

Trabajo PROOSIS | LPRES – Actuaciones del motor Rocketdyne F-1

INTRODUCCIÓN

El F-1 (ver Ilustración 1) es un motor cohete con ciclo generador de gas desarrollado en Estados Unidos por Rocketdyne a finales de los 50, y empleado en el lanzador Saturn V durante los 60 y a principios de los 70. Cinco motores F-1 iban instalados en la primera etapa S-IC de cada lanzador Saturn V, que fue el principal vehículo lanzador usado por el programa *Apollo*. El F-1 sigue siendo el motor cohete de propulsante líquido con una única cámara de combustión principal más potente desarrollado hasta la fecha, siendo capaz de proporcionar un empuje constante de 6,77 MN. El motor, de un único encendido, emplea oxígeno líquido (LOX) como oxidante y queroseno (RP-1) como reductor. La Tabla 1 presenta algunos datos relevantes de la operación y prestaciones de dicho motor.

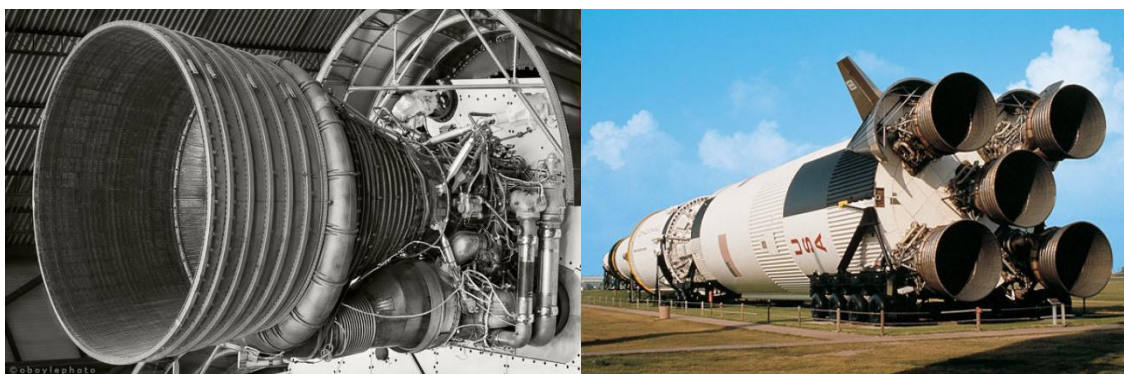


Ilustración 1 – Motor Rocketdyne F-1 y vehículo lanzador Saturn V

Tabla 1 – Datos principales de operación del motor Rocketdyne F-1

Prestaciones @ SLS	Empuje:	6,77 (MN)
	Impulso Específico:	263 (s)
Prestaciones en vacío	Empuje:	7,77 (MN)
	Impulso Específico:	304 (s)
Temperatura en el generador de gas:		1069 (K)
Temperatura en la cámara de combustión principal:		3573 (K)
Relación de áreas	sin extensión de la tobera:	10 : 1
	con extensión de la tobera:	16 : 1
Presión de la cámara de combustión principal:		68 (bar)
Gasto másico de oxidante, total:		1789 (kg/s)
Gasto másico de fuel, total:		788 (kg/s)
Relación de mezcla O/F en la cámara de combustión principal:		2,27 : 1
Incremento de presión en la bomba de oxidante:		90 (bar)
Incremento de presión en la bomba de fuel:		131 (bar)

Se pretende hacer un estudio preliminar de las actuaciones del motor F-1, para lo que se desarrollará un modelo simplificado del ciclo en PROOSIS | LPRES, siguiendo el esquema de la Ilustración 2, con el que posteriormente se harán los análisis tanto en punto de diseño (para obtener la geometría que caracteriza al motor) como en *off-design* (para obtener las prestaciones del motor en una condición de operación dada).

