



## Análisis del ciclo de alimentación para propulsor LO<sub>x</sub>/CH<sub>4</sub> y su impacto en el vehículo

J. Paladini<sup>(a)</sup>, M. Actis<sup>(a)</sup>, A. Patanella<sup>(a)</sup>

<sup>(a)</sup> Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata, La Plata, Buenos Aires, Argentina.

jorgeluis.paladini@ing.unlp.edu.ar

**Palabras claves:** Propulsor, Alimentación, Metano.

### Resumen

En el presente trabajo se analiza el impacto que genera en el vehículo la selección del ciclo de alimentación del propulsor alimentado con LO<sub>x</sub> y CH<sub>4</sub> para el vehículo VeCTA<sup>(1)</sup>. Se plantean cuatro ciclos de alimentación del propulsor: ciclo con turbobombas y generador de gas (GG), ciclo con turbobombas de expansión, ciclo con turbobombas alimentadas con sangrado de líquido refrigerante (Bleed) y ciclo con bombas y motores eléctricos. Se realiza el diseño preliminar del propulsor para cada ciclo de alimentación a diferentes presiones de cámara (entre 30 Bar y 65 Bar) y empuje a nivel del mar (entre 25 KN y 40 KN), fijando la presión de salida de la tobera a 50KPa. Para poder evaluar el impacto en el vehículo, se fija para todos los casos la presión de los tanques de propelentes en 4 Bar y se impone que la aceleración a nivel del mar del vehículo lleno es de 1,3 G. Se presentan los resultados en modo de gráficos, así como la metodología utilizada para realizar el análisis y la estimación de masas de componentes.

### Introducción

En los motores cohete líquido el propelente puede ser presurizado directamente en los tanques (ciclos presurizados) o a través de bombas. La fuente de poder utilizada para mover las bombas determina diferentes ciclos de alimentación. Dependiendo de cómo es tratado el gas luego de circular por la turbina, los ciclos de alimentación pueden clasificarse como Abiertos o Cerrados. En el caso de los ciclos con bombas eléctricas, no hay una turbina y el total de los propelentes son inyectados en la cámara de combustión. En la siguiente imagen se describen los ciclos de alimentación analizados en este trabajo.

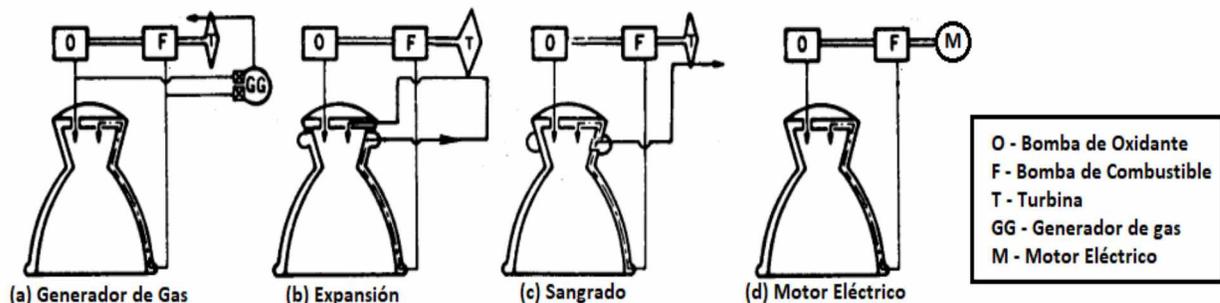


Figura 1. Diagramas de Ciclos de Alimentación.

## Metodología

### Parámetros del propulsor

Para realizar el análisis de cada ciclo de alimentación es necesario determinar algunos de los parámetros del propulsor: el caudal de cada propelente, la presión de inyección, la caída de presión en los canales refrigerantes, la temperatura máxima del fluido refrigerante. Con estos parámetros se realiza el diseño de las bombas, turbina, motor eléctrico y generador de gases.

