



Introducción a la Ing. Aeroespacial

Tema 12 – Misiones Espaciales

Sergio Esteban Roncero
Francisco Gavilán Jiménez

Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos
Escuela Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla



Contenido

- Descripción General
- Maniobras Orbitales
 - Impulso Específico
 - Velocidad característica de la misión
 - Maniobras orbitales
 - Transferencia coplanar de Hohmann
 - Cambio de inclinación de la orbita

Descripción General - I

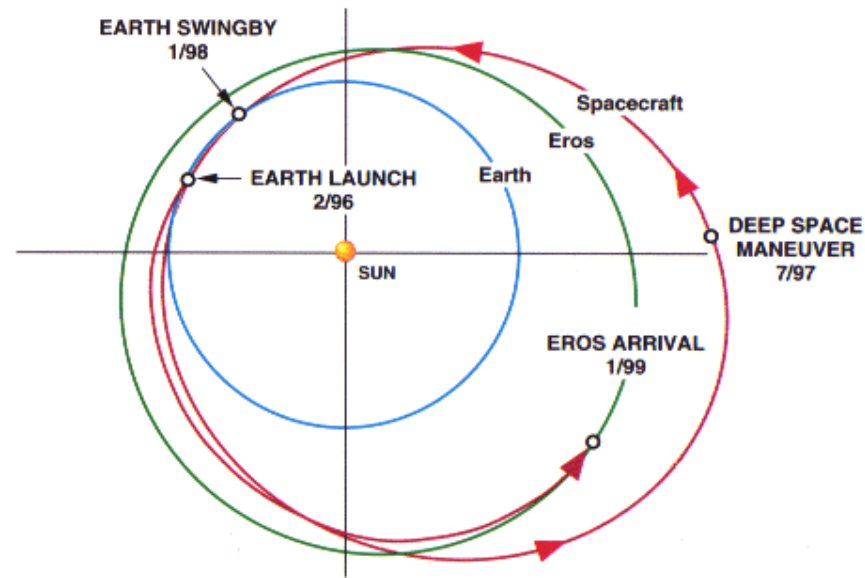
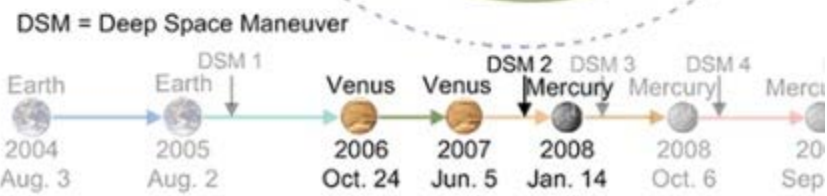
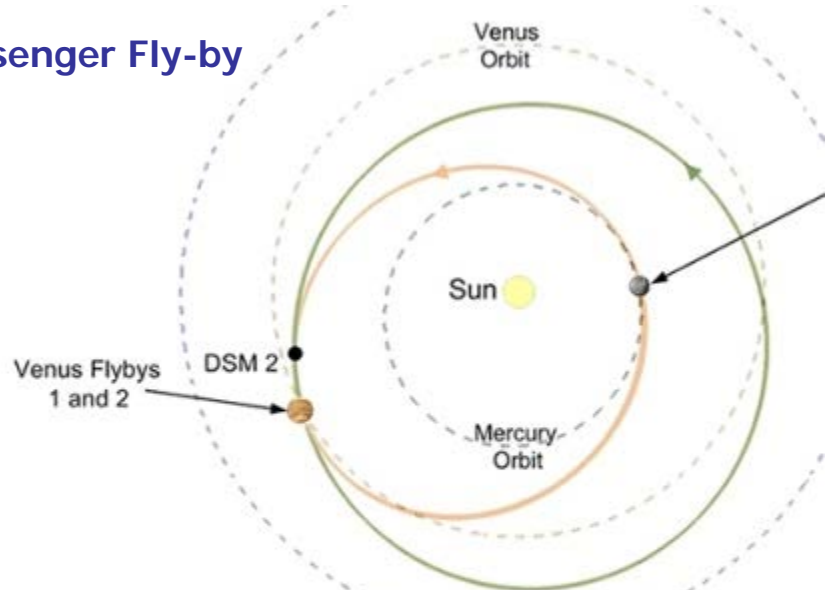
- **Clasificación** de las misiones espaciales atendiendo a su **objetivo**:
 - misiones **comerciales**:
 - telecomunicaciones, navegación, recursos naturales, ...
 - misiones **científicas**:
 - estudio de la Tierra y de su entorno, exploración del sistema solar, ...
 - misiones **militares**:
 - reconocimiento, defensa estratégica, experimentación tecnológica, ...
- Desde el **punto de vista** del **astro** al que se **viaja** se pueden considerar los siguientes tipos de misiones:
 - satélites de la Tierra,
 - misiones lunares,
 - misiones interplanetarias.

Descripción General - II

- Atendiendo al tipo de encuentro con el cuerpo al que se viaja (*misiones interplanetarias*):
 - **Interceptación.**
 - La única condición es la del encuentro
 - Velocidad relativa arbitraria
 - impacto de naves sobre planetas.
 - **Rendez-vous.**
 - La condición del encuentro es con velocidad relativa nula
 - aterrizaje suave sobre un planeta
 - **Fly-by** (sobrevuelo).
 - El encuentro se produce a una cierta distancia, con una cierta velocidad relativa, evitándose el contacto físico.
 - **Satelización.**
 - El encuentro es ahora tal que el vehículo es capturado por el campo gravitatorio del cuerpo de destino, manteniéndose en su órbita.

