

## C11 SIMULACIÓN DE UN MOTOR COHETE DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO

Núria Margarit i Bel  
Massachusetts Institute of Technology  
Cambridge, Massachusetts, USA  
[marga@mit.edu](mailto:marga@mit.edu)

Prof. Manuel Martínez Sánchez  
Massachusetts Institute of Technology  
Cambridge, Massachusetts, USA  
[mmart@mit.edu](mailto:mmart@mit.edu)

### Resumen

*Se ha estudiado el comportamiento dinámico del combustible líquido que circula por los distintos componentes del motor de un cohete químico, tomando como modelo el motor Vulcain, el cual es el principal propulsor del cohete europeo Ariane, que utiliza hidrógeno y oxígeno líquidos como combustibles. Para ello se ha creado una librería en EcosimPro que incluye los componentes que constituyen tal cohete, así como diversas funciones auxiliares para el cálculo de las propiedades físicas de las sustancias (tanto reactivos como productos) que intervienen en el proceso de propulsión (combustión).*

**Palabras clave:** Simulación, cohete, fluido dinámica, combustible líquido, inestabilidad, combustión.

## 1 INTRODUCCIÓN

Realizar los ensayos que se requieren antes de la puesta en marcha de un vehículo espacial sobre el equipo ya construido, representa un elevado coste, así como un alto riesgo para el fabricante. Por ello se ha buscado una solución alternativa a las pruebas reales, que consiste en comprobar el correcto funcionamiento del cohete mediante simulación por ordenador.

Se ha creado por tanto una herramienta de simulación que pretende ser útil para cualquier tipo de cohete químico basado en un ciclo con generador de gas que utilice hidrógeno y oxígeno como combustibles líquidos, aunque esta especificación se puede hacer extensible a otras sustancias, disponiendo de los datos pertinentes de sus propiedades físicas [7].

El modelo utilizado para comparar los datos obtenidos con el programa ha sido el cohete europeo Ariane 5, cuyo motor de propulsión es el Vulcain y dos cohetes de combustible sólido reforzadores para el lanzamiento, que en este caso sólo se contemplan como aporte de empuje y de materia al modelo matemático.

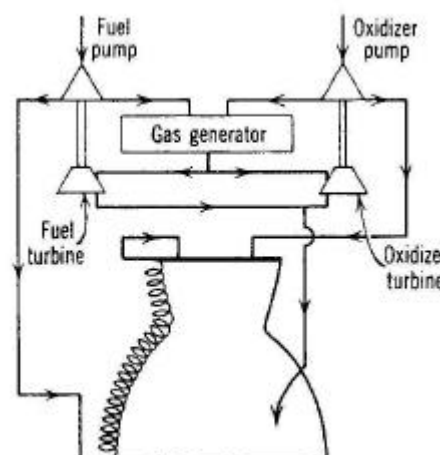


Figura 1: esquema de un motor tipo Vulcain [6]

Algunas modificaciones que se han realizado respecto del esquema original del cohete Ariane han sido:

- Uso de una única turbina como aporte de potencia a las dos bombas centrífugas para los respectivos fluidos propulsantes.
- Existencia de un eje para cada bomba, con lo que se necesita una reducción de velocidad de giro mediante engranajes. En este caso para la bomba de oxígeno, la cual gira a menor velocidad.