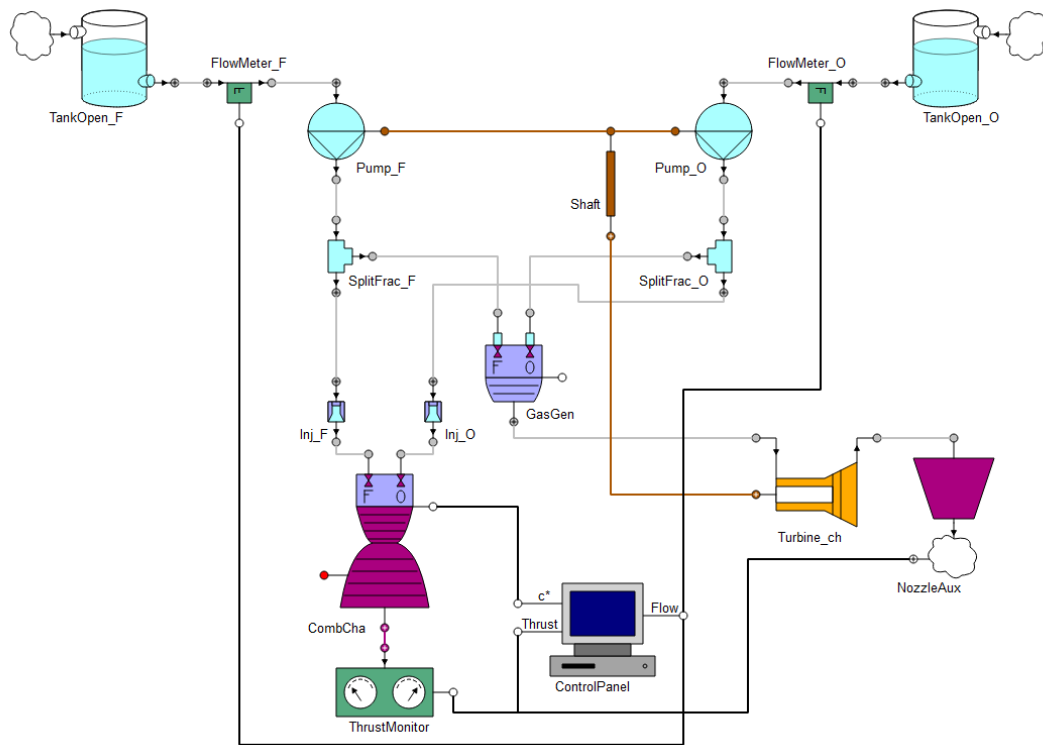


Ilustración 2 – Modelo desarrollado en PROOSIS | LPRES para el estudio del motor Rocketdyne F-1

APARTADO 1 – DISEÑO

Los datos de operación de cada uno de los componentes del modelo necesarios para poder calcular el diseño (obtener la geometría) del motor, se especifican a continuación:

- Tanque de fuel (TankOpen_F)
 - RP-1
 - $T_d = 300 \text{ K}$
- Tanque de oxidante (TankOpen_O)
 - LOX
 - $T_d = 85 \text{ K}$
- Bomba de fuel (Pump_F)
 - Eficiencia de diseño: $\eta_d = 0,85$
 - Coeficiente de flujo en diseño: $\phi_d = 0,0428$
 - Coeficiente de trabajo en diseño: $\psi_d = 0,108$
 - Incremento de presión en diseño: $\Delta P_{b,f} = 131 \text{ bar}$

