

# ¡CHECA ESTO!

Número 101, 11/marzo/2016

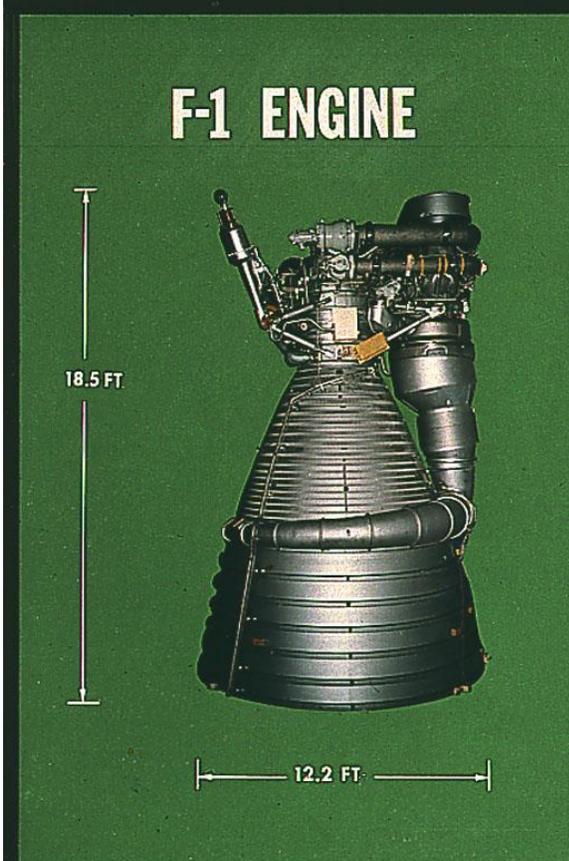
Jerry N. Reider Burstin (jnreider@anahuac.mx)  
Coordinador Académico, Área Electricidad y Telecomunicaciones  
Facultad de Ingeniería – Universidad Anáhuac.

Viajes tripulados interplanetarios e interestelares.

Parte 20



Una pequeña gran cuentita de «gasofia»



**F-1 ENGINE**

18.5 FT

12.2 FT

	VEHICLE EFFECTIVITY	
	SA-501 THRU SA-503	SA-504 & SUBSEQUENT
THRUST (SEA LEVEL)	1,500,000 LB	1,522,000 LB
THRUST DURATION	150 SEC	165 SEC
SPECIFIC IMPULSE (LB-SEC/LB)	260 SEC MIN	263 MIN
ENGINE WEIGHT DRY	18,416 LB	18,500 LB
ENGINE WEIGHT BURNOUT	20,096 LB	20,180 LB
EXIT-TO-THROAT AREA RATIO	16 TO 1	16 TO 1
PROPELLANTS	LOX & RP 1	LOX & RP 1
MIXTURE RATIO	2.27±2%	2.27±2%

CONTRACTOR: NAA/ROCKETDYNE  
VEHICLE APPLICATION:  
SATURN V/S-IC STAGE (FIVE ENGINES)

IND B1413D

En su momento, el motor cohete Rocketdyne F-1, como el ilustrado, constituyó la realización de la tecnología de cohetes más avanzada para los efectos de impulso de naves espaciales y que significó el éxito rotundo del Proyecto Apollo de viajes tripulados a la Luna a partir de 1969. Con sus cinco motores F-1, la primera etapa S-IC del cohete Saturno V quemaba dos mil toneladas métricas de la combinación combustible RP-1 – oxígeno líquido LOX en tan solo 165 segundos. Su potencia combinada equivalente a 80 millones de caballos de fuerza, le permitía lanzar una masa de 2970 toneladas hasta una altura de 67 kilómetros y una velocidad de 2300 metros por segundo (8280 kilómetros por hora). Pero no obstante lo monstruosamente grande de este equipo y el enorme consumo de recursos, por sí solo un cohete Saturno V no alcanzaría a rebasar la velocidad de escape requerida para abandonar el Sistema Solar y llevar a una nave al ámbito del espacio interestelar.

Desde el punto de vista de la Física Clásica – es decir, no relativista – para cualquier discusión que involucre el impulso de un vehículo en el espacio mediante la acción de un cohete se deberá tomar en cuenta la ecuación desarrollada en forma independiente por el físico ruso Konstantin Tsiolkovsky en su trabajo publicado en 1903. Empero, en aras de la veracidad y la justicia, debe reconocerse que el matemático británico William Moore ya la hubo desarrollado por cuenta propia con notable anterioridad – en 1813.

En conformidad con lo que estipula la Tercera Ley de Newton, esta ecuación permite cuantificar el cambio de velocidad que se logra a cambio de la expulsión de masa con el objeto de brindar un impulso de aceleración en el vacío espacial. En los cohetes de tipo químico, desarrollados con base en la tecnología accesible en la actualidad, la expulsión de masa a la cual se hace referencia proviene de un proceso de quema de combustible en el interior de una cámara de combustión, para posteriormente hacer salir los gases a altas presión, temperatura y velocidad a través de una tobera especialmente diseñada.

$$\Delta u = u_e \times \ln \left( \frac{m_0}{m_f} \right)$$

Dónde:

- $m_0$ : representa la masa total inicial de la nave, incluidos todos los propelentes (combustible y oxidante), previa a la maniobra.
- $m_f$ : es la masa final que resta al concluir la maniobra – también denominada “carga útil” (en inglés: “dry mass”).
- $u_e$ : es la velocidad de escape del material expulsado.
- ln: la función matemática del logaritmo natural.