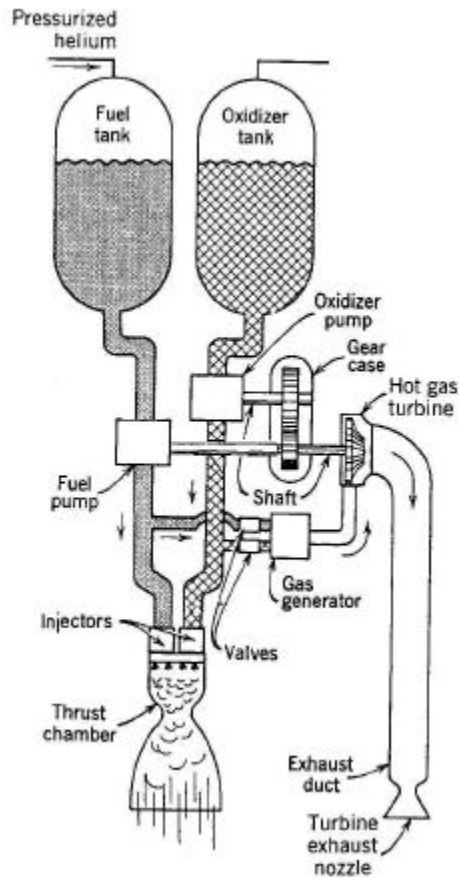


Figura2: esquema del cohete implementado

Una de las ventajas que aporta la utilización del programa EcosimPro, es el hecho de poder variar el número de componentes y las conexiones entre ellos fácilmente, una vez ya se dispone de los componentes básicos.

Dichos componentes básicos en este caso son:

- Tanque de almacenaje de combustible
- Tubería de conexión entre componentes
- Bomba centrífuga
- Generador de gas o precombustor
- Turbina
- Inyectores
- Cámara de combustión
- Intercambiador de calor
- Tobera

Más adelante se especifican las ecuaciones y las características que definen cada uno de los componentes expuestos.

## 2 MODELADO MATEMÁTICO DE LAS ECUACIONES DINÁMICAS

Se han considerado cuatro tipos distintos de ecuaciones dinámicas:

- Ecuaciones que expresan la inercia del líquido causada por fluctuaciones en la presión.
- Ecuaciones que expresan la capacidad de almacenaje de fluido de los componentes debido a cierta compresibilidad del líquido.
- Ecuaciones que expresan la inercia rotacional del eje en las turbobombas.
- Ecuación que indica el retardo en la cámara de combustión.

### 2.1 INERCIA DEL FLUIDO BAJO VARIACIONES DE PRESIÓN

A partir de la segunda ley de Newton en una línea de alimentación horizontal de longitud  $L$  y sección constante  $A$ , por la que circula un fluido de densidad  $\rho$  a velocidad  $v$ , considerando la pérdida de presión debida a fuerzas de fricción, y aplicando la ecuación de continuidad  $\dot{m} = \rho v A$ , se puede llegar a la siguiente deducción:

$$F = ma = \left( \frac{L}{A} \right) \frac{d\dot{m}}{dt} = P_{in} - P_{out} - f_D \frac{L}{D} \frac{\dot{m}^2}{2\rho A^2} \quad (1)$$

Donde:

$F$  es la fuerza neta que soporta la línea,

$P_{in}$  es la presión a la entrada de la línea,

$P_{out}$  es la presión a la salida de la línea,

$\dot{m}$  es el caudal másico que circula por la línea,

$D$  es el diámetro de la sección  $A$ ,

$f_D$  es el factor de fricción, el cual se calcula utilizando una correlación del gráfico de Moody.

La ecuación 1 se aplica en los tanques, las distintas tuberías y el intercambiador de calor.

Sin embargo, cabe indicar que tales elementos se han considerado como líneas verticales, con lo que se añade a la ecuación 1 un término de variación de altura  $h$  que se expresa como  $\rho g \Delta h$ , donde  $g$  es la aceleración de la gravedad.

### 2.2 CAPACIDAD DEL FLUIDO BAJO VARIACIONES DE PRESIÓN

Trabajando con el mismo caso, una línea que recibe un caudal de fluido  $\dot{m}_{in}$  y que descarga otro caudal  $\dot{m}_{out}$ , considerando que dicho fluido tiene cierta compresibilidad  $k = dr/r dP$  a volumen constante  $AL$ , se deduce:

$$\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} = \frac{dm}{dt} = \frac{d(\rho AL)}{dt} = k(\rho AL) \frac{dP}{dt} \quad (2)$$

La ecuación 2 se aplica en las tuberías, el generador de gas, los inyectores y el intercambiador de calor.

