiempo t_0 el motor del cohete se enciende con su masa inicial m_0 y alcanza el final del tiempo de combustión para t_f. Con la separación de las variables se puede integrar la ecuación diferencial.

$$a \cdot dt = -v_e \cdot \frac{1}{m(t)} dm$$

$$v_f - v_0 = -v_e \cdot \left(\ln m_f - \ln m_0\right)$$

Sistemas de masa variable (3)

Ecuación del cohete:

$$v_f = v_e \cdot \ln\frac{m_0}{m_f} \qquad ; \qquad v_0 = 0\ (velocidad\ de\ inicio)$$

Cuanto mayor sea la velocidad de salida de los gases v_e y menor sea la masa residual m_f formada por la carga útil, el motor y el material estructural, mayor será la velocidad final v_f de un cohete. Cabe mencionar que se pueden alcanzar velocidades terminales superiores a la velocidad de escape de los gases v_e con respecto al cohete v_f.

La eficiencia η de un cohete, es decir, la relación entre la energía utilizable para la propulsión y la energía total consumida, puede calcularse a partir de los componentes de la energía cinética.

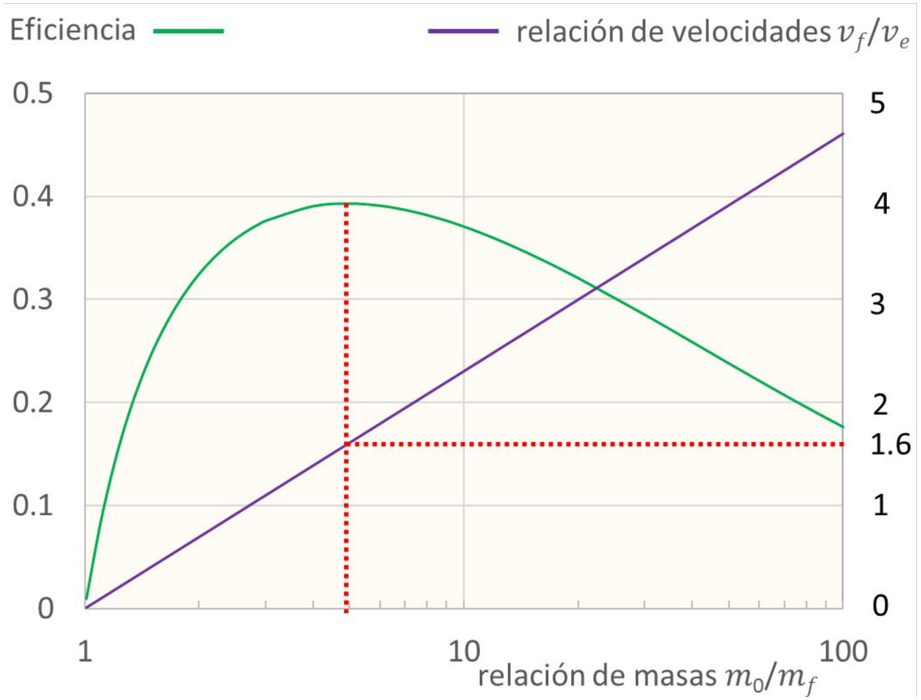
$$\eta = \frac{\frac{1}{2}\cdot m_f \cdot {v_f}^2}{\frac{1}{2}\cdot (m_0 - m_f)\cdot v_e^2} = \frac{\left(\frac{v_f}{v_e}\right)^2}{\left(\frac{m_0}{m_f}\right) - 1} = \frac{\left(\ln\frac{m_0}{m_f}\right)^2}{\left(\frac{m_0}{m_f}\right) - 1}$$

Sistemas de masa variable (4)

Esta ecuación supone que toda la energía se convierte en velocidad de un solo golpe. En realidad, una gran parte de la energía se pierde para acelerar el combustible aún no consumido. Por lo tanto, la forma integral también se utilizará para el cálculo de la eficiencia.

$$\eta = \frac{\left(\ln \frac{m_0}{m_f}\right)^2}{\left(\ln \frac{m_0}{m_f}\right)^2 + \left(\frac{m_0}{m_f}\right) - 1}$$

La eficiencia muestra un máximo con casi 40% con una relación de masas cerca de 5 y una relación de velocidades de 1.6. Por estas razones, los cohetes en general tienen una relación de masas entre 3 y 10.



La velocidad cósmica (1)

La velocidad orbital circular en una órbita baja alrededor de la Tierra se llama primera velocidad cósmica v_1, y la velocidad de escape de la Tierra es la segunda velocidad cósmica v_2. La tercera velocidad de escape v_3 permite abandonar el sistema solar. ¿Qué velocidades hay que alcanzar para entrar en una órbita terrestre, para salir del campo gravitatorio de la Tierra o incluso para escapar del sistema solar? En órbita existe un equilibrio entre la fuerza centrífuga y la gravitación de la Tierra.

