

## TURBO-BOMBAS VS. BOMBAS ELÉCTRICAS

A. Patanella<sup>a</sup>, G. Garaventa<sup>a,b</sup>, M. Actis<sup>a</sup>

ajpatane@ing.unlp.edu.ar, guillermo.garaventa@ing.unlp.edu.ar, mactis@ing.unlp.edu.ar

<sup>a</sup>CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900) La Plata, Argentina. <http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>. [cta@ing.unlp.edu.ar](mailto:cta@ing.unlp.edu.ar)

<sup>b</sup> Investigador Independiente: CIC (Comisión de Investigaciones Científicas de la provincia de Bs.As.)

### RESUMEN

Este trabajo muestra el diseño y la justificación del porque utilizar sistemas de bombas eléctricas indicando sus pros y contras. La base de este diseño se aplicara luego al diseño de una etapa completa.

### 1. INTRODUCCION

En general las tecnologías de propulsión cohete se encuentran estancadas desde la década dorada de los '60 encabezada por Wernher von Braun y Serguéi Koroliov. Las tecnologías desarrolladas en esa época resultaron ser confiables y exitosas a tal punto que muchos de los cohetes utilizados en el día de hoy utilizan motores con diseños de esa época [1].

Los motores de cohete líquidos pueden ser clasificados según sus ciclos, es decir, de cómo generar la potencia necesaria para derivar los propelentes a la cámara de combustión del motor. Aquí están algunos de los tipos más comunes [2]:

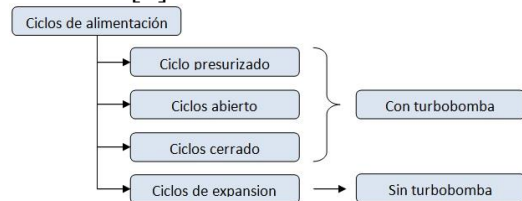


Figura 1. Tipos de ciclos de alimentación.

#### Ciclo presurizado

Este ciclo es el sistema más simple, no tiene bombas o turbinas, sino que depende de la presión del tanque para alimentar los propelentes a la cámara principal. En la práctica, este ciclo se limita a presiones de cámara

relativamente bajas debido a que las presiones altas hacen que los tanques del vehículo sean demasiado pesados. Este sistema es más confiable que los demás sistemas, dado su reducido número de piezas y complejidad en comparación con otros sistemas.

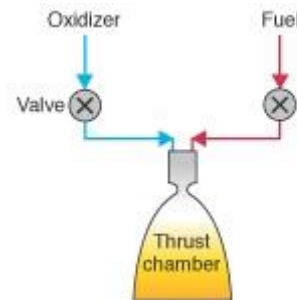


Figura 2. Ciclo presurizado.

#### Ciclo abierto

En el ciclo abierto, o simplemente ciclo con generador de gas, Figura 3, una pequeña cantidad de combustible y oxidante del flujo principal (típicamente del 3 al 7 por ciento) son destinados a alimentar un quemador llamado generador de gas. El gas caliente de este generador pasa por una turbina para generar la potencia para mover las bombas que envían los propelentes a la cámara de combustión. El gas caliente es entonces expulsado al exterior aguas abajo. El aumento del flujo de propelentes en el generador de gas aumenta la velocidad de la turbina, con lo cual se incrementa el flujo de propelentes en las bombas lo que

aumenta el flujo de propelentes en la cámara de combustión del motor y de ahí, la cantidad de empuje producido. El generador de gas debe quemar los propelentes en una relación de mezcla menos de la óptima para mantener la temperatura baja en los alabes de la turbina. Este ciclo es apropiado para requerimientos de potencia moderada pero no para altas potencias, o de lo contrario se tendría que derivar una cantidad importante de propelentes al generador de gas con el propósito de generar los gases para mover la turbina con lo cual se tendría una pérdida de propelentes mucho mayor ya que estos gases no se usan para generar empuje como en el caso del ciclo cerrado.

En este tipo de ciclo, el flujo propelentes y gases de la turbina son independientes respecto de los gases de la cámara de combustión, esto en gran parte separa funciones y hace que el motor y el generador de gas sean mucho más fáciles para desarrollarse y probar. Pero esto impone una penalidad sobre la performance, debido a tres factores:

- 1) Los gases de la turbina no están expandidos hasta el máximo como en el caso de la cámara de empuje del motor.
- 2) No hay combustión completa en los gases de la turbina debido a la gran diferencia en la relación de mezcla.
- 3) La relación de mezcla es muy diferente a la del motor (lejos del valor óptimo) debido a que es suministrada por el generador de gas.

