

# Europa a la busca del Lanzador del futuro

JUAN CARLOS MARI GARCIA,  
Capitán de Aviación

**L**A Agencia Espacial Europea (ESA), ha emprendido la tarea de conseguir la necesaria autonomía, en materia de lanzadores, que requerirán los programas de exploración y explotación del espacio en un próximo futuro.

El lanzador, además de ser la pieza clave de un programa espacial propio, representa hoy un importante mercado. El desastre del Challenger el pasado año puso de manifiesto lo grave de su carencia, situación agravada por los fracasos de la misión V18 del Ariane, y consecutivamente de un Titán III y un Delta.

Posiblemente lo más trascendente, sea el entredicho en que ha quedado el Space Shuttle, vehículo que representa una revolución en la puesta en órbita y que se suponía iba a abaratar considerablemente los costos; tras el desastre ha dejado un profundo hueco en la capacidad de lanzamiento de EE.UU., que durará al menos algún tiempo.

Y es que sin capacidad de lanzamiento no existe programa espacial, por eso naciones como India o Japón realizan importantes esfuerzos



*El Shuttle saliendo de la estructura móvil de ensamblaje.*

en este sentido, así por ejemplo la NASDA consiguió el pasado 13 de agosto desde su centro de Tanegashima lanzar con éxito el H-1, lanzador totalmente japonés, y está ya trabajando en el proyecto H-2, más potente, que será capaz de colocar 2 Tm en órbita geostacionaria y es de concepción similar al Ariane-5 de ESA.

Europa parece, por fin, no sólo consciente de la importancia de su capacidad de lanzamiento, sino que con los medios técnicos y organizativos necesarios, se dispone a llevar a cabo un ambicioso programa.

Tres modernos e ingeniosos desarrollos han acaparado últimamente la atención, Ariane, Hotol y Sanger 2.

Son tres concepciones muy distintas, el Ariane-5 es un nuevo y moderno desarrollo de cohete, digamos "tradicional" capaz de lanzar cargas automáticas o el avión espacial "Hermes". El proyecto ha sido aprobado por ESA y está en vías de ejecución (R.A.A. 545).

El Hotol (R.A.A. 551) (Horizontal Take-off Landing) representa un nuevo concepto de "una sola etapa has-



*Diseño Aeroespacial Sanger, de la República Federal Alemana.*



ta la órbita". Se trata de un avión espacial que despegua y aterriza en una pista convencional, y es un importante reto tecnológico.

El Sanger 2 es otro diseño de avión espacial que rompe también con la línea tradicional de lanzamiento "vertical". Ambos Hotel y Sanger 2 pretenden ser el sistema de lanzamiento en los albores del siglo XXI, por una fracción del costo actual.

En todos los proyectos el afán es el mismo, "la órbita al alcance de la mano", pues consiguiendo esto, todas las promesas de la exploración espacial tomarán forma, el programa Shuttle estaba lográndolo cuando tuvo lugar el fatal accidente del Challenger.

Analícemos pues someramente la problemática de la satelización, y las diferentes soluciones que se plantean, cohete desechable y avión espacial reutilizable.

### La problemática de la satelización

Como es sabido para satelizar un cuerpo se necesita comunicarle cierta velocidad tangencial a la tierra.

La fuerza de gravedad "curva" el vector velocidad del cuerpo hacia el centro de la tierra, pero si la velocidad comunicada es lo suficientemente grande la resultante nunca incidirá sobre la superficie y el cuerpo permanecerá "cayendo" indefinidamente alrededor de la tierra (Figura 1) (Nota 1).

De esta forma es fácil intuir el fenómeno de la "ausencia de gravedad" o "gravedad cero" que se experimenta en órbita aunque ésta siga actuando constantemente, curvando la trayectoria y forzando al satélite a permanecer en órbita.

