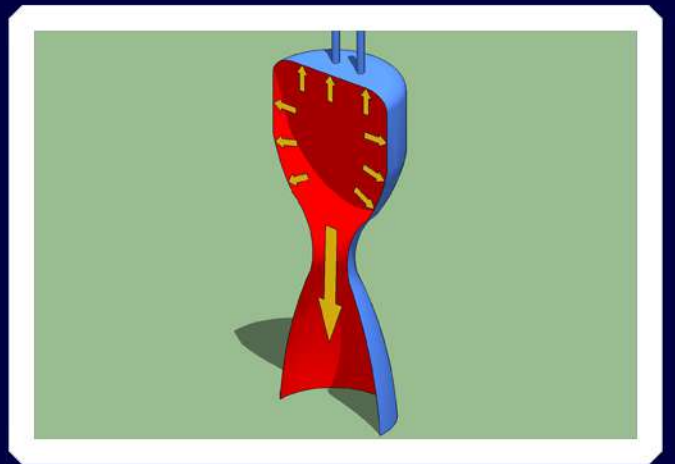


Órbitas y cohetes. Viajando al espacio

Ricardo Moreno Luquero



ÓRBITAS Y COHETES. VIAJANDO AL ESPACIO

Ricardo Moreno Luquero

Publicaciones de ApEA

**Asociación para la Enseñanza de la Astronomía
Nº 37 (Secundaria)- Septiembre 2020**

Publicaciones de ApEA nº 37
Asociación para la Enseñanza de la Astronomía

© Texto: Ricardo Moreno Luquero
© Imágenes: NASA, Wikipedia Commons, Tanguy
Dibujo de Portada: Tanguy
Foto de Portada SpaceX

Comité de Redacción:
Ederlinda Viñuales, Antonio Arribas y Ricardo Moreno

Dirección:
Ricardo Moreno (Vocal Editor de Publicaciones de ApEA)
rmluquero@gmail.com

ISBN: 978-84-939250-8-6



Esta obra está licenciada bajo la Licencia Creative Commons Atribución 4.0 Internacional. Para ver una copia de esta licencia, visita <http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>.

EL AUTOR

Ricardo Moreno Luquero



Ingeniero de Caminos por la Universidad Politécnica de Madrid. Profesor en el Colegio Retamar desde 1978 a 2018. Ha impartido varios años la asignatura de Taller de Astronomía en la ESO. Es autor de varios libros de texto, de didáctica y de divulgación. Ha participado con sus alumnos en las Ferias de la Ciencia de Madrid, en Ciencia en Acción y ha dirigido Talleres y Cursos de Astronomía para profesores en América, España y Marruecos. Es miembro de la ApEA desde 1998 y actualmente es Vocal de Publicaciones y de la Revista Nadir de esa Asociación. Pertenece a la Unión Astronómica Internacional (IAU) desde 2015 y es secretario de NASE (Network for Astronomy School Education) desde 2009.

ÍNDICE

PRESENTACIÓN..... 07

50 AÑOS DEL APOLO XI, ¿Y QUÉ?..... 09

NAVEGACIÓN EN ÓRBITA: FRENAR PARA IR MÁS RÁPIDO..... 13

ÓRBITAS DE TRANSFERENCIA: APLICANDO LAS LEYES DE LA FÍSICA..... 17

PROBANDO LA MICROGRAVEDAD.....25

EMPUJE Y DELTA V.....31

RUMBO A LA LUNA..... 41

REGRESO AL ESPACIO: SPACE-X.....57

PRESENTACIÓN

A los profesores de Física nos gusta mostrar las aplicaciones que tienen en la vida cotidiana los conceptos que explicamos en clase y usar ejemplos reales. En algunos casos no es difícil obtenerlos: la velocidad de un coche, el tiempo que se tarda en ir de una ciudad a otra, el caudal de un grifo llenando una bañera mientras parte se va por un desagüe, etc. Sin embargo, en el apasionante campo de la Astronáutica, nos faltan referencias y datos reales, que sólo usan los ingenieros y científicos que trabajan en las Agencias espaciales. Y ahí ha estado mi motivación al escribir esta publicación: buscar datos, ejemplos, aplicaciones de los viajes espaciales, que pueden ser usados en las clases de Física o Matemáticas, o en sesiones de divulgación.

Todo empezó con la pregunta de un alumno: si cada órbita tiene una velocidad, y es menor cuanto más alta esté, al frenar un satélite, ¿sube de órbita? Claro que no, le dije, es más, si frenas, tardas menos en dar una vuelta. Nueva perplejidad. Y es que nos faltan experiencias vitales en este campo.

Intentado explicar las órbitas con las leyes de Kepler, llegó el cincuenta aniversario del Apolo XI, momento para reflexionar si merecieron la pena los viajes espaciales. Y hubo que explicar (e investigar, claro) por qué se mueven los cohetes, cómo fueron los viajes del Apolo desde el punto de vista de impulsos, masas y velocidades. Y llegó la Dragon Crew a la Estación Espacial Internacional con dos astronautas, y empezaron a desplegarse los satélites Starlink, y hubo que investigar por donde venía el futuro. Menos mal que hubo el confinamiento por el Covid-19, que si no, hubiera tardado mucho en informarme de tantas cosas.

Esta publicación recoge siete artículos que aparecieron en la revista Nadir. Por su origen, he intentado que sean prácticos, con ejemplos reales, cálculos fáciles e incluso actividades para hacer en el aula. Está dirigida sobre todo a profesores de secundaria, aunque también resultará interesante a cualquier persona interesada por el tema. Espero que les sea útil.

50 AÑOS DEL APOLO XI, ¿Y QUÉ?



Se ha cumplido medio siglo de la llegada del hombre a la Luna. ¿Mereció la pena? ¿fué algo más que una carrera de prestigio entre Estados Unidos y la Unión Soviética? ¿qué beneficios nos trajo ese programa? En este artículo se revisa los avances técnicos que se realizaron, que abarcan casi todos los aspectos de nuestra vida.

Hay gente que piensa que el programa de ir a la Luna no debió servir de mucho, porque no hemos vuelto. Pero sí volvimos: al Apolo 11 le siguieron el 12, el 13 (fallido), y así hasta el 17. En total 12 astronautas pisaron la Luna y otros 15 la orbitaron. Esas misiones trajeron 382 kg de rocas lunares que han revolucionado las ciencias planetarias.

Incluso una parte de ellas se guardaron intactas al vacío, esperando cincuenta años a que la tecnología para analizarlas avanzara. Ese momento ha llegado y seguro que nos aportará nuevos conocimientos científicos.

¿Y por qué no hemos vuelto desde 1972? La razón es económica: llegar los primeros era importante a cualquier precio, pero “frecuentar el barrio” sólo se justificará cuando el acceso sea notablemente más barato.

¿Beneficios? Quizá los más importantes fueron intangibles, como aquella foto que envió el Apolo 8 con la Tierra saliendo por detrás del horizonte lunar. Jim Lovell, piloto de la nave lo resumió así: *“la vasta soledad era sobrecogedora y nos hacía darnos cuenta de todo lo que tenemos*



en la Tierra". O aquella otra fotografía de la Tierra entera tomada por los astronautas del Apolo 17, en la que no se veían las fronteras que tantas guerras han causado.



Esas imágenes dejaron huella, y se empezó a hablar de la Tierra como aldea global. En 1967 se firmó el Tratado del Espacio Exterior, y en 1975 cosmonautas soviéticos y astronautas americanos se dieron la mano en la misión conjunta Apolo-Soyuz, catorce años antes de la caída del muro de Berlín.

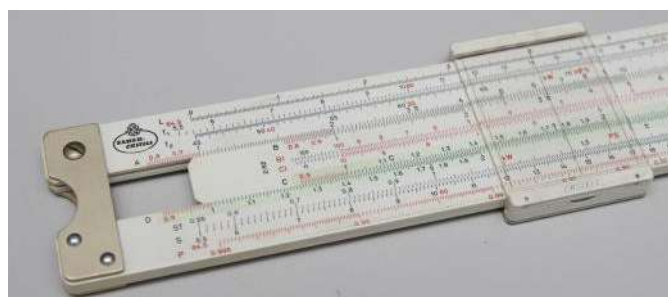
Pero también hubo beneficios tangibles, y muy notables. Normalmente los avances tecnológicos tienen su propia velocidad, y sufren acelerones en las guerras. Con la carrera espacial también hubo un tirón tecnológico sin necesidad de matarnos unos a otros, cosa que es de agradecer.

Acceder al espacio y poder sobrevolar cualquier país tenía un interés estratégico fundamental. Especialmente para los dos imperios que se disputaban la hegemonía mundial. Los soviéticos empezaron con ventaja: el primer satélite, el Sputnik, y el primer hombre en el espacio, Yuri Gagarin, fueron soviéticos. Estados Unidos tuvo que acelerar, y en 1961 el presidente Kennedy embarcó al país en un costoso programa para llevar un hombre a la Luna en esa década, al

precio que fuera necesario. El presupuesto anual de la NASA en esos años llegó al 5 % del PIB. Actualmente es el 0,5 %.

En menos de diez años hubo que inventar casi todo: naves que no existían, comunicaciones interplanetarias, materiales desconocidos... Aunque la NASA creaba sus propios centros de investigación, la mayor parte se hacía contratando a la industria privada. Eso supuso un tirón tecnológico en 8 años que equivalieron a más de 20 a ritmo normal.

Por ejemplo, al principio del programa espacial, las ecuaciones se resolvían con reglas de cálculo y tablas de logaritmos. La película *"Figuras ocultas"* cuenta muy bien la llegada del primer



ordenador a la NASA. Sin el tirón del programa Apolo, en informática quizá estaríamos ahora con el Windows 98.

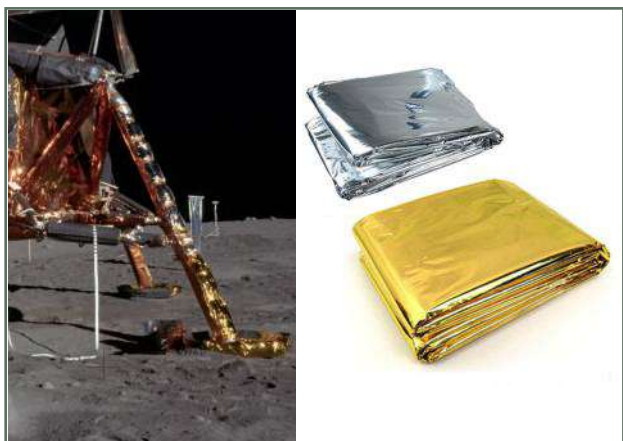
Había que disminuir el peso y volumen de casi todo, también de la comida. La investigación en este campo llevó a inventar la liofilización, congelando y desecando los alimentos.





Cuando usamos zapatillas deportivas, raquetas de tenis o palos de golf, muy probablemente estamos usando tecnología que procede del programa espacial.

Todos recordamos cómo el módulo lunar iba cubierto con una especie de papel de aluminio, a veces dorado. Eran láminas metalizadas sobre finas capas de plástico, para aislar del calor. Esa tecnología se usa en mantas reflectantes de socorro, en aislamientos de edificios y en envases de alimentos.

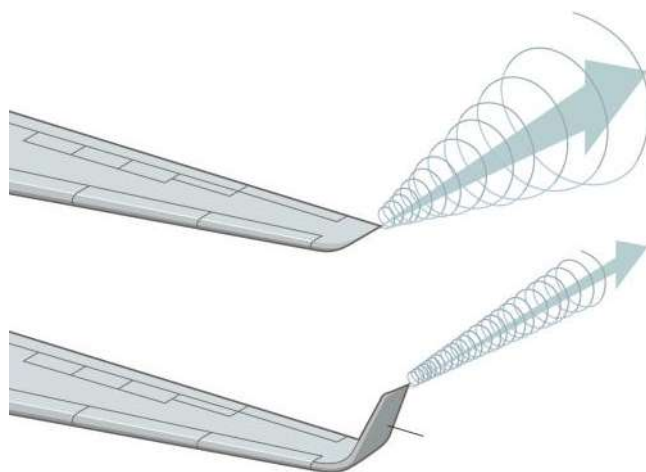


En medicina ha habido multitud de aplicaciones de la tecnología espacial: diálisis renal, purificación de agua en zonas de catástrofe, materiales para prótesis o la robotización de la cirugía.

Después del trágico incendio en la plataforma de lanzamiento del Apolo 1, la NASA desarrolló una línea de textiles resistentes al fuego. Estos materiales se

utilizan ahora en los trajes de bomberos. También los detectores de humo de las alarmas contra incendios se desarrollaron para las naves espaciales.

¿Y quién no ha visto los Winglets, esas terminaciones hacia arriba de las alas de los aviones comerciales? Son productos de los vuelos espaciales. Rompen remolinos y disminuyen el consumo de combustible. Se calcula un ahorro de miles de millones de litros de combustible desde que se usan.



El diseño de los camiones también se revolucionó en la década de 1970. Gracias al programa espacial se empezaron a usar piezas adicionales sobre la cabina que mejoraban el perfil aerodinámico y reducía combustible.

¿Más avances que debemos a la exploración espacial? El colchón viscoelástico (que ya lo intuyó Tintín en su viaje a la Luna), el GPS, las baterías de



los móviles y de los coches eléctricos, los paneles solares, Google Maps, el “cosido” de fotos 3D del street view, las comunicaciones por satélite, las gafas de realidad virtual, el control de electrodomésticos de forma remota, etc, etc .

Por último, algunos desmentidos: el programa espacial usó mucho el velcro y la bebida Tang, pero no los inventó la NASA. Y también es falsa la “historia” del bolígrafo antigraavedad, según la cual los americanos se gastaron mucho dinero diseñando un

bolígrafo que no se quedara sin tinta en ingravidez, mientras que los soviéticos usaban el lápiz. Aunque el bulo sea divertido, la realidad es que ambos usaron al principio el lápiz, pero en ingravidez los pequeños trozos de minas rotas flotaban y además eran de carbono inflamable. La empresa Fisher Pen Company había desarrollado un bolígrafo en el que la tinta se empujaba con nitrógeno a presión. No era caro, y la NASA lo empezó a usar a partir de 1967. Los soviéticos lo hicieron al año siguiente. Hoy cualquiera puede comprar en internet uno de esos bolígrafos espaciales por 20 €.



NAVEGACIÓN EN ÓRBITA: FRENAR PARA IR MÁS RÁPIDO



Cuenta Dan Parry, en su libro *“Objetivo La Luna”* (Planeta, 2009, pág. 92), que el Gemini 4 fue la primera nave americana que intentó acercarse a otra, en 1965. Estaba en la misma órbita circular y un poco por detrás que una fase del cohete Titán ya usada. Como habría hecho cualquiera de nosotros, aceleró ligeramente para intentar alcanzarlo, pero ante su asombro observó que lo que conseguía era alejarse cada vez más de ella. La incipiente navegación espacial en órbita no era tan fácil como conducir un automóvil. Veamos por qué.

Para analizar lo que ocurre en órbita, partamos de cuatro ideas que son consecuencia de las leyes de Kepler, de la conservación de la energía y del momento angular:

1. Un satélite que esté en una órbita circular alrededor de la Tierra, tiene una velocidad que sólo depende del radio de la órbita⁽¹⁾: cuanto más alejado de la Tierra, más despacio va. Eso implica que cuanto mayor sea el radio, tiene una energía cinética menor, pero una energía

potencial mayor. La suma de esas dos energías, la energía total, es mayor cuanto mayor sea el radio, por lo que para ir de una órbita baja a otra más alta, hay que consumir energía.

2. Si un satélite describe una órbita elíptica, su velocidad en cada punto varía, y también su altura. En todos sus puntos la energía total es constante, aunque la energía cinética y la energía potencial varíen de un punto a otro.

3. La segunda ley de Kepler dice que en una determinada órbita elíptica, las áreas barridas en tiempos iguales son iguales, lo que implica que un satélite en órbita elíptica, cuanto más cerca esté de la Tierra, más deprisa va.

4. La tercera ley de Kepler nos dice que un satélite tarda más tiempo en dar una vuelta (el periodo) cuanto más grande es el eje mayor de la elipse ⁽²⁾.

Veamos un ejemplo concreto. Supongamos (Figura 1) un satélite que gire alrededor de la Tierra en una órbita circular de radio 11.400 km. Tendría que ir a una velocidad de 5,9 km/s, y su órbita tendría un periodo de $T = 3,4$ h.

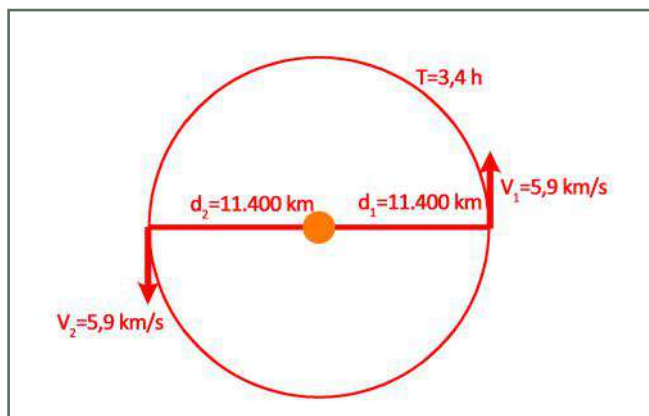


Figura 1: Órbita circular de un satélite. La Tierra no está a escala.

Ahora supongamos (Figura 2) que en el punto de la derecha, el satélite aumente su velocidad a 6,8 km/s: la órbita pasaría a ser una elipse. Según avance, el satélite irá tomando más altura sobre la Tierra y a la vez irá disminuyendo su velocidad, hasta llegar al extremo más alejado de la Tierra ($d_2 = 22.500$ km)⁽³⁾, donde tendrá una velocidad⁽⁴⁾ de 3,5 km/s. En el regreso, la velocidad irá aumentando hasta llegar al punto inicial, donde volverá a ser 6,8 km/s. Curiosamente, aunque inicialmente hayamos acelerado, como el eje mayor de la elipse ha aumentado, el tiempo que tardará en dar una vuelta completa⁽⁵⁾ es mayor ($T = 6,1$ h) que en el caso anterior.

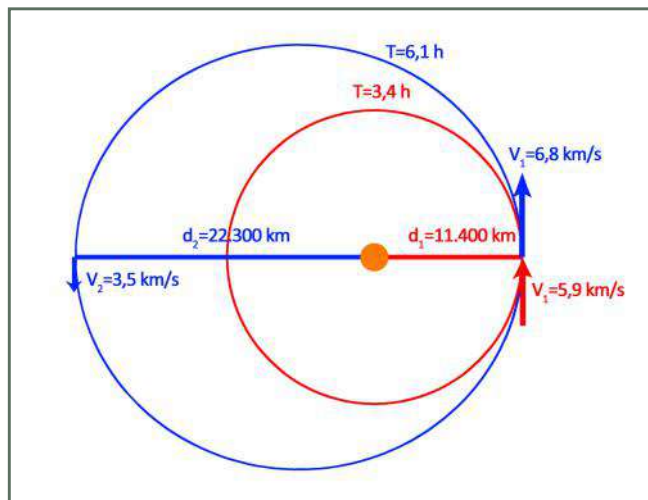


Figura 2: Al aumentar el satélite su velocidad, pasa a una órbita elíptica, y tarda más en dar una vuelta

Volvamos a la situación inicial de órbita circular, con una velocidad de 5,9 km/s, y frenemos hasta 5,1 km/s (Figura 3): el satélite caería en una órbita elíptica que le acercaría a la Tierra ($d_2 = 6.800$ km), y su velocidad iría aumentando hasta llegar en el extremo opuesto a 8,6 km/s. En la otra mitad de la órbita la velocidad iría disminuyendo hasta llegar de nuevo a los 5,1 km/s en el punto inicial. Como el semieje de la elipse es más pequeño, tarda menos en dar una vuelta completa en la órbita elíptica ($T = 2,4$ h) que en la circular ($T = 3,4$ h).

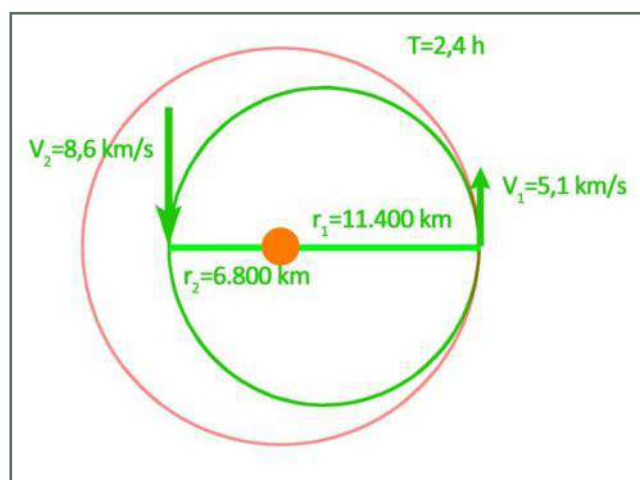


Figura 3: Al frenar, el satélite pasa de una órbita circular a otra elíptica, y tarda menos en dar una vuelta.

Pongámonos ahora en la situación del Gemini 4, cuando intentó acercarse al Titán II. Estaba en la misma órbita circular y un poco por detrás del cohete. Al dar un empujón hacia adelante para intentar alcanzarlo, su velocidad aumentó y pasó a una órbita elíptica de eje más grande, similar a la de la Figura 2, y por lo tanto pasaron dos cosas: por una parte empezó a aumentar su altura respecto a la Tierra, mientras que su objetivo (el cohete Titán) fue quedando más y más abajo. Con su mayor velocidad, le sobrepasó desde arriba, pero fue un consuelo efímero, ya que su velocidad empezó a disminuir en la órbita elíptica, de nuevo se quedó atrás y además cada vez más alto. ¿Y qué habría pasado al completar una órbita entera, y volver a la posición inicial? Pues que como su periodo era mayor que la órbita circular del Titán, el Gemini 4 se habría encontrado en un punto todavía más atrás que al principio. Para alcanzar al cohete Titán que

iba por delante, el Gemini 4 debería haber frenado un poco. Así su velocidad disminuiría y habría pasado a una órbita elíptica de eje más pequeño. En un principio vería que se iba quedando todavía más atrás y además por debajo del Titán, pero en su órbita elíptica, empezaría a aumentar su velocidad, y al terminar una vuelta, la habría dado en menos tiempo (su periodo era menor) que el cohete Titán, que estaba en órbita circular, y le habría podido alcanzar. Si no se quiere esperar una vuelta completa para conseguir el encuentro, se debe frenar primero, sobrepasar el objetivo por abajo en una órbita elíptica, luego acelerar para subir en otra órbita elíptica hasta tu objetivo, y por último ajustar la velocidad a la de la órbita circular. O acelerar, sobrepasarlo por arriba, frenar para bajar, y ajustar la velocidad a la órbita circular. En cualquier caso, algo más complejo que la sencilla maniobra que intentó Jim McDivitt, comandante de la Gemini 4.

$$(1) \quad v = \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

$$(2) \quad T = \sqrt{\frac{4\pi^2}{GM}} a^3$$

$$(3) \quad r_2 = \frac{-GM \pm \sqrt{G^2 M^2 + v_1^2 r_1^2 (v_1^2 - \frac{2GM}{r_1})}}{(v_1^2 - \frac{2GM}{r_1})}$$

$$(4) \quad v_1 \times r_1 = v_2 \times r_2$$

$$(5) \quad T = \sqrt{\frac{4\pi^2}{GM}} a^3 \rightarrow a = \frac{r_1 + r_2}{2}$$

ÓRBITAS DE TRANSFERENCIA: APLICANDO LAS LEYES DE LA FÍSICA



En Secundaria se estudian las órbitas de los satélites como aplicación de la ley de Gravitación Universal y de las leyes de conservación de la energía y del momento cinético. En este artículo además de resumir las ideas básicas para trabajar con órbitas, apporto ejemplos numéricos reales que pueden ayudar a los profesores. Quisiera evitar errores como el de un alumno que puso en un examen: *“como las órbitas más altas corresponden a velocidades menores, un satélite en órbita circular, al frenar, asciende”*.