La inherente simplicidad de este tipo de sistema hace que sean un candidato principal para boosters y motores espaciales de empujes bajos o moderados como ser motores para etapas superiores.

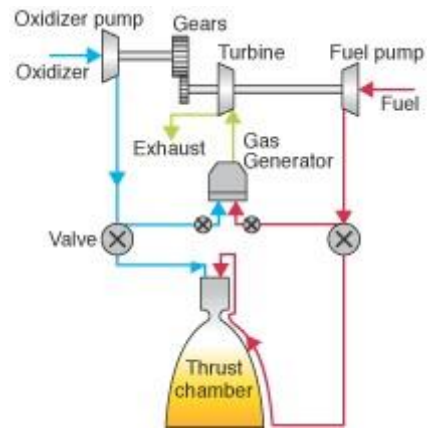


Figura 3. Ciclo abierto.

### **Ciclo cerrado (Staged Combustion Cycle)**

En un ciclo de combustión cerrado, **Figura 4**, los propelentes son quemados por etapas. Como en el ciclo abierto con generador de gas, este ciclo también tiene un quemador, llamado pre quemador, cuya función es generar el gas para una turbina. El pre quemador utiliza una pequeña cantidad de un propelente y una gran cantidad o la totalidad del otro, produciendo una mezcla caliente de gases rica en oxidante o rica en combustible, según sea el caso de diseño. Este gas caliente es entonces impulsado a la turbina, inyectado en la cámara principal, y quemado otra vez con los propelentes restantes. La ventaja sobre el ciclo abierto con generador de gas consiste en que todos los propelentes son quemados en la cámara de combustión del motor con la relación óptima y ninguna parte es expulsada al exterior. El ciclo cerrado con pre quemador muy a menudo es empleado para producir potencias altas ya que permite producir presiones más altas en la cámara de combustión del motor, esto nos permite tener un motor más pequeño que produzca el mismo empuje que con el otro ciclo.

En aplicaciones como booster, este sistema puede funcionar mejor que el ciclo con generador de gases porque no hay pérdidas por flujo secundario (gases expulsados al exterior por la turbina). Usado como motor espacial, tiene

ventajas sobre el otro ciclo debido a la alta presión de cámara, que permite lograr una mayor expansión de los gases de la tobera. Sin embargo, por otro lado, en relación con el otro ciclo, este tiene la más alta performance pero es mucho más complejo y más difícil de desarrollar.

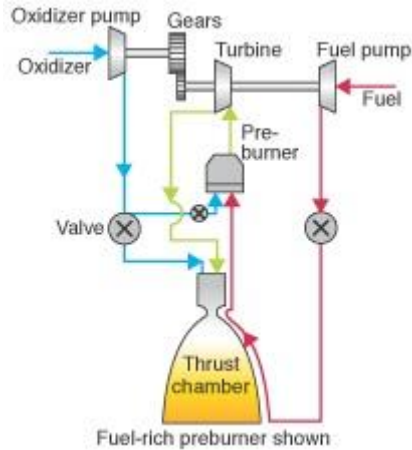


Figura 4. Ciclo cerrado.

### Ciclo de expansión

Este ciclo es similar al ciclo cerrado pero no tiene quemador previo. El calor en la camisa de enfriamiento de la cámara de empuje sirve para vaporizar el combustible. El vapor de combustible se hace pasar entonces a través de la turbina y se inyecta en la cámara principal para quemarse con el oxidante. Este ciclo funciona con combustibles como el hidrógeno o el metano, ya que tienen un bajo punto de ebullición y se pueden vaporizar fácilmente. Al igual que con el ciclo cerrado, todos los propelentes se queman en la relación de mezcla óptima en la cámara principal, y ningún flujo es descargado por la turbina; Sin embargo, la transferencia de calor al combustible limita la potencia disponible para la turbina, haciendo este ciclo apropiado para motores de tamaño pequeño a mediano. Una variación del sistema es el ciclo de expansión abierto, o de sangrado, que utiliza sólo una parte del combustible para accionar la turbina. En esta variante, el flujo de escape de la turbina es descargado al exterior a la presión ambiente para aumentar la relación de

presión de la turbina y la potencia de salida. Esto puede conseguir presiones de cámara más altas que el ciclo de expansión cerrado, aunque con una eficiencia más baja debido al flujo descargado a la atmósfera.

