

DISEÑO DE UNA ETAPA SUPERIOR DE UN VEHÍCULO LANZADOR IMPULSADO POR UN MOTOR COHETE CON BOMBAS ELÉCTRICAS

L. Ponziani^a, D. Scuto^a, A. Patanella^a, M. Actis^a

leonardo.ponziani@ing.unlp.edu.ar, daniel.scuto@ing.unlp.edu.ar, ajpatane@ing.unlp.edu.ar, mactis@ing.unlp.edu.ar

^aCTA – 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>

RESUMEN

Este trabajo tiene como objetivo presentar la configuración y el diseño de una segunda etapa de un vehículo lanzador de 2 etapas con capacidad de 100 Kg de carga paga. La misma está impulsada por combustible líquido que alimenta un motor cohete de 30 kN de empuje con bombas eléctricas las cuales otorgarán la presión de trabajo necesaria. El combustible utilizado es metano líquido y oxígeno líquido (ambos son criogénicos).

En lo que respecta a la configuración y diseño, se analizarán 2 casos: el primero, el cual consta de tanques estructurales, una sección destinada a todo el sistema de alimentación y presurización, una bahía de electrónica ubicada encima de estos dos últimos y finalmente una cofia la cual cubre y protege la carga paga. El segundo caso presenta tanques esféricos, sector de presurización y alimentación, bahía de electrónica y sector de carga paga. Todo esto se encontrará sostenido por un reticulado. Toda la carga paga estará contenida y protegida por una cofia la cual se desprende de la segunda etapa antes de que esta encienda su motor.

Una vez presentadas las dos configuraciones se realizara un análisis comparativo entre ambas. Se compararán ventajas y desventajas de cada alternativa, materiales involucrados y, fundamentalmente, análisis y estimaciones de pesos.

1.- INTRODUCCIÓN

Dado la creciente demanda y tendencia de inyectar satélites de pequeño y mediano tamaño, es que se pensó en desarrollar, configurar y diseñar una segunda etapa de un vehículo lanzador de dos etapas para abastecer y explotar este mercado. Otro objetivo de esta segunda etapa es que pueda ser utilizada en primeras etapas propulsoras existentes o futuras, ya sean liquidas como solidas, logrando de esta forma una segunda etapa eficiente, precisa y flexible.

Esta segunda etapa será de combustible líquido impulsada por un motor cohete de 34 kN de empuje alimentado por bombas eléctricas, dando la presión de trabajo correspondiente a los combustibles. Tendrá una capacidad de carga de 100 Kg. Se presentarán dos configuraciones y se analizará cual es la más conveniente.

2.- METODOLOGÍA

A continuación describiremos como está organizado el trabajo para un mejor entendimiento del mismo.

En primer lugar se hará una breve descripción de la misión para la cual se piensa diseñar esta segunda etapa, para así tener en claro los requisitos que debe cumplir. Posteriormente se procederá a la descripción en detalle de las dos configuraciones adoptadas detallando pesos y distribución de masas, etc. Luego, se concluye con la elección de la mejor configuración.

3.- DESARROLLO

3.1.- Misión

Se busca diseñar una segunda etapa que sea capaz de inyectar en forma directa una carga paga de 100 kg en una órbita de 600 km [5].

Será un vehículo que despegará de la plataforma con una aceleración de 1,4 g y posteriormente, luego de la separación de la primera etapa (no en estudio en este trabajo), encenderá el motor de la segunda etapa logrando una aceleración de 0,7 g con un tiempo de quema aproximado de 400 segundos.

3.2- Configuración A

Esta configuración tiene un diámetro de 1,2 metros y una longitud total de 10,9 metros aproximadamente.

A grandes rasgos, en esta primera configuración se utilizan tanques estructurales para el almacenaje de los propelentes, un sector destinado a la electrónica (tanto la asociada al control y guiado como a la alimentación eléctrica de los distintos sistemas), una cofia que cubre y protege la carga paga (sea esta un satélite o varios satélites pequeños), un modulo que alberga el sistema de presurización y alimentación, el motor cohete con sus respectivas válvulas principales y la estructura de empuje correspondiente que vincula el motor con la estructura del vehículo lanzador. En la Figura 1 se puede ver un esquema general de la segunda etapa del vehículo lanzador.

Estructura general

La estructura está compuesta por los tanques de combustible (estos son estructurales), modulo superior donde se aloja el sistema de presurización, parte del sistema eléctrico y la electrónica, soporte de carga paga y la estructura de empuje. A través de estos elementos se vinculan el resto de los sistemas, componentes y partes del vehículo para formar finalmente la etapa.