Las fórmulas que he usado para obtener los datos están al final del artículo, para no asustar. Cualitativamente se podrían resumir en estas cuatro ideas:

1ª idea: Si un satélite está en órbita circular alrededor de la Tierra, su velocidad sólo

depende del radio de la órbita: cuanto mayor sea, más despacio va.

2ª idea: Un satélite en una órbita circular más alejada de la Tierra que otra, tiene menos energía cinética pero más energía potencial, y la energía total (cinética más potencial) es mayor.

Por esa razón, para pasar de una órbita circular baja a otra más alta, hay que aportar energía.

3ª idea: En una órbita elíptica, la velocidad y la altura del satélite varían en cada punto. Cuanto más cerca de la Tierra, más deprisa va.

4ª idea: El tiempo que un satélite tarda en dar una vuelta a la Tierra (el periodo) es mayor cuanto mayor es el eje mayor de la elipse.

EFFECTOS DE UN CAMBIO DE VELOCIDAD EN UNA ÓRBITA CIRCULAR

Supongamos (Fig. 1) un satélite que gire alrededor de la Tierra en una órbita circular a una altura¹ de 5000 km: el radio de la órbita sería de 11.400 km: esa altura más el radio de la Tierra, 6400 km. Según las fórmulas, su velocidad será de 5,9 km/s y su periodo $T=3,4$ h:

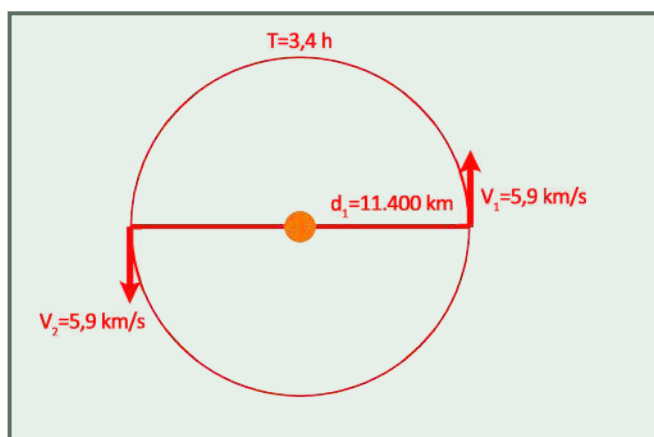


Fig 1. Órbita circular de un satélite (el radio de la Tierra no está a escala)

Ahora supongamos (Fig. 2) que en el punto de la derecha el satélite aumenta de forma prácticamente instantánea su velocidad hasta los 6,8 km/s: la órbita pasa a ser una elipse (azul), con la Tierra en un foco. Según avanza, el satélite asciende a mayor altura sobre la Tierra y a la vez va disminuyendo su velocidad, hasta llegar a 3,5 km/s en el extremo izquierdo, el más alejado de la Tierra ($d_2=22.300$ km). Y regresa de nuevo al punto inicial, donde volverá a tener 6,8 km/s. Curiosamente, aunque haya acelerado inicialmente, como el semieje mayor de la elipse ha aumentado, el tiempo que tarda en dar una

vuelta completa ($T=6,1$ h) es mayor que en el caso anterior ($T=3,4$ h).

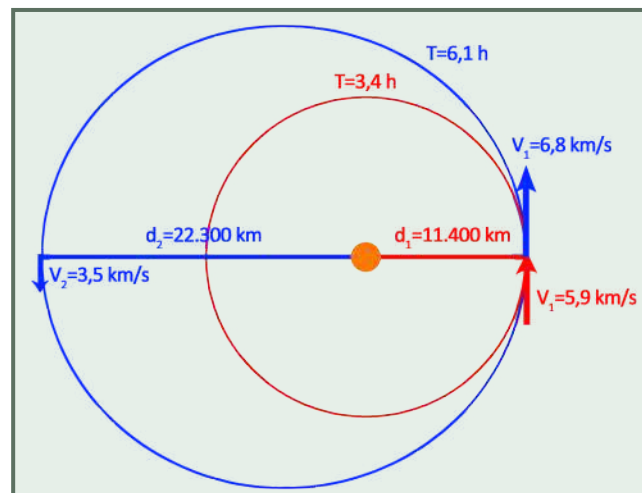


Fig. 2 Al aumentar el satélite su velocidad, tarda más en dar una vuelta

Volvamos a la situación inicial (Fig. 3) de órbita circular a 5,9 km/s (en rojo), y frenemos rápidamente hasta 5,1 km/s: el satélite cae en una órbita elíptica (en verde) con un foco en la Tierra, va acelerando hasta llegar a 8,6 km/s

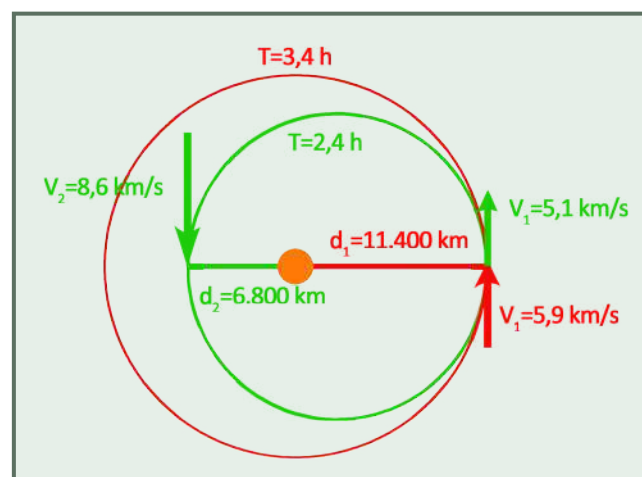


Fig. 3 Al frenar, el satélite tarda menos en dar una vuelta

cuando está más cerca de la Tierra ($d_2=6.800$ km), y en la otra mitad de la órbita va frenando hasta llegar de nuevo a los 5,1 km/s en el punto inicial. Como el semieje mayor de la elipse es más pequeño, tarda menos en dar una vuelta completa ($T=2,4$ h) en la órbita elíptica que en la circular ($T=3,4$ h).

ÓRBITAS DE TRANSFERENCIA

¹. Hemos utilizado una altura intermedia, para que tanto al acelerar como al frenar, las órbitas sean elipses que se puedan observar como tales en un dibujo a escala.

Si un satélite está en una órbita circular, y quiere pasar a otra también circular pero más baja, no puede hacerlo frenando sin más. Debe hacerlo en dos veces, con alguna maniobra de transición, por ejemplo, a través de una órbita elíptica llamada órbita de Hohmann.

Siguiendo con los ejemplos de antes, supongamos que tenemos (Fig.4) un satélite en una órbita circular de $d_1=11.400$ km (en **rojo**), por lo que va a una velocidad de $v=5,9$ km/s, y que quiere bajar a una órbita de $d_2=6.800$ km (en

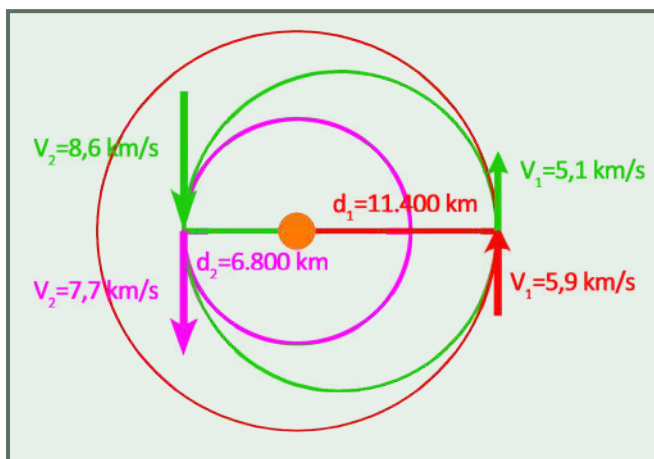


Fig. 4 Para pasar de una órbita circular a otra más baja, se necesitan dos frenadas

violeta). Debería frenar y ponerse a $5,1$ km/s, con lo que entra en una órbita elíptica (en **verde**) que le lleva en el otro extremo (perigeo) al radio buscado. Pero llega con una $v=8,6$ km/s, y debe frenar de nuevo hasta los $7,7$ km/s de la órbita circular (**violeta**) deseada.

Otro ejemplo, supongamos el mismo satélite en su órbita circular inicial, de $d_1=11.400$ km y $v=5,9$ km/s (en **rojo** en la Fig. 5), que quiere pasar a otra más alta circular (**naranja**) de $d_2=22.300$ km. Primero debe acelerar hasta $v=6,8$ km/s, con lo que entra en una órbita elíptica (**azul**) que le lleva en el extremo opuesto (apogeo) al radio deseado. Pero como llega con una velocidad de $3,5$ km/s, debe acelerar de nuevo hasta los $4,2$ km/s que corresponden a la órbita circular (**naranja**) de radio 22.300 km.

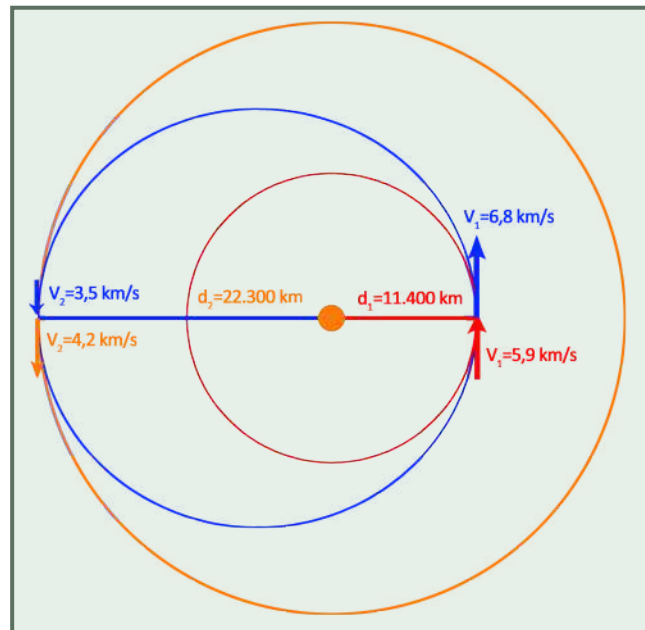


Fig. 5 Para subir a una órbita más alta, hay que acelerar dos veces

ÓRBITAS GEOESTACIONARIAS

La órbita circular con un periodo de 24 h igual al de la Tierra, se llama geoestacionaria, y



Fig. 6 El satélite de comunicaciones español Hispasat, en una órbita geoestacionaria

corresponde a un radio de 42.300 km.

Para llevar hasta allí a un satélite (Fig. 7), primero se le coloca en una órbita circular baja (**rosa**), por ejemplo, a 400 km de altura sobre la superficie terrestre ($d_1=6.800$ km, suponiendo que el radio de la Tierra es 6.400 km), para lo cual se necesita que vaya a $7,7$ km/s. Se le da un

incremento de velocidad de 2,4 km/s para llegar a $v = 10,1$ km/s, con lo que llega en una órbita

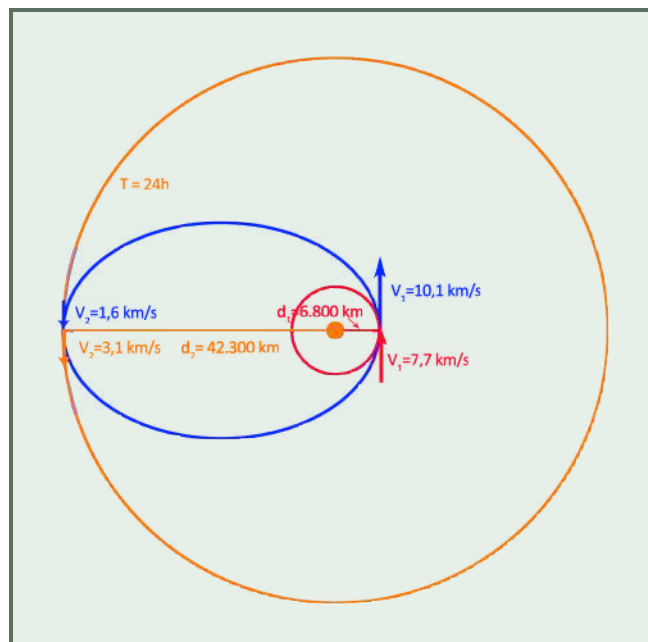


Fig. 7 Órbita de transferencia para colocar un satélite en órbita geoestacionaria

elíptica (**azul**) a un apogeo de $d_2 = 42.300$ km (la altura sobre la superficie terrestre es de casi 36.000 km). Allí llega con una $v = 1,6$ km/s y debe ser acelerado hasta los 3,1 km/s, que es la velocidad que corresponde a una órbita circular (**naranja**) a esa altura. Esa órbita tiene un periodo de 24 h, es decir, el satélite da una vuelta en el mismo tiempo que lo hace la Tierra. Por esa razón siempre está encima del mismo punto del ecuador, y si está en la posición adecuada, es muy útil para las comunicaciones desde un país o para la observación de una zona de la Tierra.

VIAJE A LA LUNA

Las órbitas de transferencia se usaron en el histórico viaje del Apolo XI en 1969. Los astronautas llegaron a las inmediaciones de la Luna (Fig. 8) a una velocidad² de más de 2.500 m/s, y tuvieron que frenar hasta los 1.672 m/s que necesitaban para ponerse en el punto más bajo de una órbita elíptica (**azul**), que variaba

entre los 111 km y los 315 km de altura sobre la superficie lunar. En ese mismo punto de su tercera órbita encendieron los motores durante 17 segundos para reducir ligeramente su velocidad hasta 1.630 m/s, con lo que se colocaron en una órbita circular (**rojo**) en la que tardaban 2 horas casi justas en dar una vuelta a la Luna. Al día siguiente, mientras Michael Collins se quedaba en esa órbita en el Módulo de Mando Columbia, Neil Armstrong y Edwin Aldrin

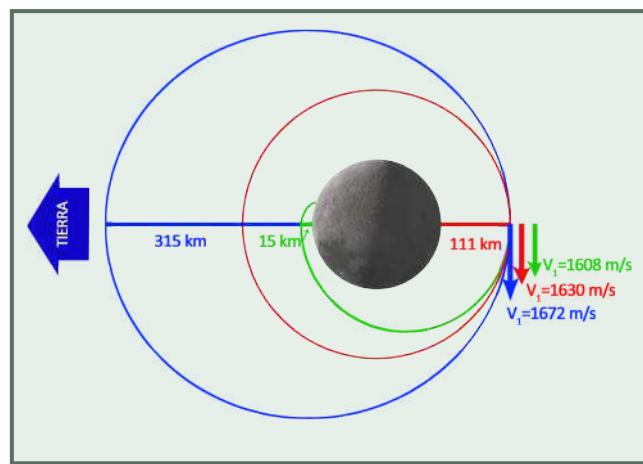


Fig. 8 Los cambios de órbitas se debían hacer siempre en la cara oculta (la Luna no está a escala)

entraron en el Módulo Lunar Eagle, se separaron de la nave principal y frenaron con los cohetes hasta ponerse a 1.608 m/s. Con esto se colocaron en el punto más alejado de una órbita elíptica (**verde**) que les llevó en el otro extremo a sólo 15 km de la superficie de la Luna. En esa media circunvalación tardaron 57 minutos, y aumentaron su velocidad hasta los 1.697 m/s. A partir de ahí volvieron a encender el motor, dejaron la órbita y el descenso fue continuamente propulsado, frenando y recorriendo en doce minutos los 480 km que les separaban del punto de alunizaje.

Como aterrizaron en la cara visible de la Luna, los encendidos de los motores para cambiar de órbita se debían hacer siempre en la cara oculta (Fig. 8), cuando no tenían contacto por radio con la Tierra, lo que aumentaba el dramatismo de la operación.

² En este caso se dan las velocidades en m/s, pues las variaciones son pequeñas. También se da el dato de la altura h sobre la superficie de la Luna, que es relevante en el texto. Los datos están tomados del artículo de Eduardo G^a Llama en Investigación y Ciencia, VII-2019.



Fig. 9 El módulo Eagle en su ascenso desde la superficie lunar

VIAJE A MARTE

Las órbitas de transferencia se usan también para viajar a otros planetas, por ejemplo, para ir desde la Tierra a Marte (Fig. 10). En ese caso el cuerpo central es el Sol, la órbita inicial es la de la Tierra³, casi circular (en rojo) con un radio de $1,5 \cdot 10^8$ km, una velocidad de 29,1 km/s, y la órbita final es la de Marte (en naranja), aproximadamente circular con un radio de $2,3 \cdot 10^8$ km y una velocidad de 23,6 km/s. Necesitamos poner a la nave a 32,0 km/s, para que, movida sólo por su inercia y la atracción del Sol, vaya en una órbita elíptica (en azul) hasta la órbita de Marte. Allí llegará con una velocidad de 20,9 km/s, por lo que necesitará otro impulso

de 2,7 km/s para llegar a los 23,6 km/s, que es la velocidad de Marte en su órbita. Para regresar, hará al revés: primero frenará para ponerse a 20,9 km/s, con lo que se pone en la órbita elíptica de transferencia. Al llegar a la órbita

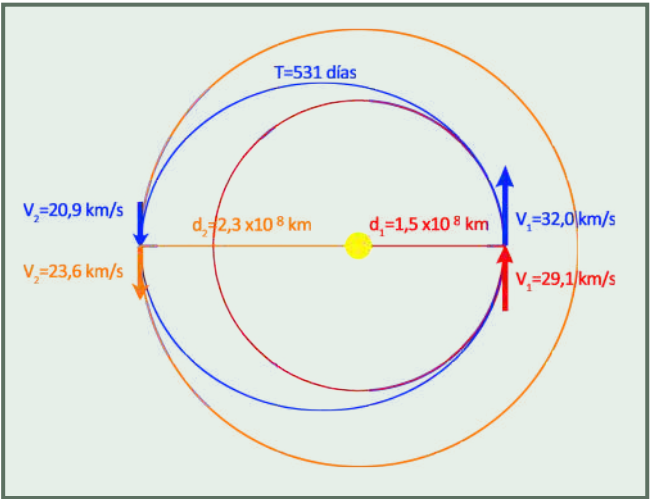


Fig. 10 El viaje de ida y vuelta a Marte tardaría año y medio.

terrestre lo hará con una $v = 32,0$ km/s, y deberá disminuirla con sus motores en 2,9 km/s hasta ponerse a los 29,1 km/s a los que va la Tierra en su órbita circular alrededor del Sol. Esta órbita elíptica de transferencia tiene un periodo de 531 días, por lo que en la ida a Marte se tardaría la mitad de ese tiempo (265,5 días= 8,9 meses), y otro tanto en la vuelta.

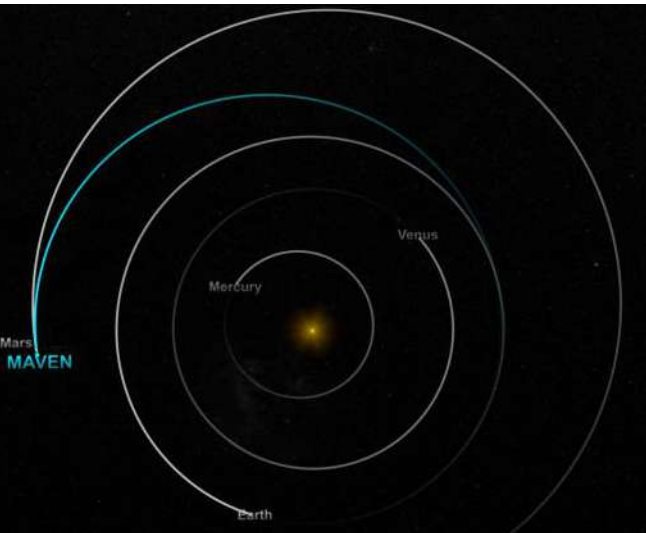


Fig. 11. Misión MAVEN: trayectoria y recreación de su llegada a Marte en 2014.

³ Las órbitas de la Tierra y Marte se han aproximado a circunferencias de radio su distancia media al Sol.

FÓRMULAS

Las fórmulas necesarias para obtener los datos que he manejado en el artículo se obtienen a partir de la ley de la gravitación universal y de las leyes de conservación de la energía y del momento angular. Como es sabido, aunque históricamente las leyes de Kepler precedieron a la ley de gravitación universal, se pueden deducir de ella.

La masa m del satélite nunca influye. M es la masa de la Tierra, la Luna o el Sol. En el primer caso he tomado de valor $5,97 \cdot 10^{24}$ kg, en el caso de la Luna $7,37 \cdot 10^{22}$ y en el caso del Sol, el valor que he tomado es $1,9 \cdot 10^{30}$.

