

¡CHECA ESTO!

Número 062, 23/febrero/2012

Jerry N. Reider Burstin (jnreider@anahuac.mx)
Coordinador Académico, Área Electricidad y Telecomunicaciones
Facultad de Ingeniería – Universidad Anáhuac.

La diferencia entre “aeronáutica” y “astronáutica”.

Adendo



¡El avión capaz de llegar al espacio ya existe!... en planos.

La primera parte de esta serie comienza con el siguiente planteamiento:

Imaginemos un avión muy avanzado, desde el punto de vista tecnológico, capaz de alcanzar alturas muy considerables. ¿En qué momento se podría decir que ya llegó el espacio?

Pues resulta que, gracias a los trabajos de investigación y desarrollo, semejante posibilidad podría salir de lo meramente fantástico para eventualmente convertirse en realidad.

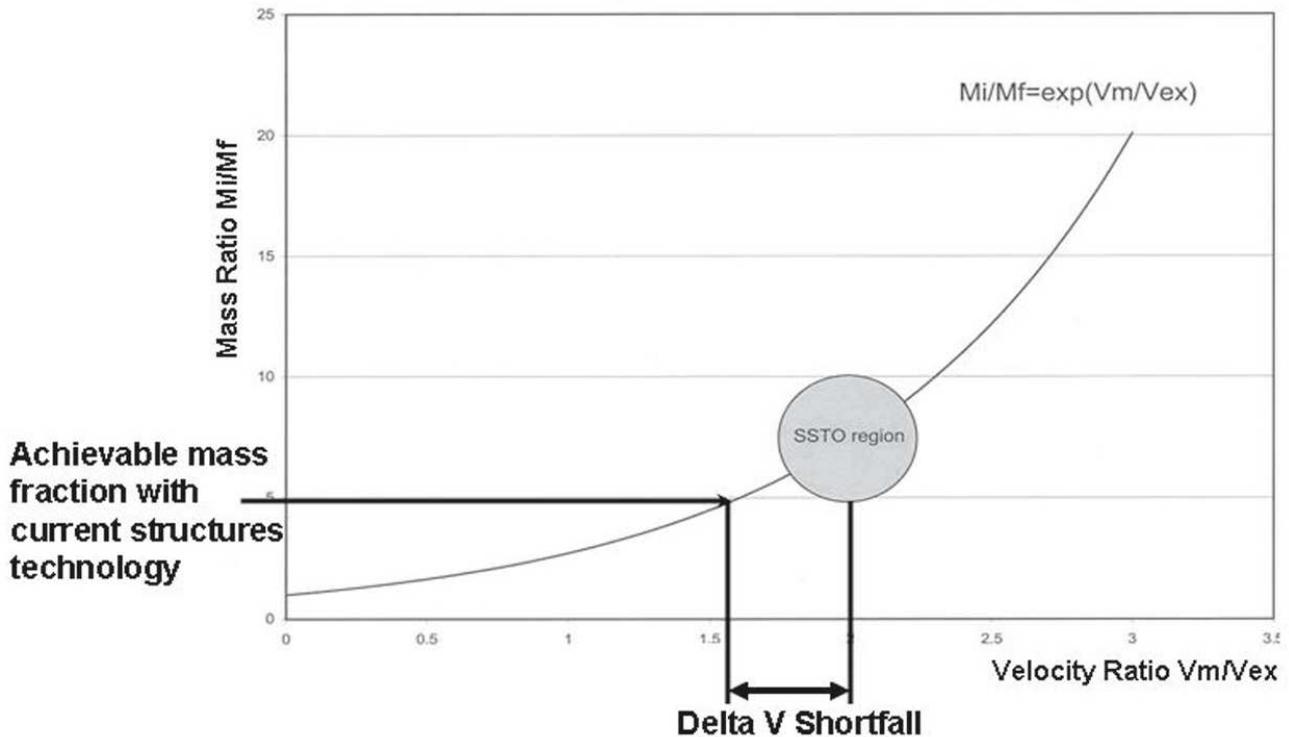


La compañía británica *Reaction Engines Limited* (REL), fundada en 1989 por Alan Bond, Richard Varvill y John Scott-Scott, se involucra en trabajos de investigación relacionados con los sistemas de propulsión de naves espaciales para analizar su viabilidad^[REL]. Por sí mismos, estos tres ingenieros cuentan con los correspondientes *curricula* que les confieren las credenciales necesarias para que sus propuestas sean tomadas con la seriedad que merecen.