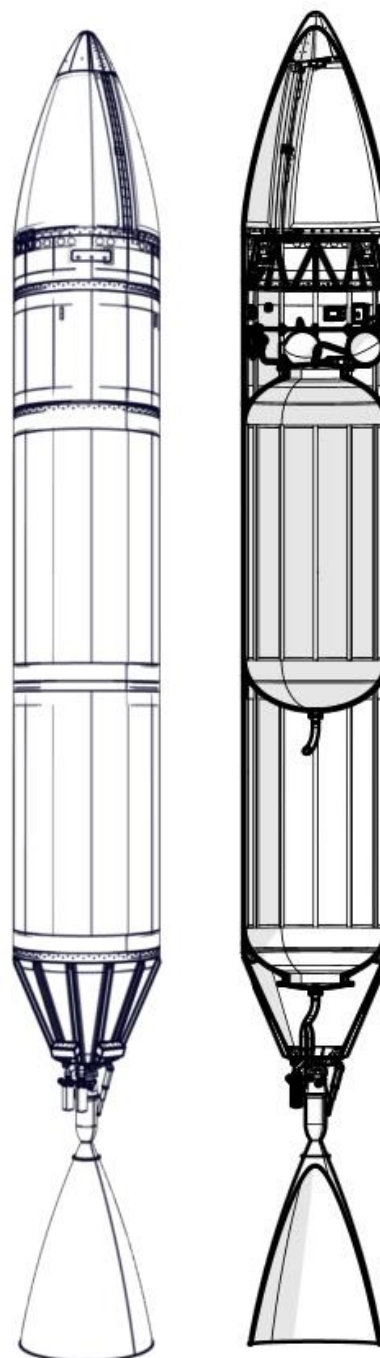


Figura 1. Configuración A

Cofia

La cofia es la encargada de proteger a la carga paga (sea esta un satélite o varios más pequeños) de los factores externos tanto en plataforma como en vuelo. Dicho elemento debe resistir las fuerzas y las cargas térmicas generadas por el vuelo del vehículo. Será una estructura liviana, fabricada de fibra de carbono (materiales compuestos) en dos mitades.

Esta estructura posee un sistema de apertura de cofia para permitir la liberación de la carga paga. Dicho mecanismo constara de un sistema pasivo y otro activo y de unas bisagras partidas.

El sistema pasivo consta de varios resortes distribuidos entre la unión de ambas mitades de la cofia. Estos permanecerán ejerciendo una fuerza mientras la cofia está cerrada (a través del sistema activo).

La función del sistema activo es mantener cerrada la cofia hasta el momento deseado. Consta de unas trabas accionadas eléctricamente. Cuando se desea abrir la cofia, se accionan estas trabas liberando las dos mitades. Luego entra en juego la fuerza almacenada por los resortes que provocan que las mitades se alejen entre si y roten alrededor de la bisagra. Llegado cierto momento, el punto de rotación de la bisagra queda libre y de esta forma la cofia se aleja del vehículo.

Soporte de carga paga

Este es el encargado de soportar y mantener en el lugar correspondiente la carga paga. Este elemento estará compuesto por una placa sándwich la cual le proveerá de la rigidez y resistencia (aparte del bajo peso asociado) necesaria al soporte para cumplir con sus objetivos.

Sistema RCS

Este sistema es el encargado de ayudar al sistema de control que comanda el movimiento del motor para un guido preciso del vehículo. Posee tres paquetes de tres electroválvulas (cada válvula en una dirección distinta) las cuales alimentan con gas tipo helio o nitrógeno a unas pequeñas toberas. Los paquetes de válvulas están distribuidos equidistantes uno del otro en la circunferencia del vehículo, esto es, están dispuestos a 120 grados.

Tanques de combustible

Los tanques de combustible que utilizará este vehículo son tanques del tipo estructural

cilíndricos con una tapa de inspección cada uno ubicada en uno de sus extremos. Tienen casquetes semielípticos. Internamente poseen largueros y cuadernas soldadas al recubrimiento de los tanques. El tanque de oxidante (LOX) tiene un volumen de 2.740 litros mientras que el tanque de combustible (CH₄) tiene un volumen de 2.415 litros.