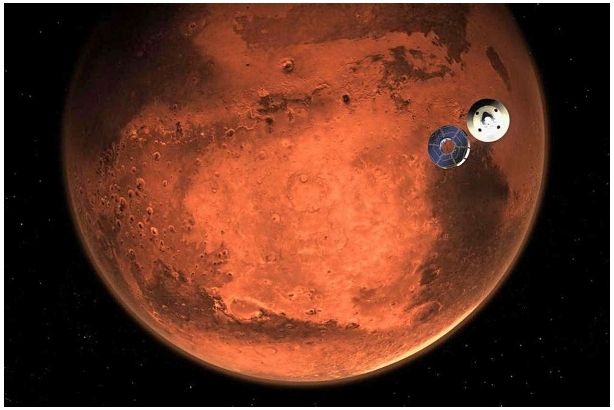
$$F = m \cdot \omega^2 \cdot r = m \cdot \frac{v^2}{r} = G \cdot \frac{m \cdot M_T}{r^2}$$

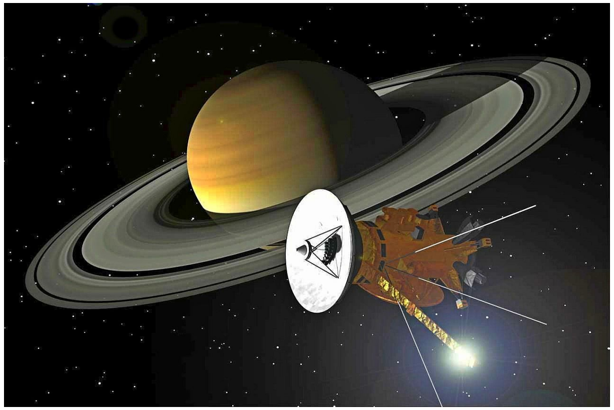
$$v_1 = \sqrt{\frac{G \cdot M_T}{r_{orbit}}} \approx 7.8 \ {}^{km}/_{s}$$

A una altura de 180 km sobre la superficie de la Tierra.

La velocidad cósmica (2)

Para la segunda velocidad cósmica, la energía cinética de un cuerpo tiene que ser igual a su energía en el campo gravitatorio para una trayectoria sin retorno.





$$E = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2 = G \cdot \frac{m \cdot M_T}{r}$$

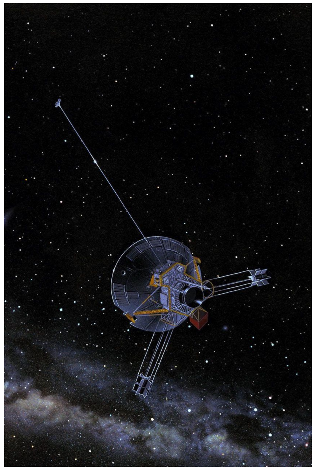
$$v_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M_T}{r_T}} \approx 11.2 \; {}^{km}/_{s}$$

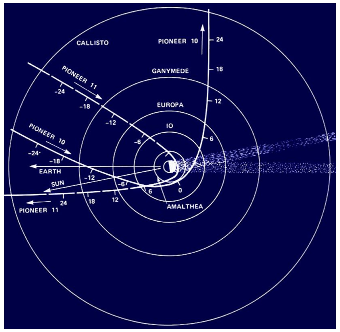
La velocidad cósmica (3)

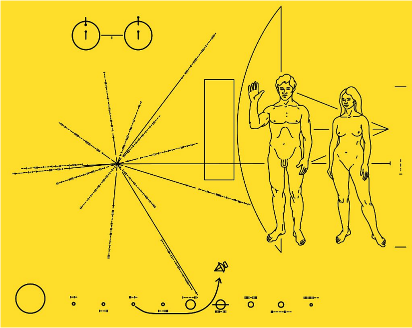
Para la masa y el radio del Sol, la velocidad de escape v_3 es de 617.4 km/s de la superficie. Al llegar a la órbita de la Tierra, la diferencia del potencial gravitatorio para abandonar el sistema solar sigue requiriendo una velocidad de 42.1 km/s. Si un cohete utiliza la velocidad orbital de la Tierra de 29.8 km/s, quedan 12.3 km/s más la superación del potencial gravitatorio de la Tierra de 11.2 km/s. Esto resulta en una velocidad inicial desde la superficie de la Tierra:

$$\frac{1}{2}\cdot m\cdot v_3^2=\frac{1}{2}\cdot m\cdot v_{superficie\ del\ Sol-\acute{o}rbita\ de\ la\ Tierra}^2+\frac{1}{2}\cdot m\cdot v_2^2$$