Esta explicación, aunque intuitiva e imprecisa, nos permite deducir,

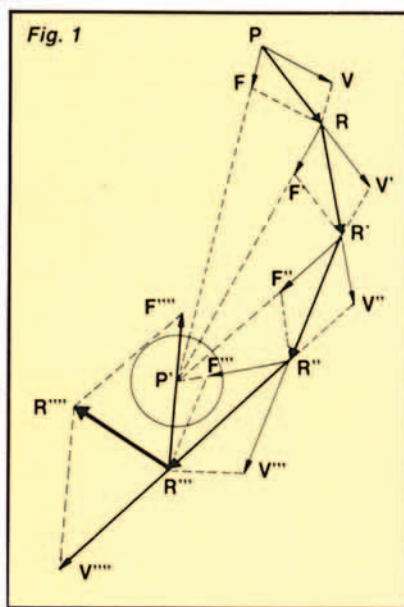


Figura 1

que la clave del problema consiste, en salvar la densa atmósfera y acelerar el cuerpo a satelizar hasta la velocidad adecuada, que en el caso del planeta Tierra es de casi 8 kilómetros/segundo. Es decir, elevar el cuerpo algo más de 150 kms sobre la superficie y acelerarlo hasta unos 28.000 km/hora.

Hubo que esperar hasta la aparición del motor cohete para que tales velocidades fueran posibles, y comenzara la carrera espacial.

### El Motor Cohete

En un cohete los propulsores (Combustible y Comburente) reaccionan desprendiendo gran cantidad de energía en forma de presión y temperatura.

Esta energía es transformada, en el trayecto cámara de combustión-tobera, en energía cinética, para conseguir eyectar los gases por la tobera a la velocidad más alta posible (entre 2.000 y 4.000 m/seg.) generando así el empuje necesario para la propulsión.

El problema es que la energía liberada por las reacciones químicas tiene un límite (Nota 2), y por tanto no es posible aumentar, por encima de cierto valor, la energía comunicada a los gases formados en la combustión.

La energía, y por tanto el empuje, que es capaz de aportar, con relación a su propia masa, determinado por el propulsores, se representa mediante una magnitud conocida como Isp o Impulso Específico.

Sólo mediante el uso de reacciones como LOX-LH<sub>2</sub> (Oxígeno-Hidrógeno líquido) una de las de mayor Isp que existen, es posible alcanzar velocidades de eyección cercanas a los 4.000 m/seg., pero como contrapartida es necesario el uso de sofisticadas técnicas de manipulación criogénica (Nota 3).

Por tanto, determinada la velocidad de eyección, si se desea aumentar el empuje total suministrado por el cohete, es necesario aumentar la cantidad de gases expulsados por unidad de tiempo, es decir el gasto másico, con el consiguiente aumento del tamaño de los depósitos y de la estructura.

Consecuentemente, los diseños de los cohetes deben conseguir reducir al mínimo la masa inerte, y de esta forma conseguir mayor velocidad final con el mismo empuje; pues en definitiva la velocidad final alcanzada dependerá sólo de la velocidad de eyección y de la relación de masas, esto es, del cociente entre la masa inicial y la masa en final de