- Bomba de oxidante ($Pump_O$)
 - Eficiencia de diseño: $\eta_d = 0,9$
 - Coeficiente de flujo en diseño: $\phi_d = 0,0428$
 - Coeficiente de trabajo en diseño: $\psi_d = 0,108$
 - Incremento de presión en diseño: $\Delta P_{b,o} = 90 \text{ bar}$
- Bifurcaciones ($SplitFrac_F$, $SplitFrac_O$)
 - $TPL = 1$; es decir, ambas sin pérdida de carga
- Generador de gas ($GasGen$)
 - $TPL_d = 1$; es decir, sin pérdida de carga
 - $\eta_d = 1$ (eficiencia de la combustión)
 - $OF = 0,18$ (relación O/F; mezcla rica en el generador de gas)
- Turbina bloqueada ($Turbine_ch$)
 - Eficiencia de diseño: $\eta_d = 0,8$
 - $\alpha_2 = 45^\circ$ (valor por defecto)
 - Se diseñará imponiendo el gasto másico: $W = 77,11 \text{ kg/s}$
 - $rpm = 5550$
- Tobera secundaria ($NozzleAux$)
 - No hay nada que imponer, puesto que estamos en modo de diseño y el área de descarga será una incógnita a calcular.
- Eje ($Shaft$)
 - $\eta = 1$; es decir, sin pérdidas mecánicas
- Inyectores (Inj_F , Inj_O)
 - $C_D = 0,5$ (valor por defecto en ambos)
 - Los datos de gasto másico de fuel y oxidante que se conocen (ver Tabla 1) son los totales, **antes** de realizar el sangrado para el generador de gas. Por este motivo, los gastos másicos en diseño no se imponen directamente como **DATA** en los inyectores, sino que esto se hará más adelante, dentro de la propia partición matemática, y se impondrán dichos gastos directamente en los medidores de gasto ($FlowMeter_F$, $FlowMeter_O$) aguas arriba de las bombas.
- Cámara de combustión principal ($CombCha$)
 - $\eta_d = 1$ (eficiencia de la combustión)
 - $AR = 10$ (relación de áreas, ε)
 - $P_c = 68 \text{ bar}$
 - Sin refrigeración
- Reacción LOX/RP-1 (**DATA** necesarios tanto dentro del generador de gas como dentro de la cámara de combustión principal)
 - $OF_{st} = 2,27$ (relación O/F estequiométrica para los propulsores dados)
 - $Q_{comb} = 11 \text{ MJ/kg}$
 - $C_{p,prod} = 2169 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ (C_p medio de los productos para O/F esteq.)
 - $M_{prod} = 23 \text{ kg/kmol}$ (peso molecular medio de los productos para O/F esteq.)

Con estos datos se está ya en condiciones de generar una partición de diseño, en la que será necesario hacer uso de la opción “*transform data into unknown variables*” (ver Ilustración 3, arriba) para convertir los gastos másicos que pasan por los inyectores (a priori desconocidos) en *incógnitas*, y reemplazar esos **DATA** por otros: en este caso, los gastos másicos en los medidores de gasto ($FlowMeter_F$, $FlowMeter_O$) aguas arriba de las bombas, impuestos como condiciones de contorno (**BOUNDARIES**) del problema de diseño. En la Ilustración 3 se muestra, completo, el proceso a seguir para generar dicha partición, paso a paso; donde además habrá que seleccionar

la altura de vuelo, `LPRES.Altitude`, como la tercera `BOUNDARY` (la altitud de vuelo siempre forma parte de las condiciones de contorno de cualquier partición, sea de diseño o de actuaciones *off-design*) que nos permite cerrar matemáticamente el sistema de ecuaciones.

