

Ingeniería de Sistema de Lanzamiento Espacial

Space Launch System Engineering

Seferino A. Rengel

Resumen—Esta propuesta trata la posibilidad de desarrollo de un cohete lanzador espacial diseñado y construido en Venezuela, para colocar en órbita baja (altura de 180 a 300 km) satélites cuyo peso sea de 500 kg, los cuales pueden ser utilizados para propósitos de interés científico, comercial o nacional. Se presenta un diseño teórico que permitirá estudiar otros proyectos como el lanzamiento de cargas útiles más pesadas, satélites de comunicaciones o cargas científicas. Se propone un lanzador de dos etapas, impulsado por motores de propergol líquido con enfriamiento regenerativo, alimentados por turbobombas con ciclo con generador de gases. Los propergoles serían kerosene y oxígeno líquido. La capacidad de 500 kg es una referencia de diseño, pero para una planeación y financiamiento más realistas, un proyecto de pruebas tendría una cifra de 100 kg. Venezuela tiene una posición geográfica que permite la instalación de una base de lanzamiento, al tener vista al océano Atlántico y el mar Caribe lo que evitaría sobrevolar territorios extranjeros y permitir la caída en alta mar de las etapas; la cercanía al ecuador terrestre permitiría lanzamientos a órbita geostacionaria con maniobras poco energéticas; posee experiencia en el manejo de hidrocarburos líquidos y gases licuados utilizables como propergoles. El lanzador es una parte de un sistema que engloba equipos de soporte, seguimiento, laboratorios, y la propia carga útil. Todo este conjunto impulsaría el desarrollo de tecnologías, procedimientos industriales, alianzas estratégicas entre compañías y capacitación de personal en diferentes ramas interdisciplinarias.

Palabras claves—Aeroespacial, cohete, espacial, espacio, ingeniería, órbita, satélite, tecnología.

Abstract—This proposal addresses the possibility of developing a space launching rocket designed and built in Venezuela, to put in low orbit (height of 180 to 300 km) satellites weighing 500 kg, which can be used for purposes of scientific, commercial or national interest. It presents a theoretical design that will allow to study other projects that can be the launch of heavier payloads, communications satellites or scientific loads. It proposes a launcher of two stages, propelled by engines of liquid propellant with regenerative cooling, fed by turbopumps with gas-generator cycle. The propellants are kerosene and liquid oxygen. The capacity of 500 kg is a reference design, but for more realistic planning and financing, a test project would have a quantity of 100 kg. Venezuela has a geographical position that allows the installation of a launch base, having a view of the Atlantic Ocean and the Caribbean Sea, which would avoid flying over foreign territories and allowing the high seas to fall from the stages; The proximity to the terrestrial equator would allow launchings to geostationary orbit with little energetic maneuvers; Venezuela has experience in the management of liquid hydrocarbons and liquefied gases usable as propellants. The launcher is a part of a system that includes support equipment, tracking, laboratories, and payload itself. This set would boost the development of technologies, industrial processes, joint venture between companies and staff training in various interdisciplinary fields.

Index Terms—Aerospace, engineering, orbit, outer space, rocket, satellite, space, technology.

I. INTRODUCCIÓN

Una parte fundamental para el impulso de un programa espacial encaminado a generar y consolidar independencia tecnológica, consiste en desarrollar y construir cargas útiles y tener la capacidad de colocarlas por sus propios medios en órbita. También se requiere, más que la tecnología, la decisión política de hacerlo. La realización de este tipo de objetivos no sólo generaría prestigio, porque el desarrollo de sistemas que cumplan esos requisitos proporcionaría una oportunidad única para encontrar nuevos materiales y procesos, para inventar sistemas técnicos y procesos de fabricación, es decir, la estimulación de desarrollo tecnológico. Todo este conocimiento se aplicaría a tecnologías terrestres. Conduciría a nuevos procesos tecnológicos que valdrán muchas veces el coste de su desarrollo.

El presente artículo es entregado y publicado en agosto de 2017.

Seferino A. Rengel es un investigador independiente, técnico en electrónica, dedicado al área de computación, en la ciudad de Caracas, Venezuela. (e-mail: rseferino@gmail.com).

II. SELECCIÓN DEL LUGAR DE LANZAMIENTO

A. Condiciones climáticas

Se busca que el sitio de lanzamiento no se encuentre en una zona de huracanes, tormentas, u otros fenómenos meteorológicos. El aire debe tener una humedad baja para conservar las condiciones de atmosfera estándar y evitar que los propergoles sufran contaminación por humedad y las estructuras metálicas sufran corrosión, preferiblemente con bajas precipitaciones y clima cálido. Es esencial que este sitio se encuentre a nivel del mar para que tenga condiciones de atmosfera estándar, para poner a prueba el funcionamiento y rendimiento de motores cohete. Un factor importante es el perfil de viento en la zona el cual puede desviar de su trayectoria al vehículo durante el ascenso y causar daños en las estructuras terrestres como torres de servicio y antenas. Debe poseer poca nubosidad y niebla para permitir visibilidad a larga distancia para que los controladores en tierra puedan observar los lanzamientos a una distancia segura.

B. Densidad de población y tráfico aéreo

Para garantizar la seguridad de la población y el personal durante las fases de despegue y vuelo atmosférico, es necesario que los alrededores del sitio de lanzamiento y los lugares debajo de la trayectoria tengan una baja densidad de población, garantizando así que en caso de una explosión no haya personal cerca, y, en caso de un fallo en vuelo que genere una colisión en tierra, el vehículo no impacte a una población. Por eso es preferible que se encuentre lo más lejos posible de ciudades. Estas zonas deben contar con espacio aéreo restringido cerca de la base, y bajo de tráfico aéreo.

C. Geografía

La plataforma de lanzamiento y el complejo de operaciones deben encontrarse lejos de fallas geológicas, regiones montañosas y selváticas, fuentes de agua subterráneas, parques y ecosistemas naturales, sitios históricos, o asentamientos indígenas, garantizando la visibilidad y accesibilidad a las instalaciones, evitando daño en los ecosistemas adyacentes.

D. Transporte y Comunicaciones

Parte esencial para la operación del sitio de lanzamiento son las comunicaciones y las vías de transporte. Las comunicaciones permiten coordinar las operaciones, recibir y enviar información de monitoreo y control. Los enlaces de comunicaciones deben ser redundantes, aprovechando el uso de satélites de comunicaciones, microondas, y disposición de radioayudas. La infraestructura más importante son las vías de acceso que permiten el transporte de suministros y materia prima al centro de lanzamiento. Es esencial aprovechar los recursos naturales como ríos para el transporte fluvial y mares para cargamento de mayor capacidad. Debe contar con instalaciones de transporte aéreo que agilicen el transporte de personal y materiales. Es fundamental que se encuentren tanto externos a la base (para llevar los suministros) como internos en las mismas instalaciones (para movimiento y almacenamiento de suministros) permitiendo no solo el

suministro de personal y materiales sino también el desplazamiento de equipos dentro de las mismas instalaciones.

E. Infraestructura

La zona debe ser lo bastante grande para alojar laboratorios, instalaciones para el personal, torres de lanzamiento, talleres de ensamble y mantenimiento, sistemas de energía, infraestructura vial, y todas deben estar alejados entre sí para prevenir accidentes y, en el caso de que ocurran, no se afecten entre si y garantice la seguridad y evacuación del personal.

III. DESARROLLO TECNOLÓGICO

A. Plataformas de lanzamiento

Son las instalaciones encargadas de transportar, posicionar y guiar el vehículo para su lanzamiento. En ellas se realiza el mantenimiento del lanzador y en algunas ocasiones el ensamble del mismo. Cuentan con sistemas de suministro de propergoles y torres de mantenimiento que permiten al personal realizar las inspecciones antes del lanzamiento. También cuentan con sistemas de telemetría que llevan los datos a la sala de control, así como un sistema de cámaras para monitorear cada instante previo al lanzamiento.

B. Sistemas de rastreo y telemetría

Son estaciones en tierra situadas alrededor de la trayectoria de vuelo que se encargan de monitorear al lanzador desde el lanzamiento hasta la inserción en órbita, tal como muestra la Fig.1. También monitorean otros factores como el tráfico aéreo y condiciones meteorológicas. A través de ellas el vehículo envía datos de vuelo al centro de control donde los operadores en tierra controlan las etapas del vuelo.

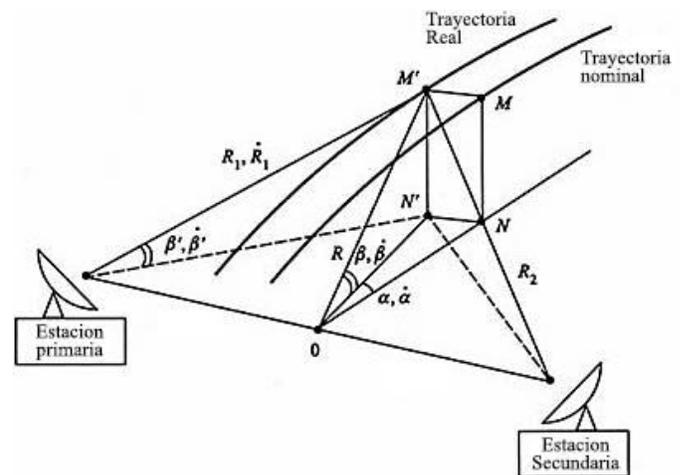


Fig. 1. Disposición de sistema de rastreo y telemetría.

C. Laboratorios

Son instalaciones para poner a prueba los componentes del lanzador. Entre las más importantes se encuentran:

1) Túneles de viento

Permiten realizar investigaciones de la aerodinámica de la estructura del lanzador, observar la influencia del aire para optimizar el diseño del mismo (Fig.2).



Fig. 2. Túnel de viento a escala.

2) Bancos de prueba de motores cohete

Suministran información del empuje, tiempo de combustión, presiones, velocidad de los gases, probando materiales y previniendo posibles fallas (Fig.3).



Fig. 3. Instalación de pruebas de motores.

3) Laboratorios de pruebas no destructivas

En ellos se simulan las cargas que va a soportar la estructura como vibraciones, choques térmicos, esfuerzos, y presiones durante el vuelo.

4) Laboratorio de satélites

Allí se ensamblan y prueban las cargas útiles. Se preparan para su acoplamiento con el cohete.

D. Personal en tierra

Al no encontrarse cerca a una población, el personal debe contar con instalaciones para hospedaje, servicios de salud y alimentación, alejadas de los sitios más peligrosos, contando con un protocolo de seguridad y vías de evacuación.

E. Instalaciones

Son los lugares donde se almacenan los suministros bajo condiciones adecuadas de seguridad y ambiente controlado, alejadas unas de otras, proveen un ambiente ideal para la manipulación de materias primas. Estas instalaciones pueden disponer del almacenamiento en grandes cantidades y periodos de tiempo prolongados y gracias al amplio espacio del centro espacial deben estar lo más alejadas posibles entre ellas evitando, en el caso de una falla, una reacción en cadena.