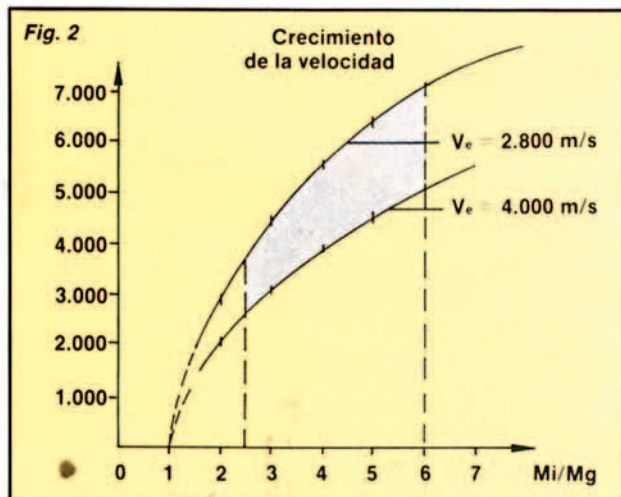


Figura 2

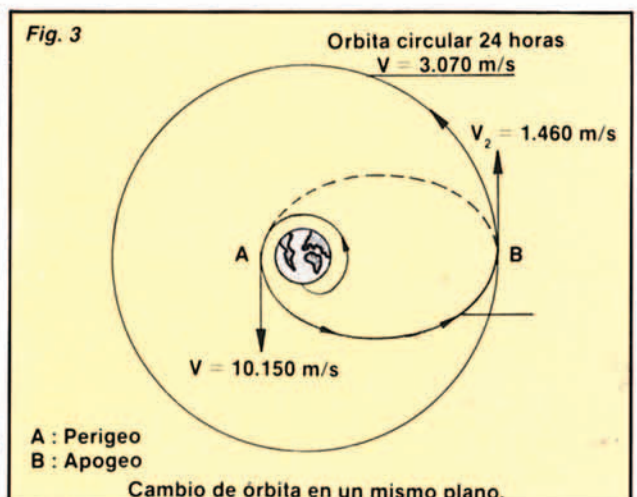


Figura 3



combustión, que depende de la proporción que existe entre las masas de la estructura y de los propergoles eyectados.

Como se puede apreciar en la figura 2, difícilmente se puede lograr, aún contando con la mejor ingeniería que minimice el peso de la estructura, que un cohete de una sola etapa alcance esos 7.8 km/seg., necesarios para la satelización. Más todavía si se tiene en cuenta que, durante la fase inicial ascensional, el efecto combinado de la atmósfera y la gravedad penalizan muy considerablemente las prestaciones anteriores.

La solución consiste en emplear cohetes de varias etapas o fases, pues de esta forma cuando se ha agotado el propulsante de una de ellas, se desprende del cohete su ya inútil y enorme estructura. El inconveniente de este juego de "muñequitas rusas" es que para que la relación de masas de las primeras fases se mantenga dentro de límites aceptables, ya que deben de propulsar adicionalmente la masa total de las fases superiores, es necesario que el tamaño de éstas, disminuya muy rápidamente.

De esta forma, en las pasadas décadas, para conseguir satelizar cargas importantes, se desarrollaron cohetes gigantes como el Saturno V, capaz de poner en órbita más de 40 toneladas, cuya masa al despegue se acercaba a 3.000 Tm, de las cuales más de 2.000 correspondían a la primera fase.

### Los Lanzadores Pos-Apollo

El inmenso derroche que suponía el lanzamiento de un gigantesco Saturno V, hizo buscar otras soluciones principalmente en EE.UU., donde surgió el proyecto de avión espacial recuperable Shuttle.

Por otro lado los lanzadores de tipo "medio" mejoraron sus diseños y prestaciones sustancialmente, incorporándose Europa con el Ariane.

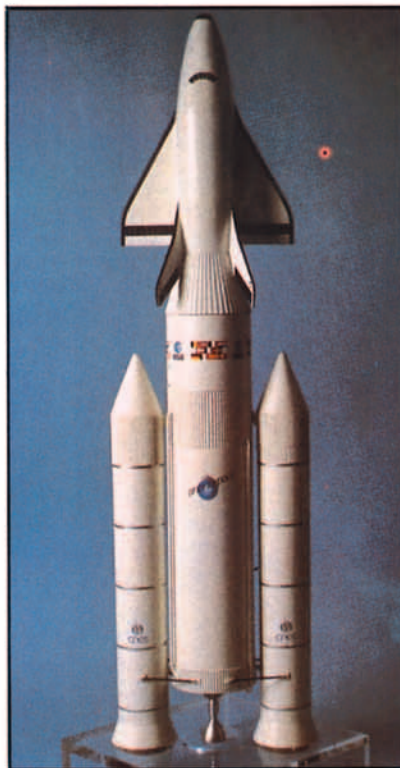
En esta mejora, además de otros avances tecnológicos, ha influido muy considerablemente un factor de diseño, la adopción de boosters. Los boosters se emplean hoy día de manera generalizada (Nota 4) bien como primera etapa o de apoyo a ésta.