$$v_3=\sqrt{(42.1-29.8)^2+11.2^2}\ {}^{km}/_{s}=16.6\,{}^{km}/_{s}$$

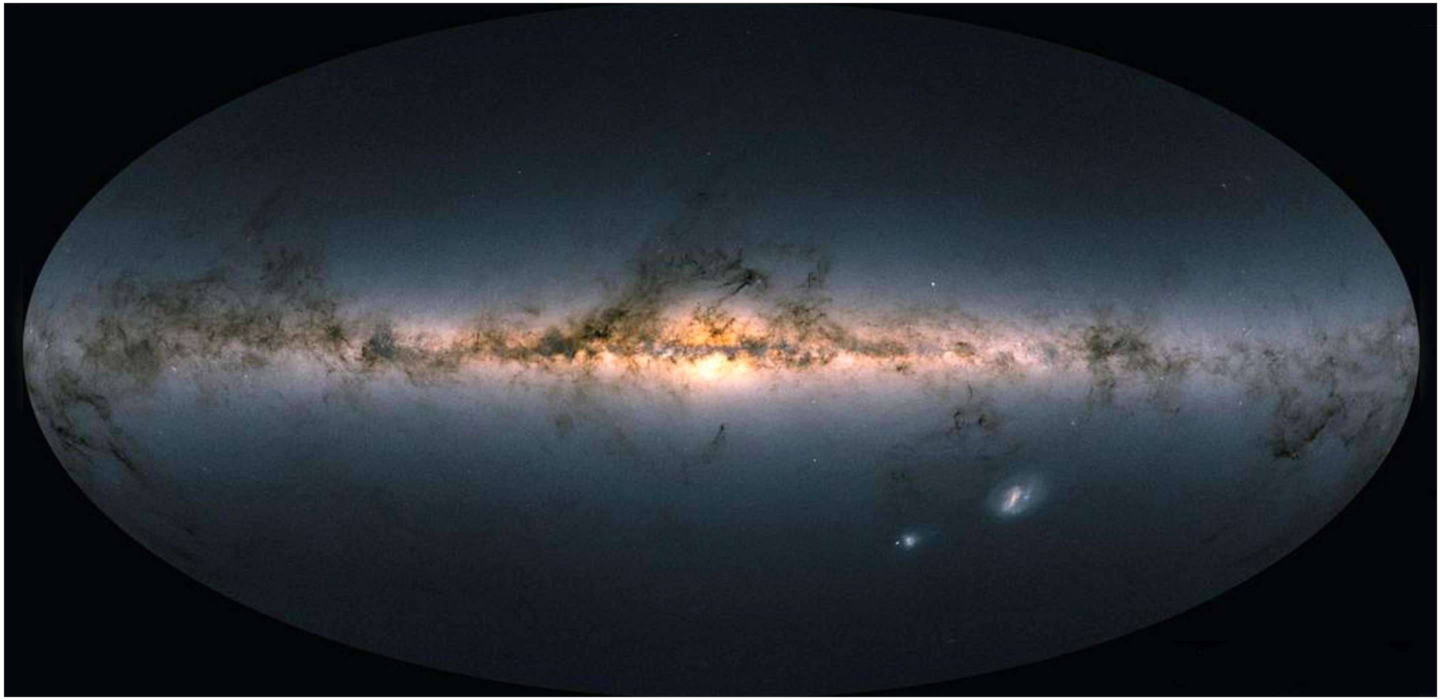






La velocidad cósmica (4)

Para la velocidad de escape de la Vía Láctea, hay que superar su campo gravitatorio. Dado que una parte considerable de la masa se encuentra fuera de la órbita del sol alrededor del centro galáctico, sólo se puede realizar un cálculo del modelo. De ello se deduce una velocidad de escape $v_4 \approx 540\ ^{km}/_{s}$.



El motor cohete (1)

Para alcanzar las velocidades finales cósmicas, hay que superar además la gravitación de la Tierra.

$$v_f = v_e \cdot \ln\frac{m_0}{m_f} - g \cdot t \qquad ; \qquad t\text{: } tiempo\ de\ aceleración\ del\ cohete$$

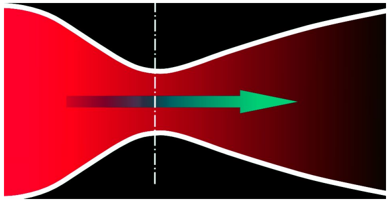
La velocidad adicional puede calcularse aproximadamente para diferentes tiempos de combustión del motor del cohete suponiendo una aceleración constante.

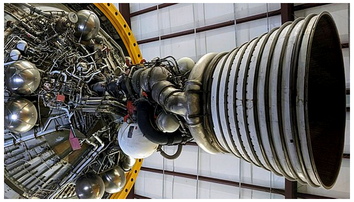
Tiempo de combustión de la tobera (motor de cohete)	Aceleración para alcanzar la primera velocidad cósmica v_1=7800 m/s	Aceleración para alcanzar la segunda velocidad cósmica v_2=11200 m/s	Velocidad adicional para superar la gravitación terrestre $-v = -g \cdot t$
120 s	65 m/s² = 6.6 g	93 m/s² = 9.5 g	1200 m/s
180 s	43 m/s² = 4.4 g	62 m/s² = 6.3 g	1800 m/s

El motor cohete (2)

La propulsión térmica de los cohetes, basada en las leyes clásicas de los gases, es la única forma de realizar viajes espaciales hasta la fecha. Las moléculas o los átomos de un gas se mueven más rápido cuanto mayor es su temperatura. Una tobera con una forma especial, según C.G.P. de Laval, convierte casi toda la energía térmica en energía cinética en una dirección. Para la velocidad de escape v_e del chorro vale:

$$v_e \sim \sqrt{\frac{RT}{M(masa\ molecular)}}$$





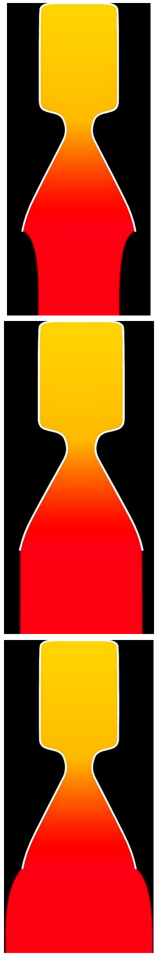
Los gases (o líquidos) que fluyen a través de una tobera Laval se aceleran hasta alcanzar una velocidad supersónica, de modo que las perturbaciones, como los picos de compresión, no pueden retroceder hasta la cámara de combustión. De este modo, se evitan los choques de compresión. La velocidad sónica se alcanza poco después de la sección transversal más estrecha de la tobera. La relajación en la parte divergente de la tobera convierte la energía térmica en energía cinética para obtener un máximo empuje.

El motor cohete (3)

Durante el lanzamiento de un cohete desde la superficie de la Tierra, la presión externa atmosférica es mayor que la presión final de la tobera de los gases de reacción. El chorro de gas en expansión que sale de la tobera se comprime y el momento de empuje se reduce un poco. Esto se llama sobre expansión.

A medida que aumenta la altitud, la presión atmosférica disminuye aún más y la presión final de la tobera alcanza la presión exterior, por lo que el chorro se expande de forma ideal.