### 2.3 INERCIA ROTACIONAL EN EL EJE

Para una turbobomba cuyo rotor tiene una inercia  $I$ , y el eje del cual gira a una velocidad angular  $\Omega$ , se conoce la siguiente ecuación dinámica:

$$\Omega \frac{d\Omega}{dt} = \frac{P_t - P_p}{I} \quad (3)$$

Donde:

$P_t$  es la potencia que proporciona la turbina,

$P_p$  es la potencia utilizada por la bomba.

Se ha formulado de tal forma que el módulo  $I$  incluye las inercias en ambos ejes.

### 2.4 RETARDO EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN

Una de las posibles causas de problemas en el correcto funcionamiento del cohete es la aparición de inestabilidades en la cámara de combustión. Existen distintos tipos de inestabilidad, pero sólo se ha tratado con el caso denominado *chugging* que ocurre a bajas frecuencias y que es predecible analíticamente [2].

Considerando la complejidad del conjunto de procesos de combustión, la conversión del combustible requiere un cierto tiempo desde el instante de inyección hasta que se alcanza la composición en equilibrio de los productos. Este tiempo de retardo  $\tau_c$  se determina no sólo a través de la cinética química de la reacción, sino también considerando el tiempo de atomización del líquido tras la inyección, y el de mezclado de los reactivos.

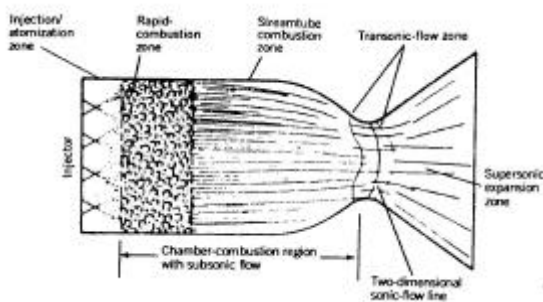


Figura 3: esquema de los procesos en la cámara de combustión [6]

El balance de masa en una cámara de combustión de volumen  $V_{cc}$  a presión  $P_c$  y temperatura  $T_c$  se puede representar con la siguiente ecuación:

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{P_c V_{cc}}{R^* T_c} \right) = \dot{m}_{ox}(t - t_c) + \dot{m}_f(t - t_c) - \dot{m}_{out} \quad (4)$$

Donde:

$R^*$  representa la constante de los gases ideales para la mezcla de masa molecular  $M$ ,

$\dot{m}_{ox}(t - t_c)$  es el caudal de oxidante inyectado a tiempo  $(t - t_c)$ ,

$\dot{m}_f(t - t_c)$  es el caudal de reductor inyectado a tiempo  $(t - t_c)$ ,

$\dot{m}_{out} = \frac{P_c A_t}{c^*}$  es el caudal de productos que abandona la cámara a tiempo  $t$ .

Finalmente, la velocidad característica  $c^*$  se define a partir de las propiedades termodinámicas del flujo isentrópico con razón de calores específicos  $\gamma$ :

$$c^* = \frac{\sqrt{gR^*T_c}}{g\sqrt{(2/g+1)^{\frac{g+1}{g-1}}}}$$

Por otro lado se conoce  $\tau_r$ , que es el tiempo de residencia o tiempo que los gases permanecen en la cámara de combustión. Éste se puede calcular a partir de las características de la misma, como su longitud característica  $L^* = V_{cc}/A_t$  [1], que a su vez es función del volumen de la cámara y del área de la garganta  $A_t$ :

$$t_r = \frac{L^*}{gc^*} \left( \frac{g+1}{2} \right)^{\frac{g+1}{g-1}}$$

## 3 COMPONENTES

### 3.1 TANQUES DE ALMACENAJE

El combustible utilizado por el cohete modelado se compone de oxidante: oxígeno líquido, y reductor: hidrógeno líquido, ambas sustancias criogénicas. Por ello, la temperatura de almacenaje en los tanques es de 90K y 20 K respectivamente.