IV. TEORÍA DEL COHETE

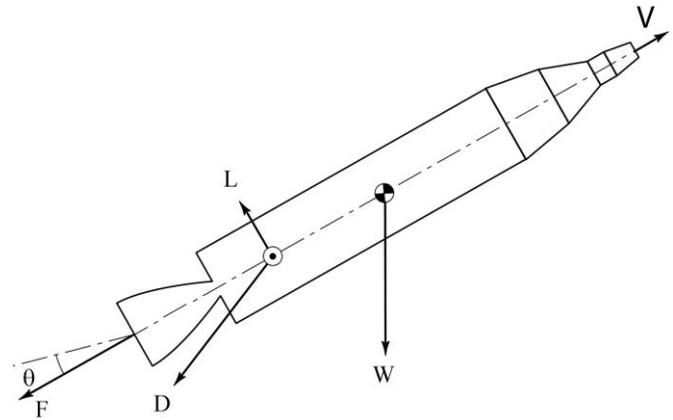


Fig. 4. Fuerzas sobre un cohete.

El cohete es un aparato que se impulsa a sí mismo eyectando masa a alta velocidad en el sentido opuesto al avance. Se encuentra sujeto a varias fuerzas: empuje (F), peso (W) y resistencia aerodinámica (D). No se toma en cuenta la sustentación (L) porque resulta menor que la resistencia. El peso se sitúa en el centro de gravedad. En la Fig. 4 se ilustran las fuerzas sobre el cohete, donde V es la velocidad, y θ el ángulo de cardan del motor. Tiene tres ejes de movimiento (Fig.5): cabeceo (pitch), alabeo (roll), y guiñada (yaw).

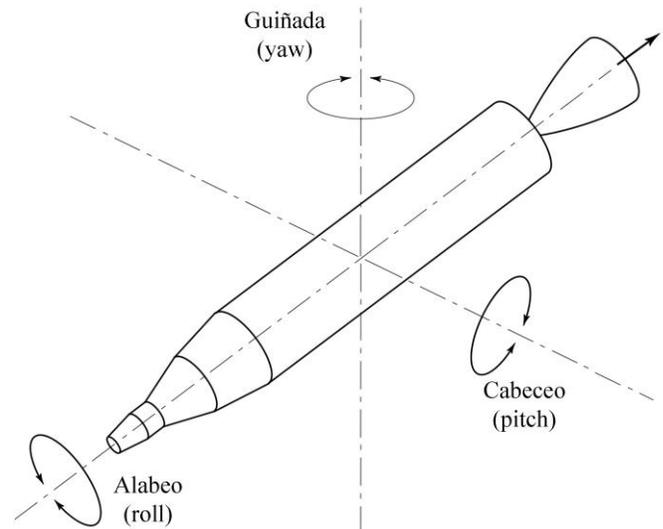


Fig. 5. Los tres ejes de rotación principales de un cohete.

En la Fig. 6 se muestra la trayectoria típica de un lanzador de dos etapas. Al momento del despegue, el lanzador debe generar un impulso mayor a su peso, empezara a acelerar ganando velocidad. El sistema de cardan mueve los motores para que la trayectoria pase gradualmente de vertical a horizontal. Al consumirse el propergol de la primera etapa, esta se desprende del lanzador, el cual sigue suministrando empuje por el motor de la segunda etapa, mientras la primera etapa cae en una trayectoria a la superficie de la Tierra. Cuando se consume la segunda etapa, la carga útil se desprende de esta para quedar en órbita. Para alcanzar la órbita el lanzador debe desarrollar una velocidad de 9300 m/s.

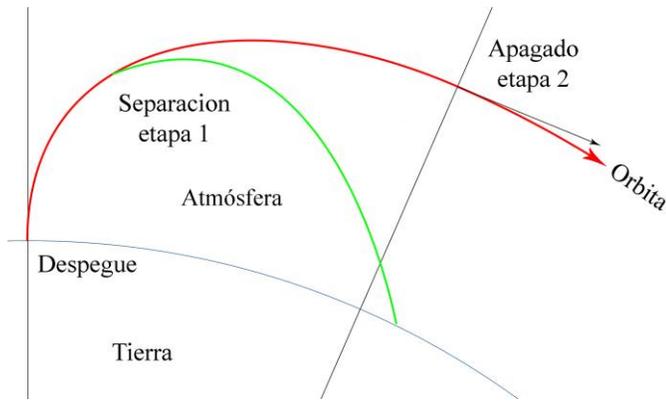


Fig. 6. Trayectoria de un cohete de dos etapas a la órbita.

La velocidad orbital es de 7757 m/s a 250 km de altura, pero debe desarrollarse una velocidad mayor debido a pérdidas de rendimiento. Las pérdidas gravitatorias, es decir, la energía que debe invertirse para impulsarse en dirección contraria a la gravedad. Un lanzador pierde de 1000 m/s a 1500 m/s en luchar contra la gravedad. Para reducirlo, lo ideal sería que permaneciese el menor tiempo posible en trayectoria vertical y que nada más despegar adoptar una posición horizontal, pero esto entra en conflicto con el rozamiento atmosférico.

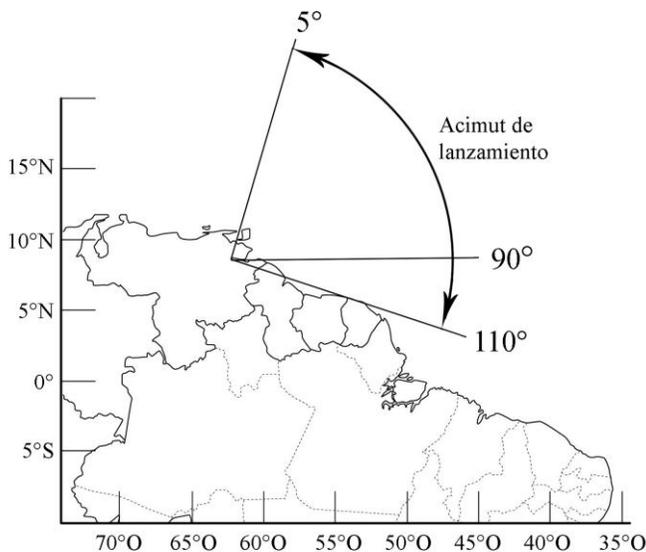


Fig. 7. Acimut de lanzamiento desde Venezuela para evitar sobrevuelo de otros países durante etapa de propulsión.

El rozamiento atmosférico no produce pérdidas serias (unos 150 m/s), pero obliga a diseñar los lanzadores para soportar el calor por fricción y las tensiones aerodinámicas. Para reducir la pérdida por rozamiento, el lanzador sigue una trayectoria vertical hasta dejar atrás la mayor parte de la atmósfera y

cambiar su trayectoria hasta alcanzar la horizontal.

Se desea aprovechar la rotación terrestre para imprimir velocidad inercial, y economizar combustible. Si se despegue desde el ecuador se aporta una velocidad de 465 m/s, desde una altitud de 9 grados norte en Venezuela serían 459 m/s, como ejemplo en Baikonur (Rusia) a 45 grados norte es 348 m/s, desde Kourou (Guayana Francesa) a 5° norte será 463 m/s.

Un parámetro que afecta el desempeño es el acimut de lanzamiento: el ángulo entre el norte y la dirección de lanzamiento: 0° (Norte), 90° (Este), 180° (Sur), y 270° (Oeste). En la Fig. 7 se muestra los acimuts desde Venezuela.

V. LANZADOR INTEGRAL

El diseño es para un lanzador que para referencia se llamará "Integral"; compuesto de dos etapas: I-1 y I-2. Tendrá la capacidad de colocar 500 kg en una órbita de 250 km de altura. La primera etapa cuenta con 8 motores. Los motores puede maniobrar el lanzador en sus 3 ejes de rotación. La segunda etapa cuenta con un solo motor. El número de motores está pensado para poseer un único tipo de motor para todas las etapas, lo que permite simplificar la fabricación de componentes para ambas etapas. El motor cohete de la primera etapa se denomina I-1A (la versión de la segunda etapa se llamara I-2A, con una tobera adaptada al vacío). Utiliza un ciclo de generador de gas, con una alimentación de propergol por medio de turbobombas. Los propergoles serán oxígeno líquido (LOX) y kerosene (RP-1). Fig. 8 muestra la disposición de los componentes mayores del lanzador.

VI. CÁLCULOS DE DISEÑO

El diseño es un proceso iterativo que obtiene los parámetros de masas en las etapas basado en datos de diseños exitosos. La carga útil determina el peso de la segunda etapa y está el de la primera. La cofia se toma como carga de la primera etapa al ser eyectada al mismo tiempo que la segunda etapa.

Velocidad segunda etapa (ΔV_2): Aplicando la ecuación del cohete de Tsiolkovsky se determina la velocidad desarrollada:

$$\Delta V_2 = (Isp_2 g_0) \ln \left(\frac{w_{2c}}{w_{2c} - w_{2prop}} \right) \quad (1)$$

Isp_2 es el impulso específico desarrollado por el motor (348 s), g_0 gravedad de la Tierra (9.80665 m/s²). w_{2c} peso de la etapa cargada, w_{2prop} el peso del propergol. Se logra una velocidad de 5347.030 m/s.

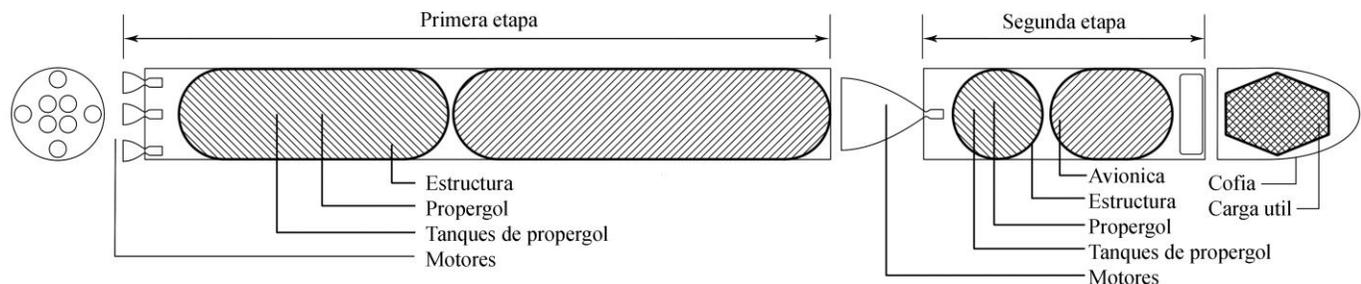


Fig. 8. Diseño esquemático del lanzador Integral.

Velocidad primera etapa ($\Delta V1$):

$$\Delta V1 = (Isp1 g0) \ln \left(\frac{w_{1c}}{w_{1c} - w_{1prop}} \right) \quad (2)$$

$Isp1$ es el impulso específico (299 s). La velocidad es de 3483.700 m/s.