La potencia requerida en las bombas se puede determinar como  $Pot_{pump} = \frac{g \cdot \dot{m} \cdot H}{\eta_p}$

Donde  $H$  es la altura en metros de la bomba ( $H = \frac{\Delta P}{g \cdot \rho}$ ),  $\dot{m}$  el caudal másico y  $\eta_p$  es la eficiencia de la bomba que depende de la velocidad de giro (N), el caudal volumétrico (Q), la altura de la bomba y el diámetro externo del rodete (D). Para determinar la eficiencia debemos incluir los siguientes parámetros de la bomba:

Velocidad específica:  $N_s = \frac{N \cdot Q^{1/2}}{H^{3/4}}$

Coefficiente de carga:  $\Psi = \frac{g \cdot H}{N \cdot D/2}$

La eficiencia de la bomba varía con la velocidad específica como se muestra en la siguiente figura <sup>(2)</sup>:

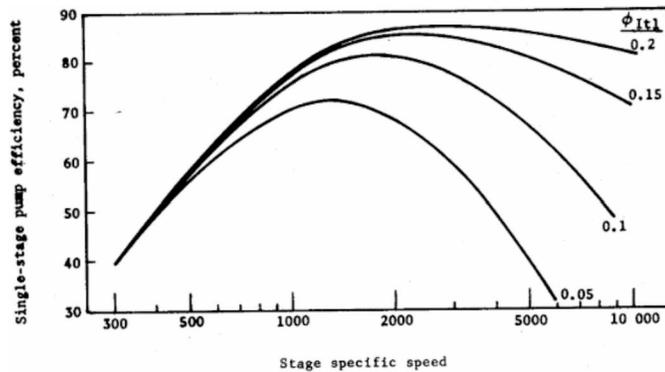


Figura 2. Eficiencia de la Bomba (Unidades Imperiales) <sup>(2)</sup>.

La potencia entregada por la turbina depende de las propiedades del gas a la entrada, el caudal del gas, la velocidad de giro y la diferencia de presión entre la entrada y salida.

$$Pot_t = \left(1 - \left(\frac{P_o}{P_i}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right) * \eta_T * \dot{m}_T * C_p * T_i$$

Donde  $P_o$  es la presión de salida de la turbina,  $P_i$  la presión de entrada a la turbina,  $\gamma$  es la relación de calores específicos,  $\dot{m}_T$  es el caudal másico de gases que circulan por la turbina,  $C_p$  es el calor específico a presión constante de los gases,  $T_i$  la temperatura de entrada a la turbina y  $\eta_T$  es el rendimiento de la turbina. El último depende de las propiedades del gas, la relación de expansión y la velocidad de punta del álabe, para determinarlo se deben introducir los siguientes parámetros:

Velocidad tangencial:  $U = N * D_T/2$

Velocidad isoentrópica:  $C_0 = \sqrt{2 * C_p * T_i * \left[1 - \left(\frac{P_o}{P_i}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}$

La eficiencia de la turbina varía con la relación  $U/C_0$  como se muestra en la siguiente figura <sup>(2)</sup>:

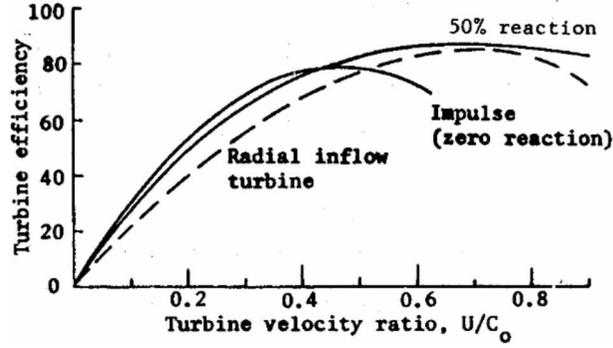


Figura 3. Eficiencia de la Turbina.