Esas fórmulas son:

1ª En una órbita circular, identificando la fuerza centrípeta con la fuerza de atracción gravitatoria se obtiene:

$$m \frac{v^2}{R} = \frac{GMm}{R^2} \rightarrow v = \sqrt{\frac{GM}{R}}$$

2ª En una órbita elíptica, la velocidad en cada punto varía, y también la altura sobre la Tierra. Por la conservación del momento angular, en el punto 1 más cerca a la Tierra (perigeo) y en el punto 2 más alejado (apogeo) se cumple que:

$$mv_1 \cdot d_1 = mv_2 \cdot d_2 \rightarrow v_2 = \frac{v_1 \cdot d_1}{d_2}$$

3ª En cualquier punto de una órbita elíptica, la energía total, suma de la potencial y la cinética, es constante:

$$\frac{1}{2}mv_1^2 - \frac{GMm}{d_1} = \frac{1}{2}mv_2^2 - \frac{GMm}{d_2}$$

Por tanto, combinando esta fórmula con la anterior, en el apogeo y perigeo se cumplirá que:

$$d_2 = \frac{-GM \pm \sqrt{G^2M^2 + v_1^2 d_1^2 (v_1^2 - \frac{2GM}{d_1})}}{(v_1^2 - \frac{2GM}{d_1})}$$

Si tenemos un satélite en órbita circular de radio d_1 y velocidad v , y ésta cambia al valor v_1 , la órbita se convierte en elíptica, y con la expresión anterior podemos saber qué alejamiento d_2 adquiere el satélite en el otro extremo de la nueva órbita elíptica. Si el satélite en órbita circular acelera ($v_1 > v$), se usa el signo menos delante de la raíz, y si frena ($v_1 < v$), se usa el signo más.

4ª El tiempo T que tarda un satélite en dar una vuelta alrededor de la Tierra (o del Sol si fuera el caso), viene dado por la tercera ley de Kepler, que, siendo a el semieje mayor, podemos expresar por:

$$T = \sqrt{\frac{4\pi^2}{GM}} a^3$$

5ª Por la primera ley de Kepler, las órbitas de los satélites son elipses. Siguiendo con la misma notación que en los puntos anteriores, los parámetros de esas elipses son (a = semieje mayor, b = semieje menor, e = excentricidad):

$$a = \frac{d_1 + d_2}{2} \rightarrow e = \frac{d_2 - d_1}{d_2 + d_1} \rightarrow b = a\sqrt{1 - e^2}$$

TABLAS DE DATOS

TABLA 1

DATOS DE LAS ÓRBITAS TERRESTRES USADAS

Tipo de órbita	d_1 (km)	v_1 (km/s)	d_2 (km)	v_2 (km/s)	e	a (km)	b (km)	T (h)
CIRCULAR	11.400	5,9	11.400	5,9	0,00	11.400	11.400	3,4
ELÍPTICA	11.400	6,8	22.321	3,5	0,32	16.860	15.952	6,1
ELÍPTICA	11.400	5,1	6.763	8,6	0,26	9.081	8.780	2,4
CIRCULAR	6.800	7,7	6.800	7,7	0,00	6.800	6.800	1,6
CIRCULAR	22.321	4,2	22.321	4,2	0,00	22.321	22.321	9,2
CIRCULAR	6.779	7,7	6.779	7,7	0,00	6.779	6.779	1,5
ELÍPTICA	6.779	10,1	42.397	1,6	0,72	24.588	16.953	10,7
CIRCULAR	42.279	3,1	42.279	3,1	0,00	42.279	42.279	24,0

TABLA 2

DATOS DE LAS ÓRBITAS LUNARES

Tipo de órbita	R_{LUNA} (km)	h_1 (km)	d_1 (km)	v_1 (m/s)	h_2 (km)	d_2 (km)	v_2 (m/s)	T (h)
ELÍPTICA	1.738	111	1.849	1.672	315	2.052	1.507	2,1
CIRCULAR	1.738	111	1.849	1.630	111	1.849	1.630	2,0
ELÍPTICA	1.738	111	1.849	1.608	15	1.753	1.697	1,9

TABLA 3

DATOS DE LAS ÓRBITAS DE PLANETAS

Tipo de órbita	Órbita del planeta	d_1 (10^8 km)	v_1 (km/s)	d_2 (10^8 km)	v_2 (km/s)	e	a (10^8 km)	b (10^8 km)	T (días)
CIRCULAR	Tierra	1,5	29,1	1,5	29,1	0,00	1,5	1,5	365
CIRCULAR	Marte	2,3	23,6	2,3	23,6	0,00	2,3	2,3	687
ELIPTICA	Transferencia	1,5	32,0	2,3	20,9	0,21	1,9	1,8	531

PROBANDO LA MICROGRAVEDAD



En este artículo se explica qué es la microgravedad y se proponen algunas actividades para hacer con los alumnos. En la foto superior, la profesora de secundaria Christa McAuliffe y el resto de la tripulación, entrenándose en μg para el vuelo del Challenger que acabó en tragedia en 1986.

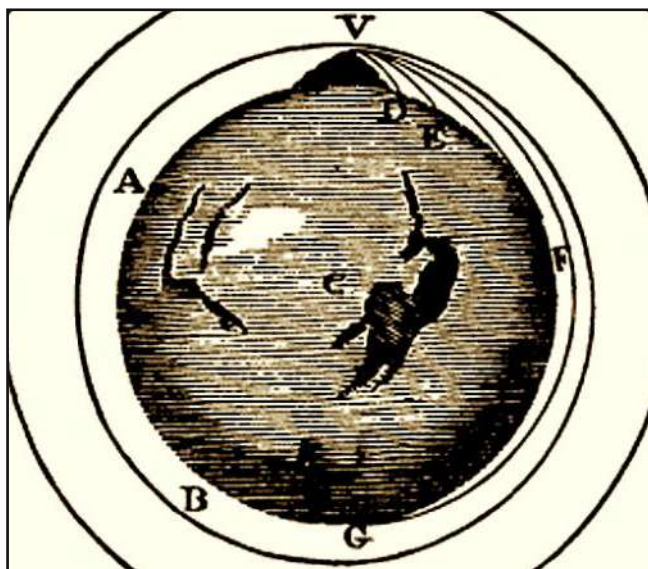
Muchas personas piensan erróneamente que la ingravidez es una propiedad del espacio exterior. Una vez que una nave espacial consigue salir de la atmósfera, ya no le afectaría la gravedad terrestre, y por eso los astronautas flotan en su interior. No son conscientes de que a los 400 km de altura a los que está la Estación Espacial Internacional (ISS), el valor de la aceleración de la g es $8,96 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$, en lugar de los

$9,81 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$ que hay en la superficie de la Tierra, o sea, sólo un 9% menos. Y por supuesto, la Luna que está mucho más lejos, no se escapa de nuestro planeta porque está retenida por la gravedad terrestre.

Para conseguir una ausencia casi total de la gravedad, tendríamos que irnos muy lejos del Sistema Solar, a medio camino entre las estrellas vecinas, y aun así tanto el Sol como esas estrellas

nos seguirían atrayendo algo. No hay que olvidar que el campo de acción del campo gravitatorio de una masa es ilimitado, aunque va disminuyendo con la distancia al cuadrado. Por eso, en una nave en órbita no se habla de ingravidez, sino de microgravedad μg .

Los astronautas flotan dentro de la ISS no porque la Tierra no les atraiga, sino porque están en continua caída libre, igual que su nave. Y si están en caída libre, ¿por qué no se chocan con la Tierra? Porque esa caída libre está combinada con una elevada velocidad de desplazamiento paralela al suelo, del orden de 27.000 km/h a la altura de esos satélites. Newton lo explicó muy bien con un dibujo de un hipotético tiro horizontal desde un monte elevado. Cuanto más velocidad tuviese la bala en el lanzamiento, más lejos llegaría. Si se tira con suficiente velocidad horizontal, se podría llegar a un movimiento continuo de caída bajo una superficie que es curva, sin llegar nunca a impactar con la superficie terrestre. Es decir, ese objeto estaría en órbita.



Por tanto, podríamos ponernos en órbita a cualquier altura. Un avión podría hacerlo, pero debería ir a una velocidad tan grande que el rozamiento con la atmósfera destrozaría la nave. Es necesario salir de la atmósfera para que la nave no se queme con el rozamiento, no “para salir del influjo de la gravedad”.

El rozamiento con el aire es proporcional al cuadrado de la velocidad, y también es proporcional a la densidad de la atmósfera. Una nave, cuando despegue, lleva una velocidad pequeña, y según se eleva, la velocidad se va haciendo mayor y aumenta el rozamiento con el aire. Pero la densidad de la atmósfera disminuye con la altura, y hace que el rozamiento sea menor. Hay un momento crítico para la estructura de la nave, de máximo rozamiento (máxima presión dinámica se llama en ingeniería aeroespacial). En el Apolo ocurría a los 14 km de altura, y en el Transbordador Espacial a los 11 km. Suelen aparecer entonces unas ondas de choque junto al cohete.



Fotograma de la película Apolo 11, con las ondas de choque

A la vez que se eleva, el cohete se va inclinando. Cuando adquiere la velocidad horizontal adecuada, apaga los motores y queda en órbita. Entonces empieza en su interior el estado de microgravedad, que no es otra cosa que una caída libre continua.

En tierra, el estado de microgravedad se puede reproducir durante breve tiempo en algún dispositivo en caída libre. Por ejemplo en las instalaciones del INTA en Torrejón (Madrid), hay una torre de ensayo de 23 m de altura, en la que se obtiene microgravedad (μg) durante los 2,16 segundos que dura la caída libre. La NASA tiene otra en Ohio, de 30 m de altura.

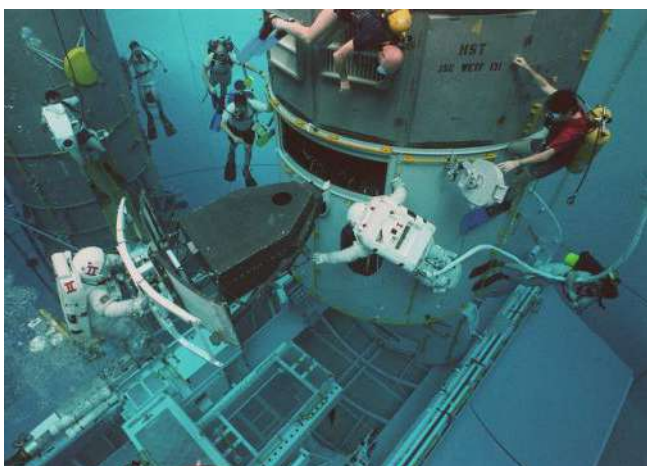
Las agencias espaciales disponen de aviones, llamados Zero-G, en los que se obtiene μg . Suben a la máxima altura posible, paran sus motores (realmente los dejan a una mínima potencia para contrarrestar el rozamiento de la nave con el aire) y empiezan a caer en una trayectoria parabólica que dura unos 20 segundos. Luego



vuelven a subir y repiten la caída varias veces. En esos tiempos, en su interior se dispone de ambiente en μg , y los astronautas lo usan para entrenarse (y el cine para grabar escenas en naves espaciales).

Si quieres más tiempo de microgravedad, hay que acudir a cohetes suborbitales, que vuelan describiendo parábolas que duran varios minutos.

Los astronautas, para entrenarse en operaciones complejas que tienen que realizar en microgravedad, usan a veces unos grandes tanques de agua, en los que se sumergen los astronautas, equilibrando su peso con el empuje



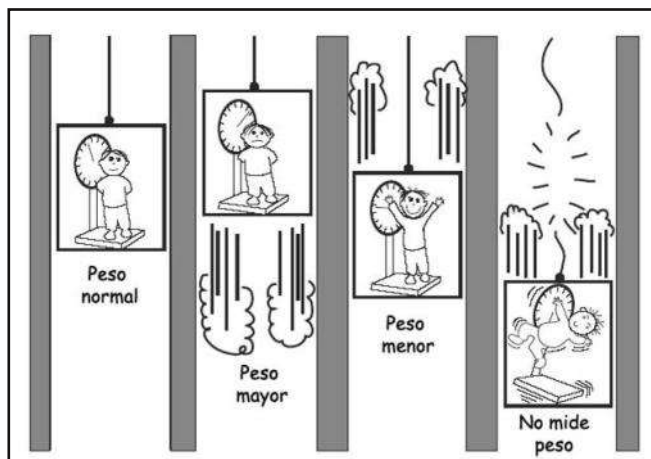
hidrostático. Ese estado de flotación no es microgravedad, pero de alguna forma la simula.

¿Para qué es interesante la μg ? Se está usando sobre todo para la investigación de fenómenos que tienen que ver con la combustión, los nuevos materiales, el desarrollo de los seres vivos, el comportamiento de los líquidos y la biotecnología.

Vamos a ver algunas actividades que se pueden hacer con alumnos, en las que conseguiremos unos instantes de microgravedad, suficientes para observar el extraño comportamiento de la materia en esas condiciones, en especial la forma esférica de los fluidos.

Actividad 1: Aceleraciones en el ascensor

Ponemos una báscula de baño en el ascensor de casa. Nos pesamos cuando el ascensor está parado en el piso bajo: nos indica nuestro peso habitual. Damos a un piso cualquiera: en el arranque, pesamos más. Luego se estabiliza y al



frenar pesamos menos. Una vez parados, damos a bajar: en el arranque pesamos menos, luego se estabiliza y en el frenado final pesamos más. Podemos imaginar que si hay caída libre, la báscula no mide ningún peso: la persona y los objetos están dentro como flotando: están en microgravedad (y también en grave peligro, si no frenan).

Actividad 2: Comprobar con el móvil que en caída libre, $g = 0 \text{ m/s}^2$

Descargamos la app gratuita “*science journal*”, disponible en diversas plataformas. La web es:



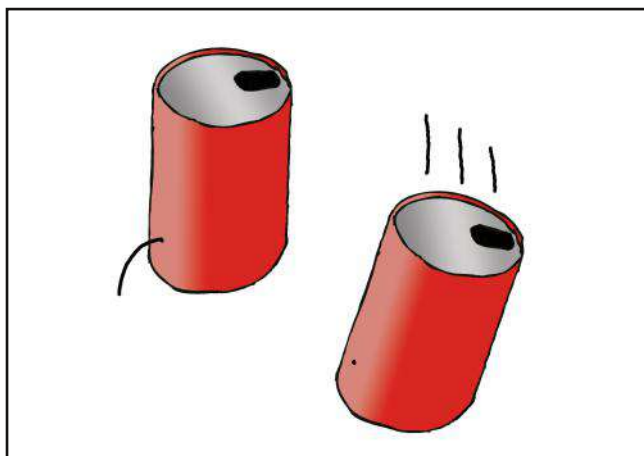
<https://sciencejournal.withgoogle.com>

Ponemos la pantalla para que registre el acelerómetro z. Nos da el valor de la $g = 9,8 \text{ m/s}^2$. Si lo dejamos caer sobre una cama, en el registro se ve que durante la caída el valor que muestra de g es 0 m/s^2 .

Actividad 3: Agua que no cae

En una lata de refresco que esté vacía, hacemos un pequeño agujero en la parte inferior de la pared. Lo tapamos con un dedo y llenamos de agua el bote.

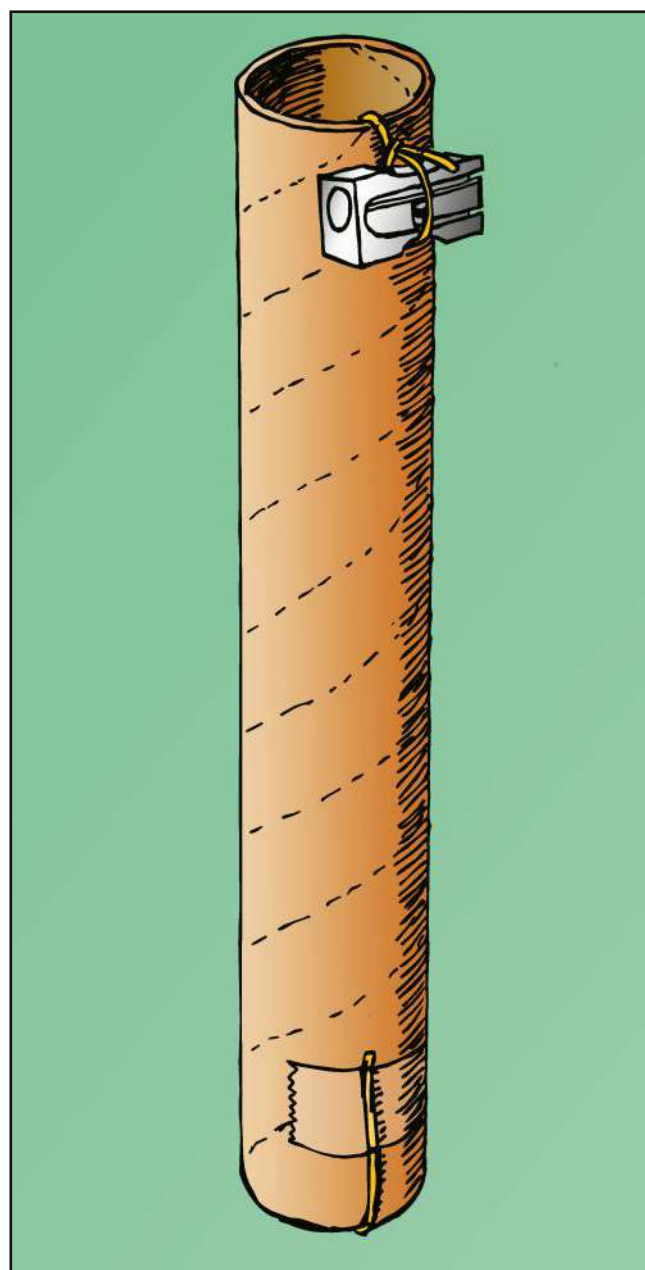
El peso del agua produce una presión, y si destapamos el agujero vemos cómo el agua sale empujada por esa presión. Pero si dejas caer la lata, cesa la salida del líquido: el agua ya no siente el peso, y no hay presión que haga salir el agua.



Actividad 4: Demostrador de microgravedad

Tomamos un tubo de cartón de papel de cocina, de unos 30 cm de largo y de unos 4-5 cm de diámetro.

Cortamos varias gomas elásticas por cualquier punto, y las atamos entre sí para hacer un cordel elástico de unos 45 cm de largo. En un extremo atamos algo pesado, por ejemplo un sacapuntas metálico o una tuerca. Pasamos el otro extremo de la goma por el interior del tubo y lo pegamos con cinta adhesiva en el exterior del tubo, de tal forma que al colgar por dentro el



cordel elástico, el sacapuntas quede al ras del extremo inferior del tubo, justo a punto de que se le vea.

Estiramos un poco la goma y dejamos el sacapuntas por fuera, como en el dibujo. En esa posición la tensión de la goma equilibra el peso del sacapuntas.

Cogemos el tubo con la mano y lo dejamos caer. Veremos que el sacapuntas se introduce inmediatamente en el tubo. La razón es que en cuanto el aparato se pone en caída libre, entra en microgravedad, el peso del sacapuntas desaparece y ya no equilibra la tensión de la goma, que arrastra al sacapuntas hacia el interior del tubo.

Actividad 5: Goteo en mg



Existen en el mercado algunos adornos que consisten en líquidos coloreados que caen en gotas dentro de otro líquido transparente (buscar en internet "Hourglass Liquid Timer"). Sujetemos con velcro adhesivo uno de ellos junto a la pared de una caja (p.ej. de zapatos). En la pared opuesta ponemos el teléfono móvil dispuesto para grabar. Y se deja caer

la caja sobre un cojín, desde una altura aproximada de 2 m.

En la grabación que toma el móvil se observa que durante la caída se interrumpe el goteo y las gotas se vuelven totalmente esféricas.

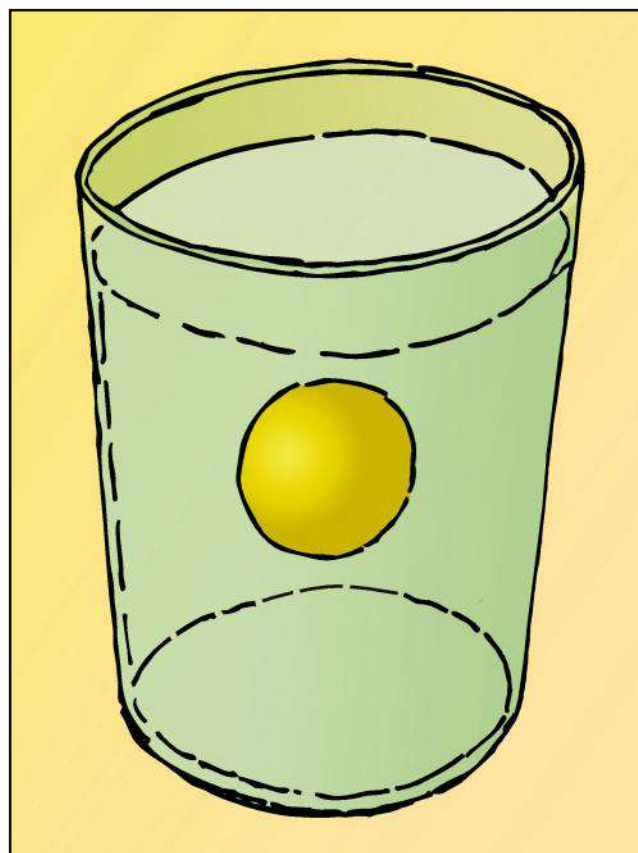


A la izquierda, el aparato parado, con gravedad: las gotas son deformadas. A la derecha, en caída libre: las gotas se detienen y además son totalmente redondas

Actividad 6: Gota ingrávida

Necesitamos un vaso transparente, agua, alcohol, una jeringuilla y aceite de oliva.

El aceite de oliva tiene una densidad intermedia entre la del agua y la del alcohol, por tanto flota en el agua, pero se hunde en el alcohol. El agua y el alcohol se mezclan con facilidad, y se puede conseguir una mezcla que



tenga la misma densidad que el aceite. En ese caso, el peso del aceite se iguala con el empuje que sufre al estar dentro de un fluido, y se comporta como si estuviese en ingravidez. En esas condiciones, la tensión superficial hace que el aceite adopte una forma esférica, como ocurre con cualquier líquido que manejan los astronautas en órbita.

Tomamos un vaso transparente y ponemos algo menos de la mitad de agua. Echamos con cuidado y por el borde del vaso, alcohol, en una cantidad igual o un poco mayor que de agua. Removemos para uniformar el líquido.

Coge con la jeringuilla unos 2 ó 3 cm³ de aceite, y pon una pequeña gota a una altura intermedia del vaso. Si sube, le falta alcohol, y si baja, le falta agua. Ve añadiendo poco a poco, y por el borde del vaso, el líquido que le falte, hasta conseguir que la gota quede a media altura. Entonces vacía la jeringuilla de aceite a esa altura, y la gota quedará flotando con forma esférica.