A su vez, la velocidad de escape  $u_e$  se obtiene a partir del impulso específico:

$$u_e = I_{sp} \times g$$

Siendo:

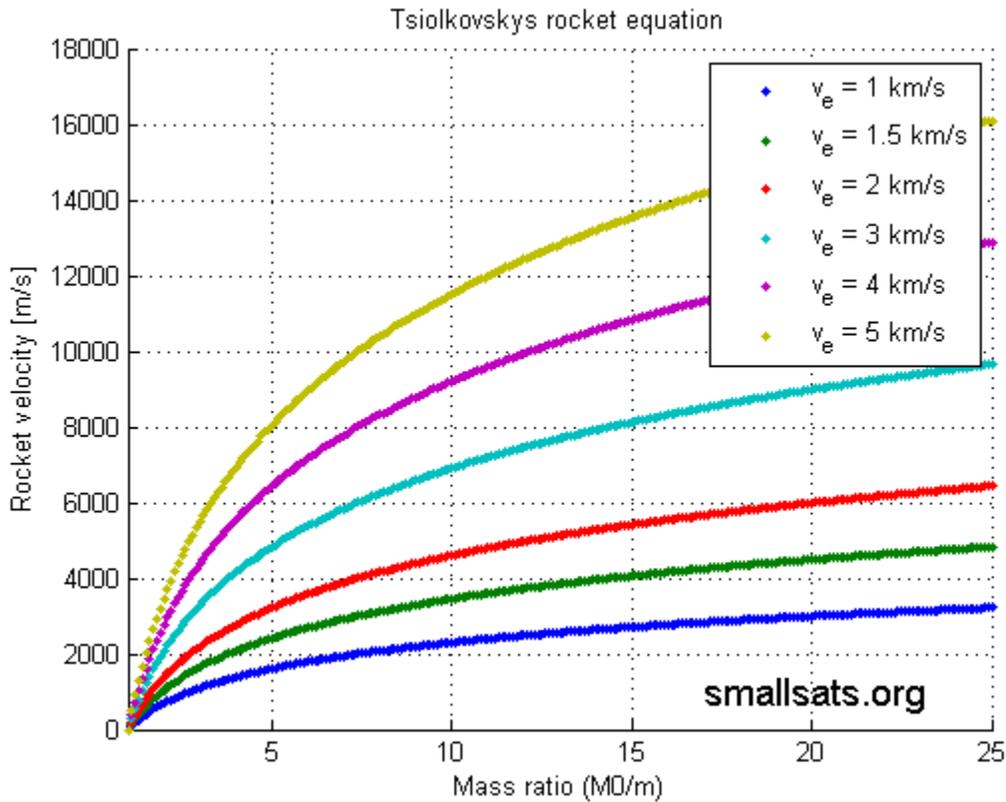
- $g$ : la aceleración gravitatoria terrestre, cuyo valor estándar es de 9.80665 metros por segundo cuadrado.

Para el caso de los motores F-1 ilustrados, con su impulso específico de 260 segundos disponible de la combinación de propelentes RP-1 – LOX, la velocidad de los gases de escape al abandonar la tobera es de aproximadamente 2550 metros por segundo (9180 kilómetros por hora). Despejando la razón de masas en la Ecuación de Tsiolkovsky, se encuentra un valor de:

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\frac{\Delta u}{u_e}} = e^{\frac{2300}{2550}} = 2.464$$

El resultado aparentemente pequeño se debe a que esta primera etapa del Saturno V tiene por finalidad cargar al resto del ensamble desde una condición inicial de reposo, sobre una plataforma de lanzamiento, para brindarle un primer impulso importante, al mismo tiempo de sacarlo de las capas más densas de la atmósfera. Precisamente esa es la racional de los cohetes de varias etapas – como lo es el caso del Saturno V con sus tres etapas.

Si se lanzara una primera etapa S-IC aislada – sin otra carga adicional – y con una razón de masas igual a 17.467 (2313 toneladas métricas plenamente cargada al momento del lanzamiento; 131 toneladas métricas vacía) su velocidad terminal, partiendo del reposo, ascendería a 7319 metros por segundo (26 350 kilómetros por hora) e insuficiente para inserción a una órbita. Es decir, no obstante sus descomunales poder y consumo, esta gigantesca etapa S-IC no podría – siquiera – orbitarse ella sola. Mucho menos llevar a una nave a alcanzar las estrellas.



Representación gráfica de la Ecuación de Tsiolkovsky. El eje de las abscisas despliega los valores de la razón de masas  $m_0 \div m_f$ , mientras que en el eje de las ordenadas aparece  $\Delta u$ , el incremento de velocidad resultante. La diferentes curvas están parametrizadas en términos de la velocidad de escape  $u_e$ .

Solamente resta imaginarse el tamaño, la potencia, el consumo y la complejidad de los sistemas de propulsión requeridos si es que pretendemos siquiera asomar las narices del Sistema Solar y penetrar al reino de las estrellas. Este será un tema con el alcance suficiente para otras ediciones posteriores de esta misma serie.

¡Sí que saldrá una cuentita de “gasolina”!