A grandes alturas, la presión externa se hace despreciable. Los gases de reacción no se expanden completamente hasta la presión cero y se produce una sub expansión. Así, el chorro estalla en el vacío y el empuje se reduce, ya que una parte de las moléculas de gas no se mueve en la dirección longitudinal de la trayectoria. Por lo tanto, la parte divergente de la tobera de salida está adaptada en forma de campana para acortar la longitud necesaria de la tobera y así reducir también el peso.



El motor cohete (4)

La velocidad de reacción química define el tamaño de la cámara de combustión. Con una velocidad de reacción relativamente baja, el tiempo de permanencia en la cámara de combustión debe ser mayor y, por tanto, también su tamaño. Con una mayor velocidad de reacción, se crea una mayor presión y las dimensiones de la tobera pueden ser menores, lo que es ventajoso por razones de peso. A menudo se genera una presión de alrededor de 100 bares. La forma divergente de la tobera determina la dispersión de los gases. La velocidad característica de salida de los gases v_e se deriva de la presión en la cámara de combustión, de la sección transversal más estrecha de la tobera a (garganta) y del consumo de combustible.

$$v_e = \frac{p_{cámara\ de\ combustión} \cdot a_{garganta\ de\ la\ tobera}}{\frac{dm}{dt}}$$

De este modo, se alcanzan velocidades de $1500\ {}^{m}/_{s}$ hasta $4500\ {}^{m}/_{s}$ por adición de hidrógeno puro.

El motor cohete (5)

En la construcción práctica de motores térmicos para cohetes, no se puede superar una temperatura de combustión de 4000 grados debido al material. La cámara de combustión de la tobera tiene que soportar la presión de la reacción y los combustibles tienen que ser transportados de forma estable bajo las mayores aceleraciones. La masa del material de construcción con los tanques y las bombas de combustible y la tobera requiere aproximadamente el 5%-10% de la masa del combustible.

Sustancia para la propulsión	Masa molecular de los gases de escape	Velocidad de escape del gas con una tobera Laval a 4000 grados	Relación de las masas para alcanzar una órbita a una altura de 180km
Alcohol y oxígeno	28.4 g/mol	3160 m/s	21
Hidrógeno y oxígeno	18.0 g/mol	4000 m/s	11

¿Qué carga útil puede transportarse a la órbita de la Tierra?

Lanzamiento de cohete

Para que el cohete despegue, el empuje tiene que ser mayor que el peso inicial de lanzamiento.

$$Empuje = F = \frac{dm}{dt} \cdot v_e = m_{0,masa\,inicial} \cdot g = G = Peso\ cohete$$

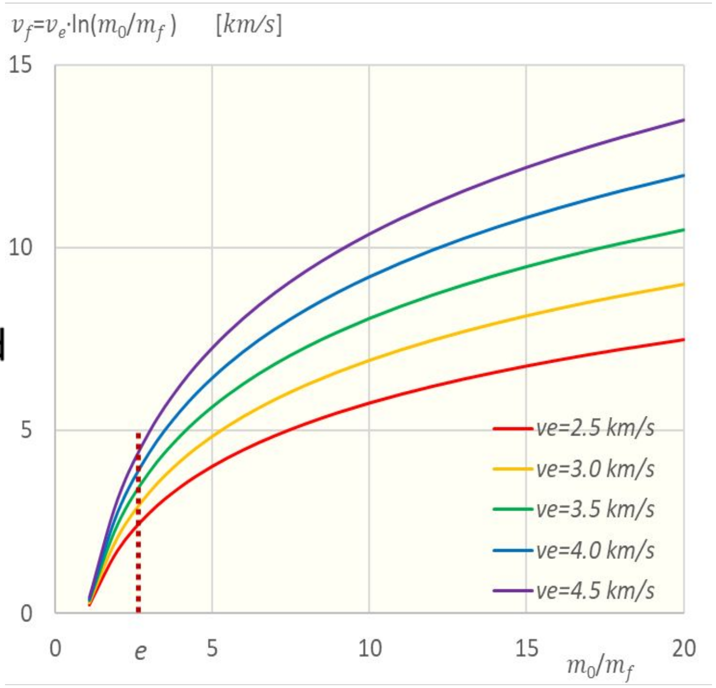
Para la relación de fuerzas al inicio se aplica:

$$1.1 < \frac{F}{G} < 1.3$$

Es necesario un muy buen control de la posición vertical, que puede lograrse, por ejemplo, mediante un ligero giro de la tobera. La cantidad total de combustible consumido es:

$$masa\ propulsora = m_0 - m_f$$

En condiciones ideales, la velocidad alcanzada se deduce de la ecuación de cohete.



Carga útil

Como ejemplo representativo de la propulsión térmica de cohetes, los siguientes cálculos y ejemplos tratan un sistema de propulsión líquida que utiliza hidrógeno y oxígeno. Otros sistemas con propulsión sólida o en combinación pueden derivarse en la misma manera.

Hay que tener en cuenta la gravitación, que reduce la velocidad del cohete de lanzamiento entre 1 y 2 km/s (para un encendido de dos o tres minutos).

Suponiendo una velocidad de $7.8\ {}^{km}/_{s}$ para la órbita y $1.8\ {}^{km}/_{s}$ para superar la gravitación terrestre.

$$\textit{ecuación de cohete}: \qquad \frac{m_0}{m_f} = e^{\frac{v_f}{v_e}} = e^{\frac{9600}{4000}} = e^{2.4} = 11$$

$$masa\ propulsora = m_0 - m_f = \left(1 - \frac{1}{11}\right) \cdot m_0 = 0.909 \cdot m_0$$

$$masa\ propulsora + 10\%\ (soporte) \approx 0.909 \cdot m_0 + 0.091 \cdot m_0 = m_0$$

Es decir, en este ejemplo numérico el cohete alcanza la órbita pero no puede transportar una carga útil como un satélite.