Velocidad aportada por la rotación de la Tierra: La velocidad de rotación de la Tierra en el ecuador es de 465.098 m/s:

$$V_{base} = \cos \alpha \ 465.098 \text{ m/s} \quad (3)$$

La latitud de la base de lanzamiento (α). Con esto se puede calcular la velocidad respecto al acimut de lanzamiento:

$$V_{acimut} = \cos \beta \ V_{base} \quad (4)$$

β es el acimut de lanzamiento. Realizando un lanzamiento desde 9° de latitud norte, la velocidad de rotación de la Tierra es de 459.4 m/s. Con un acimut de lanzamiento de 90° esa misma sería la velocidad aportada por la rotación de la Tierra.

Velocidad final del lanzador: Es la suma de las velocidades desarrolladas por cada etapa y la velocidad aportada por la rotación de la Tierra: 9271.7 m/s.

TABLA I
VEHÍCULO ESPACIAL DE DOS ETAPAS INTEGRAL

	I-1	I-2
Empuje (kg-f) Nivel del mar	22566.32	2876.619
Empuje (kg-f) Vacío	N/A	3366.000
Motores	8	1
Impulso específico Isp , (s)	299	348
Tiempo de operación (s)	195	386
Etapa, (kg)	16200.000	4000.000
Etapa vacía, (kg)	1458.000	360.000
Propergol, (kg)	14742.000	3640.000
Propergol para generador de gases, (kg)	405.405	100.100
Total de propergol, (kg)	15147.405	3740.100
Total de la etapa cargada, (kg)	18441.600	4600.100
Tanques etapa, (kg)	904.500	232.960
Motor segunda etapa, (kg)	184.600	44.000
Estructura de etapa, (kg)	188.900	83.040

VII. ELEMENTOS DE LOS MOTORES COHETES

Un motor cohete comprende 6 grandes subsistemas:

- 1) Montaje de la cámara de empuje,
- 2) Sistema de alimentación y control de propergol,
- 3) Tanques de propergol y almacenamiento de gases,
- 4) Sistemas de control neumático e hidráulico,
- 5) Componentes de interconexión y monturas,
- 6) Instrumentación del motor.

La cámara de empuje produce energía por combustión de los propergoles suministrados por el sistema de alimentación. La cámara de empuje alberga el inyector que atomiza, mezcla, enciende, y mantiene la combustión. Los gases calientes se descargan a través de una tobera convergente-divergente para

lograr altas velocidades de eyección y generar empuje. El sistema de alimentación consta de tanques, líneas y turbobombas. Las turbinas son impulsadas por gases calientes producidos en un generador de gas. Un sistema de empuje vectorial efectúa los cambios de dirección del vehículo dirigiendo el empuje del motor en una dirección distinta a la paralela al eje longitudinal. En la Fig.9 se muestra el esquema del sistema alimentado propuesto para el lanzador Integral.

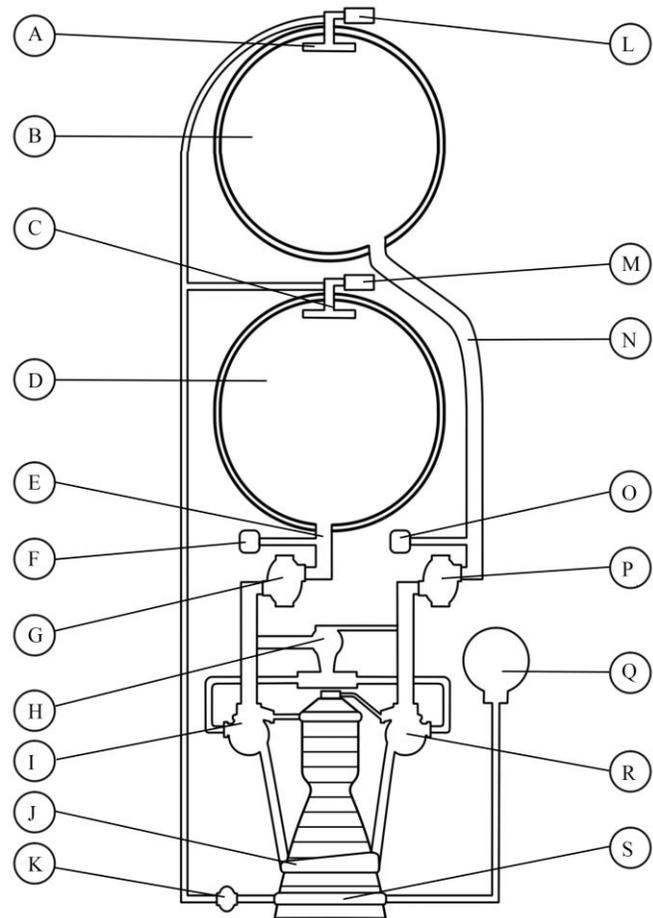


Fig. 9. Diagrama de un sistema alimentado por turbobombas.

- A. Difusor de gas presurizador.
- B. Tanque de oxidante.
- C. Difusor de gas presurizador.
- D. Tanque de combustible.
- E. Conducto de combustible
- F. Válvula de drenaje del tanque de oxidante
- G. Válvula de combustible.
- H. Generador de gas.
- I. Turbobomba de combustible.
- J. Escape de la turbina.
- K. Regulador de presión de presurizador.
- L. Válvula de ventilación del tanque de oxidante.
- M. Válvula de ventilación del tanque de combustible.
- N. Conducto de oxidante.
- O. Válvula de drenaje del tanque de combustible
- P. Válvula de oxidante.
- Q. Botella de helio de alta presión.

- R. Turbobomba de oxidante.
- S. Cámara de empuje
- T. Intercambiador de calor.

VIII. MONTAJE DE LA CÁMARA DE EMPUJE

A. Parámetros de diseño de la cámara de empuje

TABLA II
MOTORES COHETE DEL LANZADOR INTEGRAL

	I-1A	I-2A
Empuje (kg-f) Nivel del mar	2820.790	2876.619
Empuje (kg-f) Vacío	N/A	3366.000
Presión de cámara (kg/cm ²)	100.000	100.000
Presión escape (kg/cm ²)	1.000	0.035
Presión atmosférica (kg/cm ²)	1.000	0.035
Relación de calor específico	1.218	1.218
Temperatura de combustión (K)	3600.000	3600.000
Peso molecular del gas	21.800	21.800
Longitud característica L* (cm)	114.000	114.000
Relación de mezcla	2.330	2.330
Relación de contracción ϵ_c	5.000	5.000
Angulo convergente (grados)	33.000	33.000
Angulo tobera (grados)	18.000	18.000
Coefficiente de empuje C _f	1.633	1.900
Velocidad efectiva de escape V _e (m/s)	2934.940	3413.200
Velocidad característica C* (m/s)	1797.175	1797.175
Área de garganta A _t (cm ²)	17.270	17.270
Radio de garganta R _t (cm)	2.350	2.350
Numero Mach N _m en salida	3.430	5.380
Área de salida A _e (cm ²)	564.980	6550.261
Radio de salida R _e (cm)	13.410	45.660
Relación de expansión ϵ	32.710	441.020
Longitud tobera L _{n-80%} (cm)	27.360	107.180
Punto N _t (cm)	0.280	0.280
Punto N _a (cm)	2.600	2.600
Radio de cámara R _c (cm)	5.740	5.740
Longitud cono convergente L _{cono} (cm)	7.040	7.040
Longitud cilindro L _{cil} (cm)	15.300	15.300
Longitud total del motor (cm)	49.700	49.700
Impulso específico I _{sp} (s)	299.280	348.050
Flujo de propergol (kg/s)	9.430	9.430
Flujo combustible (kg/s)	2.830	2.830
Flujo oxidante (kg/s)	6.600	6.600
Presión de inyección (kg/cm ²)	105.310	105.310
Temperatura en salida (K)	1578.840	866.470

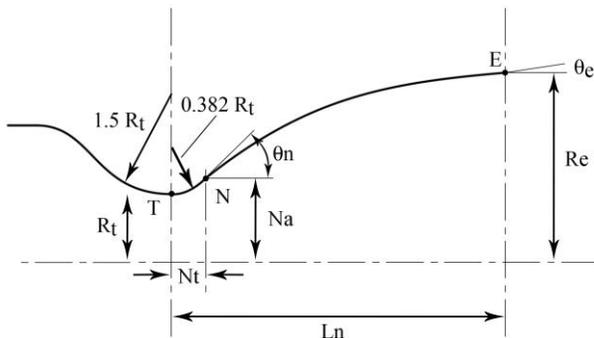


Fig. 10. Configuración de una tobera parabólica de campana.

El método de diseño para una cámara de empuje utiliza la aproximación parabólica sugerida por G.V.R. Rao (Fig.10). Esta emplea un diseño donde el contorno de la pared cambia gradualmente para que no se formen ondas de choque, dando mayor eficiencia y longitud más corta. La Tabla II muestra los parámetros de diseño de los motores cohete Integral.

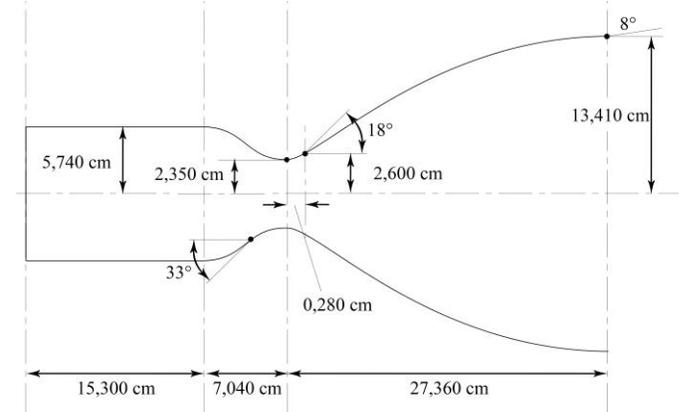


Fig. 11. Dimensiones de la cámara de empuje del motor I-1A

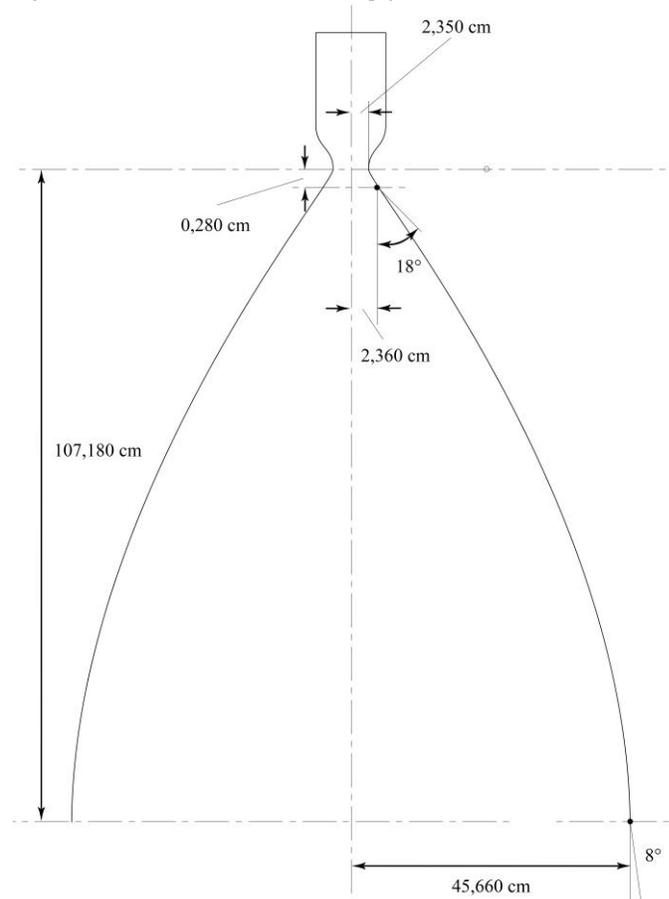


Fig. 12. Dimensiones de la cámara de empuje del motor I-2A. La cámara de empuje es igual a la del I-1A agusa arriba del punto N.