Para todos los casos de análisis se fijó la caída de presión en el inyector al 25% de la presión de cámara. Para determinar la caída de presión en la cámara regenerativa es necesario conocer las propiedades del fluido en cada punto, para ello debe evaluarse al mismo tiempo la caída de presión y el intercambio de calor con los gases de combustión. Las presión y temperatura en cada punto se determina según <sup>(3)</sup> y el intercambio de calor de los gases de combustión según <sup>(4)</sup> utilizando el método de Bartz para la convección <sup>(5)</sup>.

### Estimación de masas

Para determinar las masas del vehículo se discretiza al mismo en tres grupos: propelentes ( $M_{propelentes}$ ), propulsión ( $M_{prop}$ ) y estructuras ( $M_{Est}$ ). Se determina primero el GLOW (masa total al despegue) como el empuje al nivel del mar ( $TSL$ ) dividido la aceleración al despegue ( $\bar{a}$ ).

$$GLOW = TSL/\bar{a}$$

$$GLOW = M_{prop} + M_{propelentes} + M_{Est}$$

$$M_{seca} = M_{prop} + M_{Est}$$

Para realizar el análisis de masas, definimos primero el índice estructural como el cociente entre la masa seca y el GLOW.

$$ie = \frac{M_{seca}}{GLOW} = \frac{M_{seca}}{M_{seca} + M_{propelentes}}$$

El proceso de discretización de masas se realiza de manera iterativa, primero se propone un valor inicial del índice estructural. Se procede luego a determinar la masa de los diferentes componentes, en caso de que la diferencia entre el índice estructural propuesto y el que se calcula con la masa de todos los componentes sea mayor a la cota de error deseada se repite el proceso.

### Masa de Propulsión

Para determinar la masa del propulsor se dividió al mismo en los siguientes subsistemas: cámara de combustión ( $M_{chamb}$ ), soportes ( $M_{assy}$ ), válvulas ( $M_{valve}$ ), bombas de combustible y oxidante ( $M_{fup}$  y  $M_{oxp}$ ), generador de gases ( $M_{gg}$ ), turbina ( $M_{tu}$ ), motor eléctrico ( $M_{me}$ ), inverter ( $M_{inv}$ ) y baterías ( $M_{bat}$ ).

$$M_{Prop} = M_{chamb} + M_{assy} + M_{valve} + M_{oxp} + M_{fup} + M_{gg} + M_{tu} + M_{me} + M_{inv} + M_{bat}$$

La masa de la cámara de combustión, soportes y válvulas se determina según <sup>(6)</sup>

$$M_{chamb} = 0.01989 * \frac{T_{vac}^{0.8}}{P_c^{0.15}} * \sqrt{\epsilon}$$

$$M_{assy} = 83.3 * T_{vac}^{0.03642} * P_c^{0.4537}$$

$$M_{valve} = 0.31 * M_{oxp} + 0.26 * M_{fup} + 0.285 * M_{tu}$$

Donde  $T_{vac}$  es el empuje en vacío del propulsor,  $\epsilon$  es la relación de expansión y  $P_c$  es la presión de cámara. La masa de las bombas, turbina y generador de gases se determina según <sup>(7)</sup>:

$$M_{oxp} = Pot_{oxp} / \delta_{oxp}$$

$$M_{fup} = Pot_{fup} / \delta_{fup}$$

$$M_{tu} = Pot_{tu} / \delta_{tu}$$

$$M_{gg} = \frac{3 * k_{gg} * P_{gg} * \rho_{m_{gg}} * t_s}{2 * \sigma_{gg} * \rho_{gg}} * \dot{m}_{gg}$$

Donde  $Pot_{oxp}$  y  $Pot_{fup}$  son las potencias de la bomba de oxidante y combustible respectivamente,  $Pot_{tu}$  es la potencia de la turbina,  $\delta_{oxp}$  y  $\delta_{fup}$  es la densidad de potencia de la bomba de oxidante y combustible respectivamente (KW/Kg),  $\delta_{tu}$  es la densidad de potencia de la turbina,  $k_{gg}$  el factor de seguridad estructural,  $P_{gg}$  la presión de los gases del GG,  $\rho_{m_{gg}}$  es la densidad del material del GG,  $t_s$  es el tiempo que los gases se encuentran en el GG,  $\sigma_{gg}$  es la tensión de fluencia del material del GG,  $\rho_{gg}$  es la densidad de los gases del GG y  $\dot{m}_{gg}$  es el caudal másico del GG.