Cohete multietapa (1)

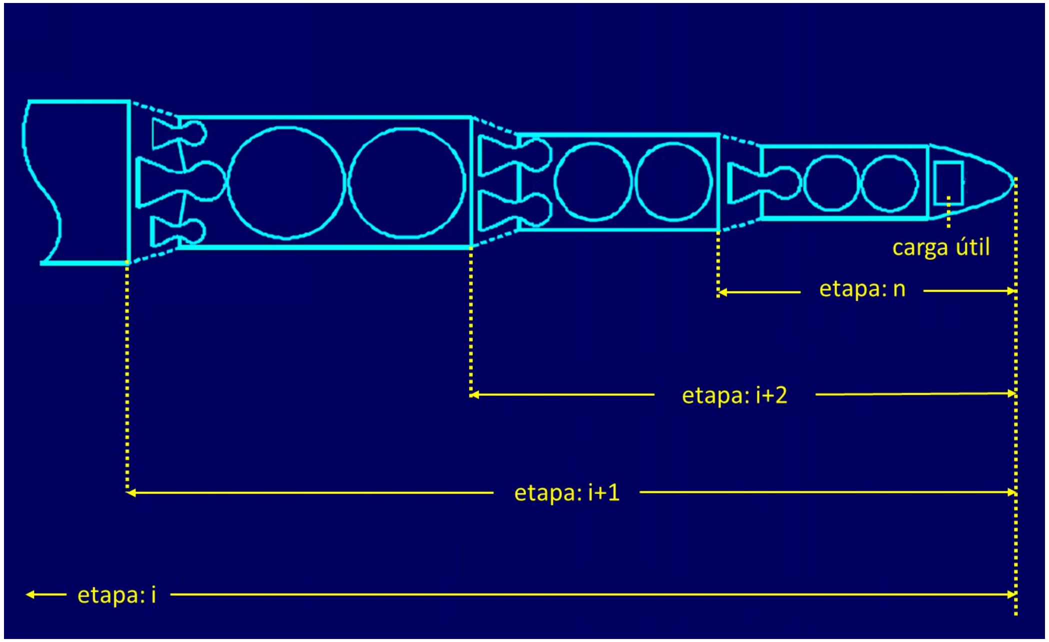
La consecuencia es que no se puede poner en órbita ninguna carga útil con un simple cohete, sin hablar de tareas más ambiciosas. Esto lleva a considerar un diseño de cohetes multietapa para cumplir determinadas misiones espaciales. La ventaja del principio de varias etapas es que, después de que una etapa se ha quemado, su masa estructural (soporte) innecesaria se desecha para reducir el peso inútil. La velocidad final se compone de las velocidades alcanzadas por cada etapa individualmente, excluyendo la aceleración negativa debida al campo gravitatorio de la Tierra.

$$v_f = v_{e1} \cdot \ln \frac{m_{01}}{m_{f1}} + v_{e2} \cdot \ln \frac{m_{02}}{m_{f2}} + v_{e3} \cdot \ln \frac{m_{03}}{m_{f3}} + \cdots$$

Esto provoca la cuestión del mínimo número de etapas combinadas con la máxima carga útil para llevar a cabo una misión espacial. Para el cálculo de la tarea de valores extremos se hacen unas suposiciones sencillas.

Cohete multietapa (2)

- La carga útil de la i-ésima etapa del cohete es la masa de lanzamiento de la etapa i+1,
- las relaciones de masa de las etapas son idénticas,
- todas las etapas del cohete son del mismo tipo con idénticos chorros de los gases de reacción.



Cohete multietapa (3)

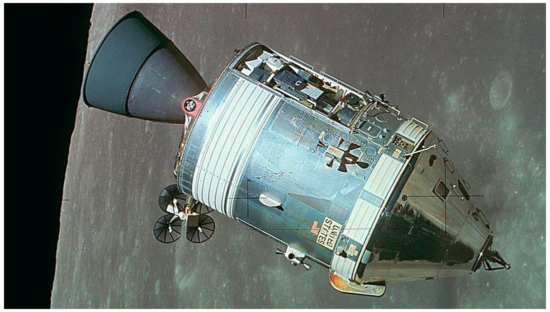
$$v_f = v_e \cdot \left(\ln\frac{m_{01}}{m_{f1}} + \ln\frac{m_{02}}{m_{f2}} + \ln\frac{m_{03}}{m_{f3}} + \ln\frac{m_{04}}{m_{f4}} + \cdots \right)$$

Relación de masas de la i-ésima etapa r_i:

$$r_i = \frac{m_{0i}}{m_{fi}} = \frac{Masa\ en\ el\ momento\ de\ la\ ignición\ de\ la\ i - ésima\ etapa}{Masa\ al\ final\ de\ la\ combustión\ de\ la\ i - ésima\ etapa}$$

Velocidad final tras la combustión de la n-ésima etapa:

$$v_f = v_e \cdot \ln(r_i^n)$$



Relación de carga útil de la i-ésima etapa λ_i:

$$\lambda_i = \frac{m_{0i+1}}{m_{0i}} = \frac{Masa\ en\ el\ momento\ de\ la\ ignición\ de\ la\ i + 1 - ésima\ etapa}{Masa\ en\ el\ momento\ de\ la\ ignición\ de\ la\ i - ésima\ etapa}$$