El motor cohete I-1A (Fig. 11) es de empuje fijo. Los componentes del I-1A constan de un sistema de enfriamiento regenerativo que hace pasar el combustible a través de pasajes en la pared de la cámara de empuje; posee dos turbobombas que consisten en una bomba centrífuga y una turbina cada una (esta disposición doble evita problemas por mezcla de

propergoles por sellos con fugas); un generador de gas para ambas turbobombas, y válvulas de tipo asiento. La inyección del propergol es por un inyector de tipo perno. Los propergoles son oxígeno líquido (LOX) y kerosene (RP-1).

El motor I-2A (Fig. 12) es un I-1A con una tobera adaptada al vacío. Esto obedece a que el empuje posee dos componentes: empuje de impulso (flujo multiplicado por la velocidad de escape) y empuje de presión (diferencia entre las presiones interna y externa multiplicado por el área de la sección transversal del escape). Matemáticamente sería:

$$F = q Ve + (Pe - Pa)Ae \quad (5)$$

donde q es el flujo de la masa eyectada (kg/s), Pa la presión de la atmósfera ambiente (kg/m²), Pe la presión de los gases de escape (kg/m²) y Ve la velocidad de eyección (m/s). El motor I-1A está adaptado para funcionar a presión atmosférica, por lo que el empuje de impulso es predominante, en el vacío la diferencia de presión es grande, para compensarla el área de salida de la tobera debe ser mayor aumentando se tamaño. La presión de salida del I-2A fue escogida por razones estructurales ya que la tobera debe encajar en el lanzador.

B. Sistema de enfriamiento

Debido a las temperaturas de operación, se utilizará enfriamiento regenerativo, que se muestra en la Fig. 13.

TABLA III
SISTEMA DE ENFRIAMIENTO REGENERATIVO

Temperatura de combustión (K)	3600.000
Temperatura del gas en combustión -Taw- (K)	3566.024
Temperatura de refrigerante al ingresar -Tco- (K)	300.000
Temperatura de pared del lado del gas -Twg- (K)	660.000
Temperatura lado refrigerante cámara -Twc- (K)	659.863
Temperatura lado refrigerante garganta -Twc- (K)	659.419
Temperatura lado refrigerante salida tobera -Twc- (K)	659.975
Temperatura de fusión material (K)	1358.150
Velocidad de flujo del refrigerante (m/s)	15.018
Presión de inyección en la cámara (kg/cm ²)	105.310
Caída de presión (kg/cm ²)	20.119
Presión de entrada a chaqueta de enfriamiento (kg/cm ²)	125.428
Espesor de la pared (cm)	0.150
Separación entre pasajes (cm)	0.300
Diámetro de pasajes de refrigerante (cm)	0.300
Numero de pasajes de refrigerante (cámara)	60
Numero de pasajes de refrigerante (garganta)	24
Numero de pasajes de refrigerante (salida tobera)	140

El combustible es alimentado por pasajes en la pared de la cámara para enfriarla, antes de inyectarse en la cámara de combustión. La chaqueta de enfriamiento cuenta de una pared interna y otra externa entre las cuales se mecanizan los pasajes (Fig. 14). En el motor I-1A el trayecto del refrigerante inicia en la base de la tobera hasta el inyector. La pared estaría hecha de una aleación de cobre con una temperatura de fusión de 1358 K (1085 °C). El punto de fusión es menor a la temperatura del gas en combustión (3566 K o 3292°C) y el enfriamiento permite reducir la temperatura de las paredes a

659 K (385 °C). El número de pasajes varía debido al cambio de la geometría de la cámara. Los diámetros de los pasajes deben ser sean iguales para mantener la velocidad de flujo uniforme para que el refrigerante acumule temperatura en puntos en su trayecto.

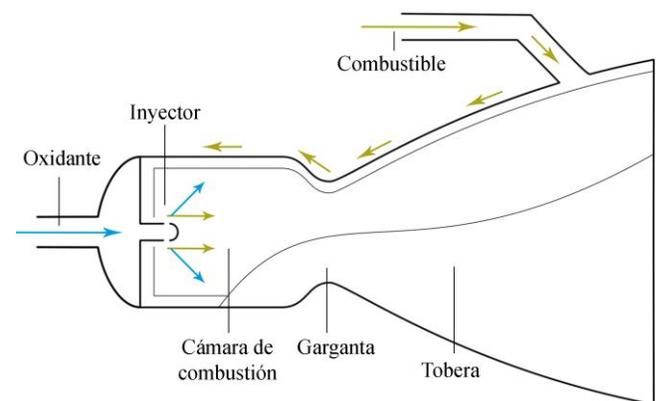


Fig. 13 Cámara de empuje con enfriamiento regenerativo.

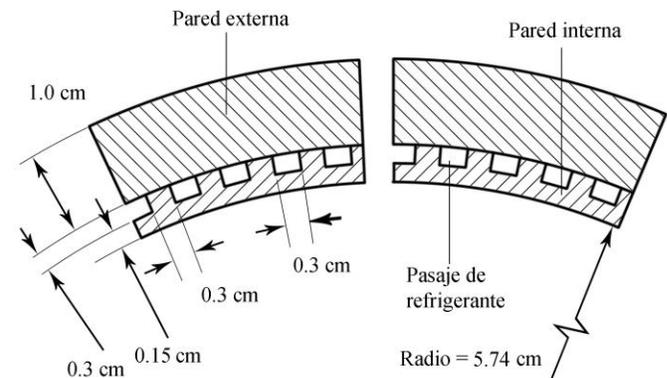


Fig. 14. Configuración de las paredes de la chaqueta de enfriamiento.

C. Inyector tipo perno

Es un inyector donde la corriente de combustible fluye por un tubo externo, saliendo como una corriente cilíndrica, mientras que el oxidante fluye en un tubo interno y choca con un perno (Fig. 15), el oxidante se proyecta hacia afuera en una lámina plana que intersecta la corriente del combustible. Esta colisión crea la mezcla de combustible y oxidante. Fig. 16 muestra los elementos de diseño de este tipo de inyector.

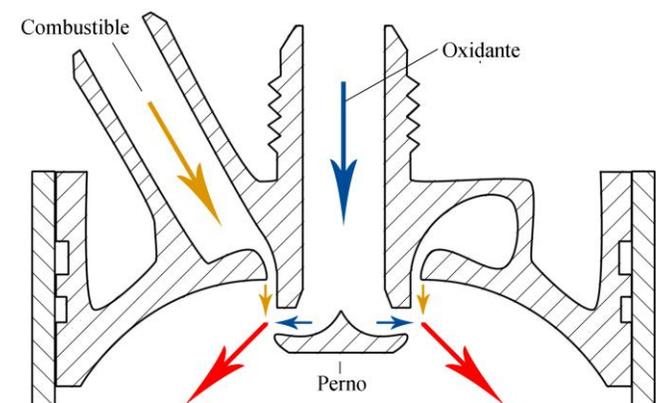


Fig. 15. Inyector tipo perno.

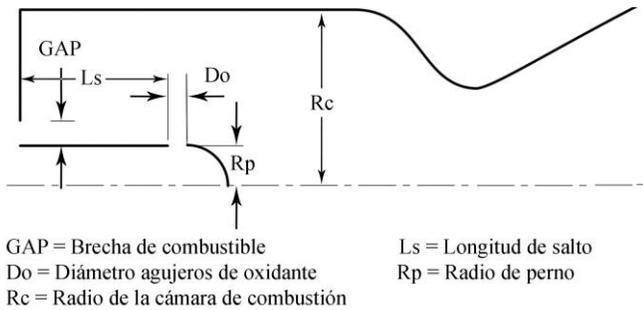


Fig. 16. Principales elementos de diseño del inyector tipo perno.

TABLA IV
INYECTOR TIPO PERNO

Flujo de propergol (kg/s)	9.430
Relación de mezcla	2.330
Diámetro de cámara (cm)	11.480
Presión de cámara (kg/cm ²)	100.000
Presión de inyección (kg/cm ²)	105.310
Caída de presión (kg/cm ²) - ΔP	5.310
Caída de presión (Pa) - ΔP	520635.050
Densidad combustible (kg/cm ³)	0.820
Densidad oxidante (kg/cm ³)	1.141
Relación diámetro cámara/perno	5.000
Diámetro agujeros oxidante (cm)	0.300
Flujo combustible (kg/s) - wf	2.830
Flujo oxidante (kg/s) - wo	6.600
Área de inyector combustible (cm ²) - Af	1.370
Área de inyector oxidante (cm ²) - Ao	2.710
Diámetro de perno (cm) - Dp	2.300
Radio perno (cm) - Rp	1.150
Longitud de salto (cm) - Ls	4.600
Velocidad combustible (m/s)	24.944
Velocidad oxidante (m/s)	21.146
Radio de entrada de combustible (cm) -Rgap	1.753
Brecha de combustible (cm) - Gap	0.605
Numero de agujeros de oxidante - N	38

D. Dispositivos de ignición

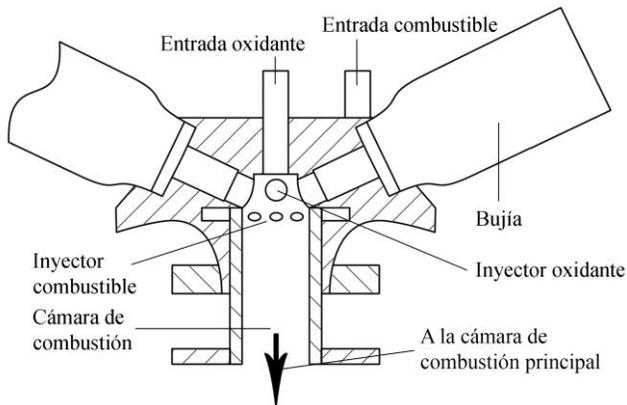


Fig. 17. Sistema de ignitor por chispa de antorcha

El sistema de ignición es un ignitor por chispa de antorcha (Fig.17), donde pequeñas cantidades de propergol se introducen en una cámara de combustión de ignición y se enciende por chispas generadas por bujías. La llama se envía

hacia la cámara de combustión principal y, a su vez, enciende los propergoles.