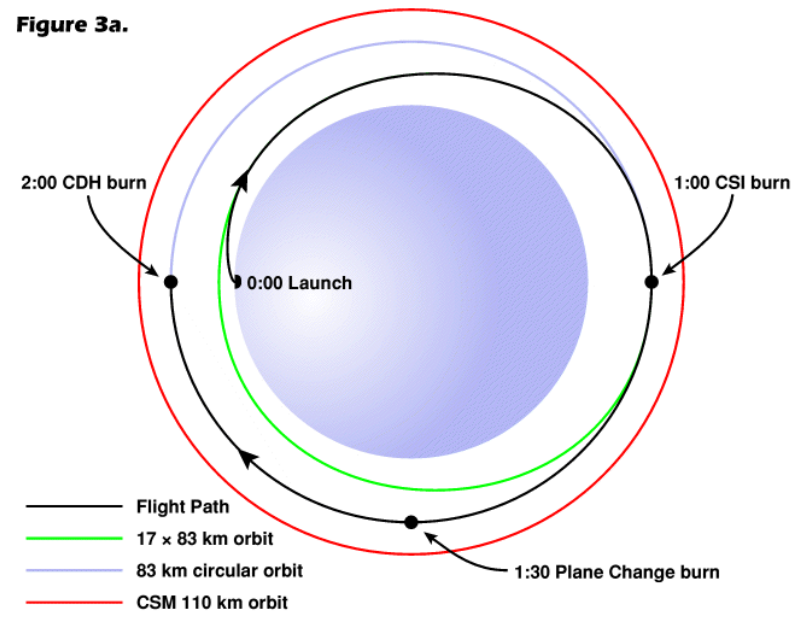
[Video1](#)
[Video2](#)

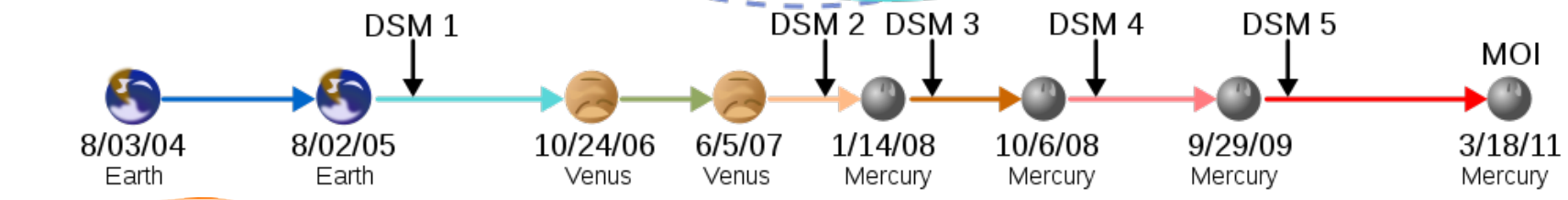
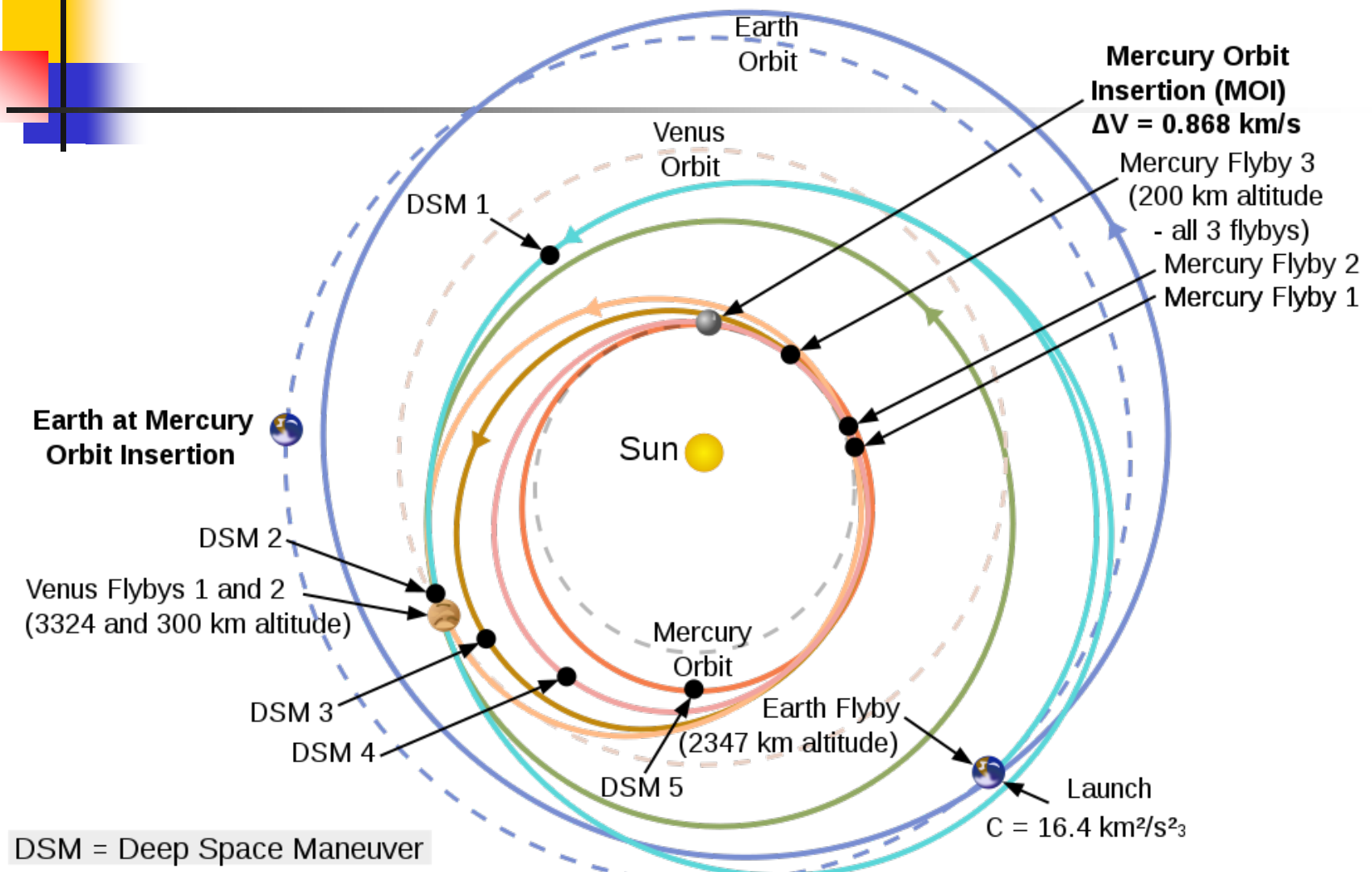
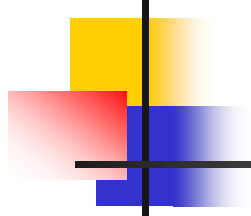
Messenger Fly-by