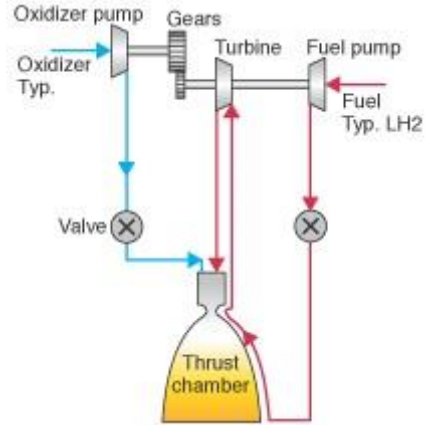


Figura 5. Ciclo de expansión.

La Figura 6 nos permite ver conceptualmente la aplicación del ciclo abierto, el cerrado y el de expansión como función de la presión de la cámara de combustión y la presión de descarga de la bomba [3].

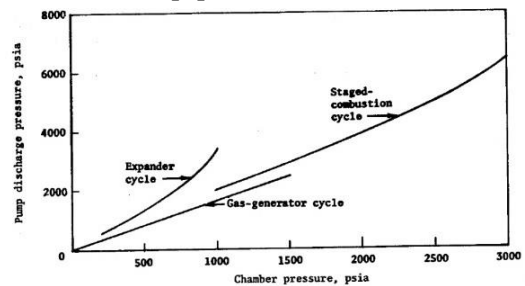


Figura 6. Ciclo abierto, cerrado y ciclo de expansión, en función de la presión de la cámara de combustión y la de descarga de la bomba de propelente

Para obtener un alto impulso específico es necesario trabajar con altas presiones, por lo que los sistemas más destacados para esto son el ciclo abierto y el ciclo cerrado, y en nuestro caso por el bajo empuje del motor y la simpleza del sistema es más conveniente el ciclo abierto.

## 2. DESARROLLO

A excepción del ciclo presurizado, los restantes poseen turbobombas, diferenciándose cada uno de ellos por la forma de trabajo de la turbobomba e impulsión de los propelentes al motor. Los sistemas de propulsión del tipo pump-fed (abierto, cerrado y de expansión) son los elegidos cuando se necesitan altas presiones de cámara, grandes caudales y cuando los volúmenes de propelentes son tan grandes que hace que sus tanques sean muy voluminosos y presurizarlos a altas presiones resultaría inviable.

La turbobomba es un sistema complejo que incluye como mínimo una turbina, una bomba para cada propelente, un generador de gases y un complejo sistema de piping para conexionado y control de cada uno de estos componentes. El generador de gases se alimenta de los propelentes principales del motor. Estos sistemas son complejos y en general los rangos de operación de las turbinas que los impulsan son acotados. Un sistema que permite propulsar cada bomba (de combustible y oxidante) con motores eléctricos tipo brushless de alta velocidad permite simplificar el sistema propulsivo y en general tener un control más preciso sobre los caudales de las bombas. Esta simplificación del sistema turbo-bomba permitirá reducir el peso del conjunto en casi un 30% para motores de etapas superiores, ya que no solo se disminuye peso por componentes sino también en peso de propelentes utilizados para alimentar al generador de gases.

A continuación se presenta el diseño preliminar y la justificación del porque utilizar sistemas de bombas eléctricas indicando sus pros y contras. La base de este diseño se aplicará luego al diseño de una etapa completa.

Los parámetros básicos para el diseño del motor son:

| Parámetros para el diseño del motor      |                                     |
|--|-------------------------------------|
| Tipo de propelentes                      | Oxidante: LOX.<br>Combustible: CH4. |
| Sistema de alimentación                  | Mediante electrobombas              |
| Presión absoluta en cámara de combustión | 35 kg/cm <sup>2</sup>               |
| Empuje a tobera adaptada                 | 3000 kgf                            |
| Altura de adaptación de tobera           | 85 km                               |
| Relación de mezcla másica R=O/F          | 3,2                                 |
| Tiempo de quema nominal                  | 400 seg                             |
| Diseño de cámara de empuje               | Refrigerada + Radiativa             |

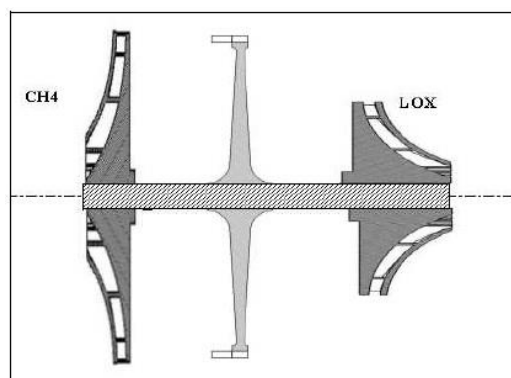
**Tabla 1.** Parámetros básicos para diseño del motor.