E. Ciclo de potencia

La potencia para activar el motor es proporcionada por un ciclo con generador de gas, que toma una pequeña cantidad de propergol para alimentar un generador de gas. El gas caliente pasa a través de las turbina para impulsar las bombas que envían los propergoles a la cámara de combustión. Fig. 18 muestra la disposición de componentes de este ciclo.

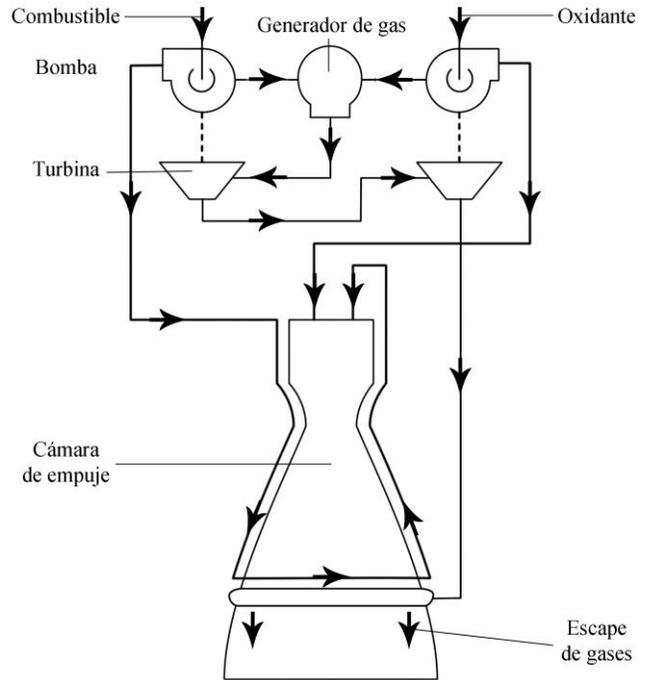


Fig. 18. Ciclo con generador de gas de un motor cohete.

IX. SISTEMA DE ALIMENTACIÓN DE PROPERGOL.

A. Bombas

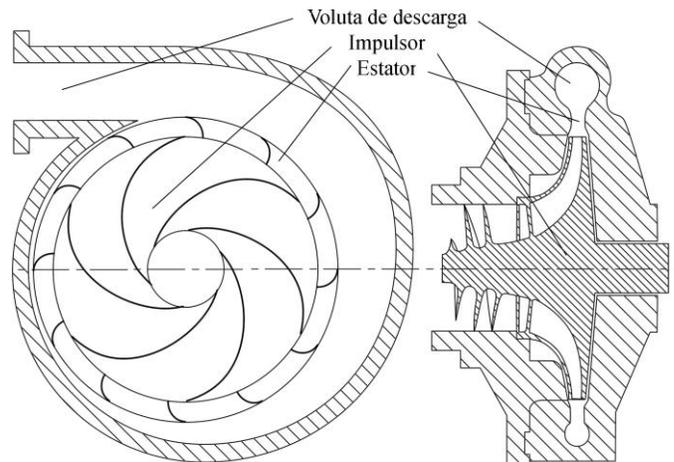


Fig. 19. Carcasa de bomba de propergol

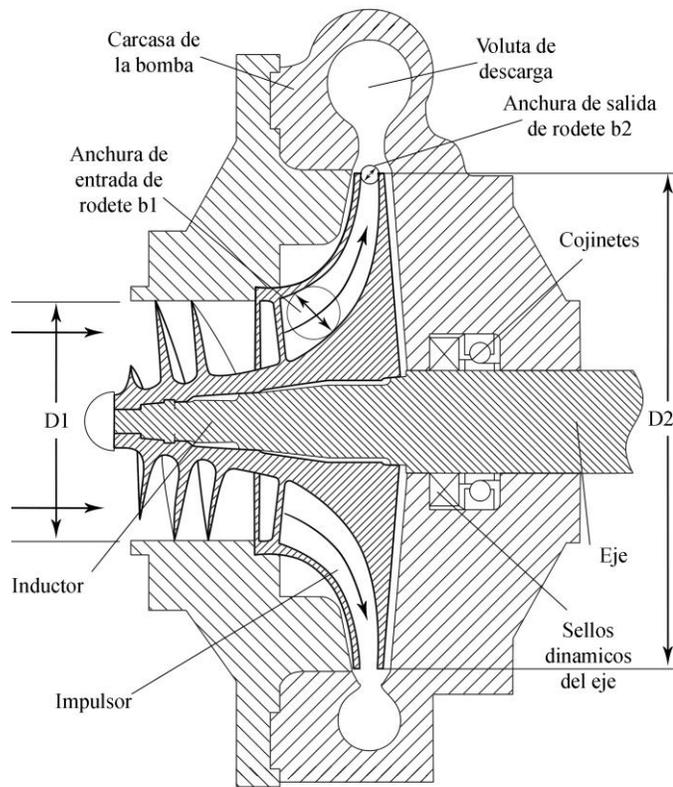


Fig. 20. Componentes de una bomba centrífuga.

TABLA V
BOMBAS DE PROPERGOL

	RP-1	LOX
Presión salida, (kg/m ²)	1250000	1250000
Presión de tanque (entrada), (kg/m ²)	30000	30000
Presión de vapor, (kg/m ²)	8.000	1100.000
Gasto, (kg/s)	2.830	6.600
Densidad del propergol (kg/m ³)	820.000	1143.400
Revoluciones decididas, RPM	6550	11000
Altura máxima generada (m)	1487.805	1066.993
Caudal (m ³ /s)	0.003	0.006
NPSH disponible (m)	36.576	25.275
NPSH requerido (m)	25.225	17.431
Diámetro de entrada D1 (cm)	3.998	3.998
Diámetro de entrada D2 (cm)	6.517	6.517
Anchura de salida de rodete b2 (cm)	0.613	0.613
Anchura de entrada de rodete b1 (cm)	1,000	1,000
Angulo de entrada de la cuchilla Beta-1	74.240	74.240
Angulo de salida de la cuchilla Beta-2	67.050	67.050
Potencia al eje (Watt)	121.952	121.453

Las bombas centrífugas consisten de un rotor y un estator. Aceleran el flujo a través del rotor y luego desacelerándolo en el difusor. El rotor incluye inductor, impulsor, y eje. El estator consta de una carcasa con las paletas del difusor, voluta con la salida de descarga, cojinetes y sellos. Un inductor es un impulsor de tipo de flujo axial. Su función principal es aumentar la presión estática del fluido lo suficiente como para permitir el funcionamiento normal del rotor. Fig. 19 muestra el corte de la carcasa indicando la disposición de los

componentes. En la Fig. 20 se muestra el diseño de una bomba de tipo centrífuga. Ambas bombas, de oxidante y combustible, son idénticas físicamente, pero trabajan a velocidad de giro distintas debido a que el LOX y el RP-1 poseen densidades y flujos distintos.

B. Turbinas

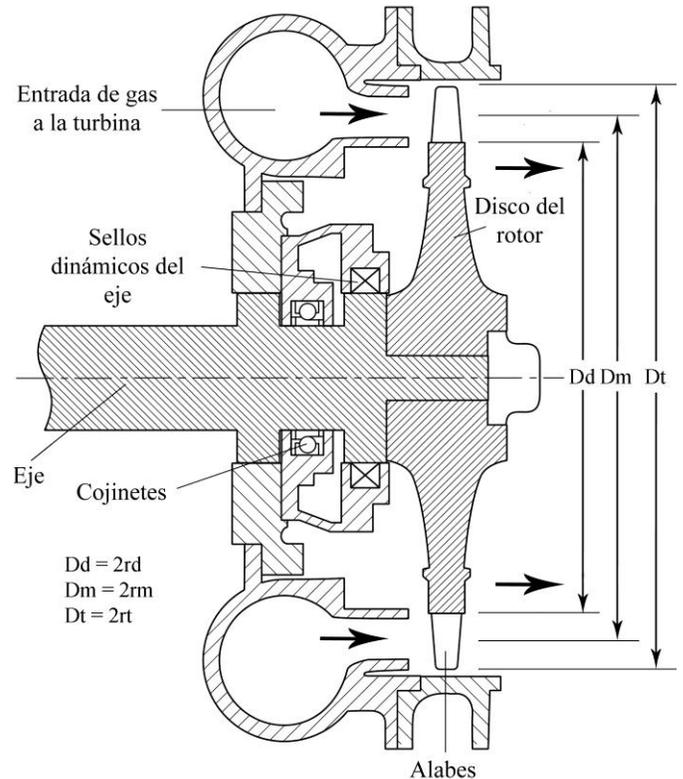


Fig. 21. Turbina de acción de un solo rotor, de una etapa.

TABLA VI
TURBINAS

	RP-1	LOX
Revoluciones de la bomba (RPM)	6550	11000
Potencia al eje, (watt)	121.952	121.453
Diámetro medio de la turbina Dm, (cm)	8.000	0.080
Velocidad de eyección generador de gas (m/s)	1300.000	721.968
Angulo de salida del estator	45	45
Densidad del gas (kg/m ³)	0.040	0.040
Angulo de escape del rotor, (grados)	45	45
Velocidad media de giro (m/s)	13.718	23.038
Flujo de masa, kg/s	0.648	0.229
Velocidad de salida del estator (m/s)	919.239	510.509
Angulo de entrada de rotor beta-1, (grados)	89.145	87.416
Volumen específico, (m ³ /s)	0.026	0.009
Altura de alabes, (cm)	0.857	0.857
Diámetro total del rotor Dt, (cm)	9.714	9.714
Diámetro de disco Dd, (cm)	6.300	6.300
Velocidad de salida del rotor (m/s)	721.968	400.953

Las turbinas proporcionan potencia al eje de las bombas y obtienen su energía del gas a alta presión y temperatura del generador de gas. El tipo propuesto es una turbina de acción

de una etapa y un solo rotor. Se compone de un único disco de rotor a la que está unida una fila de álabes (Fig. 21). El gas se alimenta a través de toberas estacionarias. El gas con velocidad máxima entra en las cuchillas giratorias, donde la energía cinética del gas se imparte al rotor de la turbina en forma de energía mecánica de rotación. Las turbinas de este diseño están montadas en serie. El generador de gas se descarga directamente a la turbina de la turbobomba de RP-1, donde el gas imparte trabajo mecánico a la turbomáquinaria. El gas pierde velocidad de flujo y entra en la turbina de la turbobomba de LOX. El gas luego pasa a una extensión en la salida de la cámara de empuje.