Además, conviene presurizar ligeramente dichos tanques (4 atm), para evitar así la posible cavitación de las bombas que los impulsan hacia la cámara de combustión; pero nunca en demasía, ya que eso supondría la necesidad de reforzar las paredes de dichos tanques, repercutiendo en un incremento excesivo en el peso del cohete.

La ecuación dinámica principal que rige este componente es la definida en el apartado 2.1.

### 3.2 TUBERÍAS DE CONEXIÓN

Existen dos tipos de tuberías diseñadas para el modelo. Por un lado se consideran tuberías verticales las que unen los tanques de almacenaje con las bombas, y por otro, se toman como horizontales las líneas de unión entre la salida de las bombas y los elementos situados a continuación de éstas.

Ambos casos utilizan las ecuaciones 1 y 2 para su caracterización dinámica.

### 3.3 BOMBAS CENTRÍFUGAS

Se han diseñado dos bombas centrífugas, para impulsar el oxígeno y el hidrógeno líquido [4].

Si bien la única ecuación dinámica que contemplan tales bombas es la correspondiente a su inercia rotacional (ecuación 3), ha sido necesario definir una ecuación auxiliar de segundo grado que pretende simular el mapa de actuación para cada una de ellas [5], relacionando el coeficiente de caudal  $\phi$  con el coeficiente de presión  $\psi$ .

$$\mathbf{f} = f\left(\frac{\dot{m}}{r\Omega}\right) \quad \text{y} \quad \mathbf{y} = f\left(\frac{\Delta P}{r\Omega^2}\right)$$

También se dispone de una correlación entre la eficiencia de la bomba  $\eta$  y el mismo coeficiente  $\phi$  [5].

Es importante destacar que no se considera la posibilidad de cavitación para las bombas, suponiendo que estas ya han sido previamente bien diseñadas a fin de evitar tal fenómeno.

### 3.4 GENERADOR DE GAS

También denominado precombustor, es el encargado de generar una corriente de gas caliente a alta presión mediante combustión de una pequeña proporción que se toma del flujo principal.

Se ha simplificado como un recinto longitudinal, parecido a una tubería donde ocurre la reacción de combustión a una presión y temperatura determinadas. En este caso las condiciones de trabajo son 90 atm y 980 K.

La única ecuación dinámica presente es la que considera la capacidad del fluido bajo variaciones de presión. Sin embargo, en un estudio más exhaustivo se podría considerar la posibilidad de inestabilidades en el mismo generador de gas.

### 3.5 TURBINA

El gas generado en el precombustor es conducido a la turbina, donde su energía se aprovecha para hacer girar las palas de la misma, proporcionando a través de la velocidad de giro del eje, la potencia requerida por las bombas.

El diseño está basado en el de una turbina isentrópica, con salida ahogada de los gases (velocidad máxima sónica) y con una razón de presiones igual a 2.

### 3.6 INTERCAMBIADOR DE CALOR

Es absolutamente necesaria la presencia de un intercambiador de calor que refrigere la pared a la salida de los gases después de la cámara de combustión. En la garganta se alcanzan valores de temperatura de hasta 3500 K que serían capaces de fundir cualquier metal utilizado para su construcción.

El calor emitido por dichos gases es directamente proporcional al producto entre el coeficiente de la película de gas  $h_g$  en la tobera (que se calcula mediante la ecuación de Bartz) y de la diferencia entre la temperatura de la cámara y la temperatura adiabática de pared.

Para absorber el calor emitido, el fluido refrigerante que se utiliza es el mismo hidrógeno líquido que proviene de la turbobomba, y es conducido posteriormente a los inyectores de la cámara de combustión.

Se ha modelado este componente como si se tratara de una tubería de sección semicircular, tomando las mismas ecuaciones dinámicas 1 y 2 ya comentadas anteriormente.