Alan Bond, actual presidente de la compañía, se desempeñó como el líder del proyecto *Daedalus* auspiciado por la Sociedad Interplanetaria Británica. Llevado a cabo entre 1973 y 1978, este proyecto consistió en desarrollar una propuesta viable referente a una nave interestelar no tripulada, impulsada por un sistema de fusión nuclear y con la capacidad de viajar hasta la *Estrella de Barnard*, distante 5.980 años luz, en un lapso de aproximadamente 50 años, alcanzando una velocidad equivalente al 12% de la luz.

[REL]: Reaction Engines Limited Homepage (2010). <http://www.reactionengines.co.uk/>

Por su parte, Richard Varvill y John Scott-Scott fueron los ingenieros en jefe a cargo del desarrollo del motor a reacción RB545 de la empresa *Rolls-Royce*. Este motor fue concebido para operar como turbina convertible a motor cohete, con base en un sistema bipropelente de hidrógeno líquido y oxígeno atmosférico como sistema impulsor del transbordador espacial británico. En marcado contraste con el sistema norteamericano del *Space Shuttle* se buscaba implantar un perfil del tipo *HOTOL Horizontal Take-Off and Landing* para la misión, con la nave despegando horizontalmente, cual un avión convencional, y aterrizando también en forma convencional.



Para facilitar la visualización de la racional detrás de este novedoso concepto se recurre a la gráfica adjunta, misma que representa la curva resultante de la Ecuación de Tsiolkovsky para impulsión con cohetes:

$$\Delta v = v_{EX} \times \ln(r)$$

Siendo:

$$r = \frac{m_i}{m_f}$$

La razón de masas, dada como el cociente entre la masa inicial (cohete lleno de combustible y listo para lanzarse) y la masa final (cohete vacío pero todavía acarreando su carga útil):

La leyenda “SSTO” (*Single-Stage To Orbit*) en el marcador apunta hacia una razón de masas dentro del rango entre cinco y diez veces para conseguir que un vehículo lanzador equipado con una sola etapa logre alcanzar una órbita.

Debe aclararse que la gráfica fue preparada para el caso del motor cohete basado sobre un sistema bipropelente de hidrógeno y oxígeno líquidos cuyo impulso específico, conforme a los datos más actualizados (motor Rocketdyne SSME – *Space Shuttle Main Engines*) es 453 segundos^[ISP]. Multiplicando esta cantidad por la aceleración gravitatoria se llega a una velocidad de escape en la tobera, representada por V_{EX} sobre el eje de las abscisas, de $453 \times 9.80665 = 4424$ metros por segundo. Tomando ahora una razón de velocidades igual a 2.0,

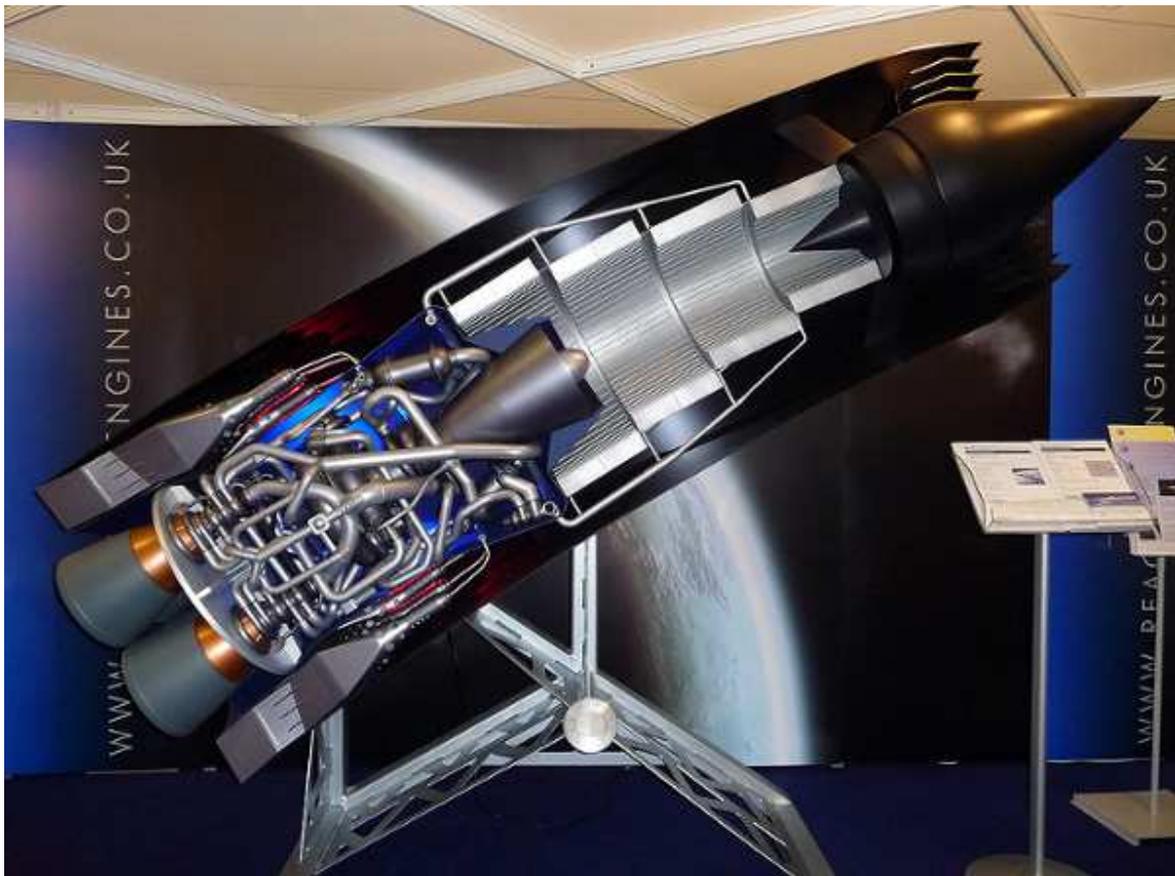
[ISP]: Wikipedia, The Free Encyclopedia (19/enero/2012). *Specific Impulse*. http://en.wikipedia.org/wiki/Specific_impulse Véanse los datos para el motor SSME del *Space Shuttle*.