C. Generador de gas

TABLA VII
GENERADOR DE GAS

Presión de cámara (kg/cm ²)	50.000
Presión escape (kg/cm ²)	1.000
Relación de calor específico	1.100
Temperatura de cámara (K)	1100.000
Peso molecular del gas	35.000
Longitud característica L* (cm)	250.000
Relación de mezcla	0.350
Relación de contracción ϵ_c	24.000
Angulo convergente	15
Angulo tobera	30
Coefficiente de empuje Cf	1.610
Velocidad efectiva de escape Ve (m/s)	1309.680
Velocidad característica C* (m/s)	812.980
Área de garganta At (cm ²)	1.080
Diámetro de garganta Dt (cm)	1.170
Numero Mach Nm en salida	2.920
Área de salida Ae (cm ²)	25.200
Diámetro de salida De (cm)	5.720
Relación de expansión ϵ	23.81
Longitud tobera 80% (cm)	3.200
Punto Nt (cm)	0.110
Punto Na (cm)	0.660
Diámetro de cámara Dc (cm)	5.750
Longitud cono convergente (cm)	9.500
Longitud cilindro (cm)	6.470
Longitud total del generador de gas (cm)	19.170
Impulso específico Isp (s)	133.550
Flujo de propergol (kg/s)	0.650
Flujo combustible (kg/s)	0.480
Flujo oxidante (kg/s)	0.170
Presión de inyección (kg/cm ²)	51.260
Temperatura en salida (K)	765.840

La turbina es impulsada por el gas producido por un generador de gas. El generador funciona bajo el mismo principio de la cámara del motor principal. La relación de mezcla es rica en combustible para generar gas a baja temperatura. En la Fig. 22 se muestra el diseño de un generador de gas.

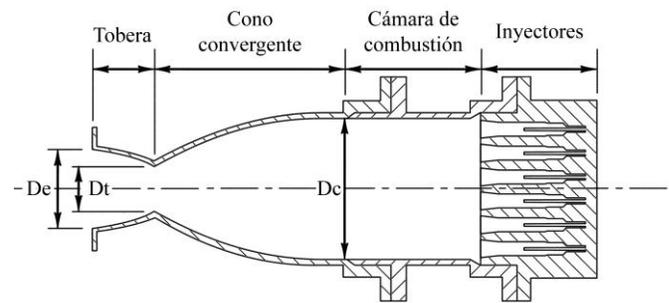


Fig. 22. Generador de gas bipropérgol.

X. SISTEMA DE CONTROL DE PROPERGOL

A. Válvulas de propergol

Son válvulas de control de flujo de propergol principal de las cámaras de empuje. Se utilizan válvulas de tipo asiento ya que ofrecen simplicidad y robustez. Fig. 23 muestra una válvula de asiento diseñada de forma que se minimiza la caída de presión entre la entrada y salida.

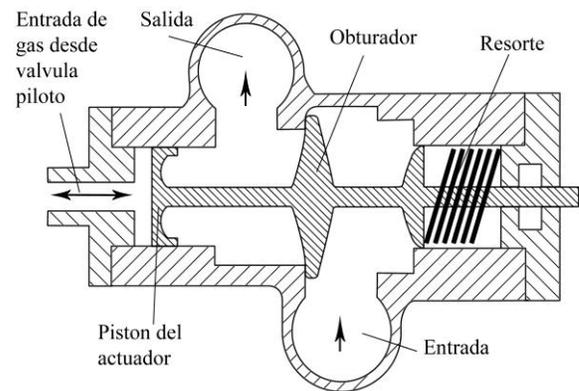


Fig. 23. válvula de propergol de tipo asiento.

B. Válvulas piloto.

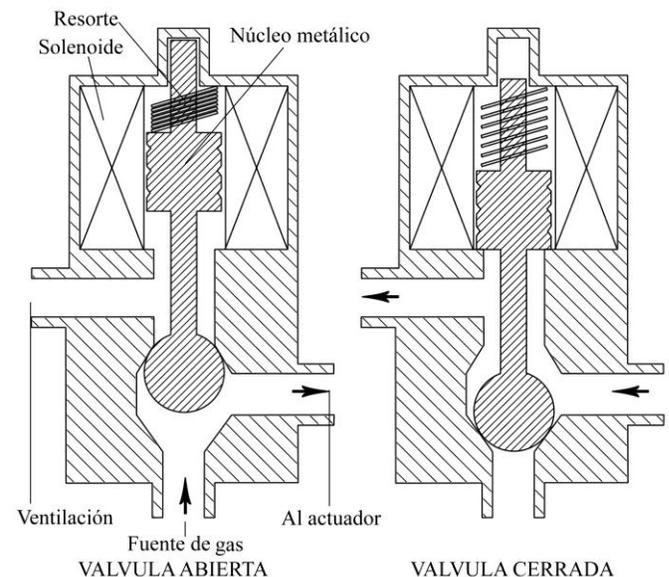


Fig. 24. Válvula piloto de tipo de tres vías accionada por solenoide.

Son válvulas que controlan un fluido, que a su vez controla otros componentes. Se utilizará válvulas piloto de tres vías con

un actuador de solenoide. Tiene tres puertos: entrada o fuente de presión, salida o cilindro de puerto (actuador), y ventilación o puerto de retorno. El solenoide contiene un núcleo que se mueve en una bobina. Al energizar la bobina se ejerce una fuerza magnética sobre el núcleo. Un resorte retrocede el vástago a su posición anterior al apagarse la bobina. Fig. 24 muestra el funcionamiento de este tipo de válvula en posición abierta y cerrada.

C. Reguladores de presión de gas/liquido

Son válvulas reductoras de presión, que mantienen una presión de salida en un valor constante, aunque la presión de entrada varíe. Por medio del tornillo de ajuste se pretensa el resorte que está unido al vástago (Fig. 25). Según el ajuste del muelle. El vástago se separa más o menos del asiento de junta.

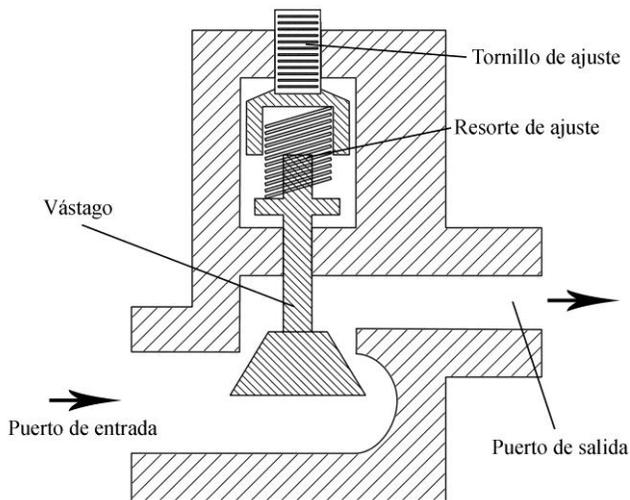


Fig. 25. Reguladores de presión.

D. Válvulas de alivio de presión

Las válvulas de alivio de presión protegen de la sobrepresión a los sistemas de fluidos. El cono de la válvula se carga directamente por un resorte de ajuste. La válvula está cerrada y se abre cuando actúa la fuerza de presión contra la fuerza del resorte (Fig. 26).

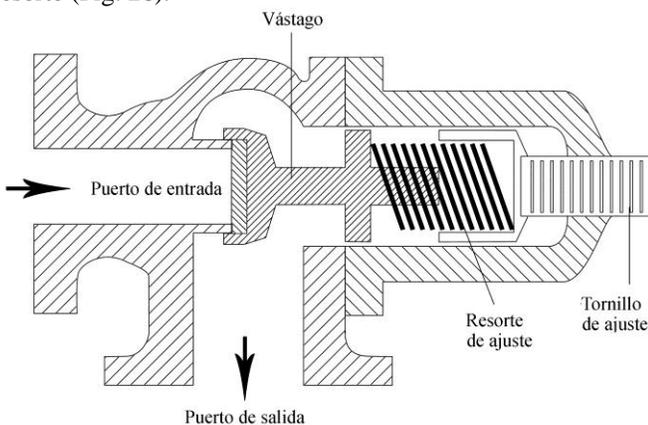


Fig. 26. Válvulas de alivio de presión. Posición cerrada.

E. Válvula antirretorno

Estas válvulas cierran el paso de un fluido en una dirección y da paso libre en la otra. Un resorte mantiene el asiento en

posición cerrada. Cuando se introduce una presión aguas arriba de la presión de fluido, la válvula se abrirá contra el resorte de retorno (Fig. 27).

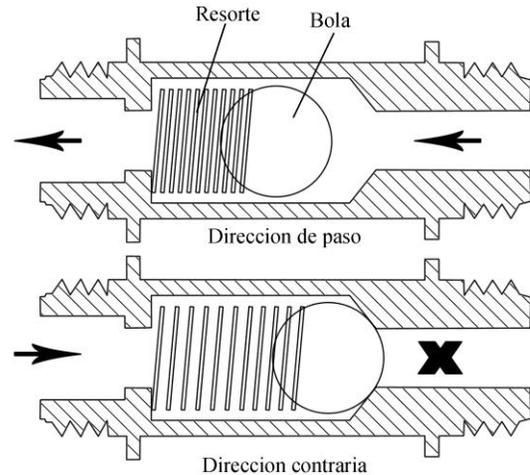


Fig. 27. válvula antirretorno.

XI. TANQUES DE PROPERGOL Y BOTELLA DE ALMACENAMIENTO DE GAS

A. Tanques para propergoles líquidos

TABLA VIII
TANQUES DE PROPERGOL DE LA PRIMERA ETAPA

	LOX	RP-1
Flujo de propergol principal (kg/s)	6.600	2.830
Flujo de propergol generador de gas (kg/s)	0.170	0.480
Radio interno del tanque (cm)	73.500	73.500
Presión de presurización del tanque (kg/cm ²)	3.000	3.000
Espesor de pared (cm)	0.300	0.300
Espesor de núcleo, cm	1.000	1.000
Espesor de pared externa, cm	0.200	0.200
Densidad material de pared (g/cm ³)	2.700	2.700
Densidad material del núcleo (g/cm ³)	0.080	0.080
Densidad material de pared externa(g/cm ³)	2.700	2.700
Temperatura propergol, °C	-219	20
Temperatura externa, °C	27	27
Conductividad térmica pared interna, W/(K·m)	209.000	209.000
Conductividad térmica núcleo, W/(K·m)	0.020	0.020
Conductividad térmica pared externa, W/(K·m)	209.000	209.000
Peso de propergol utilizado, kg	10561.20	5163.600
Flujo de calor aislamiento, W/m ²	4.920	0.140
Radio de taque externo, cm	74.800	74.800
Peso total del tanque, kg	413.857	292.404
Relación de masa de tanque/combustible	0.039	0.057
Diámetro tanque	150.000	150.000
Longitud tanque	613.862	434.281

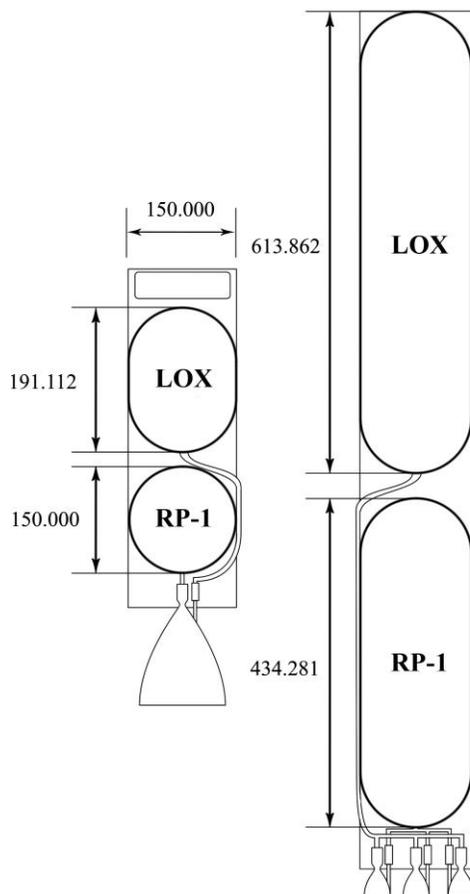


Fig. 28. Disposición y medidas de los tanques del lanzador Integral. Todas las dimensiones en centímetros.