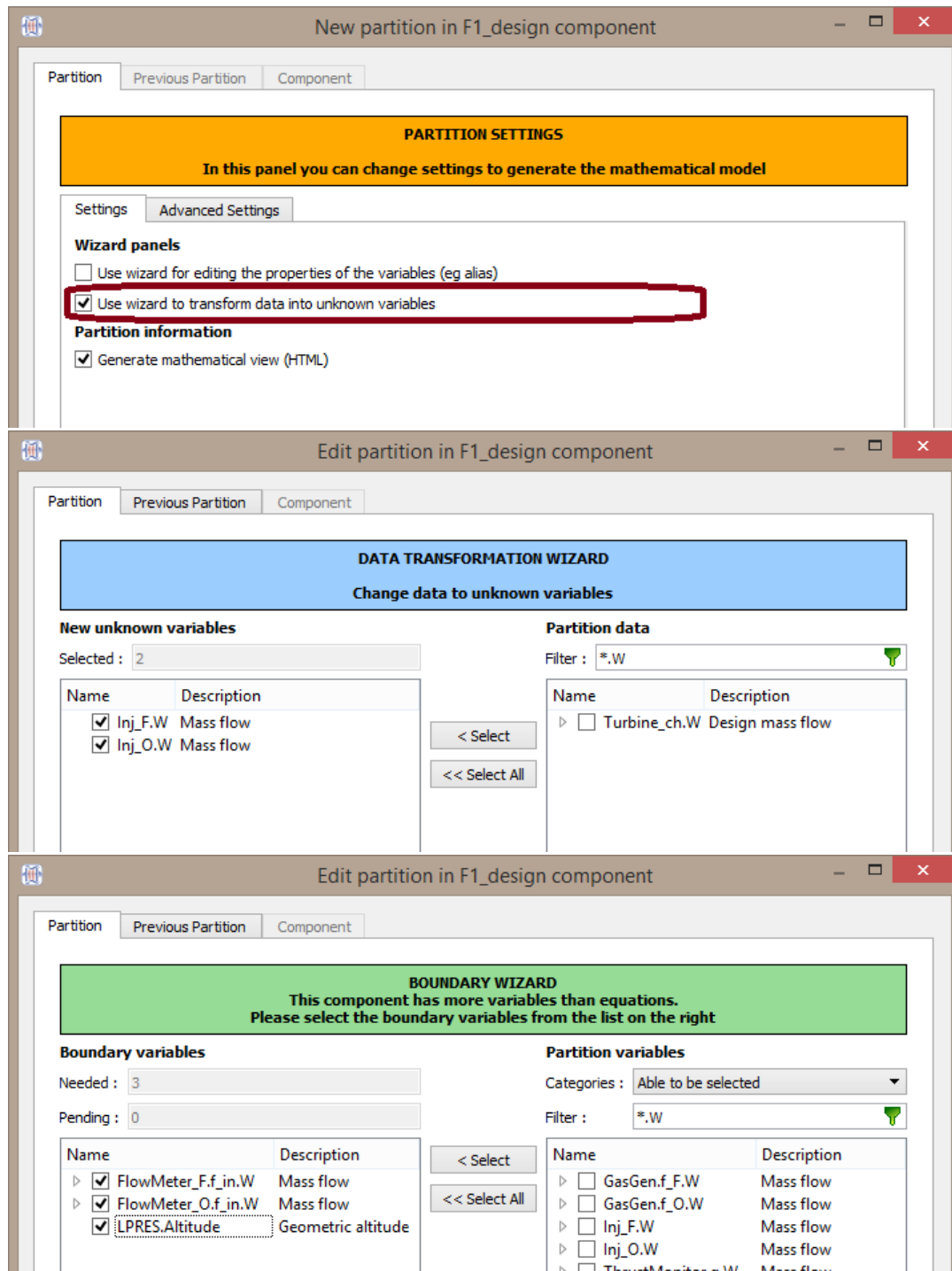


Ilustración 3 – proceso de generación de la partición matemática para imponer los gastos máxicos conocidos en los medidores de gasto aguas arriba de las bombas

Generar un experimento estacionario de diseño, en el que se impondrán, como condiciones de contorno, una altitud de vuelo de diseño de 30000 m, un gasto másico total de oxidante a través del `FlowMeter_O` de 1789 kg/s y un gasto másico total de fuel a través del `FlowMeter_F` de 788 kg/s (ver Tabla 1). Se pide:

- a) ¿Cuáles son las *incógnitas geométricas* que serán luego necesarias para hacer cálculos de actuaciones fuera del punto de diseño del motor F-1? Hallar su valor numérico.
- b) Nótese la configuración del componente `ControlPanel`, que realiza los cálculos de impulso específico y coeficiente de empuje a partir de la suma de los empujes de ambas toberas, de los gastos másicos totales (medidos aguas arriba de las bombas) y del parámetro de velocidad característica de la cámara de combustión principal.