Actividad 7: Material educativo de la ESA sobre microgravedad

La Agencia Espacial Europea tiene material educativo interesante para la labor docente, la mayor parte traducido al español. Por ejemplo:

- ISS Education Kit: dos carpetas para profesores, con recursos sobre la Estación Espacial Internacional (ISS),

una para **Primaria**:

https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Education/ISS_Education_Kit_-_download

y otra para **Secundaria**:

https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Education/Kit_educativo_de_la_ISS_-_download

- Lift-Off: Cuaderno con varios problemas resueltos de Física y Química con datos reales de cohetes y vuelos espaciales. Para Bachillerato.

<https://www.esa.int/Education/Lift-Off>

- ISS DVD Lesson, Project Zero Gravity: son 4 videos de 25 minutos cada uno que con imágenes grabadas en la ISS tratan sobre las Leyes de Newton, el cuerpo humano en el espacio, la materia en el espacio y la robótica. El mejor es el primero. Nivel de la ESO. Aparece nuestro Pedro Duque.

https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Education/ISS_DVD_Lesson_series

- Exploration DVD: The Ingredients for Life - On Earth and in Space: un documental sobre los materiales que componen la vida, y sobre la dificultad de vivir en el espacio. Nivel de Bachillerato.

https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Education/Ingredients_for_Life_On_Earth_and_in_Space



EMPUJE Y DELTA V



Un cohete tiene la misión de dar a una carga útil (un satélite, una nave con astronautas, etc) la velocidad necesaria para ponerla en órbita. Normalmente, una vez allí, debe poder proporcionar un Δv para cambiar de órbita. Vamos a ver cómo funciona un cohete, y haremos algunos ejercicios y cálculos sencillos que pueden servir para clase, con datos reales del Saturno V, que llevó a los astronautas del Apolo a la Luna, y del Falcon 9, de la empresa SpaceX.

Un cohete consta fundamentalmente de un pequeño motor y dos tanques muy grandes: uno de combustible (keroseno, hidrógeno, hidrazina, etc) y otro de comburente (oxígeno líquido u otra sustancia que contenga oxígeno). El conjunto de combustible y comburente se llama propergol o propelente. Si las dos sustancias se inflaman espontáneamente al entrar en contacto, se llama propergol hipergólico. También existen

propelentes sólidos, más baratos, que llevan mezcladas las dos sustancias, y en los que una vez encendido el motor, no hay forma de detener el proceso.

El motor es una pequeña cámara donde se junta el propergol y se convierte en gases a presión que salen por la tobera a gran velocidad. Esa salida de masa produce un empuje en dirección contraria que mueve el cohete.

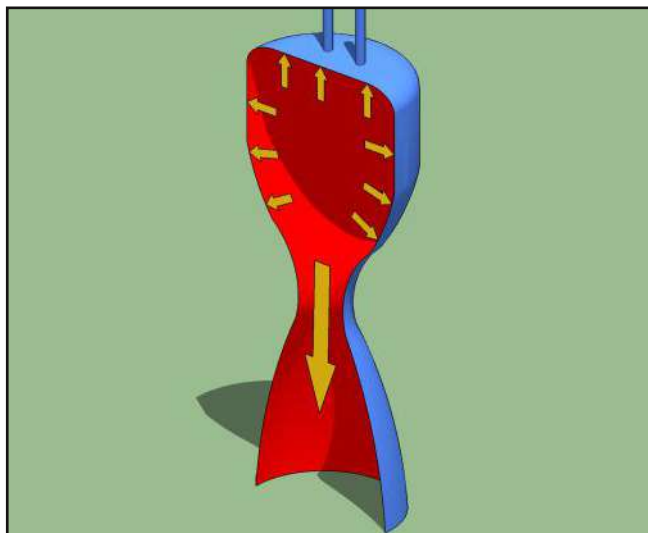


Imagen 1. Esquema de la cámara de combustión, la garganta y la tobera.

Las condiciones físicas dentro de los motores son extremas. Las temperaturas dentro de la cámara de combustión son del orden de 3000°K , y con frecuencia requiere algún tipo de refrigeración para que no se fundan los materiales. Las presiones están entre las 10 y las 200 atmósferas. Sin embargo la boquilla de salida y la tobera se diseñan de tal forma que, según va saliendo el gas, la energía calorífica se convierta en energía cinética. La presión de los

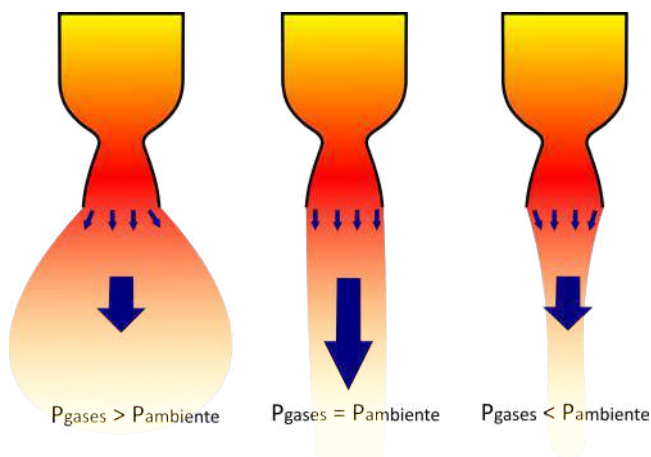


Imagen 2. El diseño de las toberas es importante para aprovechar toda la cantidad de movimiento de los gases y conseguir el máximo empuje (en el centro)

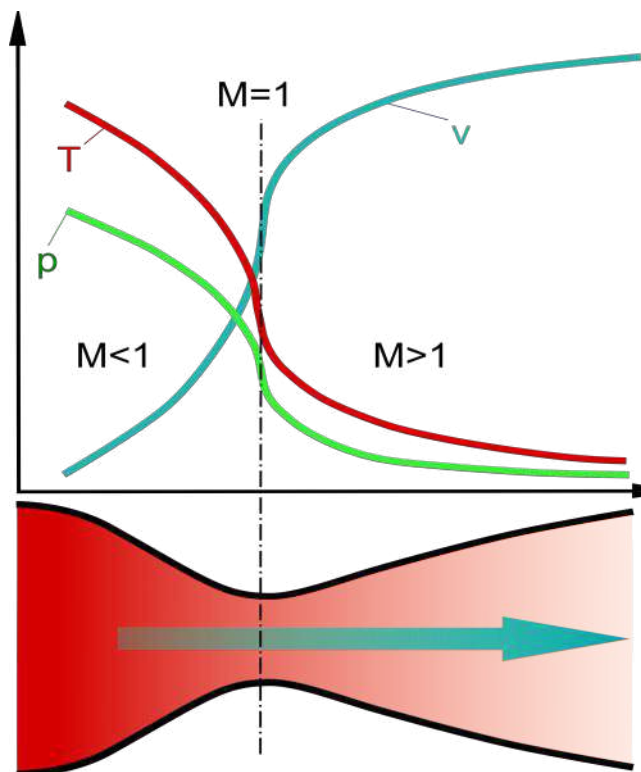


Imagen 3. La tobera más usada es la de Laval⁽¹⁾, que consigue transformar la energía térmica del gas en energía cinética. Obsérvese cómo, según salen los gases, baja su **presión** y su **temperatura**, y aumenta mucho su **velocidad**. Justo al pasar por la garganta, los gases van a la velocidad del sonido, $Ma = 1$.

gases al final de la tobera debe ser similar a la atmosférica, para que toda la cantidad de movimiento de los gases se invierta en empujar al cohete, sin sobrepresión ni subpresión, que disminuyen el rendimiento. La velocidad de salida de los gases es supersónica, del orden de 10 veces la velocidad del sonido.

El empuje es una fuerza que depende tanto de la velocidad u con la que sale el gas como de la cantidad de masa de gas c que sale expulsado por segundo. En lugar de la velocidad, a veces se usa el **Impulso específico**, que es la velocidad de salida u dividida por g ($9,8\text{ m/s}^2$), por lo que se mide en segundos. Lógicamente, la masa de gas expulsada por segundo es igual a la masa de propergol consumida por segundo. La fuerza de

¹ Gustav de Laval (Suecia, 1845-1913). Ver <https://es.wikipedia.org/wiki/Tobera>

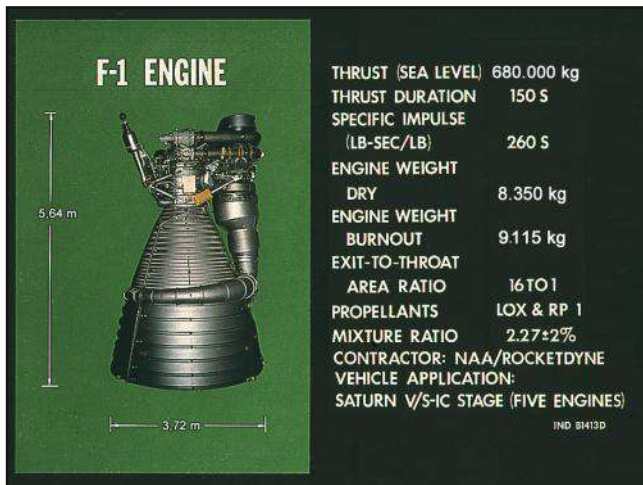


Imagen 4. Motor F-1 que llevaba la primera Fase del Saturno V

empuje medido en newtons es el producto⁽²⁾ de esas dos magnitudes, u en m/s y c en kg/s.

$$F_{\text{empuje}} = u \text{ (m/s)} \cdot c \text{ (kg/s)}$$

Al diseñarlos, interesa que esas dos cantidades sean lo más alta posible. Por ejemplo, en los motores F-1 que llevaba el cohete Saturno V, la velocidad de los gases era $u = 2600$ m/s, y salían $c = 2615$ kg cada segundo. El producto de estas dos magnitudes nos da el empuje de uno de esos motores:

$$F_{\text{empuje}} = u \cdot c = 2.600 \text{ m/s} \cdot 2.615 \text{ kg/s} = 6,8 \cdot 10^6 \text{ N}$$

Eso significa que podría levantar un peso de 680 Toneladas. El Saturno V pesaba 2.900 Toneladas, por lo que llevaba 5 motores F-1.

Ejemplo 1: Con los datos anteriores, si la primera fase del Saturno V estuvo encendida 155 s, ¿qué masa de propérgol llevaba?

Cada uno de los 5 motores quemaba 2615 kg cada segundo, por tanto:

$$M = 5 \text{ motores} \cdot 2615 \text{ kg/s} \cdot 155 \text{ s} = 2.026.625 \text{ kg}$$

Ejemplo 2: El Saturno V medía 110 m, y tenía al lado una torre de lanzamiento del mismo tamaño. Suponiendo, en una primera aproximación, que la masa del cohete era constante durante el despegue, ¿cuánto tardó en dejar la torre atrás?

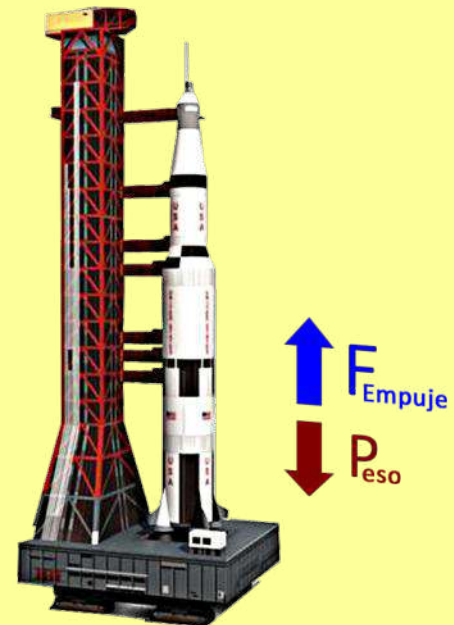


Imagen 5. Fuerzas sobre un cohete

Las fuerzas que actuaban sobre el Saturno eran el peso propio P_{eso} y el empuje de los gases F_{Empuje} . La masa era de 2.900 Toneladas:

$$F_{\text{Empuje}} = 5 \cdot u \cdot c = 5 \cdot 2.600 \text{ m/s} \cdot 2.615 \text{ kg/s} = 34 \cdot 10^6 \text{ N}$$

$$P_{\text{eso}} = m \cdot g = 2,9 \cdot 10^6 \text{ kg} \cdot 9,8 \text{ m/s}^2 = 29 \cdot 10^6 \text{ N}$$

Aplicando la segunda Ley de Newton:

$$\sum F = m \cdot a \Rightarrow$$

$$F_{\text{Empuje}} - P_{\text{eso}} = 34 \cdot 10^6 - 29 \cdot 10^6 = 2,9 \cdot 10^6 \cdot a$$

$$a = 1,72 \text{ m/s}^2$$

El espacio recorrido en un movimiento uniformemente acelerado, con velocidad inicial cero, es

$$e = \frac{1}{2} a t^2 \Rightarrow t = \sqrt{\frac{2e}{a}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 110}{1,72}} = 11,3 \text{ s}$$

² La demostración está al final del artículo.

El empuje suele ser más o menos constante mientras haya propergol. En ese tiempo, la masa del cohete, que en su mayor parte es el combustible, va disminuyendo rápidamente (Imagen 6).

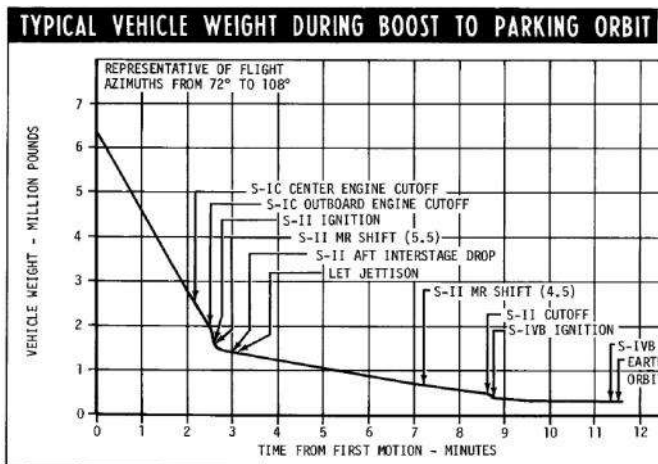


Imagen 6. La disminución del peso del Saturno V en función del tiempo era casi lineal en los primeros minutos. Este gráfico está tomado del Manual de vuelo del Saturno V ⁽³⁾.

Por tanto, mientras que la fuerza de empuje es constante, el peso va disminuyendo y la masa también. Eso hace que la aceleración del cohete

$$a = (F_{\text{empuje}} - P_{\text{eso}}) / m$$

vaya aumentando continuamente (ver Imagen 7), y que la velocidad aumente con mucha rapidez.

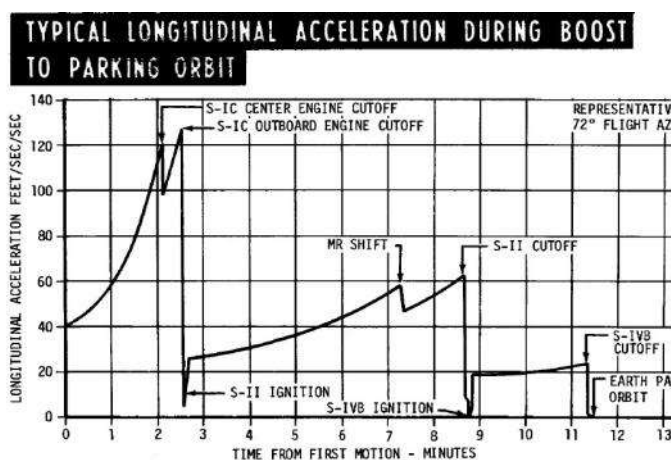


Imagen 7. Aceleración del Saturno V en función del tiempo. Obsérvese lo rápido que aumenta en los primeros minutos. La aceleración inicial es la calculada en el Ejemplo 2, más g. Imagen tomada del Manual de vuelo del Saturno V ⁽³⁾.

ECUACIÓN DEL COHETE

El incremento de velocidad Δv total que puede proporcionar un cohete depende de su masa inicial (lleno) m_i , de la masa final (vacío) m_f y de la velocidad de salida de los gases u . La relación es la llamada ecuación del cohete o de Tsiolkovski, cuya demostración está al final del texto:

$$\Delta v = u \cdot \ln \frac{m_i}{m_f}$$

Esa relación es correcta si no hay fuerzas exteriores, por ejemplo en un cohete en órbita. Si el cohete está despegando desde la superficie de la Tierra y asciende en vertical, hay que añadirle el efecto de la gravedad que le frena, $g \cdot \Delta t$:

$$\Delta v = u \cdot \ln \frac{m_i}{m_f} - g \cdot \Delta t$$

Veamos algunos ejemplos reales.

EJEMPLO 3: COHETE SATURNO

El cohete Saturno V se componía de 3 fases, que se iban desechando según se agotaba su combustible. El cohete al principio pesaba 2900 Toneladas.



Imagen 8. Cohete Saturno V, con sus tres fases. Casi todo el volumen lo ocupaba los tanques de fuel o de LOX.

³ <https://history.nasa.gov/afj/ap08fj/pdf/sa503-flightmanual.pdf>

Según vimos en el **Ejemplo 1** la primera fase quemó 2026 T de propelente. La masa final era 874 T. Los gases salían a 2600 m/s, y funcionaron durante 155 s. Como ascendía en vertical, el Δv teórico que producía esta primera fase fue:

$$\Delta v = 2600 \text{ m/s} \cdot \ln \frac{2900}{874} - 9,8 \text{ m/s}^2 \cdot 155 \text{ s} = 1599 \text{ m/s}$$

Eso sería si hubiese subido siempre vertical, pero en cuanto dejaba la torre atrás, empezaba a inclinarse hasta conseguir ponerse a 25° con la horizontal al final de esta fase. Por tanto, el Δv que producía el cohete actuaba cada vez más sobre la componente horizontal de la velocidad. El cálculo de Δv si el vuelo hubiera sido siempre horizontal, y por tanto sin contar con la gravedad, sería:

$$\Delta v = 2600 \text{ m/s} \cdot \ln \frac{2900}{874} = 3118 \text{ m/s}$$

La realidad es que el Δv conseguido, contando además con el rozamiento del aire, fue intermedio, de 2370 m/s, y la altura en ese momento era de 69 km.

Una vez desechado el tanque vacío de la primera fase, el anillo interfase y la torre de escape, que pesaban 247 Toneladas (no perdamos la cuenta: la masa entonces del cohete era de 627 T), se encendía la segunda fase. Sus 5 motores J-2 eran de 102 Toneladas de empuje cada uno. Esa segunda etapa quemó 409 Toneladas de combustible en algo más de 6 minutos. Los gases salían a 4100 m/s, y el Δv horizontal teórico sería:

$$\Delta v = 4100 \text{ m/s} \cdot \ln \frac{627}{627 - 409} = 4369 \text{ m/s}$$

Sin embargo, el vuelo todavía no era totalmente horizontal, y parte del impulso se seguía usando en compensar la atracción gravitatoria. Por esa razón, el Δv real de esa etapa fue de unos 4200 m/s, que sumados al anterior daban 6570 m/s. La altura en esos

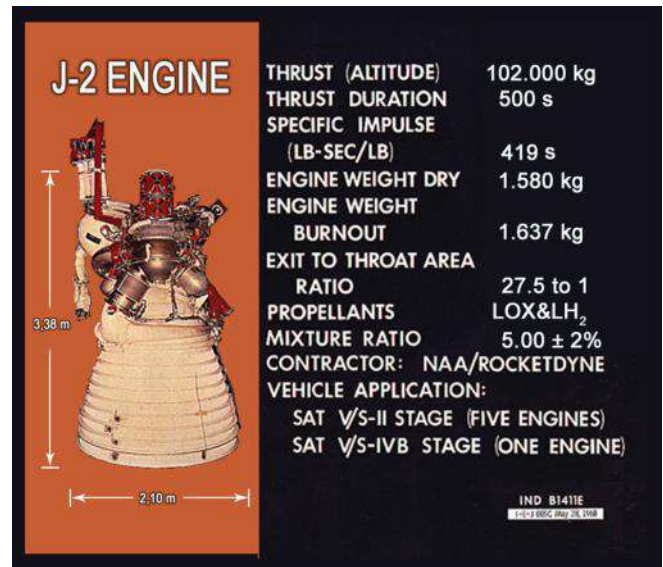


Imagen 9. Datos del motor J-2

momentos era de 176 km, y habían pasado algo más de 9 minutos desde el despegue.

La fase II, ya vacía, se desprendió (45 T menos), y empezó a funcionar la fase III (llamada S-IVB), que disponía de un único motor J-2 similar a los cinco de la fase anterior. El peso del cohete entonces era 171 T. A estas alturas de artículo ya casi somos ingenieros de la NASA, y podemos hacer como **ejercicio**, un cálculo del siguiente tiempo de encendido.

EJEMPLO 4: FASE S-IVB

Para entrar en órbita se necesitaba llegar a 7386 m/s, por tanto era necesario añadir un Δv de 816 m/s. Según los datos de la Imagen 9, el impulso específico del motor J-2 era de 419 s, que multiplicado por $g = 9,8 \text{ m/s}^2$ nos da una velocidad de salida de los gases de $u = 4106 \text{ m/s}$. Como la Fuerza de empuje (Thrust) era de 1.020.000 N, el consumo c de combustible era:

$$F_{\text{empuje}} = u \cdot c \Rightarrow c = \frac{1.020.000}{4.106} = 248,4 \text{ kg/s}$$

Aplicando la ecuación del cohete (o de Tsiolkovski), podemos calcular la masa final del cohete y el tiempo de encendido necesario:

$$\Delta v = 816 = 4106 \cdot \ln \frac{171}{m_f}$$

$$m_f = 140 \text{ T}$$

$$\Delta m = 171 - 140 = 31 \text{ T} = 0,2484 \cdot t \Rightarrow t = 124 \text{ s}$$

Después de dos órbitas alrededor de la Tierra, un segundo encendido de cinco minutos consumió 74 T de propelente, y le dio un Δv de:

$$\Delta v = 4106 \text{ m/s} \cdot \ln \frac{140}{140 - 74} = 3087 \text{ m/s}$$

La velocidad ya era de 10.473 m/s, necesaria para la LTI: Inyección-Trans-Lunar, o sea, tenían la velocidad de escape de la Tierra, en una trayectoria hacia la Luna.

Se desprendió la tercera etapa y quedaron sólo el Módulo de Mando, el Módulo de Servicio y el Módulo Lunar, que pesaban en total 48 T.

De las 2.900 Toneladas iniciales, sólo el 1,6 % iba camino de la Luna. Y sólo el 0,2 % regresó a la Tierra.