Varios son los factores determinantes de la ventaja de su uso, por un lado casi siempre emplean propergoles sólidos (Nota 5), que proporcionan una alta fiabilidad de funcionamiento y baja peligrosidad, al tiempo que se aumenta mucho la masa inicial, dada la gran densidad de este tipo de propergol (aunque su impulso específico no es muy grande), sin complicar por otro lado

el diseño, ya que son un "añadido", lo que proporciona además cierta flexibilidad en la configuración del lanzador, apreciable a la hora de su explotación comercial. También son características estimables, su bajo costo y su facilidad de almacenamiento en el caso de emplear propergol sólido.

### El Ariane 5

En la batalla comercial por la puesta en órbita, los cohetes llamados "convencionales", gozan de ciertas ventajas sobre vehículos muy sofisticados como el Shuttle, debido



Maqueta del conjunto Ariane V Hermes (Lanzador-Avión) Farnborough 86.

en buena medida al enorme costo de operación y puesta a punto de un complicado vehículo habitado.

Tras el éxito del Ariane 1 a 4, ESA ha lanzado ya su proyecto Ariane 5, la idea de este lanzador, surgida del CNES (Centre National d'Etudes Spatiales), pretende dotar a Europa del lanzador necesario para el avión espacial Hermes (R.A.A. 545), al mismo tiempo que sortea el problema del Shuttle, ya que puede usarse como lanzador de cargas automáticas (Satélites) independientemente del Hermes.

El Ariane 5 consta de dos enormes boosters de propergol sólido, de 170 Tm cada uno, y de la nueva etapa criogénica en desarrollo HM-60 de 120 Tm.

Estos dos componentes básicos (Boosters y HM-60) son capaces por sí solos de satelizar el componente superior en órbita baja, a 170 Kms de altura, 520 segundos después del lanzamiento.

El componente superior puede tratarse del Hermes, o de una carga útil con la etapa L4 o H10. Estas etapas actúan en el primer apogeo (Nota 6) de la órbita (F.3) acelerando hasta situarse en órbita de transferencia para posteriormente adquirir la órbita definitiva.

Se diferencian en que mientras la etapa L4 es de propergoles almacenables (Nota 7) y logra situar 5 Tm. en órbita de transferencia, la etapa H10 es criogénica (LOX-LH<sub>2</sub>) y logra situar 8 Tm.

Este diseño, que emplea el mismo lanzador básico para ambas funciones, Hermes y cargas automáticas, proporciona ventajas de operación y flexibilidad en los lanzamientos, además de economía, subrayada por la capacidad de adaptación del Ariane 5 para lanzar distintas cargas automáticas con las etapas L4 y H10.

Otra característica destacada por el CNES, es que el Hermes, a diferencia del Shuttle, no se encuentra "pegado" al lanzador sino sobre éste, lo que puede facilitar el escape en un lanzamiento fallido.

### El Hotol (R.A.A. 551)

El Hotol es una novedad en la concepción de vehículos lanzadores. Radicalmente distinto del Ariane 5-Hermes y del Shuttle, no emplea ningún cohete soporte y es totalmente reutilizable.