Cohete multietapa (4)

Relación de masa estructural (soporte) de la i-ésima etapa ε_i:

$$\varepsilon_i = \frac{m_{fi} - m_{0i+1}}{m_{0i}} = \frac{Masa\ estructural\ de\ la\ i - \text{ésima}\ etapa}{Masa\ en\ el\ momento\ de\ la\ \text{ignición}\ de\ la\ i - \text{ésima}\ etapa}$$

De esto se deriva la importante ecuación que la masa al final de la combustion está compuesta por la masa estructural y la carga útil:

$$\frac{1}{r_i} = \lambda_i + \varepsilon_i$$

La verdadera carga útil de todo el cohete es la carga útil de la última etapa n.

$$m_{0i+1} = \lambda_i \cdot m_{0i}$$

$$m_{n,carga\ \text{útil}} = \lambda_n \cdot m_{0n} = \lambda_n \cdot \lambda_{n-1} \cdot \lambda_{n-2} \cdot \lambda_{n-3} \cdot \cdots \cdot \lambda_1 \cdot m_{01}$$

Ejemplo: Carga útil de un cohete de 3 etapas:

$$m_{3,\ carga\ \text{útil}} = \lambda_3 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_1 \cdot m_{01} = \lambda^3 \cdot m_{01}$$

Cohete multietapa (5)

La relación entre la masa total de lanzamiento del cohete y la carga útil real se denomina factor de crecimiento G.

$$G = \frac{m_{01}}{m_{n,\, carga\, \text{útil}}} = \frac{1}{\lambda_n \cdot \lambda_{n-1} \cdot \lambda_{n-2} \cdot \lambda_{n-3} \cdot \cdots \cdot \lambda_1} = \lambda^{-n}$$

Por razones técnicas y económicas, hay que determinar el mínimo (= valor extremo) de esta función, es decir, la menor masa total de despegue de un cohete con la mayor carga útil.

$$G = \frac{m_{01}}{m_{n,\, carga\, \text{útil}}} = Mínimo$$

Para el cálculo, se asumió la similitud de peso de las etapas (relación de masas) y velocidades de chorro iguales. La condición de límite es la ecuación del cohete.

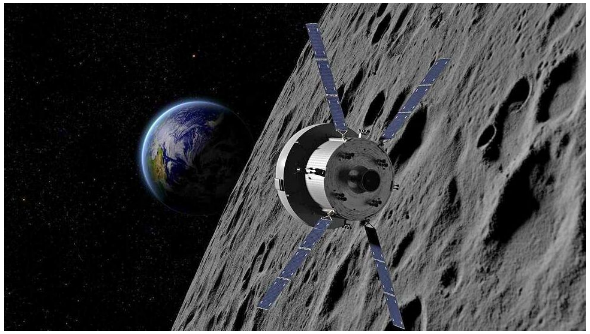
$$v_f = v_e \cdot \ln(r_1 \cdot r_2 \cdot r_3 \cdot r_4 \cdot \cdots \cdot r_n) = v_e \cdot \ln(r^n)$$

Cohete multietapa (6)

$$\lambda_1 = \lambda_2 = \lambda_3 = \lambda_4 = \cdots = \lambda_n$$

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon_3 = \varepsilon_4 = \cdots = \varepsilon_n$$

$$v_f = v_e \cdot \ln(r^n)$$



Ecuación del cohete en forma exponencial:

$$e^{\frac{v_f}{v_e}} = r^n = (\lambda + \varepsilon)^{-n}$$

Calcular el exponente $(-n)$ e insertarlo en el factor de crecimiento G.

$$-n = \frac{\ln(r^n)}{\ln(\lambda + \varepsilon)}$$

$$G = \lambda^{-n} = \lambda^{\frac{\ln(r^n)}{\ln(\lambda+\varepsilon)}} = e^{\frac{\ln(\lambda)\cdot\ln(r^n)}{\ln(\lambda+\varepsilon)}}$$

Cohete multietapa (7)

Logaritmo de la ecuación:

$$\frac{\ln(G)}{\ln(r^n)} = \frac{\ln(\lambda)}{\ln(\lambda+\varepsilon)}$$

Calcular la primera derivada $\frac{d}{d\lambda}$ (regla del cociente) y ponerla a cero para calcular el valor extremo de la función.

$$\frac{d}{d\lambda}\frac{\ln(G)}{\ln(r^n)} = \frac{\frac{1}{\lambda}\cdot\ln(\lambda+\varepsilon) - \frac{1}{(\lambda+\varepsilon)}\cdot\ln(\lambda)}{\ln(\lambda+\varepsilon)^2} = 0$$

