



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

---

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**Desarrollo del sistema de  
alimentación para un sistema de  
propulsión líquida de un cohete  
suborbital**

**TESIS**

Que para obtener el título de  
**Ingeniero Mecatrónico**

**P R E S E N T A**

Omar Alfonso Córdova Carbajal

**DIRECTOR DE TESIS**

Dr. Gabriel Ascanio Gasca



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2024



Universidad Nacional  
Autónoma de México



**UNAM – Dirección General de Bibliotecas**  
**Tesis Digitales**  
**Restricciones de uso**

**DERECHOS RESERVADOS ©**  
**PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL**

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

<b>Índice.....</b>	<b>1</b>
<b>Índice de tablas.....</b>	<b>3</b>
<b>Índice de figuras.....</b>	<b>3</b>
<b>Índice de símbolos.....</b>	<b>4</b>
<b>Índice de términos en otros idiomas.....</b>	<b>5</b>
<b>Glosario de abreviaciones.....</b>	<b>7</b>
<b>1. Introducción.....</b>	<b>10</b>
1.1 Objetivos Generales.....	10
1.2 Objetivos Específicos.....	10
1.2. Justificación.....	10
<b>2. Marco Teórico.....</b>	<b>15</b>
2.1. Sistemas de propulsión líquida de cohetes.....	15
2.2. Sistemas alimentados por presión.....	17
2.3 Propelentes.....	19
<b>3. Estado del Arte.....</b>	<b>23</b>
3.1. Riesgos en el manejo de oxidantes.....	24
3.2. Compatibilidad de Materiales.....	28
3.3. Limpieza para servicio de Oxígeno.....	32
3.5. Plomería.....	34
3.6. Tanques.....	38
3.7. Electrónica y GSE.....	40
3.4. Modelado y experimentación.....	41
<b>4. Metodología.....</b>	<b>45</b>
4.1 Diseño General.....	46
4.2 Modelo Matemático.....	58
4.3 Diseño detallado del prototipo de 9 km.....	71
4.3.1 Sistema de alimentación.....	71
4.3.2 Sistemas de llenado.....	77
4.3.4 Sistemas electrónicos.....	79
4.3.5 Estructura del banco de pruebas y del vehículo.....	84
5. Resultados de las pruebas y operaciones.....	86
5.1 Pruebas de flujo frío.....	86
5.2 Pruebas estáticas de combustión.....	90
5.3 Prueba de Vuelo.....	97
5.4 Resumen de resultados.....	101
<b>6. Conclusiones.....</b>	<b>102</b>
<b>Anexo.....</b>	<b>106</b>
A. Diseño Suborbital.....	106
B. Recomendaciones de seguridad durante pruebas con oxidantes.....	109
C. Proceso de limpieza de oxígeno empleado.....	110
D. Análisis de modos de falla y eventos FMEA.....	111
<b>Bibliografía.....</b>	<b>124</b>
<b>Agradecimientos.....</b>	<b>129</b>

## Índice de tablas

- Tabla 1. Clasificación de Lanzadores y Cohetes.
- Tabla 2. Comparación de oxidantes.
- Tabla 3. Comparación de propiedades reológicas del LOX y LN2.
- Tabla 4. Comparación de propiedades reológicas entre el N2O y el CO2.
- Tabla 5. Compatibilidad química con diferentes tipo de sustancias.
- Tabla 6. Matriz de decisión de los diferentes tipos de válvula.
- Tabla 7. Datos del Xitle y su motor.
- Tabla 8. Protocolo de operaciones.
- Tabla 9. Variables modeladas para cada instante.
- Tabla 10. Requerimientos de instrumentación.
- Tabla 11. Resumen de campaña de pruebas.
- Tabla 12. Resumen de resultados de prueba de combustión estática de Castigador 1.
- Tabla 13. Resumen de resultados de prueba de combustión estática del Castigador 2, y vuelo Xitle 2.
- Tabla 14. Resumen de resultados y diseño mejorado para usarse en el siguiente vehículo de [9 km].
- Tabla 15. Trabajo a futuro
- Tabla 16. Datos del Cohete suborbital
- Tabla 17. Material para limpieza de oxígeno.
- Tabla 18. Rúbrica FMEA.
- Tabla 19. FMEA.