como valor promedio para el caso SSTO (razón de masas igual a e^2 , es decir 7.39), se obtiene 8848 metros por segundo, velocidad más que suficiente para una inserción orbital exitosa, conforme a los datos previamente presentados en el número inmediato anterior de esta misma serie (ecuación (6), ¡Checa Esto! número 061, 26 / enero / 2012).

Esta elevada razón de masas resulta costosa e ineficiente y es por ello que la industria aeroespacial ha recurrido al empleo de vehículos lanzadores dotados de múltiples etapas. No obstante, esto sigue siendo extremadamente costoso porque termina tirándose mucho material en la forma de tanques vacíos y motores cohetes usados, pero todavía funcionales, en la forma de basura multimillonaria.

El oxígeno necesario para asegurar la operación de un motor cohete en las condiciones del vacío espacial es uno de los grandes contribuyentes a esta masa inicial. Por tal motivo resulta paradójico que un cohete para despegue vertical, como los empleados para el *Space Shuttle*, requiera cargar con tanto oxígeno para iniciar su misión dentro de las capas más densas de la atmósfera y abandonar lo más pronto posible esta región que, precisamente, contiene tanto... oxígeno.

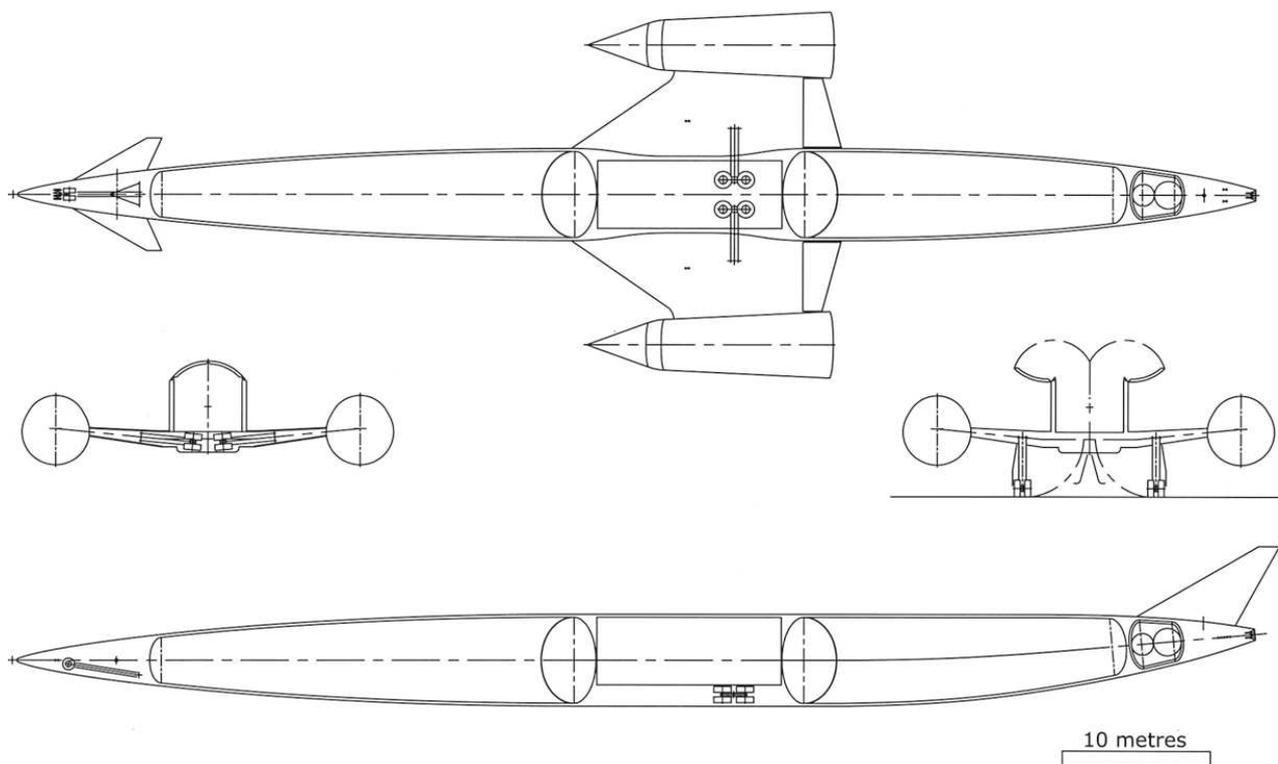
Aún cuando este inconveniente no afecta a las turbinas de reacción, pues operan con el oxígeno atmosférico, en cambio, sufren de la desventaja de estar sujetas a límites de altura y velocidad máxima. Hoy por hoy, el estado del arte en cuanto a diseño de turbinas las posiciona para operar a una altura máxima de unos 30 kilómetros (100 mil pies) y una velocidad límite entre cinco y seis veces la del sonido. La referida cota de altura constituye el techo práctico de operación para aviones muy avanzados, tales como el SR-71 norteamericano o el MiG 31 ruso. Así mismo, suele considerarse la velocidad de *Mach 5.0* como el límite entre los regímenes supersónico e hipersónico y frontera donde un motor a reacción del tipo estatorreactor – *ramjet* – ya no puede continuar trabajando con el oxígeno atmosférico por lo que debe necesariamente ceder su lugar a otro sistema de propulsión... tal como un cohete.