La masa del motor eléctrico, inverter y baterías se determina según <sup>(7)</sup>:

$$M_{me} = \frac{(Pot_{fup} + Pot_{oxp})}{\delta_{me}}$$

$$M_{inv} = \frac{(Pot_{fup} + Pot_{oxp})}{\delta_{inv}}$$

$$M_{bat} = k_{bp} * \frac{(Pot_{fup} + Pot_{oxp})}{\eta_E * \eta_{me} * \eta_{inv}} * MAX \left( \frac{1}{\delta_{bc,P}}, \frac{t}{\delta_{bc,E}} \right)$$

Donde  $\delta_{me}$  es la densidad de potencia del motor eléctrico,  $\delta_{inv}$  es la densidad de potencia del inverter,  $k_{bp}$  es una constante para incluir sistemas asociados a las baterías,  $\eta_E$  es la eficiencia de la celda,  $\eta_{me}$  es la eficiencia del motor eléctrico,  $\eta_{inv}$  es la eficiencia del inverter,  $\delta_{bc,P}$  es la densidad de potencia de la celda elegida,  $\delta_{bc,E}$  es la densidad de energía de la celda y  $t$  es el tiempo de quema

### **Masa de propelentes**

La masa de propelentes se separa entre la masa de oxidante y combustible, para ello se utiliza la relación de mezcla del propulsor completo (considerando el sistema de alimentación).

$$M_{propelentes} = M_{oxidante} + M_{Combustible}$$

$$M_{Combustible} = \frac{M_{propelentes}}{1 + R}$$

$$M_{oxidante} = \frac{M_{propelentes} * R}{1 + R}$$

Se determinan luego los volúmenes ocupados por dichos propelentes considerando un 15% de ullage.

$$V_{oxidante} = \frac{M_{oxidante}}{\rho_{ox}} * 1.15$$

$$V_{combustible} = \frac{M_{combustible}}{\rho_{comb}} * 1.15$$

### **Masa de Estructuras**

La masa del sistema estructuras se determina como la suma de las masas del tanque de combustible ( $M_{TF}$ ), tanque de oxidante ( $M_{TO}$ ), gas presurizante ( $M_{press}$ ) y tanques de presurizante ( $M_{Tp}$ ), intertanque ( $M_{IT}$ ), cofia, electrónica de a bordo ( $M_{cofia}$ ) y estructura de empuje ( $M_{EE}$ ).

$$M_{Est} = M_{TF} + M_{TO} + M_{press} + M_{Tp} + M_{IT} + M_{cofia} + M_e + M_{EE}$$

La masa de los tanques de propelente se determina como la masa de un tanque cilíndrico de aluminio con casquetes esféricos y un espesor constante de 4mm. Para ello se determina el volumen de los casquetes ( $V_{casquete}$ ), la superficie de la esfera de igual diámetro que el tanque ( $S_{casquete}$ ) y la longitud cilíndrica del tanque ( $L_{cil}$ ). Utilizando los valores conocidos de densidad del material ( $\rho$ ) y radio del vehículo ( $r = D/2$ ).

$$V_{casquete} = \frac{4}{3} * \pi * r^3$$

$$S_{casquete} = 4 * \pi * r^2$$

$$L_{cil} = \frac{V_{tanque} - V_{casquete}}{\pi * r^2}$$

$$M_T = \rho_{aluminio} * (4mm) * (S_{casquete} + L_{cil} * \pi * (2 * r))$$

La masa de gas presurizante se determina con el balance de energía presentado en <sup>(8)</sup>.