EJEMPLO 5: COHETE FALCON 9

El cohete Falcon 9, de la empresa SpaceX, tiene dos etapas. En la primera usa 9 cohetes Merlin, que tienen cada uno un Impulso Específico (I_e) de 310 s, y un empuje de 840 kN. La segunda etapa usa el mismo motor mejorado para el vacío, el Merlin Vacuum, que tiene un I_e de 348 s y un empuje de 981 kN.



Los datos que aporta SpaceX⁽⁴⁾ en el perfil de vuelo hacia una órbita terrestre baja (LEO) de 300 km son:

Masa total en el despegue = 549 T, la 1ª etapa vacía pesa 45 T, la 2ª etapa, 9 T. La carga útil que puede llevar es 23 T, más 2 T que pesa la cofia (la envoltura de la carga útil). La primera etapa está funcionando durante 145 s, y la segunda, 358 s.

Con estos datos, podemos calcular la velocidad u de salida de los gases en el motor Merlin y la cantidad de propelente que consume cada segundo c :

$$u = 310 \text{ s} \cdot 9,8 \text{ m/s}^2 = 3038 \text{ m/s}$$

$$E = u \cdot c \Rightarrow 840.000 = 3038 \cdot c \Rightarrow c = 281 \text{ kg/s}$$

Lo mismo en el cohete Merlin Vacuum:

$$u = 348 \text{ s} \cdot 9,8 \text{ m/s}^2 = 3410 \text{ m/s}$$

$$E = u \cdot c \Rightarrow 981.000 = 3410 \cdot c \Rightarrow c = 287 \text{ kg/s}$$

La primera etapa tiene 9 motores Merlin, y está encendida 145 s, por tanto consume un total de:

$$M_1 = 9 \cdot 281 \text{ kg/s} \cdot 145 \text{ s} = 367 \text{ T}$$

La segunda etapa tiene un solo motor Merlin Vacuum, y está encendida 358 s, luego consume un total de:

$$M_2 = 287 \text{ kg/s} \cdot 358 \text{ s} = 103 \text{ T}$$

El Δv que proporcionaría la primera etapa, si ascendiera siempre en vertical, venciendo a la gravedad sería:

$$\Delta v_1 = 3038 \cdot \ln \frac{549}{549 - 367} - \frac{9,8 \text{ m}}{\text{s}^2} \cdot 145 \text{ s} = 1933 \text{ m/s}$$

Pero enseguida empezaba a ponerse horizontal, y solo parte del Δv se empleaba en vencer la gravedad. Si hubiese ido siempre en horizontal el aumento de velocidad hubiera sido:

$$\Delta v_2 = 3038 \cdot \ln \frac{549}{549 - 367} = 3354 \text{ m/s}$$

La velocidad real alcanzada fue intermedia: 2970 m/s.

Al desprenderse la primera etapa, ya vacía, al cohete le quedaba una masa de: 549 T de origen, menos las 367 T de combustible consumido y los 45 T que pesaba la primera etapa vacía. Total: 137 T.

⁽⁴⁾ https://www.spacex.com/media/falcon_users_guide_042020.pdf ; <https://www.spacex.com/>

El motor Merlin Vacuum de la segunda etapa tenía una $u = 3410 \text{ m/s}$, una $c = 287,7 \text{ kg/s}$ y estuvo encendido 358 s , por lo que consumió 103 T de propelente. El Δv que proporcionó fue de:

$$\Delta v_3 = 3410 \cdot \ln \frac{137}{137 - 103} = 4752 \text{ m/s}$$

Que añadida a la anterior, consigue llegar a la velocidad de 7722 m/s necesaria para una órbita a 300 km de la superficie de la Tierra. La segunda etapa vacía (9 T) y la cofia (2 T) se separaron, y quedó en órbita la carga útil de 23 T .

Imagen 10. Motor Merlin, de SpaceX. El Falcon 9 se llama así porque tiene 9 motores como este.



EJEMPLO 6: CÁPSULA DRAGON

En el caso que la carga útil sea la cápsula Dragon, en viaje a la Estación Espacial Internacional, debe ascender todavía hasta la órbita de 400 km de altura. Para ello usa una órbita de transferencia, y hace



una doble maniobra apogeo/perigeo con los motores de la propia cápsula. Lleva 16 motores Draco, cada uno con un empuje de 400 N y un I_e de 300 s , que equivale a una $u = 2940 \text{ m/s}$ y una c de $0,136 \text{ kg/s}$. En el perigeo, a 300 km de altura, necesita adquirir un Δv de $28,6 \text{ m/s}$ que le ponga en una órbita elíptica con un apogeo a 400 km de altura. Allí llega con una velocidad de 7636 m/s , y necesita otro Δv de $28,6 \text{ m/s}$ para conseguir la velocidad de 7664 m/s de la órbita circular a 400 km de altura.

Según SpaceX⁵, la masa de la cápsula es de 6000 kg . En cada uno de esos dos Δv , el consumo de combustible de los 16 motores es:

$$\Delta v = 28,6 \text{ m/s} = 2940 \cdot \ln \frac{6000}{6000 - x} \Rightarrow x = 59 \text{ kg}$$

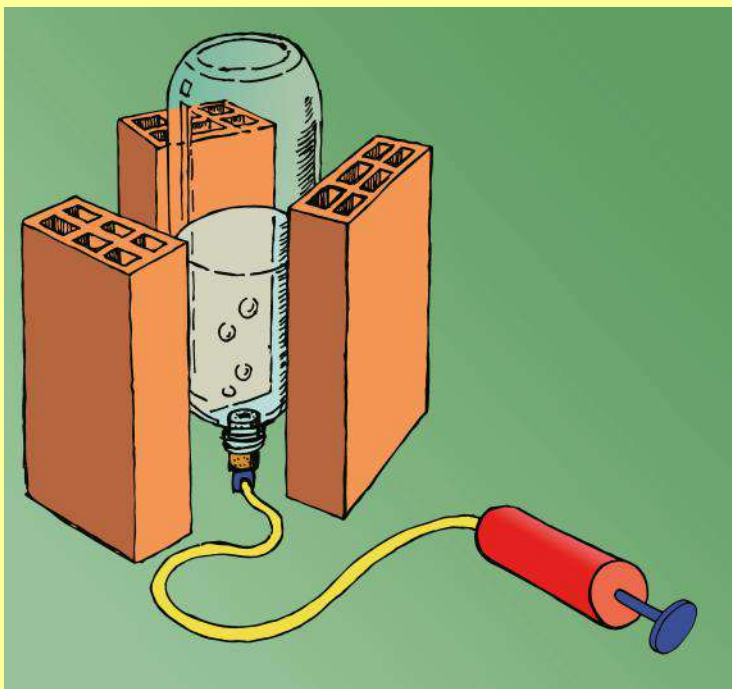
Como son 16 motores, y cada uno consume $0,136 \text{ kg}$ cada segundo, hace falta encenderlos durante:

$$59 \text{ kg} = 16 \cdot 0,136 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \cdot t \Rightarrow t = 27 \text{ s}$$

⁽⁵⁾ <https://www.spacex.com/>

EJEMPLO 7: APLICACIÓN AL COHETE DE AGUA

Como actividad con alumnos se puede hacer el conocido cohete de agua, con una botella de 2 litros de plástico llena con agua hasta la mitad. Se tapa con un tapón de corcho o de goma, con un agujero por donde se conecta una bomba de inflar ruedas de bicicletas. Se coloca en el suelo con la boca hacia abajo con la ayuda de tres ladrillos verticales a su alrededor. Se va metiendo aire en su interior, hasta que él solo se destapa por la presión interior. Entonces sale el agua a gran velocidad e impulsa al cohete hacia arriba. Hay distintos prototipos más o menos aerodinámicos, con un peso en la punta para desplazar el centro de gravedad y conseguir que vaya sin girar, etc. Existen muchos tutoriales en internet sobre cómo hacerlo.



Hagamos algunos cálculos aproximados, aplicando la ecuación del cohete. Una botella vacía de 2 l, con alerones, pesa unos 100 g. Llena hasta la mitad de agua pesará 1000 g más. Según algunos estudios⁽⁶⁾, el agua sale en unos 0,2 s. Si la boca tiene un área de 5 cm², la velocidad de salida es de $u = 10$ m/s, y la $c = 1$ kg/0,2 s = 5 kg/s.

Aplicando la ecuación del cohete, con g:

$$\Delta v = 10 \cdot \ln \frac{1100}{100} - 9,8 \cdot 0,2 = 22 \text{ m/s}$$

Y el cohete tendría un empuje de:

$$F_{\text{Empuje}} = 10 \cdot 5 = 50 \text{ N}$$

⁶. C. J. Gommers, A more thorough analysis of water rockets: moist adiabats, transient flows, and inertial forces in a soda bottle, American Journal of Physics 78, 236 (2010).

IMPULSO DE UN COHETE

Si un cohete expulsa una pequeña cantidad de su masa dm por la tobera a una velocidad u , pierde una cantidad de movimiento ΔP de:

$$\Delta P = u \cdot dm$$

Si dividimos por dt , tenemos la variación temporal de la cantidad de movimiento, que la segunda ley de Newton nos dice que es la fuerza con la que se expulsan los gases.

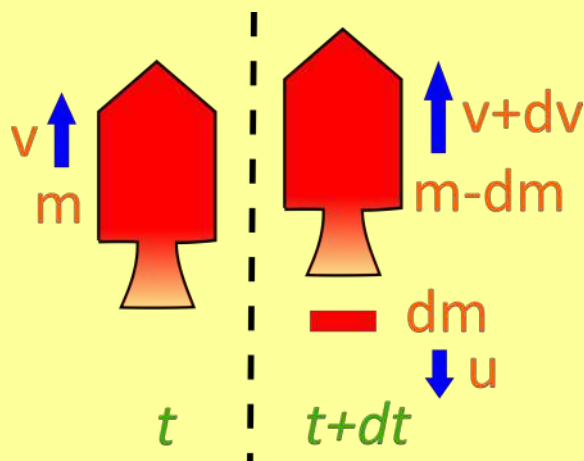
$$\frac{\Delta P}{dt} = u \cdot \frac{dm}{dt}$$

La variación temporal de la masa expulsada es lo que hemos llamado c , igual al consumo de combustible por segundo. Y por la tercera ley de Newton, esa fuerza de los gases es igual y contraria a la que sufre el cohete, llamada empuje.

$$F_{\text{empuje}} = u \text{ (m/s)} \cdot c \text{ (kg/s)}$$

ECUACIÓN DEL COHETE

También llamada de Tsiolkovski. Tomamos un marco de referencia fijo al suelo. En un tiempo t , el cohete tiene una masa m , y una velocidad v . Un instante después dt , el cohete ha expulsado un dm con una velocidad respecto del cohete de u . El cohete aumenta su velocidad en dv y ha disminuido su masa en dm . Como no hay fuerzas exteriores, el momento lineal total antes y después de ese dt se conserva:



$$\begin{aligned} v \cdot m &= (v + dv) \cdot (m - dm) + (v - u) \cdot dm \\ v \cdot m &= v \cdot m - v \cdot dm + m \cdot dv - dv \cdot dm + v \cdot dm - u \cdot dm \\ 0 &= m \cdot dv - u \cdot dm \\ dv &= u \cdot \frac{dm}{m} \end{aligned}$$

Integrando entre un tiempo inicial y uno final, y teniendo en cuenta que la u es constante:

$$\int_{v_i}^{v_f} dv = u \cdot \int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{m}$$

En la integral definida de la derecha, m_i (límite de abajo) es mayor que m_f (límite de arriba), es decir, los infinitos dm que hay que sumar a m_i para llegar a m_f son negativos, por lo que la integral definida (el área) es negativa:

$$v_f - v_i = -u \cdot \ln \frac{m_f}{m_i} = u \cdot \ln \frac{m_i}{m_f}$$

O sea, la ecuación queda:

$$\Delta v = u \cdot \ln \frac{m_i}{m_f}$$

Si el cohete asciende en vertical en presencia de la gravedad (constante), habría que añadirle el término $-gt$:

$$\Delta v = u \cdot \ln \frac{m_i}{m_f} - gt$$

RUMBO A LA LUNA



Cuando se creó la NASA en 1958, su objetivo inmediato era salir al espacio y poner un hombre en órbita. A más largo plazo, los planes hablaban de posibles aterrizajes lunares tripulados, utilizando el vehículo de lanzamiento NOVA de ascenso directo, aún por definir, pero con el horizonte de los años 70. Sin embargo el 25 de mayo de 1961, el presidente J.F. Kennedy propuso al Congreso enviar un hombre a la Luna en esa misma década (*I believe that this Nation should commit itself to achieving the goal, before this decade is out, of landing a man on the moon and returning him safely to Earth*), y hubo que cambiar los planes.

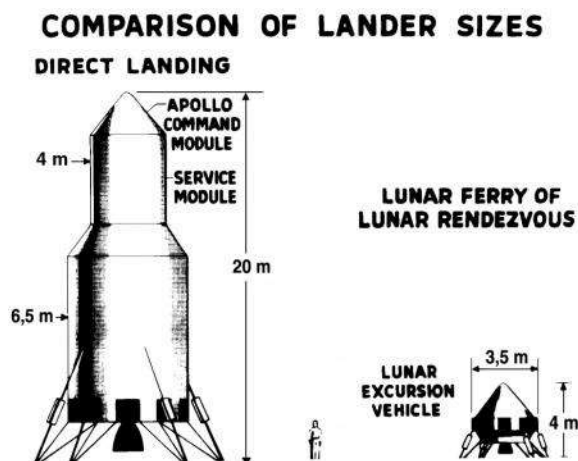
La opción de ascenso directo requería un cohete muy grande y bastante ineficaz, y por tanto costoso y difícil de desarrollar en tan poco tiempo. Una alternativa era lo que se llamó Encuentro en órbita terrestre (EOR): con varios lanzamientos de un cohete más pequeño, se podría ensamblar en órbita terrestre la nave que iría y volvería a la Luna. Sin embargo, una tercera opción sería la que saldría adelante: la del encuentro en órbita lunar (LOR).

LOR dividía la misión en piezas que se optimizaban para una función específica. Por ejemplo, no hacía falta que alunizara el pesado Módulo de mando, con todo el combustible para el regreso a la Tierra, sino que se quedaría esperando en órbita lunar, mientras iba y venía a la Luna un liviano módulo lunar (LM). Este módulo a su vez tenía un componente de descenso, que se quedaba en la Luna, y otro de ascenso, que devolvía la tripulación al Módulo de mando y que



cumplida su misión, se descartaba para ahorrar peso en el regreso a la Tierra.

La NASA tenía varios centros, distribuidos por el país. El concepto de LOR surgió en 1961 en el Centro de investigación Langley, en Virginia. Von Braun, en el Centro de vuelos



espaciales Marshall, en Alabama, no lo aceptó hasta abril de 1962. Lo que inclinó la balanza fue que se podía lograr con un solo lanzamiento del cohete Saturno, en construcción, y por tanto tenía más oportunidades de cumplir con la fecha límite de Kennedy.

EL COHETE SATURNO V ⁽¹⁾

La clave fue el poderoso motor F-1. Estaba en desarrollo desde 1958 en la División Rocketdyne de las Fuerzas aéreas americanas, y la primera prueba en tierra tuvo lugar el 6 de abril de 1961 en la Base Edwards de la Fuerza Aérea. Kennedy era consciente de que



disponían de ese gran motor cuando pronunció su discurso en el Congreso al mes siguiente. Con el motor F-1 en marcha, los diseñadores del Centro Marshall pudieron definir el resto de elementos del Saturno.

Un cohete Saturno V completo tenía tres etapas, y sobre él se ponía la carga útil, la nave Apolo, que a su vez consistía en el Módulo de Servicio, el Módulo de Mando y el Módulo Lunar. En total, el cohete medía 111 metros de alto, tenía 10 metros de diámetro y pesaba 2.900 Toneladas en el despegue, lo mismo que 12 aviones Boeing-747 de pasajeros.

¹ <https://history.nasa.gov/afj/ap08fj/pdf/sa503-flightmanual.pdf>

MSFC-MAN-503

GENERAL DESCRIPTION

SATURN V LAUNCH VEHICLE

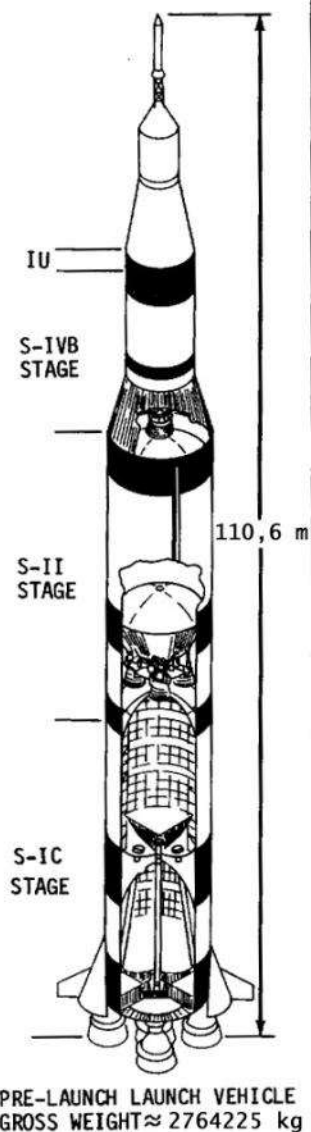
STAGE DIMENSIONS			STAGE WEIGHTS	
	DIAMETER	LENGTH	DRY	AT LAUNCH
S-IC Base (including fins)	19,2 m	42 m	138400 kg	2174000 kg
S-IC Mid-stage	10 m			
S-II Stage	10 m	24,8 m	40100 kg	469400 kg
S-IVB Stage	6,6 m	18,1 m	15033 kg	119000 kg
Instrument Unit	6,6 m	0,9 m	2210 kg	2210 kg

ENGINE DATA					
STAGE	QTY	ENGINE MODEL	NOMINAL THRUST(kg)		BURN TIME
			EACH	TOTAL	
S-IC	5	F-1	690400	3452000	150.7 SEC
S-II	5	J-2	103400	517000	367 SEC
S-IVB	1	J-2	92000	92000	156 & 336 SEC

SOLID ULLAGE ROCKET AND RETROROCKET SUMMARY				
STAGE	TYPE	QUANTITY	NOMINAL THRUST AND DURATION	PROPELLANT GRAIN WEIGHT
S-IC	RETROROCKET	8	34400 kg • 0.541 SECONDS	126 kg
S-II	ULLAGE	4	10400 kg † 3.75 SECONDS	152 kg
	RETROROCKET	4	15800 kg ‡ 1.52 SECONDS	122 kg
S-IVB	ULLAGE	2	1538 kg † 3.87 SECONDS	27 kg

SATURN V STAGE MANUFACTURERS	
STAGE	MANUFACTURER
S-IC	THE BOEING COMPANY
S-II	NORTH AMERICAN-ROCKWELL
S-IVB	McDONNELL - DOUGLAS CORP.
S-IU	INTERNATIONAL BUSINESS MACHINE CORP.

NOTE: THRUST VALUES, WEIGHTS, AND BURN TIMES ARE ALL APPROXIMATIONS.



- MINIMUM VACUUM THRUST AT 49°C
- † AT 52 km AND 21°C
- ‡ NOMINAL VACUUM THRUST AT 16°C

Figure 1-3



Podía elevar una carga útil de 118 Toneladas a una órbita terrestre baja, o de 47 Toneladas a la Luna. Sus cinco motores F-1 de la primera etapa quemaban queroseno mejorado, y juntos producían un empuje de 3.452 Toneladas. Al despegar creaba unas ondas de choque que se podían registrar con sismómetros a kilómetros de distancia.

Los soviéticos intentaron hacer algo similar con el lanzador lunar N1, pero no pasaron de un vuelo fallido. Ningún cohete anterior o posterior, incluido el N1, ha pesado más que un Saturno V completo.

Cientos de miles de personas trabajaron durante años en los centros de la NASA y en las diversas compañías que la NASA



contrataba. El esfuerzo requirió construir enormes instalaciones para el diseño, fabricación, prueba, montaje, transporte y lanzamiento de cada uno de los componentes del Saturno y del Apolo. En el momento de más actividad, el programa representaba el 1% de la economía de los Estados Unidos.

A pesar del esfuerzo urgente y multimillonario durante esa década, la NASA consiguió fabricar solo 15 cohetes Saturno V y lanzó 13. El primer Saturno V voló el 9 de noviembre de 1967, y el último despegó el 14 de mayo de 1973. La NASA canceló la producción de nuevos Saturnos V en agosto de 1968, casi un año antes de que el primer humano caminara sobre la Luna: los planes de futuro pasaban por proyectos menos costosos.