## Índice de figuras

- Figura 1. Velocidad de escape como función de aceleraciones típicas del vehículo.
- Figura 2. Esquema de un motor híbrido.
- Figura 3. Arquitectura "blowdown".
- Figura 4. Arquitectura *Pressure Regulated*.
- Figura 5. Velocidad Jet vs OFR para varias combinaciones de propelentes.
- Figura 6. ISP vs OFR para varias combustibles con NOS.
- Figura 7. Válvula Swagelok para oxígeno, quemada por ignición.
- Figura 8. Muñeco de prueba tras una falla debido a la inflamabilidad de un material.
- Figura 9. Esquema de Reguladores de presión de 1 etapa.
- Figura 10: Diagrama de un "quick disconnect" conectado.
- Figura 11. COPV del tanque un tanque a presión del Stratos IV.
- Figura 12. Mecanismo de QD de HyEND.
- Figura 13. Comportamiento general de la presión en un tanque de NOS.
- Figura 14. Comportamiento del NOS al pasar por un inyector.
- Figura 15. Valores de flujo de masa para diferentes presiones de tanque y cámaras para NOS.
- Figura 16. Gráfica de densidades de flujo de masa para diferentes modelos de inyección.
- Figura 17. Comparación de curvas de presión y empuje obtenidas con ESPSS para motor HyRES.
- Figura 18. Arquitectura del sistema del cohete Xitle.
- Figura 19. Organigrama del proyecto para el desarrollo del sistema de propulsión híbrida.
- Figura 20. P&ID del sistema de llenado y alimentación en versión de vuelo.
- Figura 21. Diagrama del sistema de propulsión con sus interfaces.
- Figura 22. Diagrama de estados para las fases de operación.
- Figura 23. Diagrama de bloques con la interacción de los diferentes modelos de parámetros concentrados.
- Figura 24. Esquema de interacción entre los elementos dentro del tanque de oxidante.
- Figura 25. Visualización de los estados termodinámicos del oxidante.
- Figura 26. Gráfica de flujo másico con respecto a la presión de cámara e inyectores.
- Figura 27. Gráfica del comportamiento de la presión de combustión contra relación de áreas.
- Figura 28. Gráfica del comportamiento de la presión a la salida de la tobera.
- Figura 29. Diagrama de flujo del algoritmo del simulador.
- Figura 30. Gráficas de temperatura de líquido, gas e interfaz vs tiempo.

- Figura 31. Gráficas de temperatura de líquido, gas e interfaz vs tiempo.
- Figura 32. Gráfica tridimensional de estados en el tiempo de las diferentes fases coexistiendo en el tanque
- Figura 33. Gráficas con comportamiento de una simulación de combustión de motor híbrido.
- Figura 34. Sistema de Llenado y de Vehículo con todas las interfaces conectadas.
- Figura 35. Ensamble de tapas de tanque de oxidante.
- Figura 36. Resultados de pruebas hidrostáticas.
- Figura 37. Ensamble OTDM con prototipo de MOV pirotécnica.
- Figura 38. Para macho y hembra del “*quick disconnect*”
- Figura 39. Ensamble de OTUM.
- Figura 40. Ensamble de OTDM.
- Figura 41. Tanque de oxidante con OTDM y OTUM con MOV neumática.
- Figura 42. Ensamble Tanque de oxidante con OTDM y MOV neumática.
- Figura 43. Válvula de bola con actuador neumático rotativo.
- Figura 44. Vista media del mecanismo del “*quick disconnect*”.
- Figura 45. Prueba exitosa de mecanismo del QD.
- Figura 46. Recepción de datos del banco (Izquierda) y Botonera con cable de 100 [m] (Derecha).
- Figura 47. Protoboard final del DAQs.
- Figura 48. Esquemático de DAQs.
- Figura 49. Soporte de motor montado en viga.
- Figura 50. Primera prueba de flujo frío con agua con sistemas provisionales.
- Figura 51. Fuga en tubería debido a la mala aplicación de teflón y bajo torque.
- Figura 52. Sistema provisional cubierto de escarcha por el enfriamiento de la expansión de los gases.
- Figura 53. Ensamble de motor a escala.
- Figura 54. Preparación de pruebas de combustión del sistema de vuelo a escala real.
- Figura 55. Captura de datos a tiempo real durante llenado.
- Figura 56. Prueba exitosa de combustión estática, 3° intento.
- Figura 57. Castigador 1: Comparación de empuje de datos simulados y experimentales. Comparación de presión de datos simulados y experimentales.
- Figura 58. Castigador 2: Comparación de empuje de datos simulados y experimentales. Comparación de presión de datos simulados y experimentales.
- Figura 59. Prueba castigador 2. Izquierda: apertura MOV. Centro: cámara lejana se aprecian “*shock diamonds*”. Derecha: Vista superior.
- Figura 60. Vehículo “Xitle” antes de la prueba de vuelo.
- Figura 61. Comparación de los datos experimentales del GPS.
- Figura 62. Fuerzas en el vehículo utilizando el simulador de vuelo de PU.
- Figura 63. Despegue del Xitle 2 en Spaceport America Cup 2024.
- Figura 64. Propuesta de zona de lanzamiento en desierto de Samalayuca, Chihuahua.
- Figura 65. Resultados de las simulaciones de vuelo.
- Figura 66. Miembros del equipo de propulsión híbrida con sistema ensamblado en estado de pre-llenado.