NEAR RENDEZVOUS WITH EROS

Figure 3a.

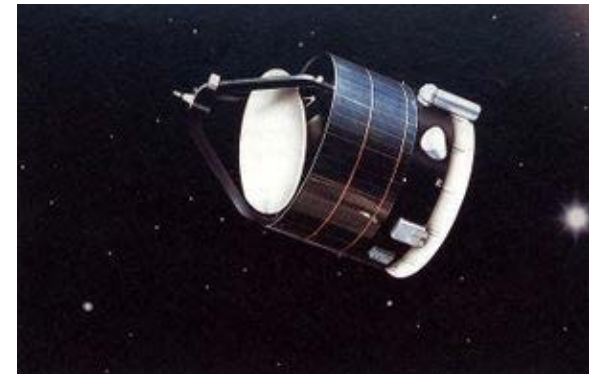




Descripción General - III

- Las operaciones de que consta una misión espacial se pueden agrupar en las fases siguientes:
 - **Fase de prelanzamiento.**
 - **Fase de lanzamiento.**
 - **Fase de transferencia de órbita.**
 - **Fase operacional.**
 - **Terminación funcional.**
- **Fase de prelanzamiento.**
 - Todas aquellas operaciones que son necesarias para efectuar:
 - la **ignición del vehículo lanzador**
 - la **separación del cable umbilical** entre el sistema de vuelo (vehículo y lanzador) y las instalaciones de tierra.
- **Fase de lanzamiento.**
 - Secuencia de **eventos**, muchos de ellos **programados y automáticos**:
 - diseñados cuidadosamente para cada misión específica
 - con fin de **situar el vehículo espacial** en la **órbita intermedia apropiada**, a partir de la cual se podría alcanzar la órbita operacional.
 - Ejemplo: Giotto: estudió el cometa Halley
 - Quemado de la primera etapa: 145 s
 - Separación de la primera etapa 149,9 s
 - Quemado de la segunda etapa: 285,4 s
 - Separación de la segunda etapa 290,4 s
 - Corte de la tercera etapa: 850,8 s
 - Inyección en órbita: 852,2 s
 - Rotación de 10 rpm: 881.1 s
 - Separación de la sonda 899,2 s

Video



Descripción General - IV

■ Fase de transferencia de órbita.

- Operaciones de **cambio** de **trayectoria** desde la órbita en la que el vehículo lanzador ha situado el vehículo espacial hasta la órbita desde la cual la fase operacional de la misión debe comenzar.
- La **transferencia** de órbita **requiere propulsante**:
 - El diseñador tiene que **determinar** la **cantidad necesaria** para alcanzar la órbita deseada.

■ Fase operacional.

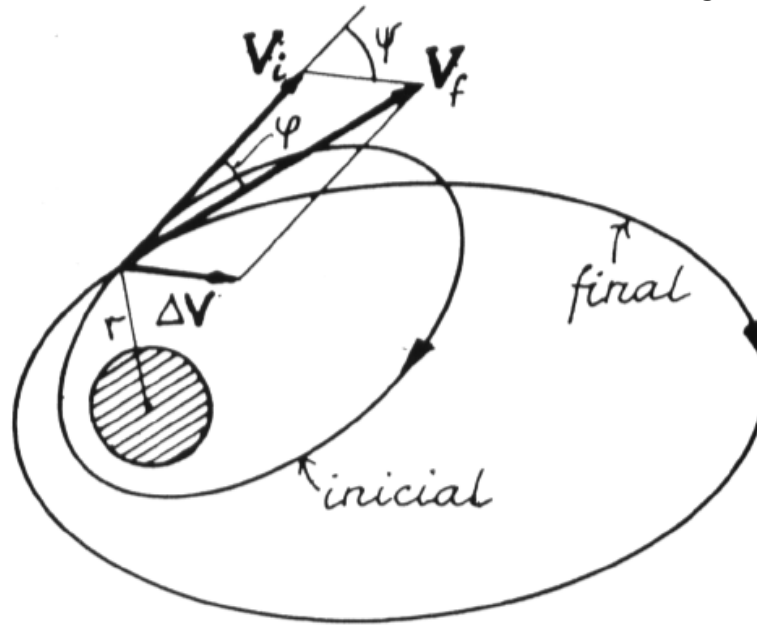
- Las operaciones en órbita incluyen:
 - **Control** de **actitud** y **control** de la **órbita** para poder llevar la misión de forma adecuada.
 - La **fase operacional** de muchas misiones **termina** cuando se **agota** el **propulsante**.