TABLA IX
TANQUES DE PROPERGOL DE LA SEGUNDA ETAPA

	LOX	RP-1
Flujo de propergol principal (kg/s)	6.600	2.830
Flujo de propergol generador de gas (kg/s)	0.170	0.480
Radio del tanque (cm)	73.500	72.500
Presión de presurización del tanque (kg/cm ²)	3.000	3.000
Espesor de pared (cm)	0.300	0.300
Espesor de núcleo, cm	1.000	1.000
Espesor de pared externa, cm	0.200	0.200
Densidad material de pared (g/cm ³)	2.700	2.700
Densidad material del núcleo (g/cm ³)	0.080	0.080
Densidad material de pared externa(g/cm ³)	2.700	2.700
Temperatura propergol, °C	-219	20
Temperatura externa, °C	27	27.000
Conductividad térmica pared interna, W/(K·m)	209.000	209.000
Conductividad térmica núcleo, W/(K·m)	0.020	0.020
Conductividad térmica pared externa, W/(K·m)	209.000	209.000
Peso de propergol utilizado, kg	2613.220	1280.970
Flujo de calor aislamiento, W/m ²	4.920	0.140
Radio de taque externo, cm	74.800	74.801
Peso total del tanque, kg	127.946	127.946
Relación de masa de tanque/combustible	0.049	0.078
Diámetro tanque	150.000	150.000
Longitud tanque	191.112	150.000

Los tanques de propergol son los encargados de contener a una temperatura y presión constante los propergoles durante la retención en tierra y durante el vuelo. Los tanques de la primera etapa y LOX de la segunda son tanques cilíndricos de extremos esféricos, y el tanque de RP-1 es un tanque esférico (Fig. 28). Los tanques son aislados térmicamente. Poseen varias estructuras: pared interna, núcleo o estructura de panal de abeja y pared externa (Fig. 29).

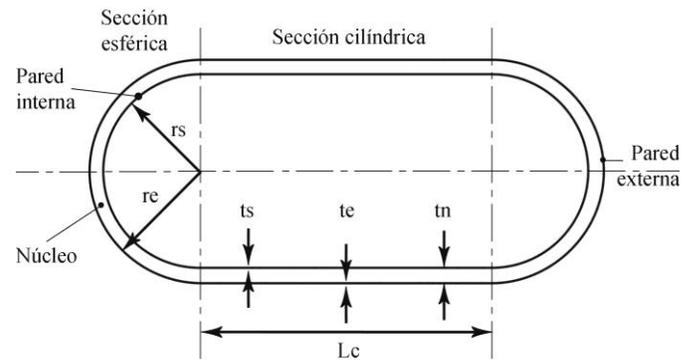


Fig. 29. Componentes de un tanque de extremos esféricos.

Las celdillas del panal de abeja pueden llenarse con una espuma de poliuretano de baja densidad y bajo coeficiente de conductividad térmica. La diferencia de coeficientes térmicos entre las capas forma una barrera que dificulta la transferencia de calor en ambas direcciones y estabiliza la temperatura. En la Fig. 30 se puede ver la disposición de las capas de aislamiento térmico.

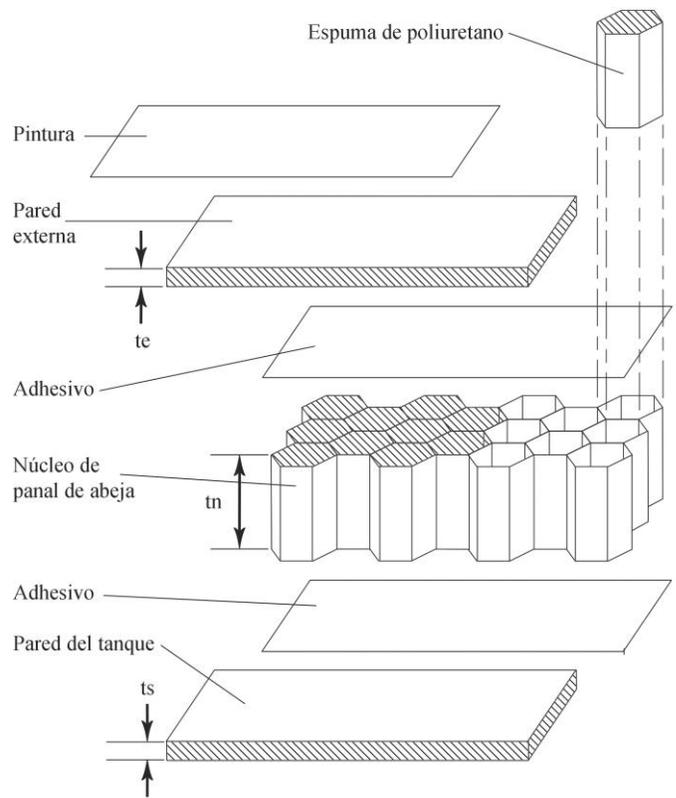


Fig. 30. Estructura de panal de abeja para el aislamiento térmico de tanques de propergol.

B. Sistema de almacenamiento de gas

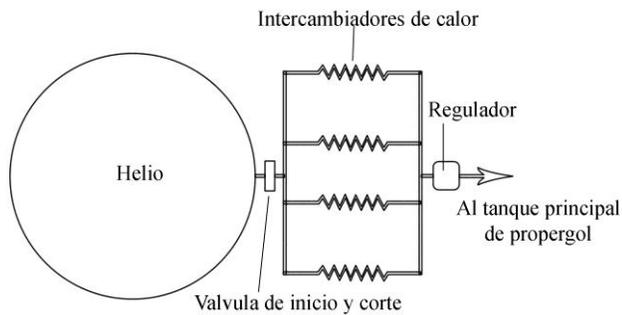


Fig. 31. Sistema de helio usando calor de la cámara de empuje.

El gas presurizador se almacena en un recipiente a alta presión y se suministra a los sistemas que los requieran. Utiliza gas helio calentado por el calor de la cámara de empuje. En la Fig. 31 se puede ver la disposición del sistema. Los intercambiadores de calor son parte de la sección divergente de la tobera de la cámara de empuje (Fig. 32). Cada etapa posee dos botellas de alta presión, las cuales se utilizan para presurizar los tanques de propegol.

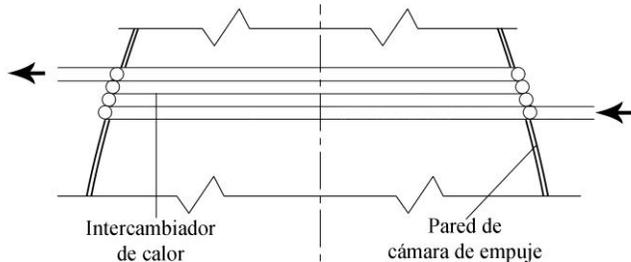


Fig. 32. Intercambiadores de calor de la cámara de empuje.

TABLA X
BOTELLA DE ALMACENAMIENTO DE GAS A PRESION

Presión máxima (kg/cm ²)	350.000
Espesor de pared decidido (cm)	0.300
Densidad material (g/cm ³)	2.700
Peso total de propegol requerido, kg	3.530
Radio interno del tanque, cm	15.000
Peso de la esfera, kg	2.320
Peso total del tanque	5.850
Radio externo del tanque	15.300

XII. SISTEMAS DE CONTROL NEUMÁTICO E HIDRÁULICO

A. Sistema neumático

Utiliza gas a presión para la operación de actuadores. Las líneas de gas se distribuyen desde la válvula de regulación de gas hacia las válvulas pilotos que enlazan con los actuadores (Fig. 33). Las botellas son independientes del sistema de presurización de los tanques ya que su suministro debe estar disponible antes del encendido de los motores.

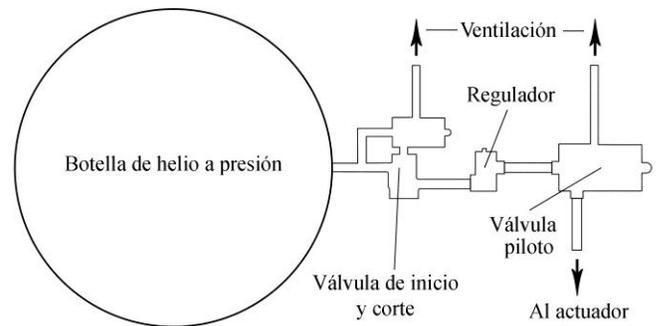


Fig. 33. Sistema neumático con alimentación.

B. Sistema hidráulico.

Opera por la presión cuando el líquido es forzado a través de una pequeña abertura o tubo. La fuerza que se aplica en un punto se transmite a otro punto en forma de fluido (Fig.34). El líquido que se usa es casi siempre un aceite de algún tipo (fluido hidráulico). La fuerza se multiplica en el proceso.

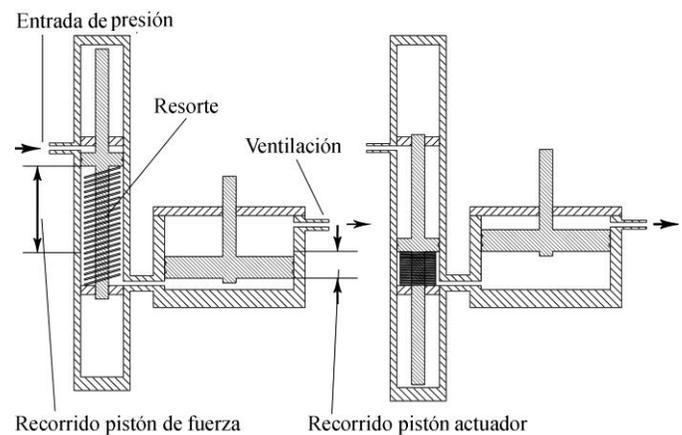


Fig. 34. Sistema hidráulico.

XIII. COMPONENTES DE INTERCONEXIÓN Y MONTURAS

A. Líneas de alimentación de propegoles y fluidos

1) Líneas de propegol de alta presión

Conectan las bombas y válvulas a la cámara de empuje. Se requiere aislamiento térmico para evitar la evaporación de los propegoles dentro de los conductos.

2) Líneas de presurización de tanques de propegol:

Conectan los tanques principales de propegol a las fuentes presurizantes. Se utilizan mangueras de alta presión y tuberías.

3) Líneas de drenaje de sello

Es difícil lograr un sellado perfecto en turbobombas y otros componentes y se requiere drenajes entre dos sellos dinámicos colocados en serie para desalojar el propegol que escape de los sellos.