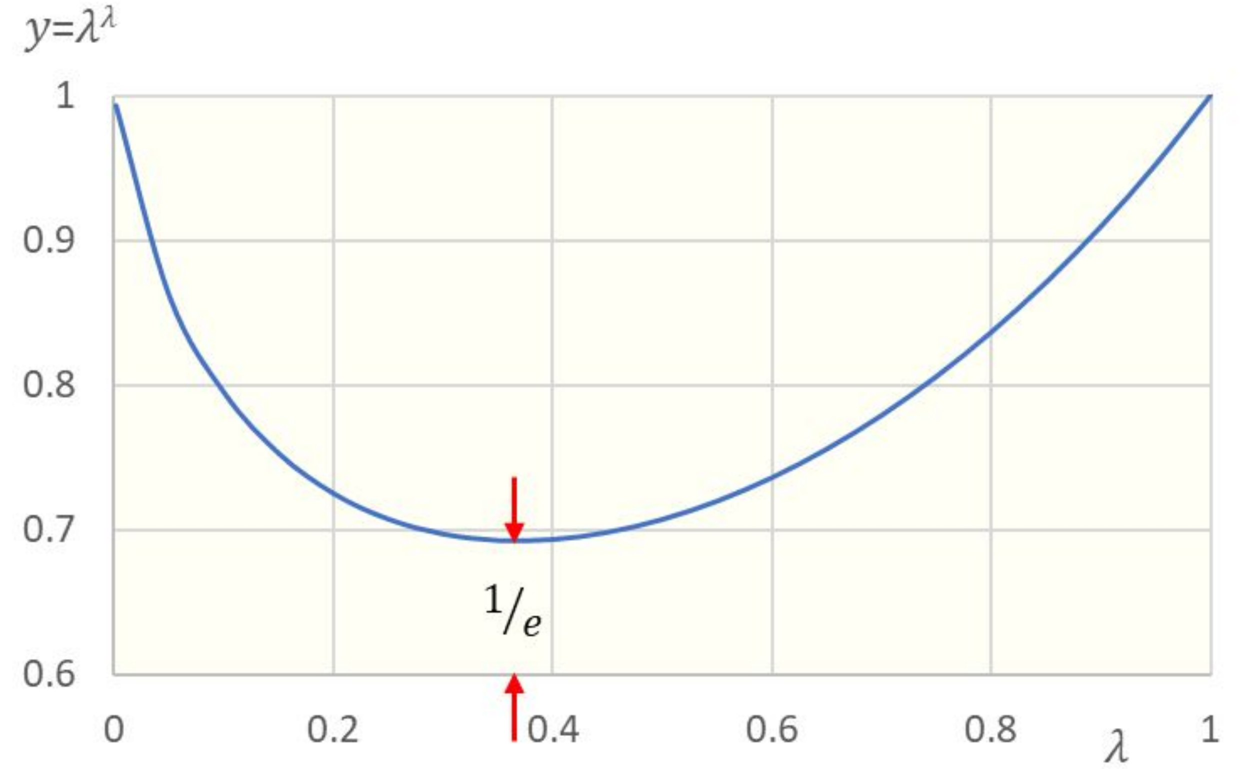
$$\lambda\cdot\ln(\lambda) = (\lambda+\varepsilon)\cdot\ln(\lambda+\varepsilon)$$

$$\ln\left(\lambda^{\lambda}\right) = \ln\left((\lambda+\varepsilon)^{(\lambda+\varepsilon)}\right)$$

$$\lambda^{\lambda} = (\lambda+\varepsilon)^{(\lambda+\varepsilon)}$$

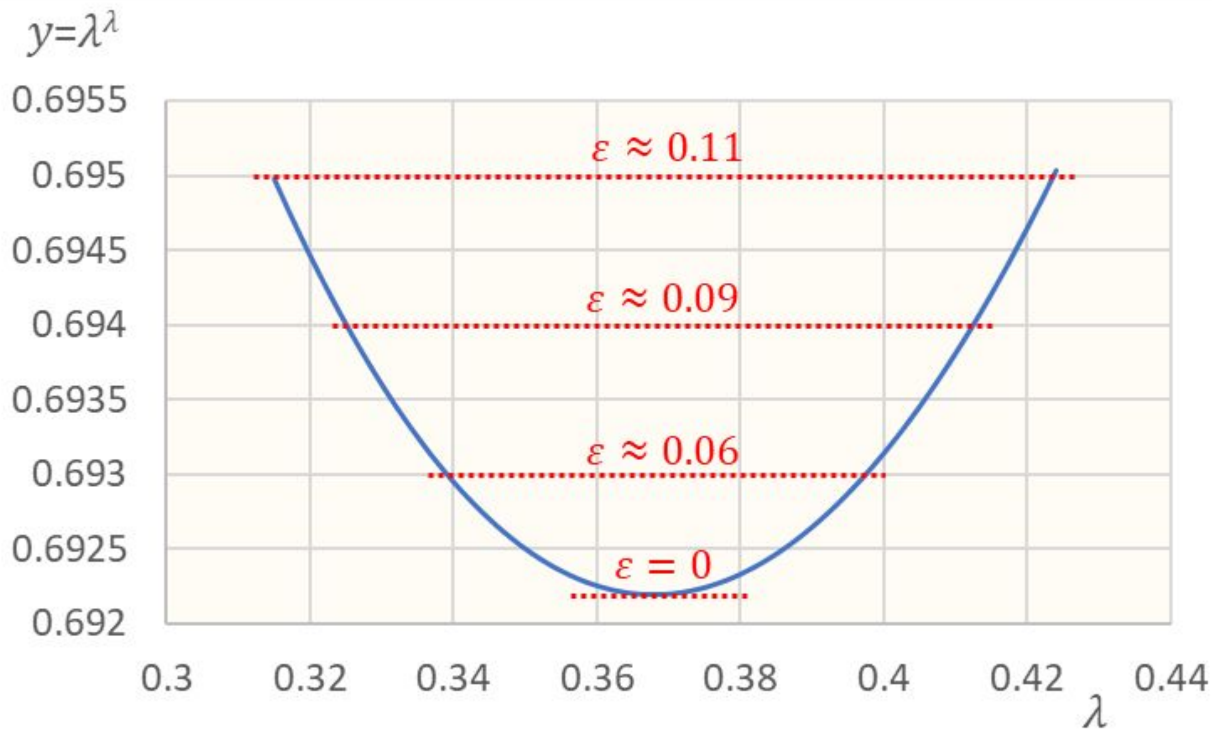
Cohete multietapa (8)

A través de la gráfica se obtiene el valor de la abscisa λ donde se encuentra el valor extremo de la función $y = \lambda^{\lambda}$.