■ Terminación funcional.

- El fin de la vida útil del vehículo espacial es el último suceso de la misión espacial.
 - Los **satélites en órbita geoestacionaria** son **desplazados** a una **órbita ligeramente más alta**, evitando así riesgos de colisión con otros satélites
 - Los **satélites en órbitas terrestres bajas** se procura realizar una **reentrada** controlada en la atmósfera.
- En esta última fase se emplea una **reserva** de **propulsante** del sistema de propulsión secundaria.

Maniobras Orbitales - I

- Realización de una **maniobra orbital**:
 - Partiendo de una determinada órbita, el cambio de órbita por parte de un satélite requiere una **acción impulsiva** proporcionada por los motores cohete del mismo.
 - El **empuje requerido** para llevar a cabo esta acción es **relativamente grande**.
 - El **tiempo** necesario de encendido del motor es muy **pequeño** comparado con el periodo orbita
 - Hipótesis: la acción **impulsiva es instantánea**:
 - produce un cambio en el vector velocidad sin cambio apreciable del vector desplazamiento.
 - La acción propulsiva se reduce pues a un **impulso de velocidad** que se sumará vectorialmente a la velocidad inicial del satélite para conseguir la **velocidad final** del mismo $\Delta \vec{V}$
 - La nueva velocidad final del vehículo tiene un nuevo valor de energía el cual define la nueva órbita.



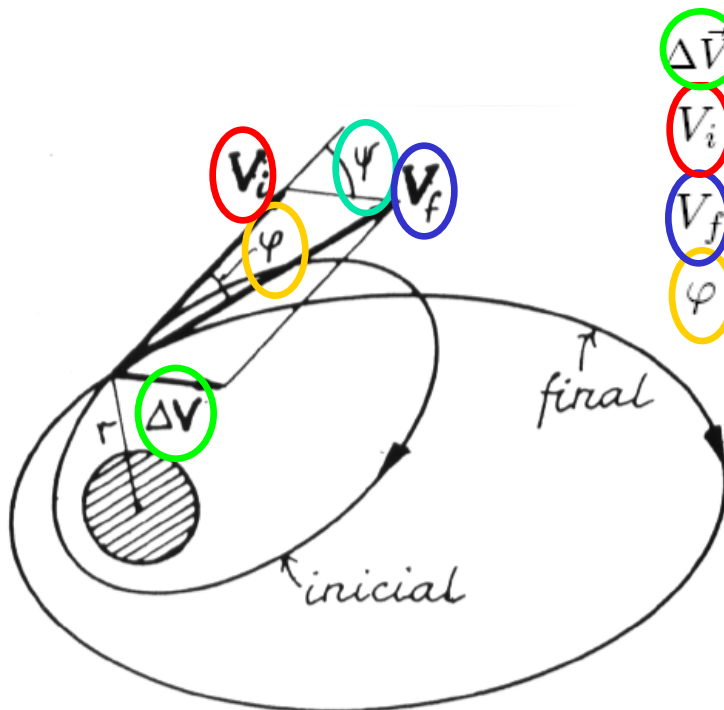
Pizarra

$$E = \frac{1}{2} \frac{\mu^2}{h^2} (e^2 - 1)$$

Maniobras Orbitales - II

- La forma de conseguir un mejor aprovechamiento de un impulso dado $\Delta\vec{V}$ es el de dirigirlo en la dirección de la velocidad inicial:
 - Para una posición dada, el máximo cambio en la energía de una órbita se consigue con el máximo cambio en la magnitud de su velocidad, y este cambio máximo se consigue cuando \vec{V}_i y $\Delta\vec{V}$ están alineados.

Problema Inserción Órbita



- $\Delta\vec{V}$ Impulso de velocidad
- \vec{V}_i La velocidad en un punto dado de la órbita inicial
- \vec{V}_f La velocidad en dicho punto correspondiente a la órbita final
- φ El ángulo formado por \vec{V}_f con \vec{V}_i

Impulso de la velocidad

$$\Delta V = \sqrt{V_i^2 + V_f^2 - 2V_iV_f \cos \varphi}$$

$$\sin \psi = \frac{V_f \sin \varphi}{\Delta V}$$

- ψ El ángulo formado por $\Delta\vec{V}$ con \vec{V}_i

Maniobras Orbitales - III

- ¿Como se genera el impulso de la velocidad necesaria?: Impulso específico:
 - el incremento de velocidad generado por un motor cohete:

$$\Delta V = I_{sp} \ln \frac{m_i}{m_f},$$

I_{sp} Impulso específico

m_i Masa inicial del vehículo

m_f Masa final del vehículo

$m_i - m_f$ Masa del combustible consumido

- Cuanto **mayor** sea el **impulso** ΔV requerido en una maniobra, **mayor** será la **relación de masas**, y por tanto **mayor** será la **masa de combustible** que debe ser **transportado** por el satélite.
- El impulso específico se define como,

$$I_{sp} = \frac{E}{\dot{m}}$$

- E es el empuje proporcionado por el motor cohete
- \dot{m} es el gasto másico (masa por unidad de tiempo) de propulsante que sale del cohete.