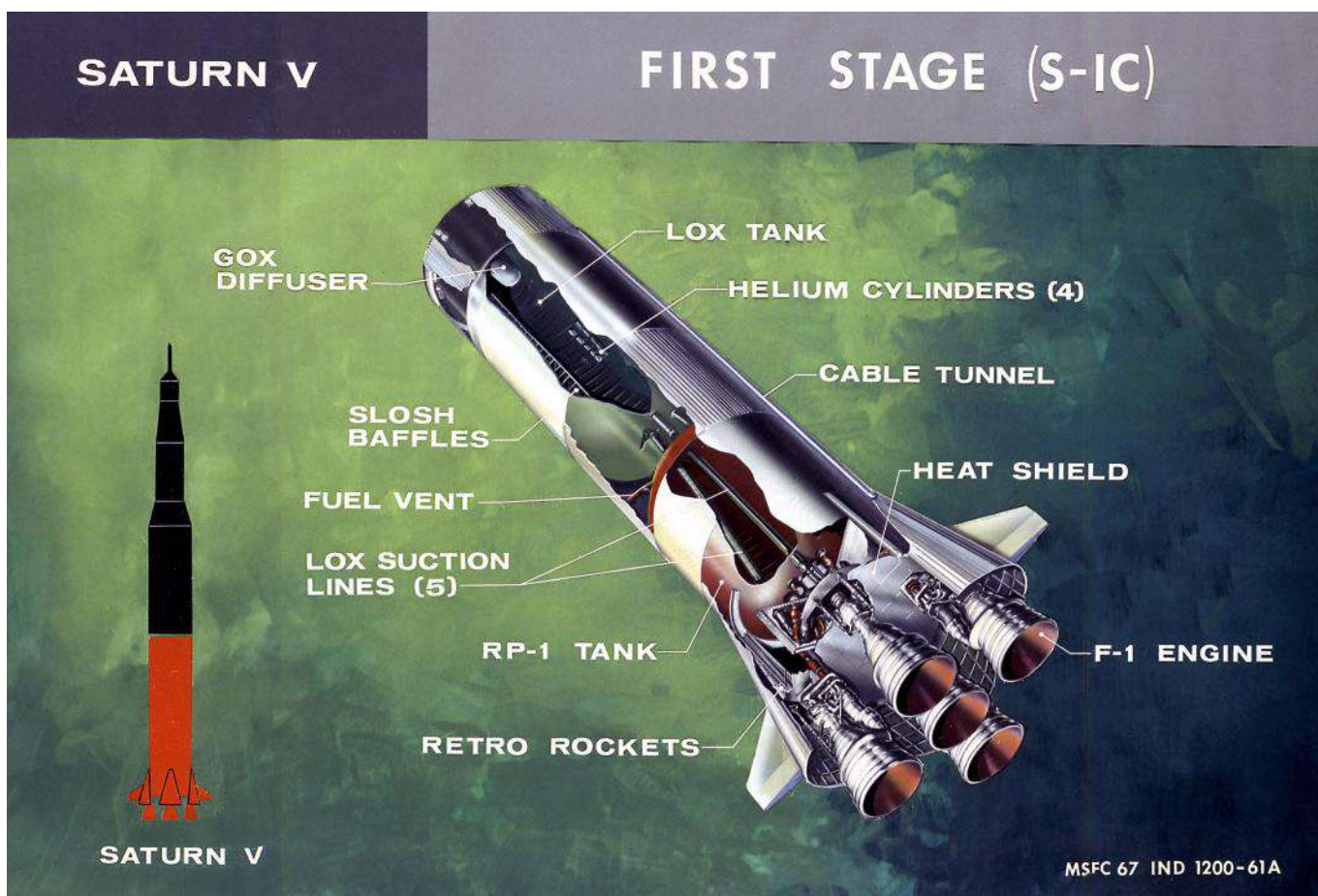
Una vez construida cada fase, se enviaba al Centro Espacial John F. Kennedy, en Cabo Cañaveral (Florida), bien por aire, por mar (la

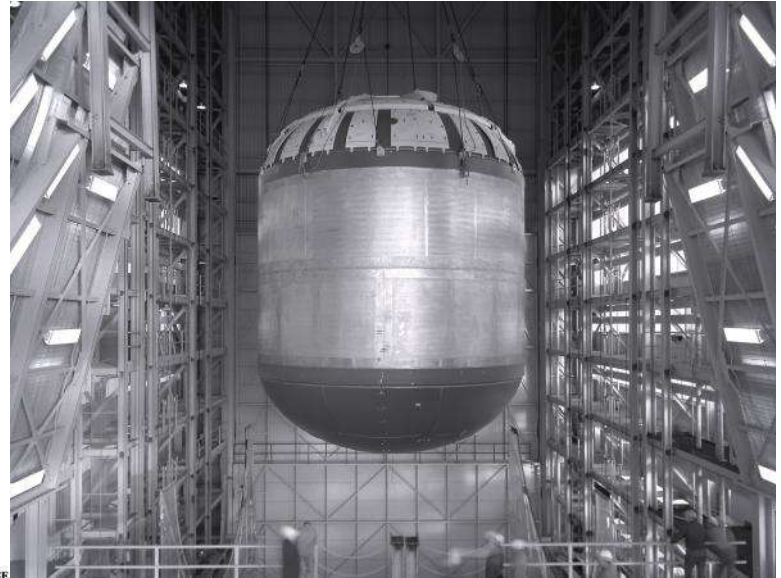
S-II cruzaba el Canal de Panamá para ir desde Los Ángeles a Florida), o incluso por río. Se montaba en el Edificio de ensamblaje de vehículos (VAB, Vehicle Assembly Building), de 160 m de alto, y dos meses antes del lanzamiento se llevaba en un vehículo sobre orugas hasta la rampa de lanzamiento 39-A, que estaba a 5 km de distancia, junto al mar.

Primera etapa S-IC

La primera etapa fue adjudicada a la Boeing Company, en sus instalaciones en Nueva Orleans. Durante 1962, cientos de sus ingenieros y del MSFC trabajaron en su diseño, la más grande y potente. Constaba de 5 motores F-1, dos tanques de propelente, uno encima de otro, y la cubierta exterior, con cuatro pequeños alerones de 4,5 m.

Los 5 motores F-1 se montaron en dos vigas transversales en X, que por una parte soportaban el peso del cohete (2900 T hacia





MSFC-MAN-503

S-IC STAGE

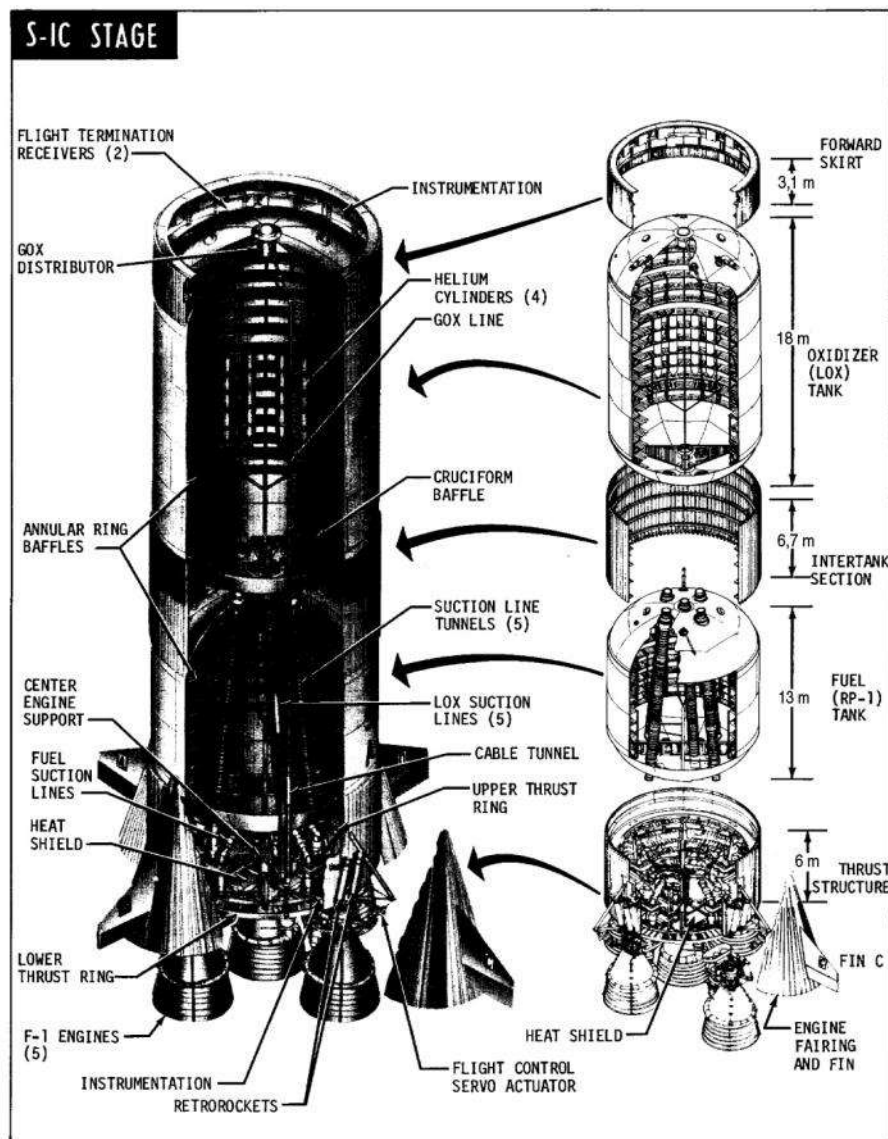
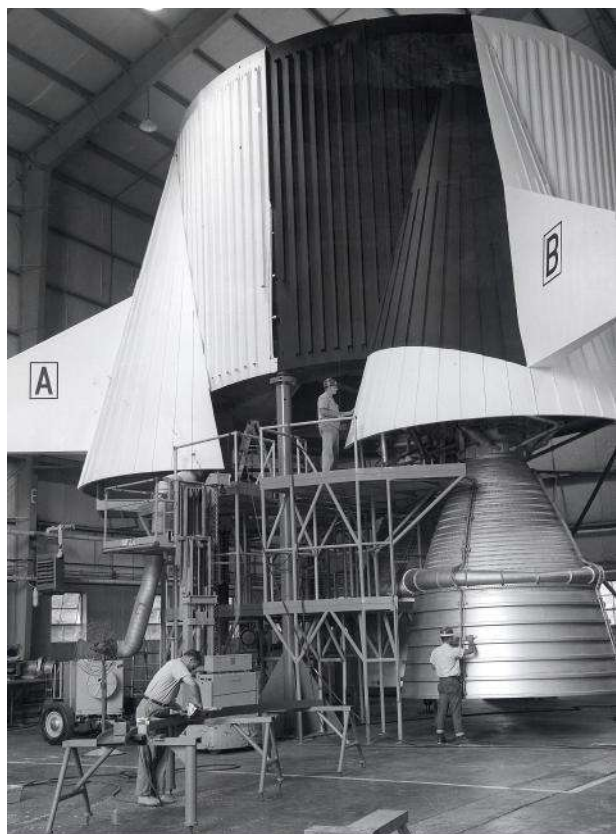


Figure 4-1



abajo) y el empuje (3450 T hacia arriba). Los cuatro motores externos podían girar ligeramente para proporcionar los

movimientos de la nave en los tres ejes de cabeceo, balanceo y guiñada. Sobre esa estructura iba el tanque cilíndrico de combustible RP-1 (queroseno refinado) de 130.000 litros. Un cilindro intermedio de 6,6 m de alto lo separaba del segundo depósito donde iban 1.204.000 litros de oxígeno líquido (LOX). Para llevar el LOX a los 5 motores, había cinco tuberías de 43 cm de diámetro que atravesaban el tanque de combustible hasta llegar a los motores. Otra pieza cilíndrica de 3 m de alto en la parte superior del tanque LOX servía de apoyo a la segunda etapa.

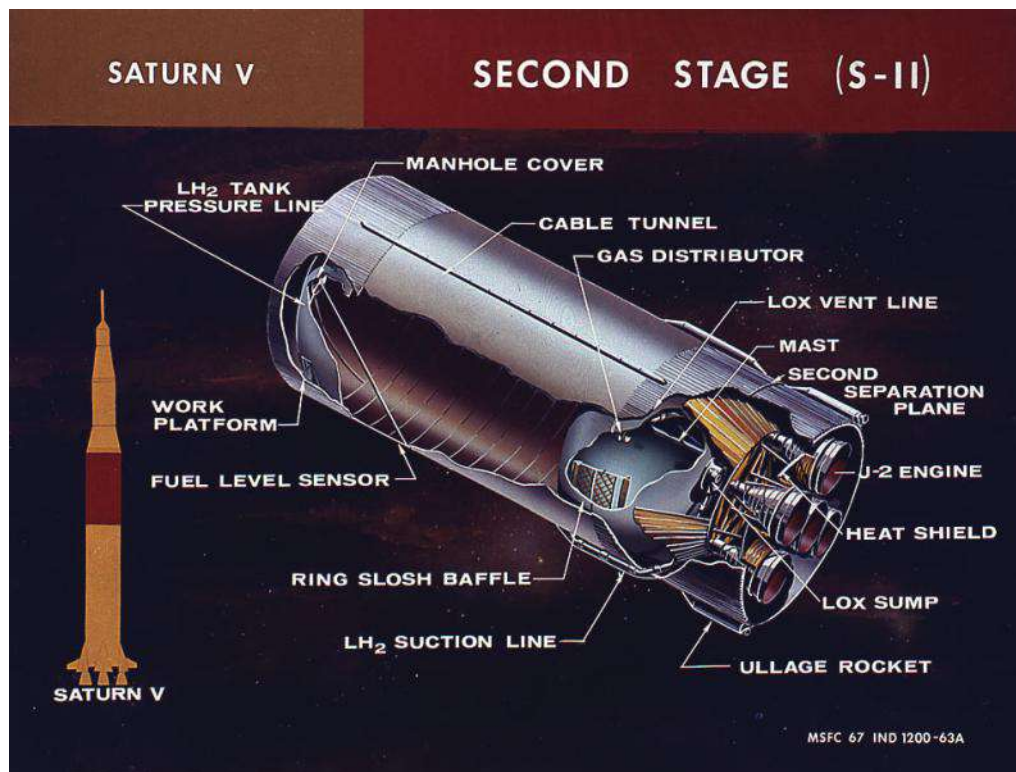
Los tanques, la cubierta exterior y las vigas interiores eran de diversas aleaciones de aluminio, para disminuir el peso.

Esta primera etapa medía 42 m de largo y 10 m de diámetro. Pesaba 138,4 T vacío y 2.174 T con los depósitos llenos.

Segunda etapa S-II

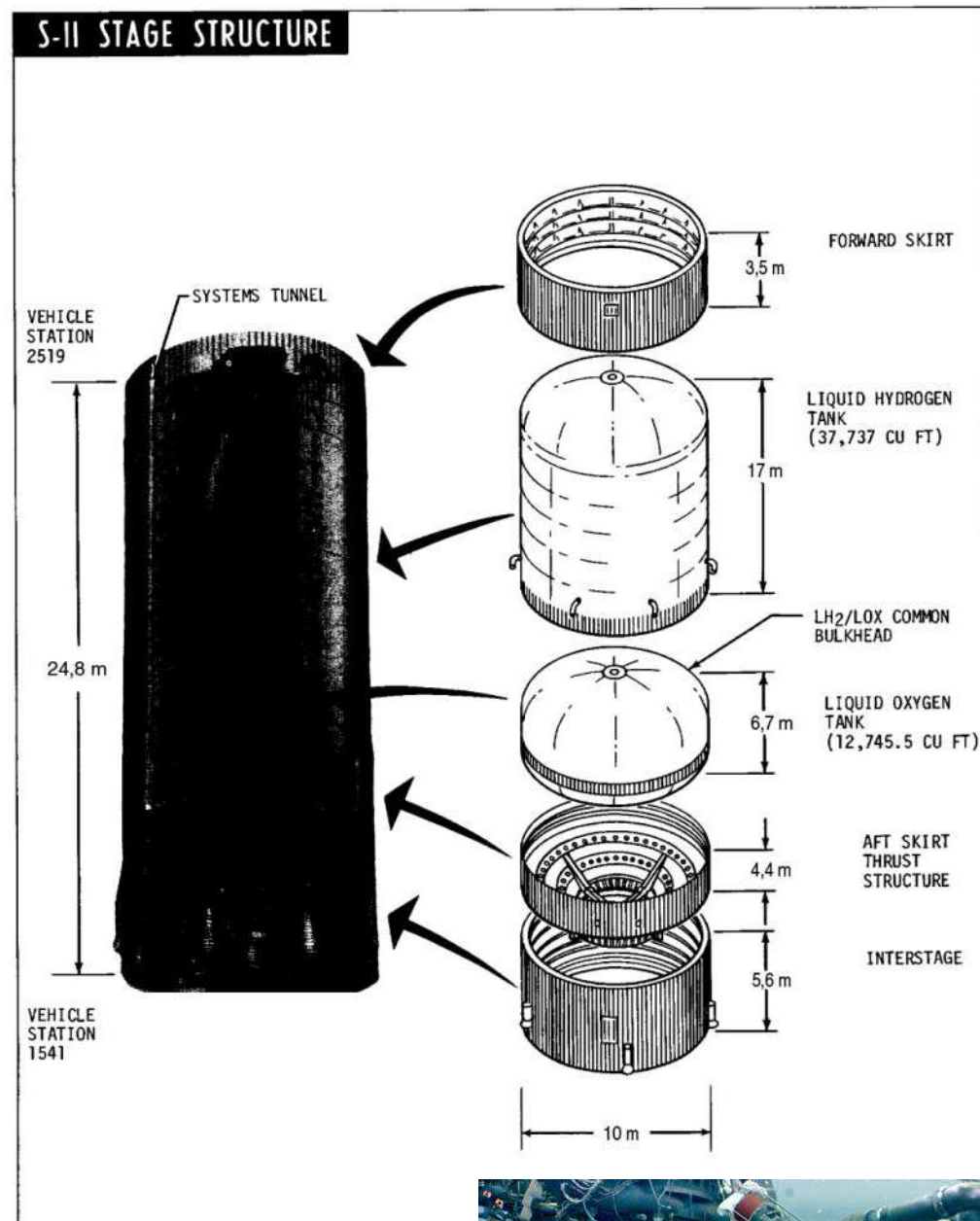
La etapa S-II se encargó a la North American Rockwell, en Seal Beach, California. Sus cinco motores Rocketdyne J-2 producían 517 T de empuje total, durante 367 segundos. Vacía pesaba solo 40 T, y transportaba 470 T de propelente.

El S-II tenía 10 m de diámetro. Un primer cilindro de 5 m de alto lo separaba de la primera etapa y protegía los 5 motores J-2 que iban sujetos en una estructura. Sobre ella estaba el tanque de LOX de 6.7 m de alto y un segundo depósito, de hidrógeno líquido (LH₂), de 17 m de alto. Terminaba con un nuevo cilindro de 3.5 m sobre el que se apoyaba la tercera fase.



MSFC-MAN-503

S-II STAGE



En la separación de las dos etapas, se accionaban una serie de pequeños cohetes, y después de unos segundos, se encendían los motores de la segunda etapa. Treinta segundos después de la separación de la primera etapa, el cilindro intermedio también se dejaba caer, momento crítico porque había sólo un metro libre entre la pared exterior de ese cilindro y los motores J-2.

Igual que en la primera etapa, los cuatro motores J-2 externos tenían cierta movilidad, para proporcionar control de la dirección, mientras que el motor central era fijo.

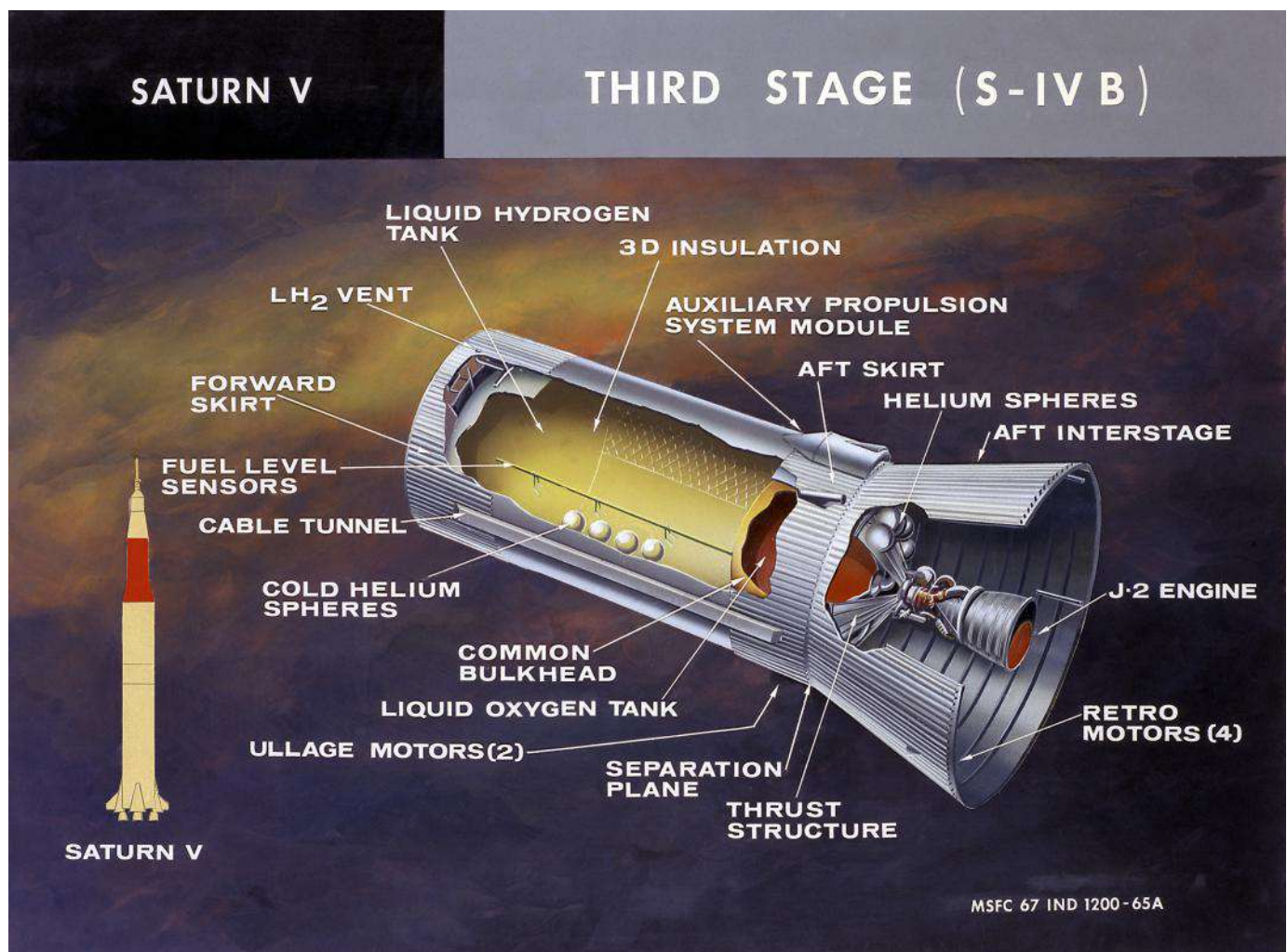
Tercera etapa S-IV

Fabricó esta etapa la McDonnell Douglas Astronautics Corp., en Huntington Beach, California.

Utilizaba un solo motor Rocketdyne J-2, igual a los de la etapa anterior, que usaba

hidrógeno líquido (LH2) y oxígeno líquido (LOX), y producía 104 Toneladas de empuje. La etapa medía 6,7 m de diámetro y 19 m de altura, pesaba 15 Toneladas vacía, y llevaba 18 Toneladas de LH2 (253 m³) y 87 Toneladas de LOX (73 m³).

Empezaba con una pieza en forma de tronco de cono, de 6 m de altura y que pasaba de los 10 m de diámetro de la segunda etapa, a los 6,7 m de esta tercera etapa. El tanque de LH2 tenía 14 m de altura. El motor J-2 iba montado en una pequeña estructura de empuje, donde estaban acoplados varios depósitos esféricos de LOX. El motor debía encenderse dos veces: una para dar la velocidad que faltaba hasta la órbita terrestre, y una segunda vez para dar el delta V que lanzaba al Apolo hacia la Luna. Para esta última misión, disponía de dos pequeños motores laterales que controlaban la dirección antes del reinicio del J-2.