$$M_{press} = \frac{P_{tank} * V_{tank}}{R * T_0} * \left( \frac{k_{press}}{1 - P_g/P_0} \right)$$

Donde  $P_{tank}$  y  $V_{tank}$  son la presión y volumen de los tanques de propelente,  $R$  es la constante particular del gas,  $T_0$  es la temperatura de almacenamiento del gas,  $k_{press}$  es la relación de calores específicos del gas,  $P_g$  es la presión final del gas y  $P_0$  es la presión de almacenamiento del gas.

El volumen que ocupa el gas presurizante a su presión de almacenamiento se determina utilizando su densidad a la presión de almacenamiento  $\rho_{press}$ .

$$V_{press} = M_{press} / \rho_{press}$$

La masa de los tanques de presurizante se calcula utilizando el rendimiento energético,  $k_{tp}$  (J/Kg).

$$M_{Tp} = \frac{P_0 * V_{press}}{k_{tp}}$$

La masa del intertanque se determina a partir de la ecuación que se encuentra en <sup>(9)</sup>, donde  $L_{it}$  es la longitud del intertanque.

$$M_{IT} = 5.4015 * (\pi * D * L_{it}) * (3.2808 * D)^{0.5169}$$

La masa de la estructura de empuje se calcula con la ecuación que se encuentra en <sup>(9)</sup>, donde  $T_{vac}$  es el empuje en vacío del propulsor,  $FS$  el factor de seguridad y  $\bar{a}_{max}$  la aceleración máxima.

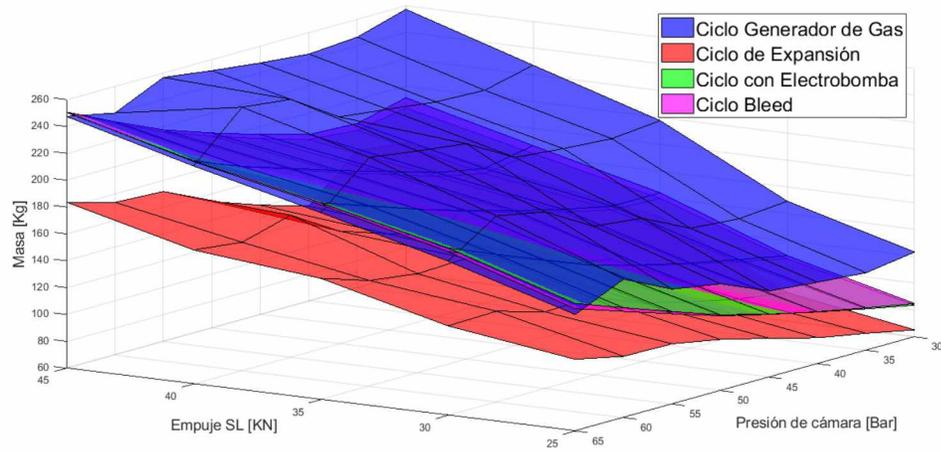
$$M_{EE} = \left( 0.013 * (224.81 * T_{vac})^{0.579} + 0.01 * \left( \frac{M_{Prop}}{0.45} \right)^{0.717} \right) * (0.45 * FS * \bar{a}_{max})$$

La masa de la cofia se la puede asumir constante para el análisis ya que el diámetro del vehículo no varía. La masa de la electrónica de a bordo se determina a partir de [9], donde  $L_{tot}$  es la longitud total del vehículo.