¿Cuál sería el impulso específico de la tobera de la cámara de combustión principal, calculado como si no hubiera sangrados para el generador de gas*? ¿Y el impulso específico de la tobera auxiliar, aislada? ¿Qué porcentaje del empuje total del motor representa la contribución de la tobera auxiliar? ¿Es aceptable, pues, tomar la hipótesis típica de que la tobera auxiliar produce empuje nulo para cálculos preliminares de diseño? Comentar los resultados obtenidos.

APARTADO 2 – ACTUACIONES

Generar un nuevo modelo, idéntico en todo al anterior, pero en el que el modo de funcionamiento de las bombas, los inyectores, la turbina, la tobera auxiliar y la cámara de combustión pase a “*off-design*”, utilizando como `DATA` la geometría calculada en el apartado 1.a).

Generar una partición para cálculos de actuaciones fuera del punto de diseño. Además de las condiciones de vuelo, se añadirán como condiciones de contorno (para ello, primero deben seleccionarse dentro del diálogo de “*transform data into unknown variables*”, y luego elegirse esas mismas variables como `BOUNDARIES` dentro del siguiente diálogo, en un proceso análogo al que se muestra en la Ilustración 3) dos parámetros geométricos de especial interés:

- La relación de áreas, ϵ , de la tobera de la cámara de combustión principal, `CombCha.AR`; que nos permitirá controlar si se despliega o no la extensión de la tobera (recordar que el F-1 tiene una relación de áreas de 10:1 sin la extensión, que puede aumentarse a 16:1 cuando la extensión de la tobera se despliega; ver Tabla 1).
- El área de descarga de la tobera auxiliar, `NozzleAux.A`, que servirá para estudiar un improvisado sistema de regulación del empuje con geometría variable, al permitirnos variar el gasto que atraviesa la turbina y, con ello, el punto de operación del motor.

En primera instancia, generar un experimento estacionario en el que los valores de las condiciones de contorno coincidan con los de diseño, y comprobar que se recupera exactamente

* Se recomienda editar el código del esquemático del motor completo, y crear dentro del propio modelo las variables necesarias (y su definición) para realizar dichos cálculos.

el mismo punto de operación del apartado anterior[†], salvo errores numéricos de redondeo. A continuación, se pide:

- Para la misma altura de diseño del motor, y sin variar el área de descarga de la tobera auxiliar, estudiar cómo cambia el punto de operación del motor, y sus prestaciones (en particular, observar las variaciones de empuje e impulso específico), al desplegar la extensión de la tobera[‡]. Comentar brevemente los resultados obtenidos.
- Calcular las actuaciones del motor (en concreto, empuje e impulso específico que proporciona) a nivel del mar **sin** la extensión de la tobera y en vacío **con** la extensión de la tobera desplegada. Comparar los resultados obtenidos con los datos reales del motor F-1 recogidos en la Tabla 1. ¿De qué orden de magnitud son los errores relativos que se cometen al emplear estos modelos simplificados? ¿Son apropiados estos modelos, por tanto, para cálculos preliminares de actuaciones?

¿Cuál podría ser el motivo para implementar un sistema de despliegue de la extensión de la tobera, de modo que la relación de áreas se mantenga en valores moderados a nivel del mar pero pueda ser incrementada en fases posteriores del vuelo?

- Realizar un estudio paramétrico para comprobar la influencia de la altitud de vuelo sobre las prestaciones del motor: se variará la altitud de vuelo desde condiciones SLS hasta condiciones de vacío, primero con el motor **sin** la extensión de la tobera y luego se repetirá el estudio **con** la extensión de la tobera desplegada (manteniendo constante en ambos casos el área de descarga de la tobera auxiliar).

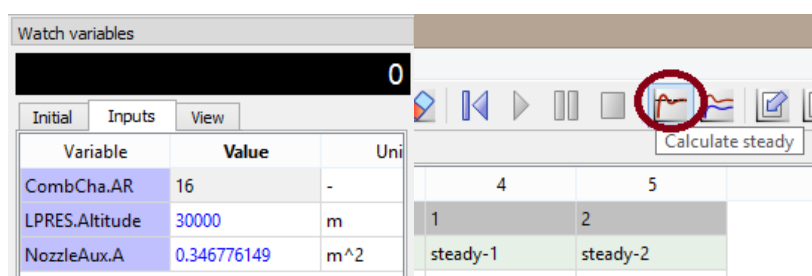
En particular, observar las curvas de empuje e impulso específico, así como la de la presión de salida de la tobera de la cámara de combustión principal (compararla con la presión ambiente), frente a la altitud de vuelo. Comentar los resultados.