Dado que ambos combustibles son criogénicos (Oxígeno líquido y Metano líquido, por lo que la diferencias de temperaturas entre ambos no son elevadas) y con la finalidad de disminuir la longitud de la etapa del vehículo se utiliza la configuración de domo común para estos tanques. Para el caso de la cañería de alimentación del LOX (tanque superior), esta atravesará al tanque de CH₄ (metano líquido) por su interior para luego salir por el casquete inferior de este último. De esta forma se evita que haya cañerías por el exterior de la etapa.

Para la unión de los tanques con el resto de la estructura se utilizan interfases abulonadas. Estas tienen una forma de “Y” [6].

El material utilizado para fabricar los tanques es aluminio, y todos sus componentes (casquetes, interfases, largueros, etc.) son soldados.

Estructura de empuje

Para esta estructura se adopta una configuración del tipo semi-monocasco de forma cónica con largueros remachados en su exterior y refuerzos en sus extremos. Esta configuración de la estructura de empuje permite, por un lado, que parte del casquete inferior del tanque de CH₄ quede en el interior del cono y, por otro lado, permite que elementos de piping y electrónica se sujeten sobre los largueros en su periferia exterior. Todo esto resulta en un ahorro de espacio y por lo tanto en una disminución de la longitud total de la etapa.

Motor

Para esta etapa se diseño un motor de 34 kN de empuje del tipo regenerativo [2], utilizando

al oxígeno líquido como oxidante y al metano líquido como carburante. Este motor es alimentado por dos bombas las cuales elevan las presiones de los combustibles a 35 bares aproximadamente. Dichas bombas son conducidas por dos motores eléctricos del tipo brushless [1] [3] [4].

Para permitir que el conjunto motor se mueva (para el accionar del control y guiado), en el extremo superior de todo el conjunto, posee una rotula que vincula la estructura de empuje con el conjunto motor. El movimiento del motor se logra a través de dos actuadores eléctricos dispuestos a 90 grados uno respecto de otro que vinculan el motor con la estructura de empuje.

Sistema de alimentación

Está compuesto por las válvulas principales, las cañerías de salida de los tanques, flexibles, filtros, válvulas, etc. Todo bien próximo al motor y a la estructura de empuje. Todos estos componentes se fijan del motor y de la estructura de empuje a través de herrajes auxiliares.

Sistema de presurización

Compuesto por los tanques de almacenamiento del gas presurizante, válvulas, reguladores de presión, sensores varios, diversas cañerías, etc. La gran mayoría de los componentes de este sistema se encuentran por encima del tanque de LOX (oxígeno líquido) y por debajo de la carga paga.

Este sistema, básicamente, asegura que dentro de los tanques de propelentes se mantenga la presión deseada para cumplir dos objetivos: 1- mantener la integridad estructural de los tanques de LOX y CH₄, y 2- mantener la presión necesaria para el sistema de alimentación del motor cohete.

Sistema eléctrico

El sistema eléctrico es el encargado de distribuir la corriente eléctrica que necesita cada dispositivo para desempeñar su correcta función.

Este sistema está compuesto por baterías de Litio [1], conectores, cables conductores, etc.

Electrónica

Esta es la encargada de controlar autónomamente el vuelo del vehículo lanzador. Consta de computadoras de abordo, sensores, una IMU, etc.

Se encuentran ubicadas entre la carga paga y el sistema de presurización, sujeta contra la periferia interna del cohete.

3.3.- Configuración B

Esta configuración tiene un diámetro de 1,2 metros y una longitud total de 11,7 metros aproximadamente.

En aspectos generales, en esta segunda configuración se utilizan tanques no estructurales esféricos para el almacenaje de los propelentes, un sector destinado a la electrónica (tanto la asociada al control y guiado como a la alimentación eléctrica de los distintos sistemas), una cofia enteriza que cubre y protege no solo a la carga paga (sea esta un satélite o varios satélites pequeños) si no que también a casi toda la etapa actuando como recubrimiento, un modulo que alberga el sistema de presurización y alimentación, el motor cohete con sus respectivas válvulas principales y la estructura de empuje correspondiente que vincula el motor con la estructura del vehículo lanzador. En la Figura 2 se puede ver un esquema general de esta configuración de la segunda etapa del vehículo lanzador.

Estructura general

Para esta configuración la estructura principal está constituida por un reticulado, un modulo inferior y la estructura de empuje. El reticulado alberga los tanques esféricos, el sistema de presurización, parte del sistema eléctrico, la electrónica y el soporte de la carga paga. El modulo inferior aloja parte del sistema eléctrico y la electrónica asociada al control de los actuadores eléctricos y de las bombas. Finalmente la estructura de empuje tiene los

elementos del sistema de alimentación, el sistema de propulsión y los sistemas de control. A través de los elementos principales se vinculan el resto de los sistemas, componentes y partes del vehículo para formar finalmente la etapa.