MSFC-MAN-503

S-IVB STAGE

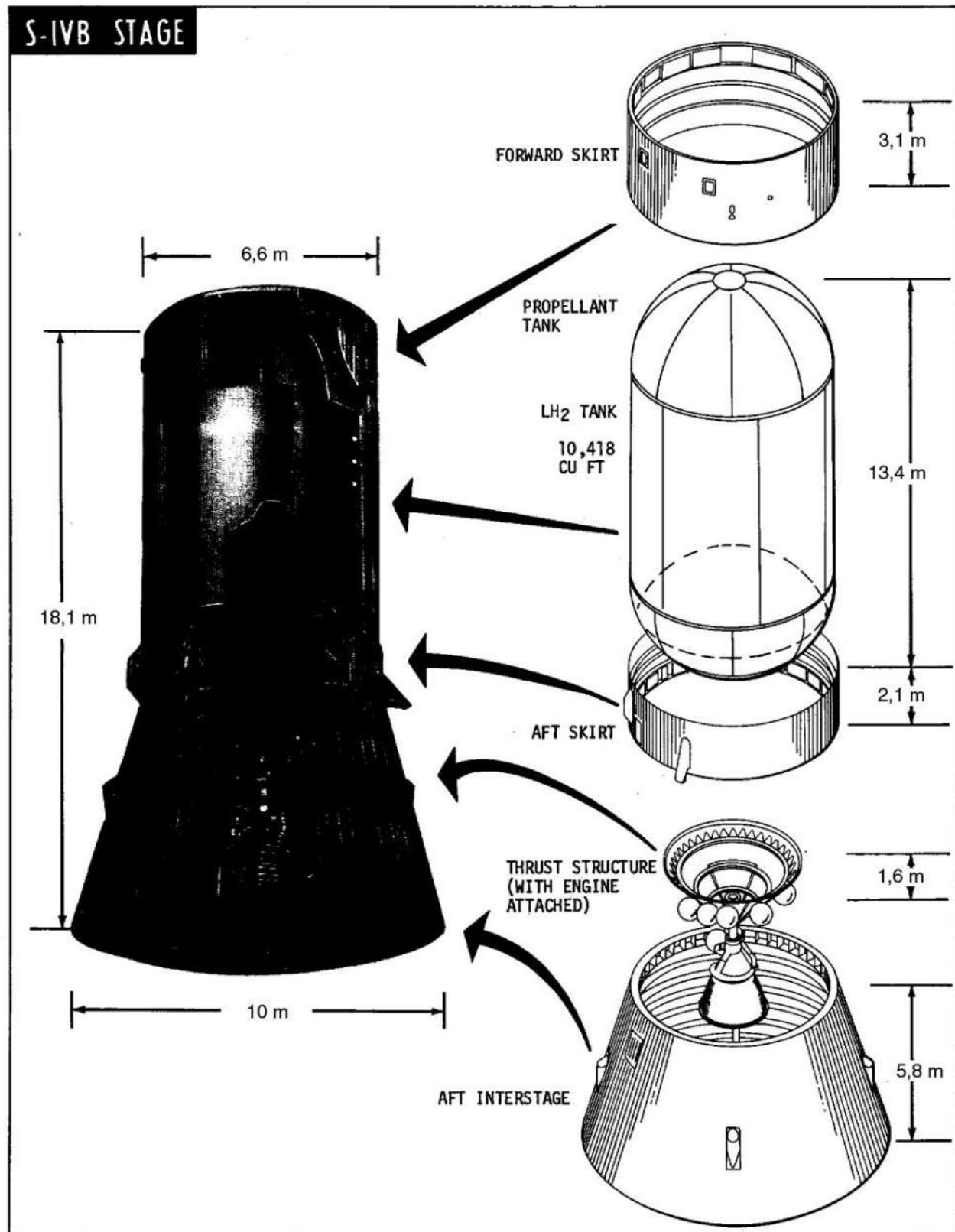
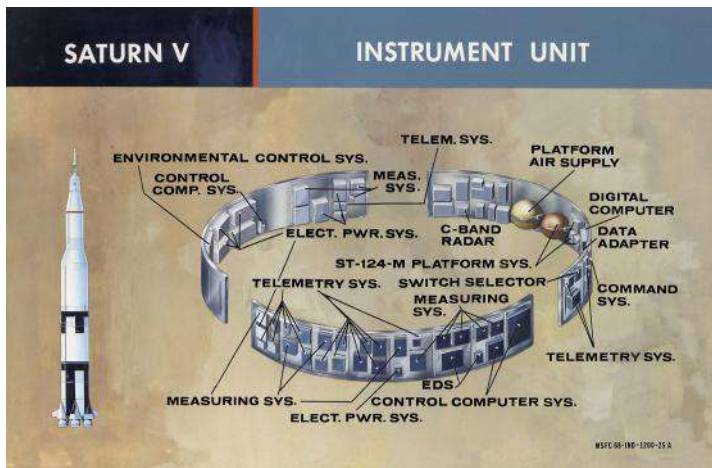


Figure 6-1



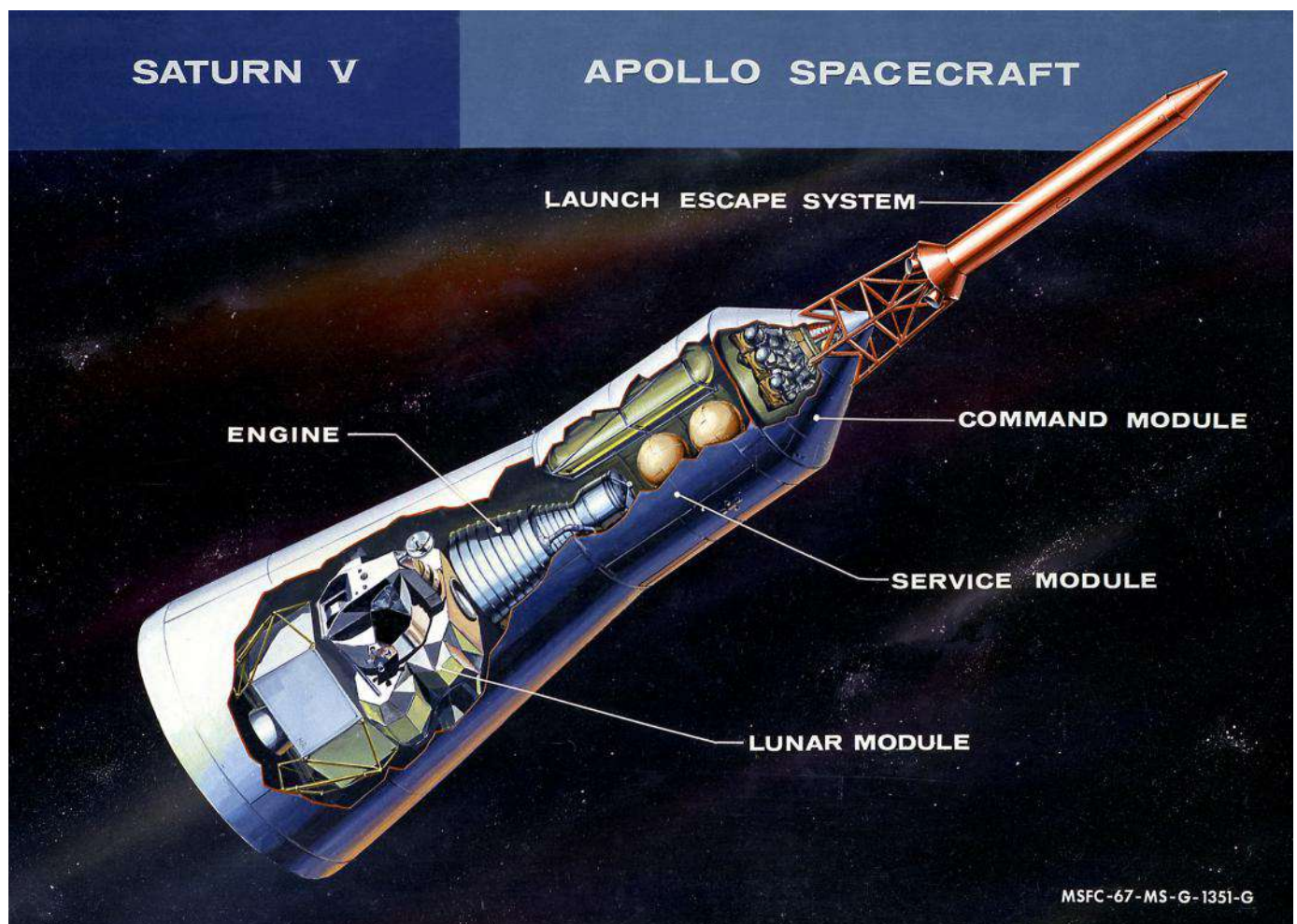
S-IU: Unidad de instrumentos

Era un cilindro justo encima de la tercera etapa, de 1 m de alto, donde estaba colocados instrumentos, baterías, antenas e incipientes ordenadores que controlaban el funcionamiento y la navegación del Saturno V. MSFC e IBM construyeron la S-IU en Huntsville (Alabama).

La nave Apolo

La carga útil, que viajaba hasta la Luna, se componía de:

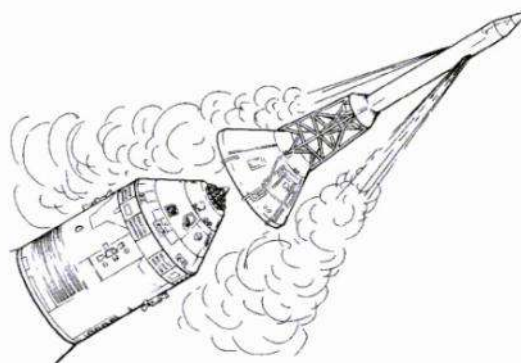
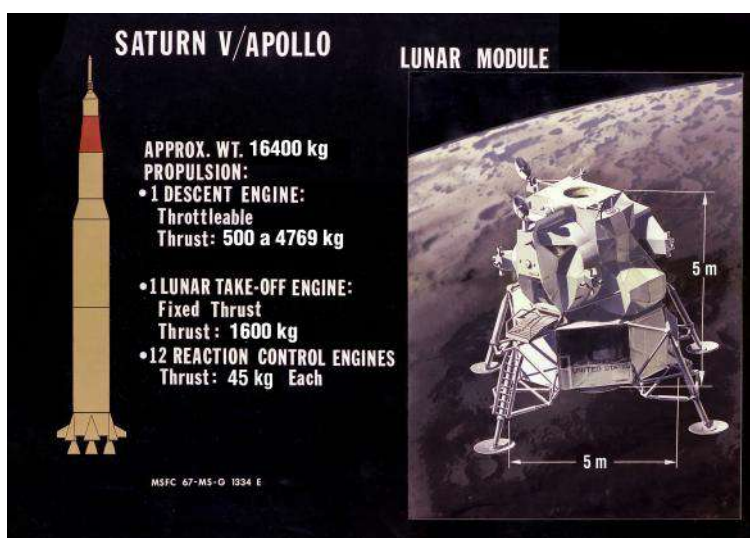
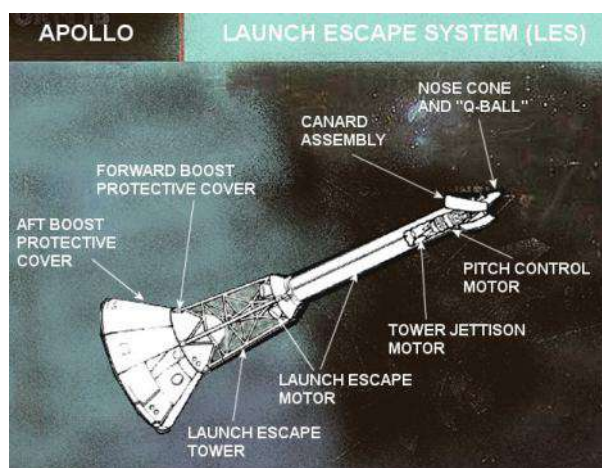
El Módulo de Servicio (SM), de 6,9 m de largo y 3,9 de diámetro, con un motor de 10 T de empuje y otros 16 pequeños motores para maniobras. Pesaba 25 T, de las cuales 18 T eran de propelente. Sobre él se situaba el Módulo de comando (CM), la cápsula en forma de cono con placas cerámicas en la base para la reentrada en la atmósfera terrestre, donde iban los tres astronautas, y que pesaba 5 T. Fueron contruidos por la North American Aviation, en California. Por último estaba el Módulo Lunar (LM), construido por la Grumman Aircraft Company, de 7 m de alto y 9,5 m de ancho. Pesaba 5 T en vacío, a lo que había que sumar 9 T de propelente para el descenso hasta la Luna, y 2,4 T para el ascenso hasta el CSM (CM+SM). Tenía dos partes: la inferior, que se quedaba en la Luna, con las cuatro patas, el motor de





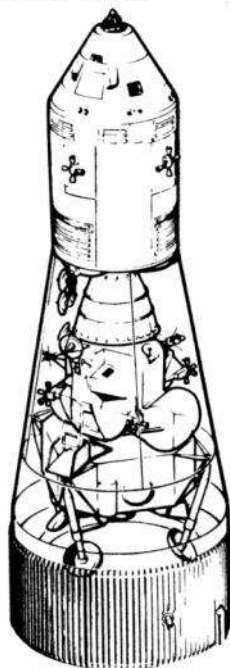
descenso, el Paquetes de experimentos Apolo en la superficie lunar (ALSEP, en inglés), y también el rover lunar en los tres últimos Apolo. La parte superior tenía el habitáculo para 2 astronautas, el motor de ascenso hasta la órbita lunar y la pieza de unión con el módulo de mando, de forma cónica.

Por último, en la punta iba el Sistema de escape de emergencia (LES), una torre de 10 m con pequeños cohetes, destinados a llevar al Módulo de mando lejos del cohete en caso de emergencia durante el despegue. Pesaba 4 T, y se desechaba a la vez que la primera Etapa.



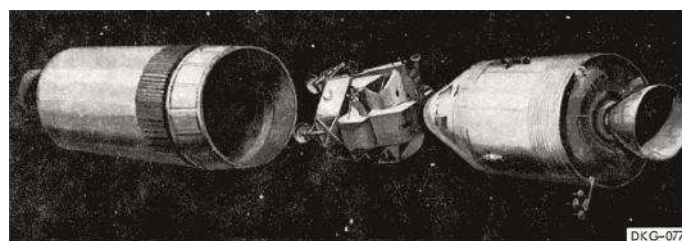
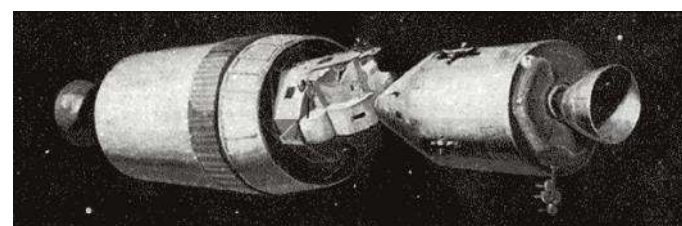
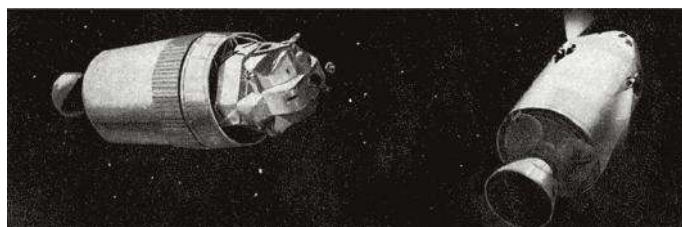
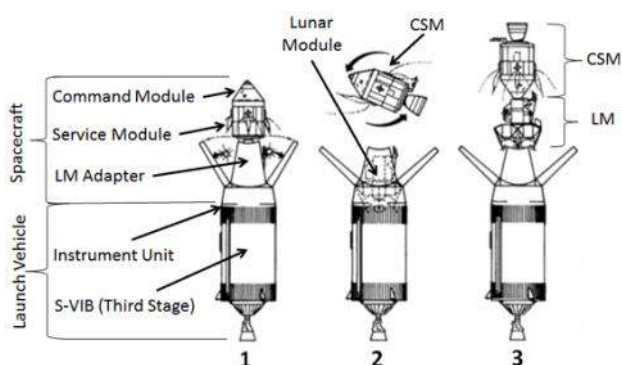
APOLLO SPACECRAFT/LM ADAPTER

PANEL SEPARATION BY
EXPLOSIVE CHARGES
(MDF)



Estaba formado por cuatro paneles que se abrían de forma similar a los pétalos de una flor, y dentro iba el Módulo Lunar durante el despegue.

Una vez en la trayectoria hacia la Luna, el módulo de mando y servicio (CSM) se separaba del SLA, los cuatro paneles se separaban y dejaban accesible el Módulo Lunar. El CSM giraba 180° y se acoplaba con el Módulo Lunar, tirando de él para liberarlo de la S-IVB. Terminada la maniobra, la tercera etapa del Saturno encendía brevemente su motor para dirigirlo a una órbita solar en las primeras misiones, o contra la Luna, probando los sismógrafos que habían dejado las anteriores misiones.



Adaptador del módulo lunar (SLA)

El adaptador del módulo lunar era una estructura en forma de tronco de cono que unía la Unidad de instrumentos, al final de la fase S-IVB, con la nave Apolo. Medía 8 m de alto, 6,6 m de diámetro en un extremo y 3,9 m de diámetro en el otro. Pesaba 1,8 T.

EL VIAJE (2)

Ocho horas antes del lanzamiento, se empezaba el llenado de los depósitos de propelente, y se concluía tres horas y media después.

Unos segundos antes del despegue, se encendían los motores con tiempos de escalonamiento de 0,3 s. El motor central se encendió primero, seguido de los motores externos por pares opuestos. Cuando los motores funcionaban a máxima potencia, cuatro brazos de sujeción soltaban el cohete y empezaba el

despegue. Los tiempos de espera variaron entre los 8,9 s en los primeros lanzamientos, y los 6,5 s en los lanzamientos posteriores.

El Saturno V se levantaba lentamente desde su plataforma. Durante los primeros segundos, el cohete se separaba ligeramente de la torre de lanzamiento, para prevenir el viento, y tardaba 11 s en sobrepasar la torre. En cuanto dejaba la torre atrás, empezaba a inclinarse poco a poco hacia la horizontal, para conseguir que el aumento de velocidad del cohete se produjese en la dirección de la órbita a la que iba.

h:m:s	Suceso	Peso del vehículo (Ton)	Altitud (km)	Velocidad (m/s)	Distancia horizontal al origen (km)
-8:00:00	Empieza el llenado de los tanques de propelente durante 3,5 h	196	0	0	0
-0:00:09	Comienza el encendido de los 5 motores del S-IC	2984,5	0	0	0
0:00:00	Despegue	2906,5	0	0	0
0:00:11	Se sobrepasa la Torre	2887	0,115	19	0
0:01:20	Máxima Presión Dinámica	1836,5	13	489	6
0:02:16	S-IC Apagado del motor central	1083,3	47	1699	48
0:02:39	S-IC Apagado de los 4 motores exteriores	835,5	69	2372	89
0:02:41	Separación de S-IC/S-II	670,3	70	2377	93
0:02:42	Encendido de S-II	670,3	72	2371	96
0:03:11	Separación del anillo entre S-II/S-I	637,8	98	2474	159
0:03:16	Separación de la Torre de escape	627,6	102	2502	172
0:07:39	Apagado del motor central de S-II	295,6	178	5292	1100
0:09:09	Apagado de los 4 motores exteriores de S-II	216,1	176	6569	1622
0:09:10	Separación de la S-II	216	176	6571	1630
0:09:14	Encendido de la S-IVB	171	176	6573	1648
0:11:39	Primer apagado de la S-IVB: inserción en la órbita de aparcamiento	140,6	172	7386	2634
2:56:00	Segundo encendido de S-IVB, para la Inserción Trans Lunar (TLI)	140,6		+3059	
3:20:00	Maniobra de acople del MSC y ML	64			
4:15:00	Separación de la S-IVB	47			
6:33:00	Encendido del MS para inserción en órbita lunar		107x315 km	-914	
10:40:00	Cambio a órbita lunar de descenso		15x107 km	-63	
4:14:00	Separación del ML				
5:35:00	Circularización de la órbita del MSC		100x120 km	21	
8:29:00	Encendido del motor del ML para descenso controlado			-2041	
8:41:00	Alunizaje			0	

El rozamiento con el aire es proporcional al cuadrado de la velocidad, que va aumentando rápidamente. Pero por otro lado, la densidad de la atmósfera disminuye con la altura, así que por ese lado el rozamiento cada vez es menor. Hay un momento llamado “punto G”, de máxima presión dinámica, crítico para la estructura de la nave. En el Saturno V ocurría a los 80 s del despegue, a una altura de 13 km, a 490 km/h. En el Transbordador espacial, con más resistencia aerodinámica, se producía antes, a los 11 km.



A los 136 s, el motor central F-1 se apagaba, y 23 s después también lo hacían los cuatro motores externos, de dos en dos. Con este escalonamiento se hacía más suave el choque que suponía el parón del empuje. Sólo 2 s después se disparaban ocho retrocohetes de combustible sólido, que separaban la primera etapa del resto del cohete. En esos momentos estaban a una altitud de 70 km, e iban a una velocidad aproximada de 2.400 m/s (8.600 km/h). Cinco segundos después se desprendía la torre de salvamento que iba en la punta. La primera etapa, una vez separada y en vuelo libre, alcanzaría una altura de 111 km antes de caer en el Atlántico a 680 km de Cabo Cañaveral, donde se recuperaba.

El motor central de la segunda etapa funcionaba durante 5 min, y los cuatro motores



exteriores funcionaban 90 s más. Cuando se apagaron, el cohete iba a 6570 m/s y estaban a la altura de 176 km de la órbita de aparcamiento, aunque le faltaba un poco de velocidad para conseguir permanecer en órbita, que se la proporcionaría la siguiente etapa. Después de separarse, la S-II caía en el centro del Atlántico, a 4150 km de Cabo Cañaveral.

La tercera etapa tenía dos encendidos. El primero duraba 2,5 min, y conseguía darle los 815 m/s de delta V para colocar al Apolo en órbita terrestre. Después de dos órbitas, que duraba cada una 90 min, la etapa volvía a encender su motor durante seis minutos, para darle el delta V de 3059 m/s necesarios para la inyección translunar.

Quince minutos después de apagar el S-IVB, y ya camino hacia la Luna, el módulo de mando y servicio (CSM) se separaba del SLA, sus cuatro paneles se abrían y dejaban accesible el





Módulo Lunar. El CSM giraba 180°, se acoplaba con el Módulo Lunar, y tiraba de él para liberarlo de la S-IVB. Terminada la maniobra, la tercera etapa del Saturno encendía brevemente su motor para dirigirlo hacia una órbita solar en las primeras misiones, o contra la Luna, para probar los sismógrafos que habían dejado las anteriores misiones.