A partir de estos parámetros iniciales se calculan los del ciclo.

Se analizan dos sistemas, inicialmente ciclo abierto y luego mediante electrobombas.

### 2.1. Parámetros resultantes del sistema

**Ciclo abierto:** para este se selecciona una turbobomba de eje único (**Figura 7**).



**Figura 7.** Ciclo abierto, turbobomba de eje único.

Los parámetros resultantes de ciclo abierto son los siguientes [6]:

| PARAMETROS                     | VALOR   |         | UNIDAD            |
|--------------------------------|---------|---------|-------------------|
|                                | CH4     | LOX     |                   |
| <b>BOMBAS</b>                  |         |         |                   |
| Caudal másico impulsado        | 2       | 6,21    | Kg/s              |
| Caudal volumétrico impulsado   | 0,00465 | 0,00534 | m <sup>3</sup> /s |
| Presión de descarga            | 60      | 47      | Kg/cm2            |
| Numero de revoluciones         | 15000   |         | rpm               |
| Potencia consumida             | 53,02   | 47,6    | HP                |
| Torque consumido               | 253,1   | 227,5   | kgcm              |
| <b>TURBINA</b>                 |         |         |                   |
| Caudal consumido               | 0,1145  |         | Kg/s              |
| Temperatura de entrada         | 1047    |         | °K                |
| Presión de entrada             | 20      |         | Kg/cm2            |
| Presión de descarga            | 2       |         | Kg/cm2            |
| Potencia consumida             | 101     |         | HP                |
| <b>GENERADOR DE GASES</b>      |         |         |                   |
| Presión de cámara              | 22      |         | Kg/cm2            |
| Caudal másico de combustible   | 0,0715  |         | Kg/s              |
| Caudal másico de oxidante      | 0,0429  |         | Kg/s              |
| Relación de mezcla R=O/F       | 0,6     |         | --                |
| <b>PROPELENTES DE LA ETAPA</b> |         |         |                   |
| Masa de propelente consumida   | 800,06  | 2485,7  | kg                |
| Volumen de propelente ocupado  | 1863,3  | 2137,5  | litros            |

Tabla 2. Parámetros del ciclo abierto.

Los parámetros resultantes de sistema mediante electrobombas son los siguientes:

| PARAMETROS                     | VALOR   |        | UNIDAD            |
|--------------------------------|---------|--------|-------------------|
|                                | CH4     | LOX    |                   |
| <b>BOMBAS</b>                  |         |        |                   |
| Caudal másico impulsado        | 1,92    | 6,1    | Kg/s              |
| Caudal volumétrico impulsado   | 0,00449 | 0,0053 | m <sup>3</sup> /s |
| Presión de descarga            | 60      | 47     | Kg/cm2            |
| Numero de revoluciones         | 15000   |        | rpm               |
| Potencia consumida             | 51,1    | 47,3   | HP                |
| Torque consumido               | 244,1   | 225,9  | kgcm              |
| <b>PROPELENTES DE LA ETAPA</b> |         |        |                   |
| Masa de propelente consumida   | 771,4   | 2468,6 | kg                |
| Volumen de propelente ocupado  | 1796,6  | 2122,7 | litros            |

Tabla 3. Parámetros del sistema mediante electrobombas.

## 2.2. Estimación de pesos

A continuación se estiman los pesos restantes de ambos sistemas de alimentación, en la **Tabla 4** se exponen los pesos del sistema mediante electrobombas y en la **Tabla 5** el sistema mediante turbobombas clásico. Cabe mencionar que los pesos de los motores eléctricos esta tomado a partir de valores de componentes existentes no optimizados para aplicaciones espaciales por lo que estos valores son superiores a los finales.