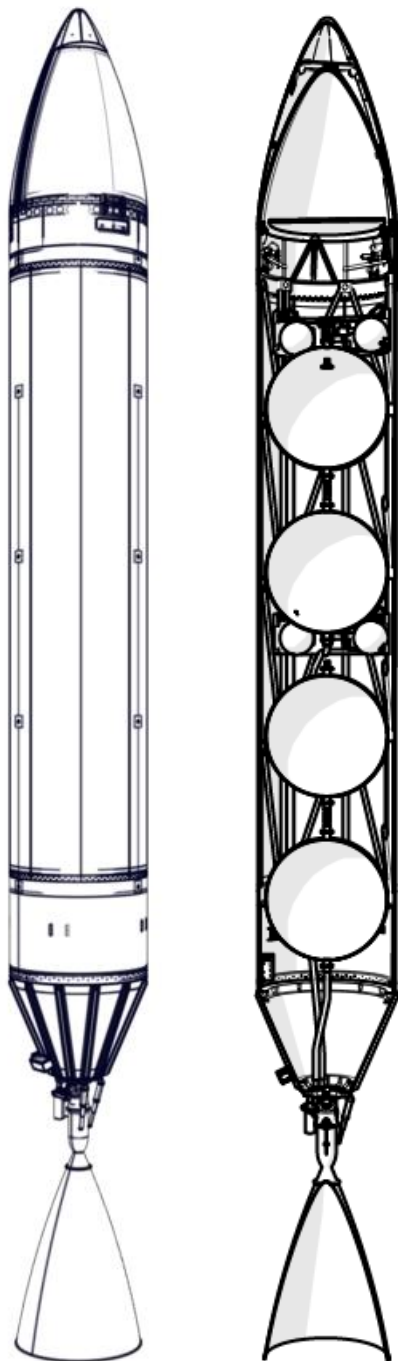


Figura 2. Configuración B

Cofia

La cofia es la encargada de proteger a la carga paga (sea esta un satélite o varios más

pequeños) de los factores externos tanto en plataforma como en vuelo. Dicho elemento debe resistir las fuerzas y las cargas térmicas generadas por el vuelo del vehículo. Será una estructura liviana, fabricada de fibra de carbono (materiales compuestos) en dos mitades.

Al igual que en la configuración A, esta estructura posee un sistema de apertura de cofia la cual al desprenderse no solo aligera el peso de la etapa para el momento del vuelo (en este caso la apertura de la cofia se realiza luego de que la primera etapa se separe y antes de encender el motor de la segunda etapa) si no que también permitir la liberación de la carga paga. Dicho mecanismo constara de un sistema pasivo y otro activo y de unas bisagras partidas.

El sistema pasivo consta de varios resortes distribuidos entre la unión de ambas mitades de la cofia. Estos permanecerán ejerciendo una fuerza mientras la cofia está cerrada (a través del sistema activo).

La función del sistema activo es mantener cerrada la cofia hasta el momento deseado. Consta de unas trabas accionadas eléctricamente. Cuando se desea abrir la cofia, se accionan estas trabas liberando las dos mitades. Luego entra en juego la fuerza almacenada por los resortes que provocan que las mitades se alejen entre si y roten alrededor de la bisagra. Llegado cierto momento, el punto de rotación de la bisagra queda libre y de esta forma la cofia se aleja del vehículo.

Soporte de carga paga

Este es el encargado de soportar y mantener en el lugar correspondiente la carga paga. Este elemento estará compuesto por una placa sándwich la cual le proveerá de la rigidez y resistencia (aparte del bajo peso asociado) necesaria al soporte para cumplir con sus objetivos. Para esta configuración, el soporte irá sujeto de la estructura reticulada.

Tanques de combustible

Los tanques de combustible que utilizará este vehículo son tanques del tipo no estructural

esféricos con anti-vortex y anti-sloshing en su interior. En este caso la etapa llevara 2 tanques esféricos de CH₄ y 2 de LOX. Cada tanque tiene un volumen de 638 litros. Se debe mencionar que 2 tanques por combustible no llegan a completar el mismo volumen de la configuración A. Esto se debe a que se decidió dejar el diámetro de 1.2 metros como un parámetro fijo, por lo tanto, para tener el mismo volumen que en la configuración A se deberían colocar 4 tanques de cada combustible, un total de 8 tanques, pero esto hace que la longitud de la etapa se incremente desmesuradamente. Por eso se optó, para esta configuración, reducir el tiempo de quema para poder disminuir los volúmenes.