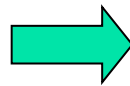
Maniobras Orbitales - IV

- Velocidad característica de la misión:
 - Si un satélite a lo largo de su vida útil tiene que realizar una serie de maniobras de magnitudes

$$\Delta V_1 = I_{sp} \ln \frac{m_0}{m_1}$$

$$\Delta V_2 = I_{sp} \ln \frac{m_1}{m_2}$$

⋮



$$\Delta V = I_{sp} \ln \frac{m_0}{m_n}$$

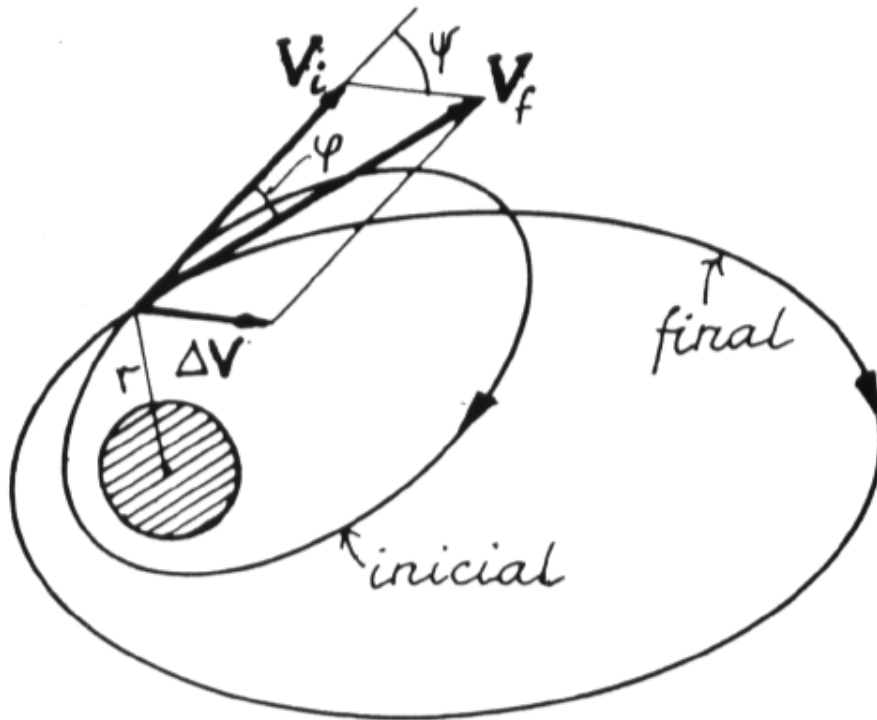
$$\Delta V_n = I_{sp} \ln \frac{m_{n-1}}{m_n}$$

- Incremento de velocidad es la velocidad característica de la misión.
- El análisis de las misiones espaciales tiene como principal objetivo el minimizar la masa de propulsante que debe llevar el satélite
 - A mayor masa de combustible, menor es la carga útil
 - La masa inicial del satélite viene dada por el sistema lanzador
 - La masa seca del satélite (masa total de lanzamiento sin propulsante) viene dada por

$$m_s = m_0 \exp\left(-\frac{\Delta V}{I_{sp}}\right).$$

Maniobras Orbitales - V

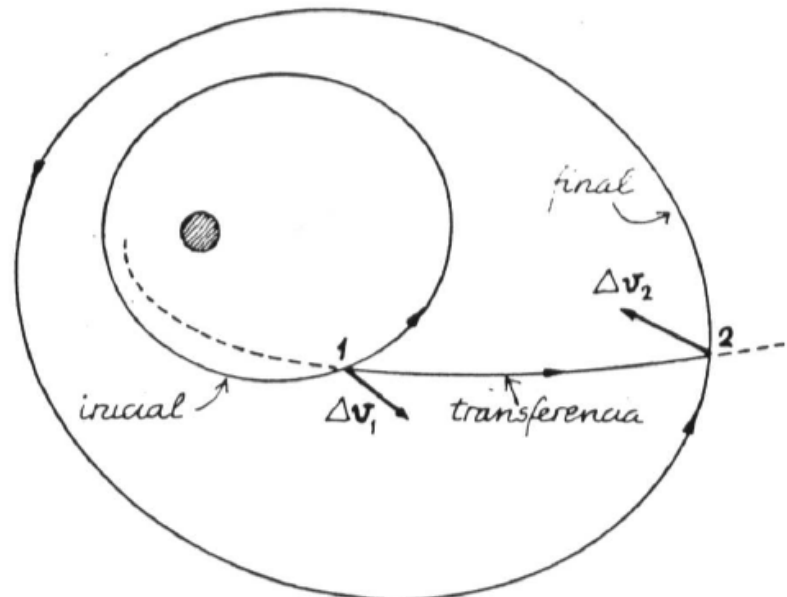
- Algunas maniobras orbitales requieren un sólo impulso
 - las **órbitas inicial y final intersectan en el punto de aplicación del impulso.**
 - maniobras de control de órbita, las cuales son maniobras de tipo correctivo que originan una ligera modificación de la órbita original y precisan, por tanto, de pequeños ΔV .
 - cambio del plano orbital (sin modificar la forma ni el tamaño de la órbita).



$$\Delta V = \sqrt{V_i^2 + V_f^2 - 2V_i V_f \cos \psi}$$
$$\sin \psi = \frac{V_f \sin \phi}{\Delta V}$$

Maniobras Orbitales - V

- El paso de una órbita a otra que no tiene **ningún punto** en común con ella no puede realizarse mediante un sólo impulso
 - son necesarios al menos **dos**:
 - el primero ΔV_1 origina el **abandono** por parte del vehículo de su órbita inicial
 - el segundo ΔV_2 **inserta** a éste en la órbita final.
 - Esta maniobra se llama **transferencia orbital**.
 - La **órbita intermedia** recibe el nombre de **órbita de transferencia**.
 - Dadas las órbitas inicial y final, existen **infinitas órbitas posibles de transferencia**, e incluso en el caso en que los puntos inicial y final estén predeterminados tampoco existe solución única.
 - Necesidad de **elegir** la **órbita de transferencia óptima**, que origine la **mínima velocidad característica** y, por tanto, el **máximo ahorro de combustible**.