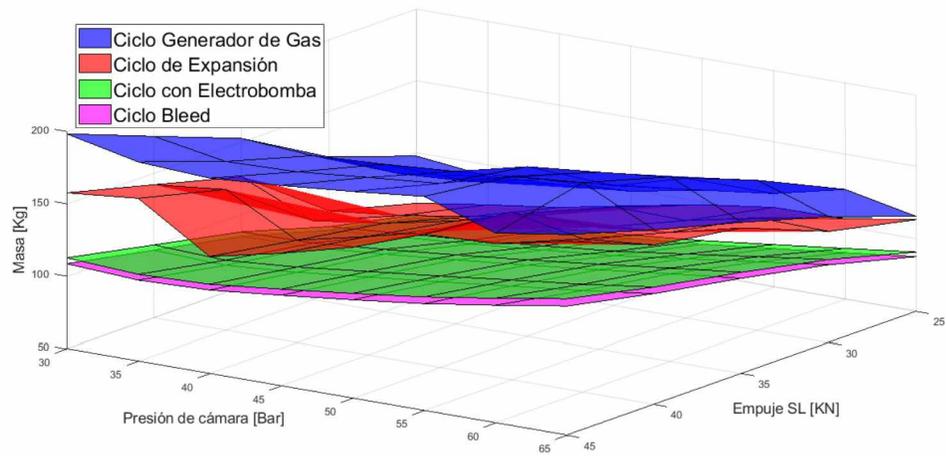
$$M_e = 0.193 * (246.76 + 1.3183 * (\pi * D * L_{tot}))$$

## Resultados

Para las cuatro configuraciones de ciclos de alimentación, se muestran las masas del propulsor en función de la presión de cámara y el empuje a nivel del mar. En la primera imagen se incluye en la masa del propulsor las baterías y el propelente consumido por el generador de gases o la turbina en el ciclo de sangrado. En la segunda imagen no se consideran las masas mencionadas anteriormente.

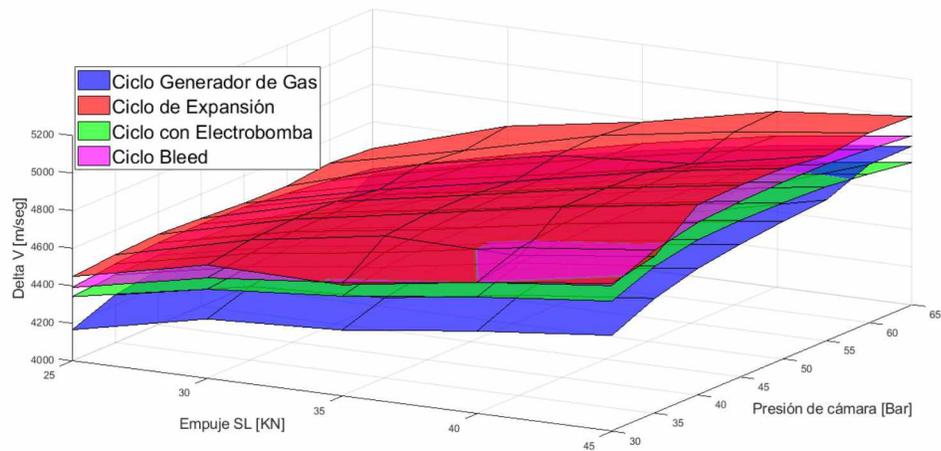


**Figura 4.** Masa del propulsor con baterías y propelente para la Turbina.



**Figura 5.** Masa del propulsor sin baterías ni propelente para la Turbina.

Se muestra el Delta V del vehículo para los cuatro ciclos considerando el impulso específico en vacío (no se realizaron análisis de trayectoria y navegación).