Dado que ambos combustibles son criogénicos (Oxígeno líquido y Metano líquido) los tanques están aislados con espuma de poliuretano. De esta manera se evita en gran medida la transferencia de calor y la condensación generada. Las cañerías de alimentación de LOX (tanque superior) son externas al reticulado mientras que las de CH₄ (metano líquido) son internas al reticulado.

En este caso se utilizan 2 tanques de LOX y 2 tanques de CH₄. Se utiliza una conexión en serie para ambos tanques de igual combustible utilizando un pequeño flexible entre bridas para absorber cualquier tipo de desplazamiento producto de las bajas temperaturas. De esta manera se ahorra espacio en comparación a si se tuviese que sacar una cañería de cada tanque y se disminuye la longitud de tuberías.

Los tanques van anclados al reticulado mediante 6 fijaciones distribuidas uniformemente a lo largo del ecuador del tanque logrando, así, disminuir las cargas en los anclajes producto de la diferencia de temperaturas.

El material utilizado para fabricar los tanques es aluminio, y todos sus componentes (anti-vortex, anti-sloshing, etc.) son soldados.

Estructura de empuje

Para esta estructura se adopta una configuración del tipo semi-monocasco de forma

cónica con largueros remachados en su exterior y refuerzos en sus extremos. Esta configuración de la estructura de empuje permite que elementos de piping y electrónica se sujeten sobre los largueros en su periferia exterior. Esto resulta en un ahorro de espacio y por lo tanto en una disminución de la longitud total de la etapa.

Motor

Para esta etapa se diseñó un motor de 34 kN de empuje del tipo regenerativo [2], utilizando al oxígeno líquido como oxidante y al metano líquido como carburante. Este motor es alimentado por dos bombas las cuales elevan las presiones de los combustibles a 35 bares aproximadamente. Dichas bombas son conducidas por dos motores eléctricos del tipo brushless [1] [3] [4].

Para permitir que el conjunto motor se mueva (para el accionar del control y guiado), en el extremo superior de todo el conjunto, posee una rotula que vincula la estructura de empuje con el conjunto motor. El movimiento del motor se logra a través de dos actuadores eléctricos dispuestos a 90 grados uno respecto de otro que vinculan el motor con la estructura de empuje.

Sistema de alimentación

Está compuesto por las válvulas principales, las cañerías de salida de los tanques, flexibles, filtros, válvulas, etc. Todo bien próximo al motor y a la estructura de empuje. Todos estos componentes se fijan del motor y de la estructura de empuje a través de herrajes auxiliares.

Sistema de presurización

Compuesto por los tanques de almacenamiento del gas presurizante, válvulas, reguladores de presión, sensores varios, diversas cañerías, etc. En este caso se decidió independizar los sistemas de presurización colocando un sistema para los tanques de LOX encima de estos y otro para los tanques de CH₄ encima de estos últimos.

Este sistema, básicamente, asegura que dentro de los tanques de propelentes se mantenga

la presión deseada para cumplir el objetivo de mantener la presión necesaria para el sistema de alimentación del motor cohete.

Sistema eléctrico

El sistema eléctrico es el encargado de distribuir la corriente eléctrica que necesita cada dispositivo para desempeñar su correcta función. Este sistema está compuesto por baterías de Litio [1], conectores, cables conductores, etc.

Electrónica

Esta encargada de controlar autónomamente el vuelo del vehículo lanzador. Consta de computadoras de abordaje, sensores, una IMU, etc.

Se encuentran ubicadas entre la carga paga y el sistema de presurización, sujeta contra la periferia interna del cohete.

También se alojan algunos componentes en zonas cercanas al motor.

3.4.- Materiales utilizados

Para ambas configuraciones los materiales principales a utilizar son fibra de carbono, aluminio (diversas aleaciones) y acero inoxidable. Como secundarios se pueden mencionar la espuma de poliuretano, polipropileno, etc.

3.5.- Análisis de masas

A partir de los datos que surgen del análisis y diseño de la trayectoria [5] y de los requerimientos se puede obtener un estimativo de las masas de combustible necesarias y también del peso total del vehículo. Para este caso se propone una aceleración de despegue de 1,41 g y (previo análisis de las características de motor factibles a fabricar) un ISP de la etapa 1 de 300 segundos. Para el caso de la etapa 2 se asume una aceleración de 0,7 g con un ISP 361,5 segundos. Con estos datos (mas algunos otros) se puede obtener una masa total al despegue de 21.595,90 kg aproximadamente.