Transferencia coplanar de Hohmann - I

■ Transferencia coplanar de Hohmann

- Maniobra que permite pasar desde **una órbita circular inicial I** a otra órbita **circular final F , coplanaria con I** , a través de una **órbita elíptica de transferencia T , tangente** a las dos órbitas circulares

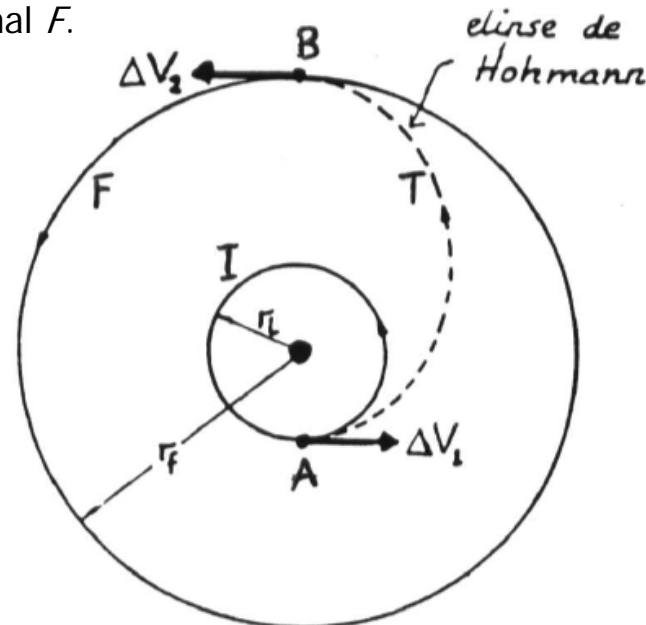
- Se aplica un impulso ΔV_1 en el instante de paso por un punto A de la órbita I en la dirección del movimiento del vehículo
- este incremento de velocidad **incrementa la energía del vehículo** pasando a la órbita elíptica T
- Al paso por el apoapsis de la órbita T (punto B) se aplica un segundo impulso ΔV_2 variando la energía del vehículo de manera que se obtenga la velocidad de satelización correspondiente al radio de la órbita final F .

Velocidad proporcionada es $V < V_C$

Órbita elíptica con semieje $a < r$

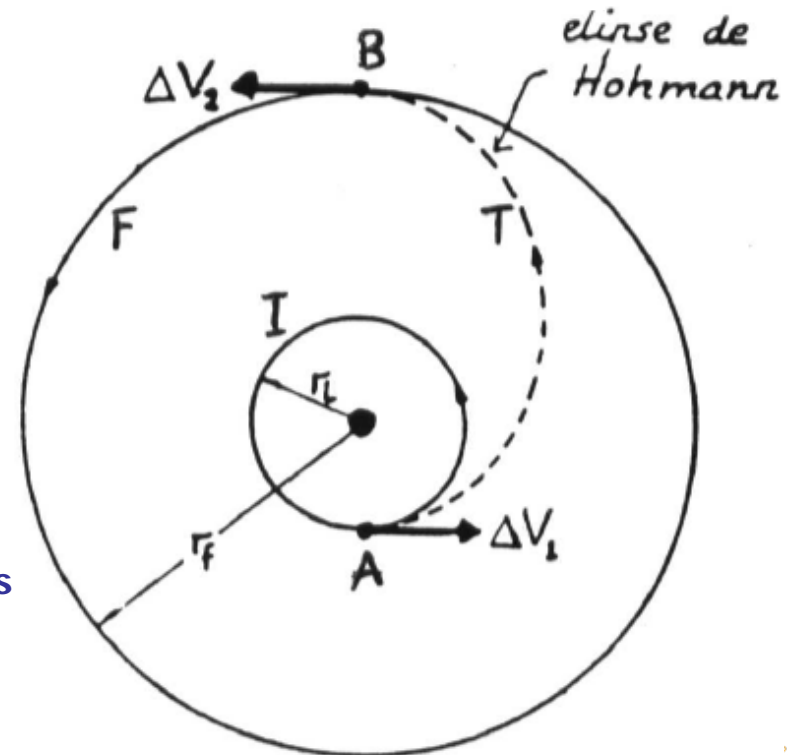
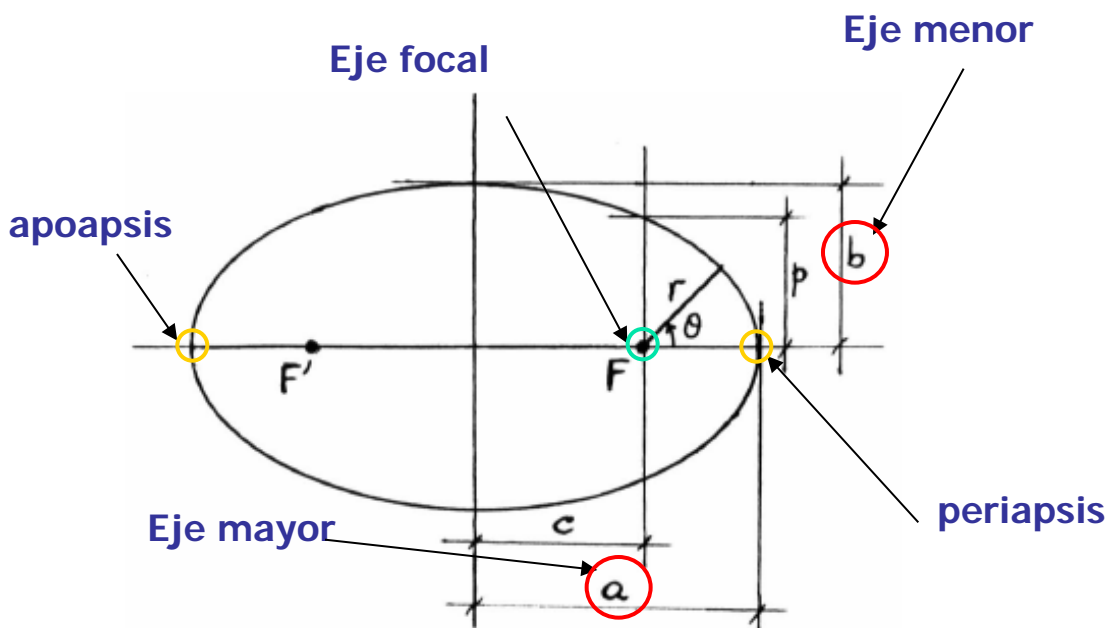
Velocidad proporcionada $V_C < V < V_P$