4) Líneas neumáticas

Las botellas a presión suministran presión neumática para el accionamiento de válvulas, arranque de turbina, purgas, y otros fines.

5) Líneas de purga de gas propergol criogénico

Las turbobombas tienen dificultades de operación si las partes que contienen líquido criogénico están a una temperatura superior, formando gases que deben ser desalojados. Antes del arranque se realiza un cebado de las bombas y el gas es purgado hasta que el líquido frío enfríe sus piezas. Se deben realizar purgas para evitar mezclas de propergoles potencialmente peligrosas. Estas líneas se hacen de mangueras y tubos flexibles de alambre trenzado.

6) Líneas de limpieza

Durante el arranque y apagado se requiere limpieza con gases inertes para mantener el sistema seco, evitar formación de mezclas de propergoles o expulsar propergoles residuales. Es recomendable emplear sistemas de limpieza separados para cada propergol para evitar mezcla de un fluido en el sistema del otro.

7) Líneas hidráulicas

Los sistemas hidráulicos se utilizan para los actuadores, lubricación, etc. Las líneas hidráulicas están hechas de mangueras de alambre trenzado.

8) Conductos de gas caliente para turbinas

Los conductos de gas caliente deben hacer la conexión entre el generador de gas y las turbinas. Consisten en tramos de acero inoxidable y aleaciones de níquel. Los conductos deben ser capaces de absorber las desviaciones considerables de la dilatación térmica, además de los desplazamientos debidos a desajustes y cargas dinámicas.

9) Escape de turbina, conductos de gas caliente

Los gases calientes del escape de la turbina pueden ser canalizados cerca de la salida de la tobera de la cámara principal. La mayoría de los conductos de escape de la turbina son de acero inoxidable soldado o construcción de chapa de aleación de níquel. Secciones de fuelle permiten un grado de movimiento requerido por la expansión térmica, desajustes, y tolerancias.

B. Juntas de brida

Es un elemento que une dos tramos de conductos, permitiendo desmontados gracias a una circunferencia de agujeros a través de los cuales se montan pernos. Las bridas constan: bridas, fijación (pernos y tuercas), y sello. En la Fig. 35 puede verse la disposición de sus elementos.

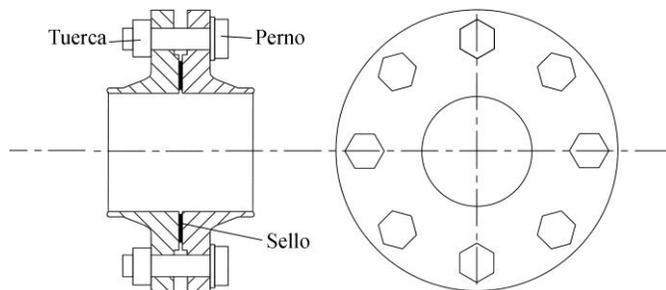


Fig. 35. Junta de brida de cara plana.

C. Junta de expansión

Son diseñadas para manejar diferentes modos de desviación (axial, lateral, y angular). Un fuelle debe desviarse en todos estos modos de forma simultánea. Absorber movimientos en el sistema y por lo tanto mitigar la expansión y contracción, así como compensar el desalineamiento. En la Fig. 36 puede verse que una junta puede desviarse incluso en combinación de varios modos.

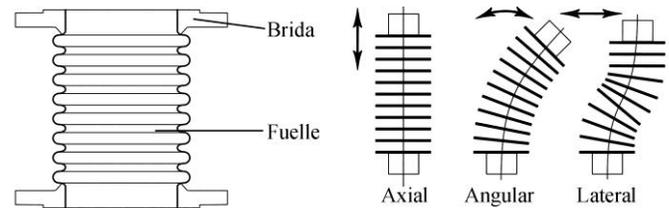


Fig. 36. Junta de expansión.

D. Manguera flexible

Las mangueras hidráulicas son tubos diseñados para transportar fluidos líquidos. Están hechas de mallas metálicas trenzadas. Son la parte más flexible de un sistema hidráulico, y también la más débil.

E. Montura cardán de control de empuje vectorial

Los cardanes permiten que el motor cambie de ángulo para el control del vector de empuje del vehículo. Además de la función de la angulación, el cardán debe transmitir el empuje del motor y todas las cargas resultantes al vehículo. Se requerirá el movimiento pivotante del conjunto del motor para el control de vector de empuje, va generalmente de ± 4 a ± 12 grados. El punto de pivote es una articulación tipo rotula para darle libertad de movimiento en todos los planos.

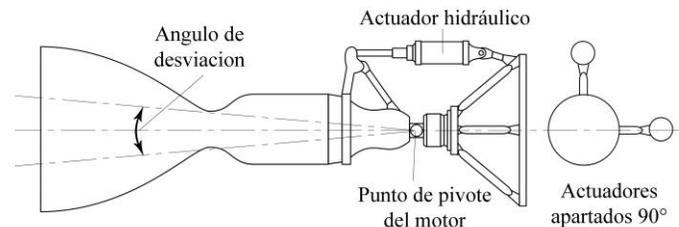


Fig. 37. Montura cardan con dos actuadores permite movimiento en dos ejes.

XIV. INSTRUMENTACIÓN DEL MOTOR

A. Sensores de temperatura

1) Termopar

Consiste en dos alambres de diferentes metales unidos. Se genera una fuerza electromotriz (FEM) proporcional a su temperatura.

2) Detector de temperatura de resistencia (RTD)

Consiste en una bobina de alambre cuya resistencia varía con la temperatura, es muy precisa, especialmente a temperaturas criogénicas.

3) *Termistor*

Es un dispositivo semiconductor que presenta un cambio en la resistencia en proporción al cambio de temperatura.

4) *Pirómetro*

Es un aparato idóneo para realizar mediciones de temperaturas sin contacto. Los pirómetros infrarrojos están especialmente indicados para aplicaciones en las que no se pueden utilizar los sensores convencionales. Este es el caso de objetos en movimiento o lugares de medición donde se requiere una medición sin contacto.

B. *Sensores de presión*

Tienen como objetivo transformar una fuerza por unidad de superficie en un voltaje equivalente a esa presión ejercida. Hay dos tipos de mediciones de presión: estática y dinámica. Mediciones de presión estática se pueden realizar con sensores que tienen una baja respuesta de frecuencia, típicamente menos de 1000 Hz. Las mediciones de presión dinámicas requieren sensores que se instalarán cerca de los medios de presión. Para un sensor de alta frecuencia, el elemento de detección debe estar casi en inmediato contacto con el medio de presión o al ras de la superficie de la cámara de presión.

C. *Caudalímetro*

Los flujos se expresan en unidades volumétricas o el peso por unidad de tiempo. El caudalímetro de turbina es un dispositivo que tiene una rueda de turbina suspendida en un conducto. La turbina gira impulsada por el gas o líquido que fluye. La velocidad de rotación de la turbina es proporcional a la velocidad del fluido. La velocidad de rotación de la turbina es una representación verdadera de la tasa volumétrica de fluido que se mueve a través del medidor de caudal.

D. *Acelerómetros*

Miden la aceleración de un componente, proporcionando una señal según la variación de la aceleración. Los tipos de acelerómetros más usados son principalmente piezoresistivos, piezoeléctricos y capacitivos. Los rangos de medida son muy amplios, desde 1 g, hasta miles de g. Respecto al rango de frecuencia disponible, hay acelerómetros que realizan medidas desde 0 Hz llegando hasta miles de Hz para altas frecuencias.

E. *Sensores de posición*

Estos dispositivos traducen la posición mecánica de un dispositivo en una señal eléctrica. Esta información puede ser utilizada para el control del sistema de propulsión o bien para indicar su correcto funcionamiento de un mecanismo.

XV. CONCLUSIÓN

El presente trabajo debe tomarse como un ejercicio académico enfocado a estudiar un posible lanzador de construcción autóctona.

No hay que dejar de lado el hecho de que la construcción de lanzadores y satélites de forma autónoma por parte de nuestro país lo colocarían como un actor a tener en cuenta en el escenario mundial y elevaría a niveles insospechados el

orgullo nacional. Llevarlo a la realidad exige una enorme voluntad política, compromiso de Estado (Gobierno e Industria) y una fuerte movilización educacional e industrial. De tomar la decisión, valdría la pena observar con detalle las experiencias actuales que se están llevando a cabo en Brasil y Argentina, países que están decididos a ser independientes en sus programas espaciales.

Por otra parte, los progresos significativos para la solución de los problemas técnicos se hacen con frecuencia no mediante una aproximación directa, sino estableciendo primero un objetivo desafiante que nos ofrece una fuerte motivación para el trabajo innovador, lo que dispara la imaginación y espolea a hombres y mujeres para que se esfuercen al máximo.

REFERENCIAS

- [1] Austin, B. L. y Heister, S. D., "Characterization of pintle engine performance for nontoxic hypergolic bipropellants," School of Aeronautics and Astronautics, Purdue University. 2002.
- [2] Claudio y Fernando Cordisco "Efectos térmicos y materiales de uso espacial". Disponible: <https://www.coursehero.com/file/p2sdcnt/1-Efectos-t%C3%A9rmicos-y-materiales-de-uso-espacial-Materiales-Aeron%C3%A1uticos-2013/>
- [3] Dieter K. Huzel y David H. Huang, "Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines," American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1992.
- [4] George P. Sutton y Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements," John Wiley & Sons.. 2001
- [5] Gordon A. Dressler y J. Martin Bauer., "TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics," TRW Inc., Redondo Beach, CA. 2000
- [6] Harrison Alvarez, "Calor". Disponible: <http://elcalor1.blogspot.com/>
- [7] Hermenegildo Rodríguez Galbarro. "Fundamentos de la Soldadura Fuerte y Blanda" disponible: <http://ingemecanica.com/tutorialsemanal/tutorialn49.html>
- [8] Limbergh Oropesa, "Supervisión de Estructuras". Disponible: <https://sites.google.com/site/supervisiondeestructuras/>
- [9] Luisa Fernanda Castro Patiño "Aleaciones de Aluminio y su Importancia en la Industria Aeroespacial". Disponible: <https://es.scribd.com/document/234729756/materiales-aleaciones>
- [10] Pedro Fernández Díez, "Bombas centrífugas y volumétricas" Disponible: <http://files.pfernandezdiez.es/Bombas/PDFs/BOMBAS01.pdf>
- [11] Pedro Fernández Díez, "Turbinas de vapor". Disponible: <http://files.pfernandezdiez.es/Turbinas/Vapor/PDFs/01T vapor.pdf>



Seferino A. Rengel, nació en Caracas, Distrito Capital, Venezuela, en 1980. Técnico superior universitario en mención electrónica en 2006.

De 1998 a 2003, fue técnico en electrónica en una compañía de servicio técnico de computación. De 2006 a 2017 laboró en la misma área en diferentes compañías. Su interés en investigación es aparte de su línea de trabajo, que incluye ingeniería de medios de propulsión y aplicación de tecnologías espaciales.

Hasta el momento el investigador Seferino A. Rengel no forma parte de alguna organización relacionada a tecnologías espaciales.