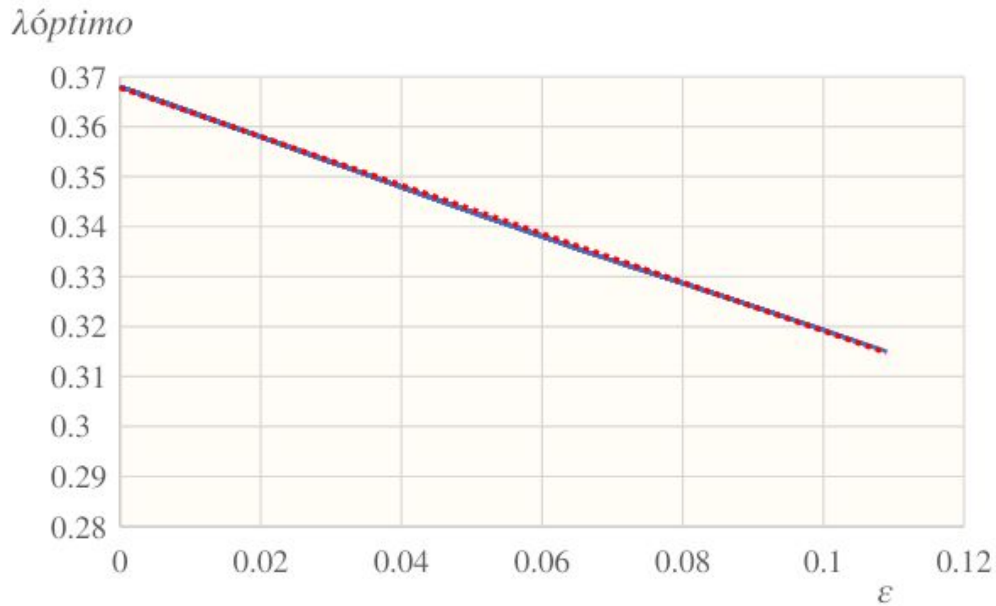
Cohete multietapa (9)

La ecuación $\lambda^{\lambda} = (\lambda + \varepsilon)^{(\lambda+\varepsilon)}$ también puede solucionarse gráficamente para la relación de la masa estructural ε. Un diagrama con mayor resolución alrededor del valor extremo es ventajoso.



Cohete multietapa (10)

Como la relación de la masa estructural se encuentra normalmente en el rango de 10%, esta consideración alrededor del valor extremo es suficiente. Para valores numéricos mayores, el diagrama puede ampliarse en la misma manera. La solución del problema del valor extremo se realiza de nuevo de forma gráfica.



$$\lambda_{óptimo} = 0.368 - 0.486 \cdot \varepsilon$$

Cohete multietapa (11)

A partir de la relación óptima de la masa de la carga útil y de una determinada relación de la masa estructural, se puede calcular el número de etapas de un cohete multietapa para una misión concreta (exponente de la ecuación del cohete). Una misión de este tipo podría ser, por ejemplo, alcanzar la tercera velocidad cósmica v_3 para salir del sistema solar.

$$e^{\frac{v_f}{v_e}} = (\lambda + \varepsilon)^{-n} \quad \rightarrow \quad n_{óptimo} = \frac{-\frac{v_f}{v_e}}{\ln\left(\lambda_{óptimo} + \varepsilon\right)}$$

$$\lambda_{óptimo} = 0.368 - 0.486 \cdot \varepsilon$$

Si la relación de la masa estructural es $\varepsilon \approx 10\%$, se aplica:

$$n_{óptimo} = \frac{-\frac{16.6}{4}}{\ln(0.368 - 0.486 \cdot 0.10 + 0.10)} = \frac{-4.15}{-0.869} = 4.8$$

Número de etapas de un cohete

Por razones económicas, este número n normalmente se redondea hacia abajo. Para enviar una carga útil desde el sistema solar en un viaje a la Vía Láctea, se necesita un cohete de por lo menos 4 etapas. En general, el número de etapas se aproxima mediante la ecuación:

$$n_{óptimo} = 1.15 \cdot \frac{v_f}{v_e}$$

Esta ecuación se considera ideal para etapas semejantes. Si las velocidades de escape y la masa estructural son diferentes, se tomarán los valores promedios de cada etapa y se calcularán etapa por etapa para una carga útil determinada. En vez de hidrógeno líquido como combustible, se utilizan a menudo hidrocarburos o alcoholes (metanol, CH_3OH) para la primera etapa. Esto hace que el empuje sea más fuerte debido al mayor cambio de masa en el tiempo, ${}^{dm}/_{dt}$, pero la velocidad de escape v_e y así la velocidad final v_f son menores. Al principio de un diseño, hay que respetar las leyes naturales de la mecánica y de la termodinámica para garantizar el funcionamiento como tal. Las posibilidades de realización técnica sólo podrán alcanzar una eficiencia más o menos ideal.

Visita de la Vía Láctea

Otros motores de cohetes de naturaleza eléctrica, como los motores de iones, permiten alcanzar velocidades de chorro muy altas, pero el cambio de masa en el tiempo es demasiado pequeño para alcanzar aceleraciones apreciables. Por lo tanto, el camino permanece cerrado – esperando ideas brillantes en el futuro – para visitar otros sistemas solares con sus planetas en la Vía Láctea.