El viaje hasta la Luna duraba 75 horas, con alguna pequeña corrección en la dirección del vuelo.

A las 78:33 h desde el despegue, la nave pasaba por detrás de la Luna. A la velocidad que iba, pasaría de largo, pero el cohete del MS se encendía para frenarle, con un delta V de -914 m/s, que lo ponía en una órbita de 107x315 km de altura sobre la Luna.

Cuatro horas después, al pasar por su perigeo, se frenaba con un delta V de -63 m/s, y pasaba a una órbita de 107x15 km de altura sobre la Luna. 17 horas después se separaba el ML con dos astronautas dentro. En el momento de menor altura sobre la Luna, iniciaba el descenso propulsado. Doce minutos después, alunizaba. Mientras tanto, el CSM se situaba en una órbita de aparcamiento a 100 km sobre la Luna, con el tercer astronauta dentro.

El tiempo que pasaron en la Luna varió en las 6 misiones: desde las 21 h del Apolo XI, a las 75 h

del Apolo XVII. Una vez terminado, los dos astronautas despegaban en la fase de ascenso, dejando en la Luna la parte inferior del ML. A los pocos minutos de ascender, ha conseguido ir a 1850 m/s, en una primera órbita de 17 x 85 km sobre la superficie



lunar. Tras dos horas de cambios de órbita, se acopla al CSM, en una órbita circular a 110 km de altura. Cuatro horas después desechan el LM, que cae a la Luna y su impacto es recogido por los sismógrafos. Poco después encienden el motor del MS, que le da un delta V de 429 m/s que les saca de la órbita lunar y les dirige hacia la Tierra, en un viaje de 71 h. El ángulo de entrada en la atmósfera es muy estrecho: más plano haría rebotar a la nave, y más perpendicular no daría tiempo a frenar, y la nave se estrellaría contra el suelo.

Media hora antes del amerizaje, el CM se separa del SM, que se desecha, pone la base cerámica hacia adelante, y a una velocidad de 11000 m/s (40.000 km/h) comienza el brutal frenado con la atmósfera, que interrumpe la comunicación durante 3-4 minutos. Los 12 minutos siguientes son de caída en paracaídas, hasta el amerizaje en pleno océano Pacífico, cerca de Hawaii, donde les esperaba el portaviones USS Hornet.

REGRESO AL ESPACIO: SPACE-X



Cuando el 21 de julio de 2011 aterrizó el transbordador Atlantis, en la misión STS-135, EEUU ponía fin a los vuelos espaciales tripulados en naves americanas. Durante casi una década, los astronautas americanos han tenido que ir en las viejas naves Soyuz rusas. Para muchos fue una temeraria decisión del presidente Barack Obama, que entregó el acceso humano al espacio en manos de sus antiguos rivales rusos, y ahora colaboradores en la Estación Espacial Internacional.

Con un presupuesto cada vez menor, la NASA tuvo que centrarse en misiones no tripuladas, mucho más baratas, dirigidas a la exploración del sistema solar. Por otra parte potenció la iniciativa privada en el acceso al espacio, y varias empresas se lanzaron a un negocio de futuro y de presente, tanto con la puesta en órbita de satélites, como enviando hombres al espacio para investigación o

incluso para turismo. Así varias compañías empezaron una carrera para desarrollar nuevos cohetes y nuevas naves que fueran más baratas y aptas para llevar tripulación. Blue Origin trabaja con el New Shepard y el Blue Moon, Virgin Galactic desarrolla el SpaceShip, pero la que va más adelantada es SpaceX, del visionario multimillonario Elon Musk, fundador de Tesla, que ha conseguido

un cohete fiable y potente, ha lanzado varias cargas útiles por encargo de la NASA a la ISS, y el 30 de mayo de 2020 consiguió llevar dos astronautas americanos a la Estación Espacial, lo que supuso la vuelta de EEUU al espacio con vuelos tripulados. Fue la puesta de largo de esa empresa, hasta entonces para muchos sólo producto de un rico soñador.



El motor Merlin Vacuum, optimizado para el vacío



El Falcon 9 lleva 9 motores Merlin

Space X ha desarrollado un buen motor, llamado Merlin. Tiene dos versiones: el normal, con un empuje de 845 kN a nivel del mar, que se usa en las primeras etapas de los cohetes, y el Vacuum, con una tobera mayor y más optimizada para funcionar en el vacío del espacio. Esta segunda versión es la utilizada en la segunda etapa, y tiene un empuje de 981 kN. Funcionan con combustible RP-1 (keroseno mejorado) y LOX (oxígeno líquido), en ese sentido similar al motor F1 del Saturno-V. Es mucho más pequeño, pero es cuestión de poner más unidades: en el cohete Falcon 9 lleva 9 motores, y en el Falcon Heavy lleva 27. El motor Merlin tiene un empuje similar al J2 de la segunda etapa del S-V, aunque este quemaba LH2 (hidrógeno líquido) en lugar de RP-1.



El Falcon Heavy lleva 3 x 9 motores Merlin

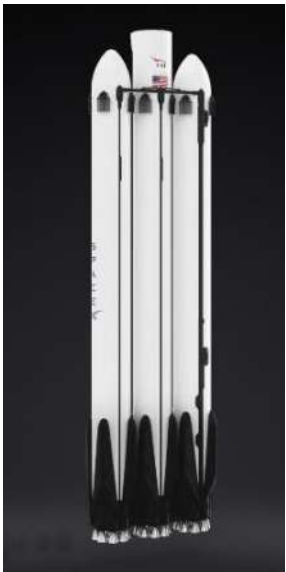
Motores	Merlin Vacuum	Transbordador	F1 (Saturno V)	J2 (Saturno V)
Impulso específico	397 s	269 s	260 s	419 s
Velocidad de salida de los gases	3.890 m/s	2.636 m/s	2.548 m/s	4.106 m/s
Consumo de propelentes	252 kg/s	4742 kg/s	2669 kg/s	248 kg/s
Empuje	981 kN	12.500 kN	6.800 kN	1.020 kN

(Datos tomados de la web de SpaceX.com y de la NASA)

Empuje	Falcon 9	Falcon Heavy	Transbordador	Saturno V
1ª Etapa	7.710 kN	22.810 kN	25.000 kN	34.500 kN
2ª Etapa	980 kN	980 kN	5.450 kN	5.100 kN
3ª Etapa	-	-		1.020 kN
Masa a LEO	29 T	64 T	25 T	118 T
Altura	70 m	70 m	56 m	110 m



Primera etapa del Falcon 9 y del Falcon Heavy



Inter-etapa, con aletas hipersónicas que le ayudan en la caída. Esas aletas también van en la primera etapa. Funcionan bien en velocidades subsónicas e hipersónicas, pero no justo a la velocidad del sonido.



Segunda etapa, igual en el Falcon 9 y en el Falcon Heavy

Tanto el Falcon 9 como su versión más potente, el Falcon Heavy, tienen una segunda etapa, con un empuje que es la quinta parte de la 2ª etapa del Saturno V. Claro que los destinos son distintos. El Falcon 9 consigue poner en órbita terrestre baja (LEO) una carga de 29

Toneladas, el Falcon Heavy una carga de 64 T, y el Saturno V ponía una de 118 T, que es la que luego iba y venía a la Luna.

También es novedoso las patas abatibles de la primera etapa, que les permite aterrizar de pie y poder ser reutilizadas.



La primera etapa del Falcon Heavy dispone de 27 motores Merlin. Cada una de las tres partes aterriza con sus 4 patas abatibles. Las dos laterales lo hacen sobre tierra, y la central lo hace en una plataforma flotante, en el océano. Así pueden ser reutilizadas.

Cápsula	Dragon	Apolo
Altura	8,1 m	8,0 m
Diámetro	4 m	3,9 m
Nº tripulantes	7 m	3 m
Volumen interior	9,3 m ³	5,9 m ³
Empuje del motor	16 x 400 N	100 kN + 16 x 450 N + 12 x 450 N
Empuje del sistema escape	8 x 71 kN	666 kN

En las cápsulas sí que sale ganando la Dragon Crew de SpaceX si la comparamos con la nave Apolo. Son de tamaños similares, pero la moderna tiene un 50% más de volumen habitable y puede llevar hasta 7 tripulantes, mientras que el Apolo llevaba solo a 3. Los motores de maniobra en órbita son de potencias similares en las dos naves, así como los cohetes de emergencia, aunque en el Apolo era una torre en la punta, y en la Dragon son unos cohetes integrados en las paredes laterales. Por otra parte, el Apolo tenía un motor para ir y volver a la Luna, que el Dragon todavía no tiene. En cuanto al diseño exterior y al de los trajes espaciales, en la Dragon está mucho más cuidados, con formas que nos acercan a la ciencia ficción.

Cápsula Dragon Crew. La mitad inferior lleva carga y está recubierta con placas solares fotovoltaicas para suministrar energía



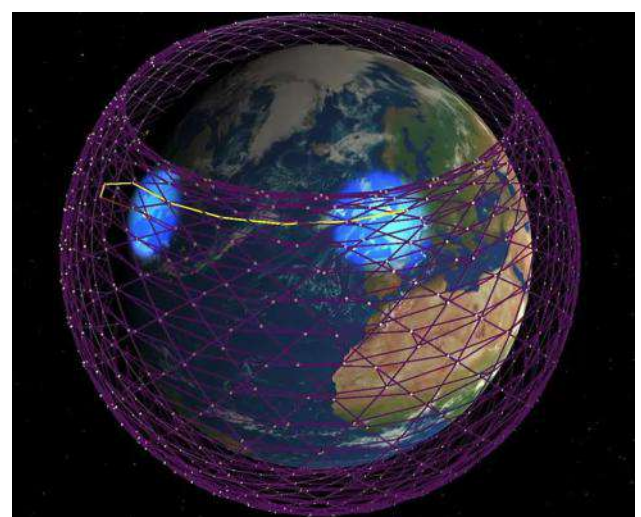
Sistema de escape de emergencia: 8 cohetes Super-Draco integrados en la cápsula



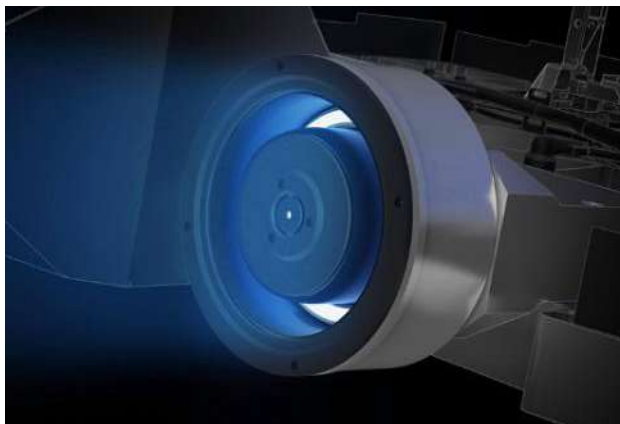
Los trajes de los astronautas son mucho más ligeros que antes

LOS SATÉLITES STARLINK

El cohete Dragon 9 también está siendo usado para poner en órbita los satélites Starlink. Esta es una constelación de 1584 satélites en una primera fase, que podría llegar hasta 12.000 unidades, dependiendo de la demanda. El objetivo es proporcionar acceso a internet de banda ancha a un precio bajo, y además llegando a sitios actualmente inaccesibles. Cada satélite pesa unos 250 kg, y se envían al espacio de grupos de 60, a veces compartiendo carga con otros satélites. El Dragon 9 los deja en una órbita circular a 400 km de altura, y usando un motor iónico van ascendiendo hasta la órbita definitiva a 550 km. Ese motor iónico es el primero que usa gas



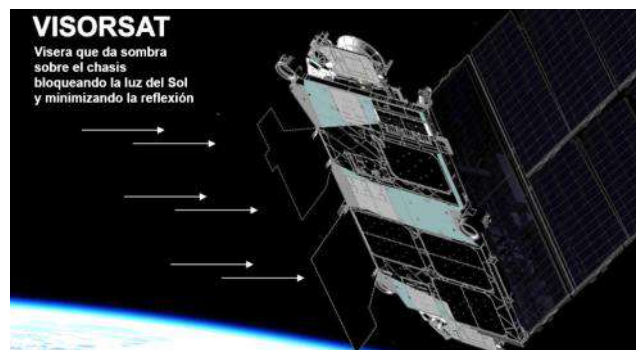
kriptón. Tiene muy poco empuje, pero funciona durante muchas horas, por lo que el ascenso hasta la órbita definitiva es lento pero continuo.



Motor iónico que lleva cada satélite Starlink. Usa gas kriptón para ascender hasta la órbita final

Un problema que han tenido estos satélites es que reflejan mucho la luz del Sol, especialmente al atardecer y al amanecer. Mientras van subiendo de órbita, se ven a simple vista, y es un espectáculo ver trenes de 30 ó más satélites, viajando uno detrás de otro y en la misma órbita. Pero lo que es bonito a simple vista, se convierte en un problema para la observación astronómica. Por eso Spacelink ha trabajado con la comunidad científica para reducir el brillo de los satélites. Pensaron pintarlos de negro, pero eso haría que se calentaran con el Sol. Probaron con una especie

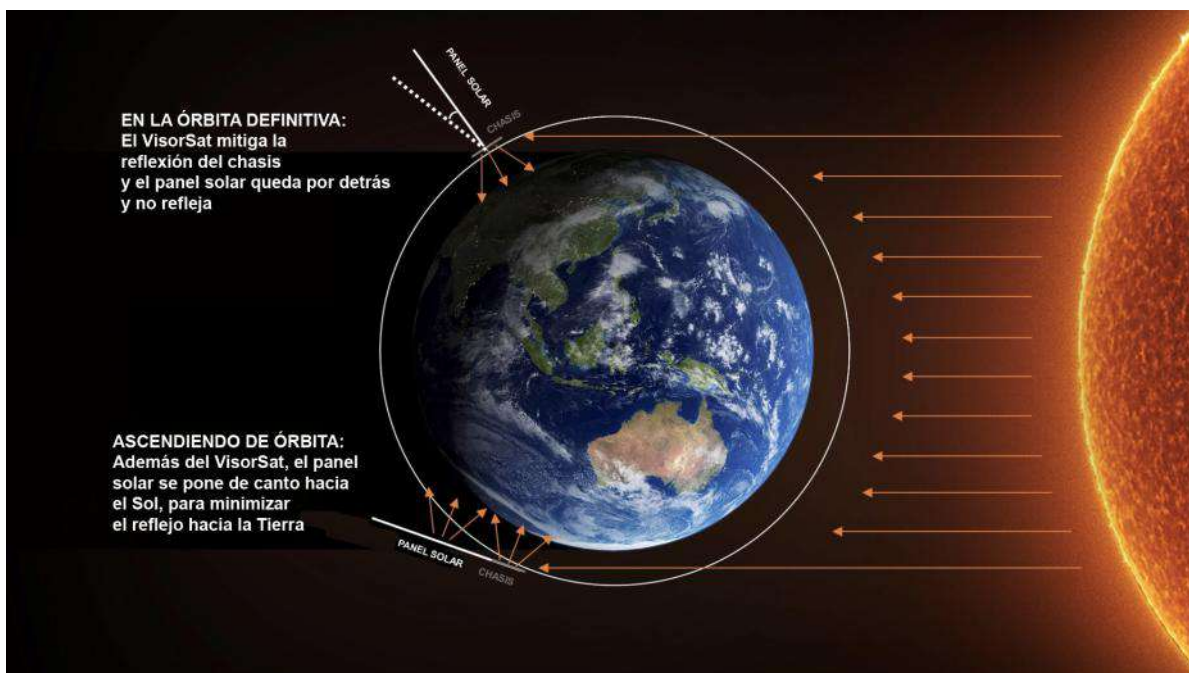
de visera, que diera sombra a las partes brillantes en los momentos del crepúsculo, y parece ser la solución. En el lanzamiento de mayo de 2020 un satélite llevaba un VisorSat de forma experimental. Los resultados han sido buenos, y en los siguientes lanzamientos lo están llevando todos los satélites.



VisorSat: visera que da sombra a las partes más brillantes del chasis. Es transparente a las ondas de radio.

Durante el ascenso hacia la órbita final, el panel solar estaba paralelo a la superficie de la Tierra, para minimizar el rozamiento con la atmósfera, y reflejaba la luz solar hacia la Tierra. Se ha solucionado poniéndolo de canto hacia el Sol. Cuando ya está en estación, en su órbita definitiva, el panel solar se orienta hacia el Sol y no hay problema de reflejos hacia la Tierra.

Los Starlink brillan en los crepúsculos al reflejar la luz solar. Se minimiza con el VisorSat y rotando el panel solar.





Tren de 30 ó más satélites Starlink en los días siguientes al lanzamiento, mientras llegan a su órbita definitiva



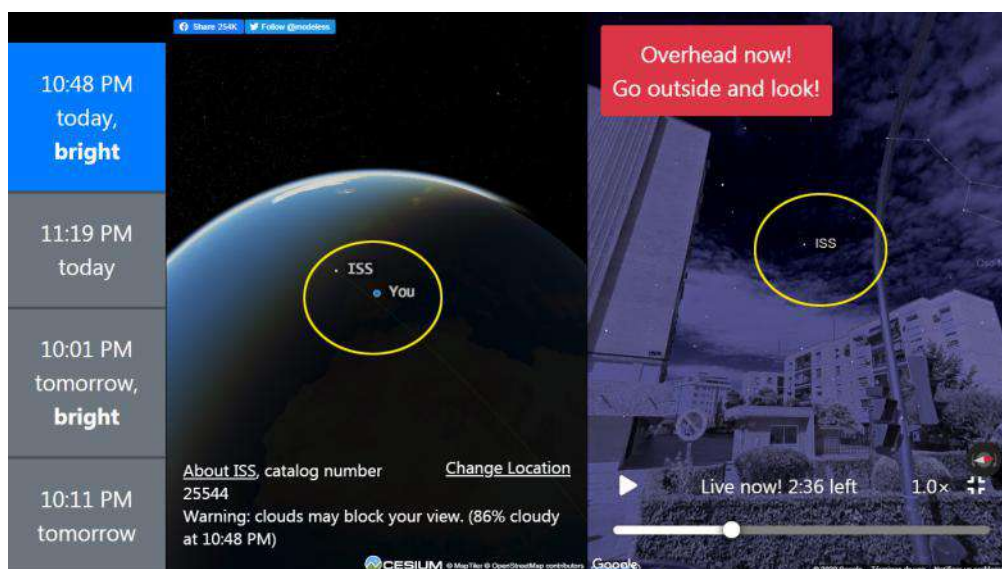
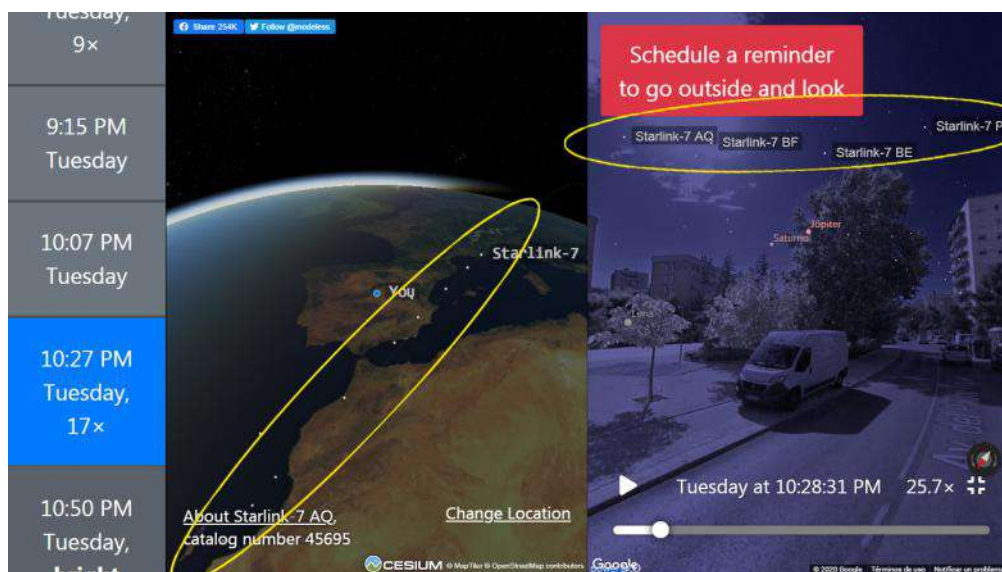
Combinación de 17 fotos, cada una con 30 s de exposición, que muestra el cometa Neowise y el paso de los satélites Starlink. Realmente, esos satélites son un problema para la observación astronómica.

Foto: Daniel López, de elcielodecanarias.com

Actividad: Ver satélites a simple vista

Es muy conocida la web heavens-above.com, donde puedes ver los próximos pasos de la ISS y de cualquier satélite, sobre cualquier punto de la Tierra. Pero hay otra web menos conocida, <https://james.darpinian.com/satellites/> en la que se combina la predicción del paso de los satélites brillantes (ISS, Spacelink y muchos otros), con las imágenes del Street View donde estás. Así, te presenta una animación de lo que vas a observar, y puedes saber hacia donde mirar en el cielo. Las imágenes que

se adjuntan son fotogramas de la animación (abajo a la derecha de la imagen está el control). La zona de la derecha es nuestra calle, con los edificios reales, proporcionadas por Street View, y por lo tanto puedes moverlo. Muestra perfectamente hacia donde mirar en el cielo para ver el paso de los satélites. Las líneas amarillas están super-puestas. La web también funciona en teléfonos.



La web muestra una animación con el paso de los satélites más brillantes previstos para los próximos días, tanto vistos desde fuera de la Tierra, como desde tu ubicación. Para esto usa Street View, y es una excelente ayuda para saber hacia donde mirar. Arriba, muestra el paso de una serie de satélites Starlink. Abajo, el paso de la ISS (Estación Espacial Internacional).



ApEA, la Asociación para la Enseñanza de la Astronomía, nació en 1995 para acoger a todas las personas que se dedican a la enseñanza de la Astronomía en centros educativos, planetarios, museos de la ciencia, agrupaciones de aficionados y clubes de estudiantes.

ApEA engloba a todos los interesados en la enseñanza de todos los niveles educativos reglados -desde la enseñanza primaria hasta la universitaria- así como los no reglados. También organiza reuniones de formación para sus socios y publica materiales de interés didáctico, como la presente colección.

Más información en www.apea.es