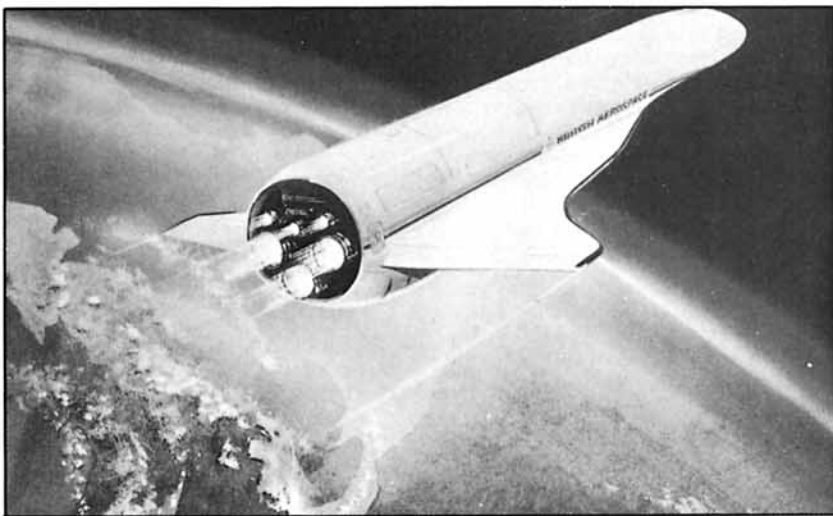
Este proyecto de la Industria Aeroespacial Británica, que parece resurgir de su letargo como en los tiempos del Concorde, pretende reducir el costo de lanzamiento a un 20% de su valor actual.

El concepto aplicado en su diseño "una sola etapa hasta la órbita", parece ir en contra de lo afirmado precedentemente sobre la imposibilidad de alcanzarla con una sola etapa.

¿Cómo es posible que un vehículo totalmente reutilizable como el Hotol, cuya estructura por tanto debe ser proporcionalmente más pesada que la de un vehículo desechable, consiga esto?

La respuesta se encuentra en el motor del Hotol. Se trata de un motor polivalente, capaz de funcionar como un reactor convencional, absorbiendo el aire atmosférico y quemando su oxígeno con un combustible (LH<sub>2</sub> en lugar de keroseno en el Hotol). Cuando la altura hace esto impracticable, entonces se inyecta el LOX almacenado en el de-





Concepción artística del Hotol.

pósito, como en cualquier otro cohete.

Si tenemos en cuenta que, por ejemplo en la etapa criogénica HM60 del Ariane 5, de sus 120 Tm. de propegoles algo más de 100 son de oxígeno, comprenderemos el enorme ahorro de peso que representa usar el  $O_2$  atmosférico.

Pero ¿cuál es el diseño de un motor capaz de semejante polivalencia, sin aumentar el peso de forma prohibitiva? De momento muy pocos lo saben, no en vano el RB545 que está desarrollando R&R para el Hotol es un secreto celosamente guardado.

Del éxito del RB545 depende seguramente el del Hotol. Pero además conviene no perder de vista las consecuencias que de su éxito pueden derivarse para otras actividades. Se imagina el lector un caza o un avión de línea que disminuyera drásticamente su peso al despegue al tiempo que aumenta muy considerable-

mente su radio de acción gracias a la sustitución del keroseno por LH2.

El Hotol de dimensiones parecidas al Concorde, operará desde pistas convencionales, su carrera de despegue será de unos 2.300 metros y tendrá una relativamente baja aceleración vertical inicial (1,15 G's), siendo su senda de trepada de unos 24 grados. A los dos minutos su velocidad será supersónica, alcanzará la tropopausa a los 4,5 minutos del despegue, y Mach 5 a 85.000 pies a los 9 minutos. En este punto se cambiará el funcionamiento con oxígeno atmosférico por el LOX de a bordo, hasta entonces la masa de propegoles consumidos será de sólo un 18% de la masa inicial, mientras en un lanzador convencional es de alrededor del 50%, a los 90 km. se alcanzará la velocidad orbital adecuada, cortándose entonces los motores principales. Será capaz de situar 8 Tm. en una órbita baja, de alrededor de 300 km.