### 3.7 INYECTORES

Los inyectores se caracterizan por su caída de presión, calculada a partir del caudal de fluido que circula a través de ellos, del área del orificio y del coeficiente de caudal  $C_d$  correspondiente al diseño elegido para cada uno de los reactivos.

Se aplica la ecuación dinámica 2 al volumen del distribuidor que precede a los inyectores.

### 3.8 CÁMARA DE COMBUSTIÓN

Las ecuaciones necesarias para el modelado de la cámara de combustión ya han sido comentadas en el apartado 2.4.

Las dimensiones físicas de la cámara, como en el resto de componentes especificados, pueden ser

introducidas por el usuario, mientras que los datos termoquímicos se calculan internamente a partir de la relación entre caudales de combustible a la entrada de la misma.

### 3.9 TOBERA

Las ecuaciones de tobera se encargan de calcular el empuje producido por el motor al expulsar un determinado caudal de gases, a una cierta velocidad, presión y temperatura.

También se incluyen las ecuaciones para el cálculo del intercambio de calor con el refrigerador. Para facilitar el desarrollo de la integral sobre la superficie de transmisión, se considera una tobera de forma cónica.

Gracias al empuje generado también por los cohetes de combustible sólido auxiliares, el cohete se eleva siguiendo una trayectoria vertical, que es calculada a su vez en otro componente creado para tal fin.

## 4 RESULTADOS

Una vez se procede a la conexión adecuada entre todos los componentes implementados en EcosimPro, se genera el componente global que simula el cohete para el cual se realizan los experimentos pertinentes.

El usuario puede modificar las dimensiones físicas y otras características del diseño de cada uno de los elementos mediante el programa Smart Sketch. Por defecto, estas especificaciones se corresponden con los datos conocidos para el cohete Ariane y su motor Vulcain (ver apéndice).

El inicio de la simulación empieza en una situación tal que el motor ya está operando normalmente, es decir, que las tuberías ya están llenas de fluido circulando, los ejes de las bombas y la turbina giran a la velocidad de diseño, y la combustión en la cámara ya es efectiva.

Para ello se deben especificar los valores iniciales de las variables dinámicas, que son: la masa inicial en los tanques (expresada como nivel de líquido), el caudal de vaciado de los tanques, el caudal de carga de los inyectores, y la presión en las tuberías, en el generador de gas y el intercambiador de gas.

Es necesario también establecer unos valores iniciales orientativos para algunas de las variables algebraicas del sistema, a fin de facilitar la resolución matemática del problema.

Físicamente, el único grado de libertad existente es el caudal de gas que circula a través de la turbina, que a su vez es la variable que controla la potencia que proporciona la misma.

Todos estos valores iniciales necesarios para la simulación también se toman a partir de las especificaciones del funcionamiento del motor cohete Vulcain.

Al ejecutar el experimento se observa una cierta oscilación en las variables dinámicas, durante unos 5 segundos, antes de alcanzar el estado estacionario. Si se deja funcionar el experimento en tal estado, se observa que el cohete se eleva normalmente.

Así mismo, se ha comprobado la respuesta del sistema al introducir una perturbación en la cámara de combustión durante la ejecución: aumento de un 5% en el valor de la presión en dicha cámara. En esta situación, si el sistema es estable, la perturbación se verá amortiguada. Si por el contrario, el diseño elegido del motor repercute en un sistema inestable, la perturbación será amplificada.

Es importante destacar que el intervalo de integración elegido debe ser inferior a cualquiera de los tiempos característicos de las respectivas ecuaciones dinámicas utilizadas. De no ser así, algunos procesos podrían no llegar nunca a suceder.

Comparando los resultados obtenidos mediante la simulación en EcosimPro con los datos conocidos para el caso Vulcain, se comprueba que el modelado matemático se corresponde con la realidad con un error no mayor que un 5%. Por ejemplo, el valor obtenido para la presión en la cámara de combustión es de 113 atm, frente a las 110 atm de trabajo del motor Vulcain; las velocidades de giro de los ejes de las bombas de hidrógeno y oxígeno son de 3430 rad/s y 1375 rad/s respectivamente, mientras que en las especificaciones del motor Vulcain se indican valores de 3500 y 1400 rad/s.