Órbita es elíptica con semieje $a > r$.



Transferencia coplanar de Hohmann - II

- Para poder realizar la transferencia Hohmann hay que determinar los impulsos tangenciales: ΔV_1 y ΔV_2
- Cada uno de los impulsos se calcula como la diferencia entre la velocidad necesaria y la velocidad que ya se tiene.
- El punto A es el periapsis de la órbita T , tiene de semieje mayor $a = \frac{1}{2}(r_i + r_f)$



Transferencia coplanar de Hohmann - III

Velocidad en periapsis

$$V_P = \sqrt{\frac{2\mu}{r_i} \frac{r_f}{r_i + r_f}}$$

Velocidad de satelización en I

$$V_i = \sqrt{\frac{\mu}{r_i}}$$

Primer impulso

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{2\mu}{r_i} \frac{r_f}{r_i + r_f}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_i}}$$

Velocidad característica de una órbita elíptica

$$V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \rightarrow a = \frac{r_i + r_f}{2} \rightarrow V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{2}{r_i + r_f} \right)} = \sqrt{\mu \left(\frac{2(r_i + r_f) - 2r}{r(r_i + r_f)} \right)}$$

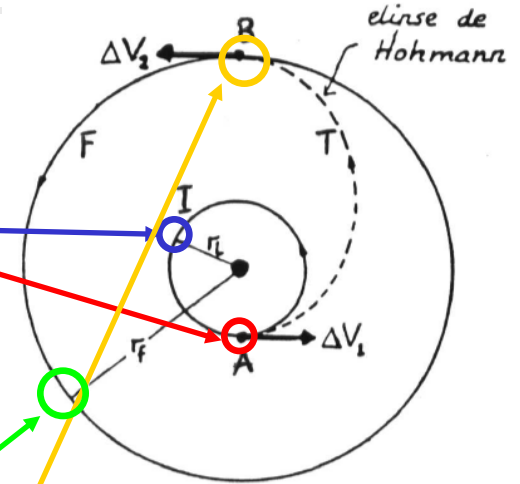
Segundo impulso

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_f}} - \sqrt{\frac{2\mu}{r_f} \frac{r_i}{r_i + r_f}}$$

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2,$$

Relación entre radios Inicial y final

$$\frac{\Delta V}{V_i} = \sqrt{\frac{2\lambda}{1+\lambda}} \left(1 - \frac{1}{\lambda} \right) + \sqrt{\frac{1}{\lambda}} - 1, \quad \lambda = r_f / r_i$$