**Figura 6.** Delta V del vehículo (3D).

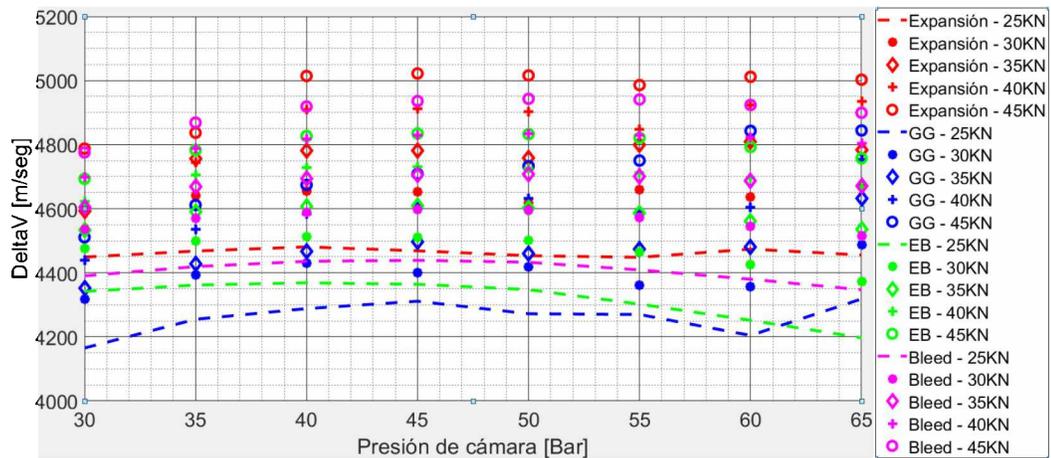


Figura 7. Delta V del vehículo (2D).

## Conclusiones

Se puede observar que, si no se consideran la masa de baterías y propelente consumido por la turbina, los ciclos Bleed y Motor Eléctrico cuentan con la menor masa, siendo el ciclo de GG el de mayor masa. El ciclo de Expansión se encuentra en valores intermedios de masa ya que, a pesar de no necesitar un generador de gases, requiere de mayor potencia en la bomba de combustible y la turbina. Al tener en cuenta las baterías y el propelente, vemos que el ciclo de GG es el de mayor masa inicial hasta los 60Bar de presión de cámara donde es superado por el ciclo de Bombas Eléctricas, el ciclo Bleed cuenta con una masa inicial similar al último y el ciclo de expansión es el de menor masa. Los saltos observados en los gráficos se deben principalmente a la imposición de una presión máxima de 20Bar en el GG (a partir de allí aumenta su caudal másico manteniendo la presión) y un coeficiente de carga mínimo de 0.5 en la bomba de combustible (en caso que sea menor, se utiliza una boost pump).

En los resultados se puede observar que, para el rango de empuje y presión de cámara analizados, los ciclos Bleed y Expansión entregan el mayor Delta V. Hasta los 60Bar de presión de cámara el Delta V del ciclo alimentado con bombas eléctricas es mayor al del generador de gas, a partir de ese punto, para un mismo empuje, el ciclo de generador de gas supera en Delta V al alimentado por electrobombas. Debe tenerse en cuenta también que los ciclos Bleed y Expansión cuentan con mayor complejidad de desarrollo y menor flexibilidad para adaptarse a futuras modificaciones que el ciclo alimentado por baterías.

## Referencias:

- [1] Patanella, A., & Actis, M. (2017). Diseño de un motor cohete para etapa superior con propelentes LOx/CH4.
- [2] Sobin, A. J., & Bissel, W. R. (1974). SP-8107 Turbopumps Systems for Liquid rocket engines.
- [3] Yang, V., Habiballah, M., Hulka, J., & Popp, M. (2004). Liquid Rocket Thrust Chambers.
- [4] Barrere, M., Jaumotte, A., Fraeijs de Veubeke, B., & Vandekerckhove, J. (1960). Rocket Propulsion.
- [5] Bartz, D. R. (1957). A simple equation for rapid estimation of rochet nozzle convective heat transfer coefficients.
- [6] LI, Y., FANG, J., SUN, B., LI, K., & CAI, G. (2020). Index allocation for a reusable LOX/CH4 rocket engine.
- [7] Kwak, H. D., Kwon, S., & Choi, C. H. (2018). Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle.
- [8] Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2001). Rocket Propulsion Elements.
- [9] Castellini, F. (2012). Multidisciplinary Design Optimization For Expendable Launch Vehicles.