Su tiempo máximo de permanencia en órbita no excederá de 50 horas. Dado que la reentrada se realizará con elevada incidencia (80 grados) no serán necesarios recubrimientos térmicos cerámicos, disminuyendo mucho el peso y el coste de fabricación y puesta a punto para nuevos lanzamientos. La órbita de reentrada tendrá un perigeo de unos 70 km. desde ahí se reducirá la velocidad hasta entrar en una senda hipersónica a unos 25 km. de altura.

El pasado año, se desató en ESA la polémica, dado que los británicos temen que el Ariane 5 agote los presupuestos del próximo decenio, lo que impediría el desarrollo del Hotol.

El recientemente creado BNSC (British National Space Council) ha defendido vehementemente el concepto Hotol, dado que el reto tecnológico y las ventajas que supone son más considerables.

El proyecto Ariane 5, más acorde con la pragmática política de construcciones aeroespaciales francesas, de caminar con pasos relativamente lentos pero seguros, ya ha conseguido la luz verde y será una realidad a principios de los años 90, el Hotol en cambio es un proyecto a más largo plazo.

Pero ha aparecido un tercero en discordia, el Sanger 2. Este proyecto alemán de avión espacial, a diferencia del Hotol, separa en dos vehículos las dos fases de propulsión. Consiste en un vehículo nodriza hipersónico que utiliza oxígeno atmosférico, del cual se desprende un avión espacial más pequeño, de tamaño similar al Hermes, y de propulsión cohete para la fase exoatmosférica. Este último es el auténtico vehículo espacial. La división en dos vehículos no deja de tener sus ventajas, sobre todo evita complicaciones tecnológicas mayores. ■

#### NOTAS

(1) Está muy difundido el falso concepto de que existe una fuerza centrífuga que equilibra la fuerza centrípeta de la gravedad. No existe tal fuerza centrífuga, la única fuerza del sistema Planeta-Satélite, es la fuerza de la gravedad, la cual produce una aceleración que modifica en cada instante el vector velocidad del Satélite.

(2) Hay otros tipos de motores cohete, iónicos, de Plasma o Nucleares por ejemplo. De algunos de ellos hasta se han desarrollado pequeños prototipos, pero difícilmente tendrán aplicación para la puesta en órbita, más bien se orientan a la propulsión prolongada de naves espaciales.

(3) El empleo de propegoles criogénicos no sólo representa una complicación técnica, sino que además conlleva cierto riesgo adicional. Como ejemplo baste citar la cancelación del "Upper Stage" Centaur, tras el estallido del Challenger. El IUS Centaur era un booster criogénico que debía alojarse en la bodega del Shuttle junto las cargas que tenía que propulsar. Tras el accidente del Challenger y su cancelación, se estudia su substitución por un impulsor sólido. Pero también en Europa el Ariane ha tenido problemas con la tercera fase HM7 criogénica. A su fallo se debió el fracaso la pasada primavera de la misión V18.

(4) Titán III, Ariane 4, Shuttle y en los futuros Ariane 5 y H2 japonés entre muchos otros. No obstante esta ha sido siempre una característica tradicional en todos los lanzadores soviéticos (Vostok, Protón, etc.).

(5) Generalmente compuestos de una mezcla de oxidante y reductor, existen varios tipos, por ejemplo la mezcla de Nitratos o Cloratos con Polibutadieno o Poliuretano, a la que se le añade un gelatinizante y aditivos como polvo de Aluminio.

(6) Apogeo: punto de la órbita más alejado de la Tierra o de máxima "altura". Perigeo: punto de la órbita más cercano a la Tierra o de mínima "altura".

(7) A diferencia de los criogénicos no necesitan bajas temperaturas. Suelen ser, además de hidrocarburos, derivados de la Hidracina con un oxidante. Como ejemplo citemos los empleados en el Ariane: UDMH (Unasimétrica Dimetil Hidracina  $[CH_3]_2N_2H_2$ ) y Tetróxido de Nitrógeno ( $N_2O_4$ ), que además tienen la ventaja de ser hipergólicos, es decir, reaccionan espontáneamente sin necesidad de encendido.