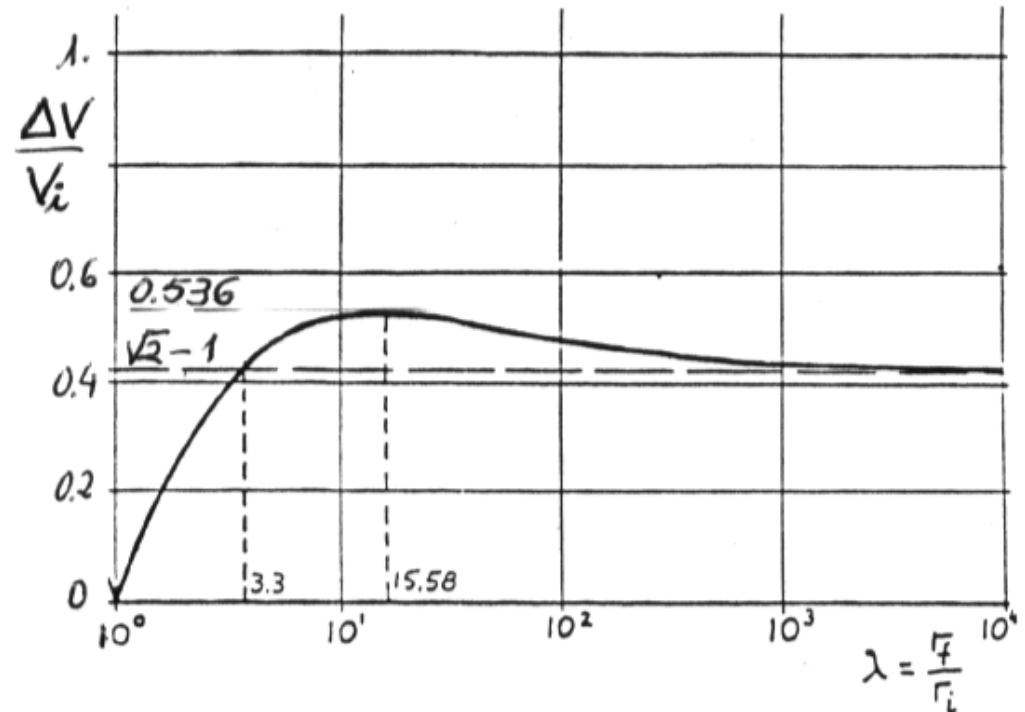
Transferencia coplanar de Hohmann - IV

- La línea horizontal de trazos representa la ordenada correspondiente al impulso de escape $(\sqrt{2} - 1)V_i$
- Como se deduce de esta figura, es más costoso pasar a una órbita 10 veces mayor que la inicial que a otra 1000 veces mayor.
- Otra consecuencia es que es más costoso transferir un satélite desde una órbita baja a la geoestacionaria ($\lambda=6.3$) que enviar al vehículo fuera de la atracción terrestre.
- Se puede demostrar que, dados los puntos inicial y final, la transferencia de Hohmann es la que requiere mínima energía (2 impulsos).

$$\frac{\Delta V}{V_i} = \sqrt{\frac{2\lambda}{1+\lambda}} \left(1 - \frac{1}{\lambda}\right) + \sqrt{\frac{1}{\lambda}} - 1,$$

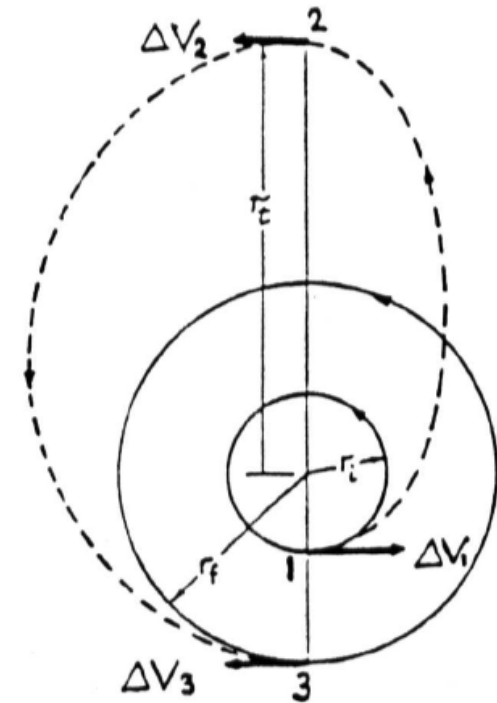
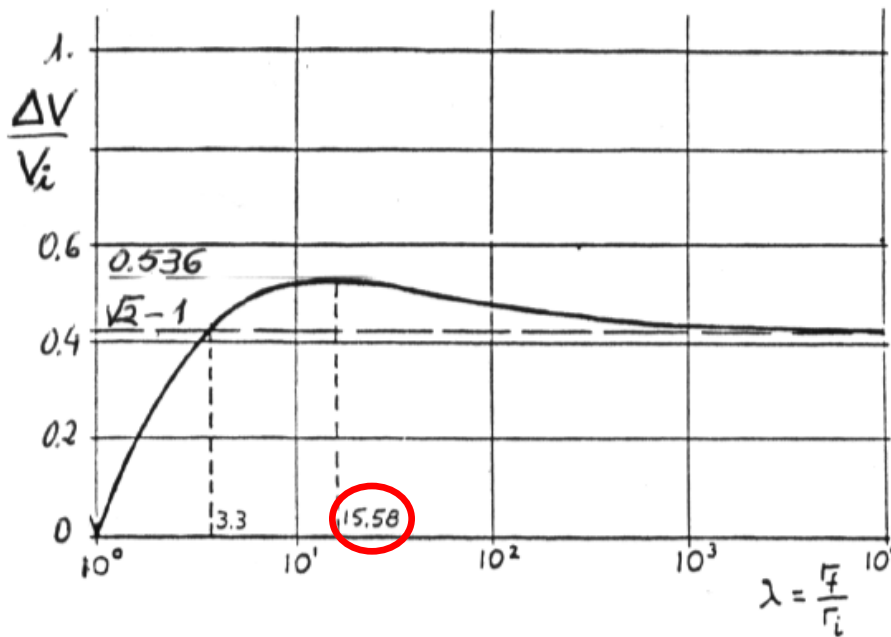
$$\lambda = r_f/r_i$$

Velocidad de escape



Transferencia coplanar de Hohmann - V

- Multiplicidad de soluciones en el problema de la transferencia de órbita:
 - Transferencia bielíptica:
 - transferencia coplanar entre dos órbitas circulares de radios r_i y r_f
 - Se puede demostrar que si $\lambda > 15.58$, esta transferencia es más económica que la de Hohmann:
 - es un caso en que una transferencia de tres impulsos mejora una de dos.



Bibliografía

- [Riv07] Damián Rivas. Aeronaves y Vehículos Espaciales, Febrero de 2007.
- Wikipedia, <http://es.wikipedia.org>
- NASA, <http://www.nasa.gov>