En ambos se desprecian los pesos de los

sistemas comunes como el motor, salvo aquellos que pertenezcan a la turbobomba, ya que lo que se busca es analizar la diferencia entre ambos [4] [5].

| <b>PESO SISTEMA CON ELECTROBOMBA (kg)</b>                                 |               |
|---|---------------|
| Bomba de combustible  | 15,28         |
| Bomba de oxidante   | 8,27          |
| Motor eléctrico para bombas mas sistemas                                  | 50            |
| Cables y accesorios   | 3             |
| Baterías  | 28            |
| <b>Peso total para funcionamiento sistema mediante electrobombas (kg)</b> | <b>104,55</b> |

Tabla 4. Pesos del sistema mediante electrobombas.

| <b>PESO SISTEMA CON TURBOBOMBA (kg)</b>  |               |
|--|---------------|
| Bomba de combustible   | 15,28         |
| Bomba de oxidante  | 8,27          |
| Turbina  | 12,2          |
| Eje turbobomba   | 4             |
| Generador de gases   | 9             |
| Válvulas para throttling   | 8             |
| Tuberías para alimentación del generador de gases                              | 6             |
| Componentes accesorios piping  | 4             |
| Tubo de descarga gases turbina   | 5             |
| Válvulas purgues y subsistemas alimentación generador de gases                 | 8             |
| Sistema de ignición generador de gases (tanques, válvulas, tuberías, fluidos)  | 4             |
| Fluido para sellos turbobomba  | 2             |
| Tanque de almacenamiento fluido sellos mas válvulas                            | 8             |
| Sistema de arranque generador de gases   | 10            |
| Combustible para funcionamiento generador de gases                             | 28,6          |
| Oxidante para funcionamiento generador de gases                                | 17,2          |
| Presurizante utilizado para mover caudal de propelentes del generador de gases | 5             |
| <b>Peso total para funcionamiento turbobomba (kg)</b>                          | <b>154,55</b> |

Tabla 5. Pesos del sistema mediante turbobombas.

### 2.3. Conclusiones:

Un sistema que permite propulsar cada bomba (de combustible y oxidante) con motores eléctricos tipo brushless de alta velocidad permite simplificar el sistema propulsivo y en general tener un control más preciso sobre los caudales de las bombas. Esta simplificación del sistema turbo-bomba permite:

- Reducir el peso del conjunto en casi un 30% para motores de etapas superiores, ya que no solo se disminuye peso por componentes sino también en peso de propelentes utilizados para alimentar al generador de gases. Según se exponen los resultados de la **Tabla 2** y **Tabla 3** para el motor analizado se ahorran 81,6 litros de espacio en tanques lo que ahorra peso y 45,76 kg de masa de propelentes no utilizada para el generador de gases.
- El sistema impulsado por electrobombas permite tener un control más preciso de la rotación de las bombas lo que permite realizar un throttling del motor con mayor precisión, y una velocidad de respuesta más rápida ya que no se tiene la inercia del sistema “válvulas-generador de gases-turbina”.
- Si bien al comparar los resultados de la **Tabla 4** y la **Tabla 5** es notable la disminución de peso del sistema con electrobomba respecto del sistema con turbobomba, aun a esto se le suma a favor del sistema de alimentación mediante electrobombas que no se tuvieron en cuenta la reducción en peso de:
  - Disminución del volumen de los tanques de propelentes por el oxidante y el combustible que consume el generador de gases.
  - Disminución del volumen de los tanques de presurizante debido a al consumo del generador de gases.
  - La reducción de estos dos últimos, genera reducción en

longitud del fuselaje, y por ende en peso.

Todo esto indica que pareciera ser viable el utilizar un sistema de este tipo en motores de etapa superior de bajo empuje.

### 3. AGRADECIMIENTOS

El ingeniero Garaventa agradece a la Comisión de Investigaciones Científica de la Provincia de Buenos Aires por el apoyo recibido, y al Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA) de la Universidad Nacional de La Plata por el financiamiento y acompañamiento en los distintos trabajos realizados.

### 4. REFERENCIAS

- [1] Rocket Propulsion –Marcel Barrère, André Jaumotte, Baudouin Fraeijs De Veubeke, Jean Vandenkerckhove – Elsevier Publishing Company – 1960.
- [2] Design of Liquid Propellant Rocket Engines – Dieter K. Huzel and David H. Huang – Segunda Edición – 1972.
- [3] Rocket Propulsion Elements - EWP, George P. Sutton.
- [4] A method of calculating the weight and dimensions of a turbo pump for rocket propellants, TECHNICAL NOTE No: R.P.D. 22.
- [5] “Diseño de sistema de almacenamiento de energía eléctrica (Li) y sistemas de control para bomba eléctrica para un motor cohete”, G. Garaventa, M. Actis, Noveno Congreso Argentino de Tecnología Espacial (CATE), 26-29 Abril de 2017
- [6] “Diseño de una bomba impulsada eléctricamente para un motor cohete”, A. Patanella, M. Actis, Noveno Congreso Argentino de Tecnología Espacial (CATE), 26-29 Abril de 2017