Siendo el significado de sus siglas *Synergistic Air-Breathing Rocket Engine*, el motor SABRE es un híbrido entre una turbina convencional de reacción y un cohete, tal que agrupa ambos conceptos en una sola máquina. El diseño básico consiste en un motor cohete que opera con hidrógeno y oxígeno líquidos, capaz de lograr un impulso específico de 460. Para poder funcionar como turbina convencional se añade un conjunto de pre-enfriador y compresor que admite el oxígeno atmosférico y lo procesa entregándolo en forma líquida al cohete. A partir de *Mach 5.14* y una altura aproximada de 28.5 kilómetros, se cierran los ductos de admisión atmosférica, cambiando su modalidad a la de un motor cohete puro alimentado con el oxígeno contenido en tanques a bordo.

Dado que para entonces ya se ha dejado atrás el 98.6% de la atmósfera y se ha adquirido un notable impulso inicial, la demanda sobre los motores cohete es notablemente menor, en comparación con el inicio desde cero, tal que bastará con una fracción apreciable menor de oxígeno almacenado para alcanzar una órbita que supere los 200 kilómetros sobre la superficie terrestre, a una velocidad de *Mach 25*.

Desde un punto de vista técnico se acostumbra dimensionar una misión de puesta en órbita mediante el término conocido como “delta – v”, mismo que cuantifica el incremento total acumulado de velocidad necesario para completar determinada maniobra en el espacio. Tal como se describe en el documento de presentación formal de esta propuesta tecnológica^[SKY], si se parte desde el reposo en una pista de despegue y se desea lograr una puesta en órbita a 200 kilómetros de altura, la magnitud requerida para “delta – v”, conforme a la ecuación (5) en la segunda parte de esta serie (¡Checa Esto! número 061, 26 / enero / 2012), es 7785 metros por segundo. Para cubrir esta demanda, el motor SABRE es capaz de suministra un “delta-v” de hasta 9200 metros por segundo. Con esto quedan todavía 1415 metros por segundo de “delta – v” disponible para cubrir las pérdidas normales debido a la atracción gravitacional y el arrastre aerodinámico.