A la vista de lo anterior, ¿qué se puede decir acerca del momento óptimo para desplegar la extensión de la tobera? Justificar la respuesta.

- Con la extensión de la tobera desplegada, y en condiciones de vacío, se pretende analizar ahora la viabilidad de un improvisado sistema de regulación de empuje mediante un área de descarga variable en la tobera auxiliar. Realizar un estudio paramétrico, en el que dicha área de descarga se varíe dentro de un amplio rango de

[†] Para evitar posibles problemas de convergencia en los cálculos de actuaciones, se recomienda modificar algunos valores iniciales de iteración; en particular, en la cámara de combustión principal, haciendo $\text{CombCha.W_F0} = 2000 \text{ kg/s}$, y en el generador de gas, haciendo $\text{GasGen.W_F0} = 200 \text{ kg/s}$.

[‡] Para evitar tener que volver a compilar el modelo/partición/experimento, se recomienda cambiar el valor de las variables tipo `BOUNDARY` directamente desde el “Watch” del monitor, en la pestaña de “Inputs”, y hacer uso del botón “Calculate steady” para obtener los resultados del nuevo punto de operación cada vez que se modifique alguno de dichos valores:



valores (se sugiere tomar, al menos, como extremo inferior del intervalo $0,1 \text{ m}^2$ y como extremo superior $0,5 \text{ m}^2$) y analizar el efecto que variar dicha área tiene sobre las actuaciones del motor[§]. Pintar las curvas de empuje e impulso específico frente al área de descarga de la tobera auxiliar y comentarlas brevemente.

Explicar, ayudándose de cuantas gráficas sea necesario, lo más detalladamente posible la fenomenología involucrada en el proceso de regulación de empuje, y las causas que llevan a que las curvas de empuje e impulso específico tengan esa pinta.

APARTADO 3 – VOLUNTARIO

Mínimo 3, máximo 10, líneas con vuestras impresiones acerca de las horas de clase dedicadas a PROOSIS | LPRES durante este curso de Propulsión Espacial y Lanzadores.

[§] Puesto que variar las tres condiciones de contorno simultáneamente puede hacer que sea difícil converger el primer punto de la curva, se recomienda modificar primero la altitud de vuelo y la relación de áreas de la tobera de la cámara de combustión principal, correr luego un “STEADY()”, y a continuación escribir ya el bucle FOR para variar el área de descarga de la tobera auxiliar:

```
BOUNDS
-- Set equations for boundaries: boundVar = f(TIME;...)
CombCha.AR = 16.          -- Nozzle extension
LPRES.Altitude = 100000.   -- Vacuum conditions
NozzleAux.A = 0.346776149  -- Design geometry

BODY
-- report results in file reportAll.rpt
REPORT_LIST("reportAll", "*", TRUE)

DEBUG_LEVEL= 1           -- Range 0..4
-- Settings for different actions. Valid actions [...]
--eSetErrorAction(ERR_BAD_OPER, SEV_KILLPOINT) -- Detect [...]
--eSetErrorAction(ERR_NAN_INF, SEV_KILLPOINT) -- Detect [...]
TOLTYPE = RELTOL -- convergence criteria
TOLERANCE = 1e-06 -- steady solver relative tolerance

-- Call the steady state function
NEW_BRANCH("A.d") -- Design discharge Area
STEADY()

NEW_BRANCH("A.v") -- Variable discharge Area
FOR (NozzleAux.A=0.1; NozzleAux.A<=0.5; NozzleAux.A=NozzleAux.A+.001)
STEADY()
END FOR
```