## 5 CONCLUSIONES

La simulación de un motor cohete de combustible líquido mediante el uso del programa EcosimPro resulta una herramienta útil y fiable para la experimentación tanto del funcionamiento en estado estacionario como de los procesos dinámicos que ocurren en su seno, como por ejemplo, el comportamiento del sistema frente a posibles inestabilidades en la cámara de combustión. También podría ser útil para la generación de controladores de flujo o estabilizadores dinámicos.

### Apéndice

#### ARIANE

Altura total = 30.5 m

Diámetro promedio = 5 m

Masa de la estructura = 170000 Kg

Empuje = 11360 KN (incluye cohetes sólidos aux.)

Capacidad del tanque de oxígeno = 130000 Kg

Capacidad del tanque de hidrógeno = 25000 Kg  
Tiempo de actuación = 570 s

### COHETES SÓLIDOS AUXILIARES (2)

Altura = 30 m  
Diámetro = 3 m  
Masa de la estructura = 230000 Kg  
Empuje = 6360 KN  
Impulso específico = 275 s  
Tiempo de actuación = 125 s  
Caudal de combustible quemado = 2350 Kg/s

### VULCAIN

Altura del motor = 3 m  
Masa de la estructura = 1700 Kg  
Empuje = 1140 KN  
Impulso específico = 421 s  
Velocidad efectiva de emisión (c) = 4000 m/s (máx. alcanzable en la atmósfera)

Temperatura en el tanque de oxígeno = 90 K  
Temperatura en el tanque de hidrógeno = 20 K

Temperatura de la cámara de combustión = 3500 K  
Presión de la cámara de combustión = 11.0 MPa

Temperatura en el generador de gas = 9.0 MPa  
Presión en el generador de gas = 1050 K  
Temperatura en la turbina = 900 K

Caudal de líquido propulsante = 271 Kg/s  
Caudal en el generador de gas = 8.8 Kg/s  
Caudal en la cámara de combustión = 262 Kg/s

Razón de mezcla de caudales global = 5.3  
Razón en el generador de gas = 0.9  
Razón en la cámara de combustión = 6.3

Turbobomba de oxígeno:  
Potencia = 3700 KW  
Velocidad de giro = 1400 rad/s (13400 rpm)  
Presión a la entrada/salida = 0.35 MPa/12.5 MPa

Turbobomba de hidrógeno:  
Potencia = 11900 KW  
Velocidad de giro = 3500 rad/s (33200 rpm)  
Presión a la entrada/Salida = 0.3 MPa/16.0 MPa

### Agradecimientos

La autora de este artículo desea manifestar su agradecimiento a Manuel Martínez por sus acertados comentarios durante el desarrollo del proyecto y por su apoyo económico para la asistencia a este evento, a Ramón Pérez Vara por sus enseñanzas en el correcto uso del programa EcosimPro y a Paulo Lozano por su ayuda incondicional con sus conocimientos de propulsión.

### Referencias

- [1] Harrje, D. T., (1972) Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA, Washington.
- [2] Huzel, D. K., (1971) Design of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA, Washington.
- [3] Lozano, P., (1998) Dynamic Models for Liquid Rocket Engines with Health Monitoring Application, MIT Space Engineering Research Center, Cambridge (USA).
- [4] Martínez-Sánchez, M., (1993) "Liquid Rocket Propulsion Theory", Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-Saint-Genese.
- [5] Stangeland, J., (1992) "Turbopumps for Liquid Rocket Engines", Ninth Cliff Garrett Turbomachinery Award Lecture.
- [6] Sutton, G. P., (1992) Rocket Propulsion Elements, J. Wiley and Sons, USA.
- [7] Vargaftik, N. K., (1996) Handbook of Physical Properties of Liquids and Gases, Begell House, Moscow.