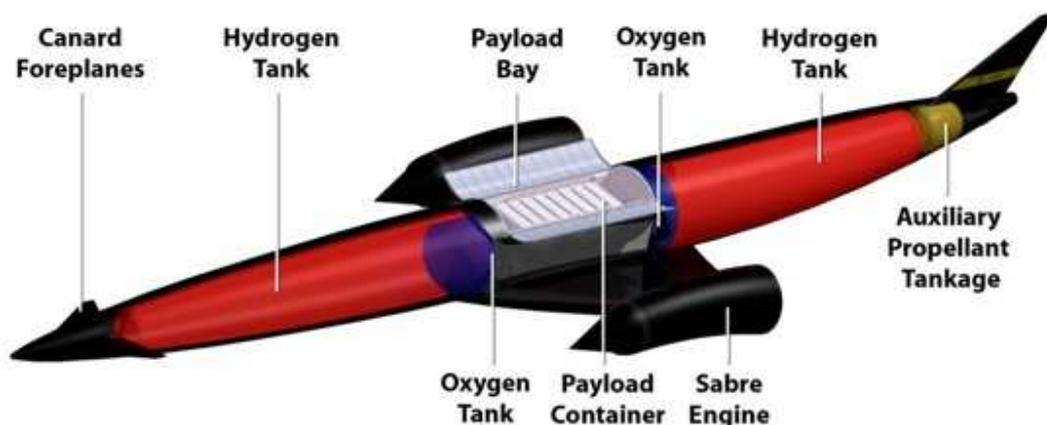


SKYLON configuration C1

May 2003

[SKY]: Varvill, R. & Bond, A. (23/April/2008). *The Skylon Spaceplane: Progress to Realisation*. Abingdon, Oxon, UK: Journal of the British Interplanetary Society. Volume 61. Pages 412 – 418.

La figura inmediata anterior detalla los croquis relacionados con el SKYLON, como propuesta tecnológica de vehículo híbrido avión – nave espacial impulsada por dos motores SABRE.



REACTION ENGINES LIMITED
Space Propulsion Systems

Skylon Cutaway

Como se aprecia en la última figura, los tanques para el hidrógeno líquido ocupan la mayor parte del volumen. Debido a la dramática reducción en el requerimiento de oxígeno, los correspondientes tanques son muy pequeños, ahorrando tamaño, peso y costo. El compartimiento para carga útil, capaz de albergar hasta 15 toneladas, ocupa la parte central.

Sus especificaciones proyectadas son: longitud de 83.3 metros, envergadura de 25.4 metros diámetro del fuselaje de 6.75 metros, peso en vacío de 53 toneladas métricas y peso máximo al despegue de 345 toneladas métricas. Como nave automática no tripulada y controlada en forma remota desde la Tierra, no incluye cabina de mando. Empero, se contempla un módulo especial para 24 pasajeros susceptible de ser adaptado dentro del compartimiento para carga.

Lo verdaderamente atractivo de este proyecto estriba en la posibilidad de reutilizar hasta 200 veces cada nave para reducir de £15000 libras esterlinas por kilogramo a £650 libras esterlinas por kilogramo los costos asociados con la colocación de material en órbita terrestre baja. Ante el retiro de la flotilla de Transbordadores Espaciales norteamericanos y siendo el sistema *Soyuz* ruso el único medio disponible por ahora para trasladar personas al espacio, esta propuesta ha llamado mucho la atención.

El desarrollo ya superó la etapa inicial y por ahora se trabaja sobre los sistemas de enfriamiento, como componentes críticos requeridos por los motores para reducir a 140 grados bajo cero el aire admitido y así poder suministrar el oxígeno líquido a los motores cohete. En cuanto quede establecida la viabilidad de esta sección, de inmediato se podrá disponer de las fuentes de financiamiento por parte de los inversionistas interesados.

Esta propuesta de REL aparenta ser la más prometedora en comparación con otros planteamientos competidores. Si las cosas resultan bien y funcionan como se espera, es probable que para el año 2020 ya se pueda contar con prototipos completos de naves SKYLON llevando carga y, posiblemente, pasajeros a órbita.^[FLT] Con ello adquirirá la gran distinción de ser el primero en cumplir el anhelo de ofrecer una implantación material del concepto SSTO que, hasta ahora, nadie ha logrado.

Para entonces, el futuro ya nos habrá alcanzado.

[FLT]: Thisdell, D.(01/sep/2011). *Spaceplane tests under way*. US / UK: Flight global – Reed Business Information. <http://www.flightglobal.com/news/articles/spaceplane-engine-tests-under-way-361501/>