Enfocándonos exclusivamente en la etapa 2, se obtiene una masa total de 4.994,9 kg. De aquí se deduce que la masa de combustible necesaria es de 4.400,51 kg obteniendo así una masa seca (masa de toda la etapa 2 sin combustible) de 594,39 kg. Este último valor es una referencia a tener en cuenta de lo que debería pesar la estructura, el piping, el sistema de propulsión, la electrónica, etc. de esta etapa.

Para saber qué porcentaje de masa le corresponde asignar a cada sistema de la etapa 2 (para así tener masas como punto de partida y tener objetivos a cumplir en relación a esto, lo cual también influye en gran medida en los diseños) luego de una exhaustiva investigación de las masas de diferentes lanzadores, se ha llegado a los resultados que se muestran en la Tabla 1.

Tabla 1. Porcentaje del peso al despegue asociado a cada sistema.

Sistema	% del Peso al Despegue
Propulsión	2,8
Hidráulico / Eléctrico	1,2
Presurización	0,4
Estructura con tanques	1,85
Guiado y Control	1,7
Combustible y aceite residual	0,8
Combustible utilización	0,2
Total	8,95

Cabe mencionar que como este análisis esta hecho sobre lanzadores viejos (época de los 70/80) hay algunos sistemas que podrían no estar presentes en nuestro diseño actual o que por el avance de la tecnología el porcentaje de masa sea menor. Por ejemplo, el ítem combustible utilización hace referencia al combustible utilizado para el funcionamiento del generador de gases que mueve a las bombas. En nuestro caso, como se utilizan motores eléctricos, este porcentaje no lo tenemos y podemos distribuir ese valor en algún otro ítem en el cual necesitemos adicionar masa.

4.- CONCLUSIONES

Se presentaron dos configuraciones posibles. Luego del análisis de ambas se concluye que:

- 1- La configuración A es la que cumple con los requisitos de misión originales;
- 2- La configuración A tiene una menor longitud total;
- 3- La configuración B es más fácil de integrar al poder colocarle el recubrimiento a último momento;
- 4- En la configuración A se aprovechan mejor los espacios;
- 5- Constructivamente, ambas configuraciones se encuentran equiparadas al igual que los materiales utilizados.

Por todo esto se concluye que la opción más adecuada para cumplir con la misión es la configuración A.

5.- REFERENCIAS

[1] G. Garaventa, M. Actis, “DISEÑO DE SISTEMA DE ALMACENAMIENTO DE ENERGÍA ELÉCTRICA (Li) Y SISTEMAS DE CONTROL PARA BOMBA ELÉCTRICA PARA UN MOTOR COHETE”, Noveno Congreso Argentino de Tecnología Espacial (CATE), 26-29 Abril de 2017.

[2] A. Patanella, M. Actis, “DISEÑO DE UN MOTOR COHETE PARA ETAPA SUPERIOR CON PROPELENTES LOX/CH₄”, Noveno Congreso Argentino de Tecnología Espacial (CATE), 26-29 Abril de 2017.

[3] A. Patanella, M. Actis, “DISEÑO DE UNA BOMBA IMPULSADA ELÉCTRICAMENTE PARA UN MOTOR COHETE”, Noveno Congreso Argentino de Tecnología Espacial (CATE), 26-29 Abril de 2017.

[4] A. Patanella, G. Garaventa, M. Actis, “TURBO-BOMBAS VS. BOMBAS ELÉCTRICAS”, Noveno Congreso Argentino de Tecnología Espacial (CATE), 26-29 Abril de 2017.

[5] M. Garcia Sainz, A. Patanella, J.S. Delnero, M. Actis, “TRAYECTORIA Y

PERFORMANCE DE UNA ETAPA SUPERIOR PARA UN VEHÍCULO LANZADOR IMPULSADO POR UN MOTOR COHETE CON BOMBAS ELÉCTRICAS”, Noveno Congreso Argentino de Tecnología Espacial (CATE), 26-29 Abril de 2017.

[6] J. Paladini, D. Britez, A. Patanella, “DISEÑO DE ANILLO DE UNIÓN E TANQUES ESTRUCTURALES PARA VEHÍCULO LANZADOR”, Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica (CAIA), 23-25 Noviembre de 2016.