## Índice de símbolos

### Símbolos

$F$ Fuerza	$A$ Área	$Z$ Longitud	$g$ Gravedad	$h$ Entalpía
$P$ Presión	$dq$ flujo de calor	$M$ Mach	$\mu$ Fricción	$v$ Velocidad
$T$ Temperatura	$dW$ Flujo de trabajo	$M'$ Masa molar	$I_{sp}$ Impulso Específico	$Cd$ Coeficiente de descarga

$\rho, V$ Densidad y Volumen Específico	$R$ Constante universal de los gases	$\gamma$ Relación de calores específicos	$dm$ Flujo de masa	$G$ Densidad de flujo de Masa
$OFR$ Relación Oxidante Combustible	$Cv$ Capacidad calorífica a volumen constante	$a$ Aceleración o coeficiente de velocidad de quemado		$n$ exponente de velocidad de quemado

### Subíndice

$E$ Salida de la tobera	$t$ Garganta	$Sup$ Supercarga	$Atm$ Atmósfera	$Line$ Tubería
$l, g, v, f$ Líquido, gas, vapor, interfaz entre fases	$Prop, Ox, Fu, Wax$ Propiedad del propelente		$0, Inj, C$ o $0, 1, 2$ Condiciones en tanque, inyectores, camara de combustion	

## Índice de términos en otros idiomas

En esta tesis se procuró utilizar los conceptos en el idioma original “inglés”, para que el lector pueda buscarlos por su cuenta en caso de querer saber más información. Al igual porque las traducciones propuestas pueden no expresar correctamente la idea original, o aplicar solo en ciertas regiones.

“ <i>Actuator Board</i> ” o “tarjeta de actuadores”	“ <i>Binder</i> ” o “Aglutinante”
“ <i>Boattail</i> ” Partes de la estructura y aerodinámica de un cohete que se encarga de generar un cambios de diámetro en el fuselaje para reducir arrastre o incrementar volumen de una sección.	“ <i>Blowdown</i> ”: Arquitectura de sistemas alimentados por presión donde el presurizante utilizado se encuentra desde el inicio en el tanque de propelente.
“ <i>Boil-off venting</i> ” o “ventilación” de vapores criogénicos generados por el ingreso de calor del ambiente para evitar el incremento de presión.	“ <i>Bracket</i> ” o “sujetador” o “soporte” que se añade a una estructura principal y esto le permite contar con “ <i>hard points</i> ” o puntos para transferir las cargas
“ <i>Bearing stress</i> ” o “Esfuerzo de aplastamiento” entre un tornillo en cortante contra una lámina.	“ <i>Chattering</i> ”: Fenómeno de una válvula de alivio donde esta abre y cierra repetidamente.
“ <i>Case</i> ” o “Carcasa” que soporta la presión conexiones.	“ <i>Cold flow</i> ” o “flujo frío”.
“ <i>Choked flow</i> ” o “flujo estrangulado” o “flujo crítico”, ocurre cuando el flujo va a sus condiciones sónicas locales. es el máximo flujo de pasa que podrá alcanzar.	“ <i>Cryo pump</i> ”: Proceso de transferencia entre tanques criogénicos, donde el tanque receptor tendrá una presión de vapor menor que el tanque fuente.
“ <i>Chill down</i> ”: Proceso de enfriamiento lento de toda la plomería criogénica.	“ <i>Cryo shock</i> ”: Disminución de la temperatura de una plomería criogénica de forma repentina.
“ <i>Core</i> ” o núcleo.	“ <i>Conectores push in</i> ” o “Conector de empuje”.
“ <i>Flare</i> ” o “conexiones abocardadas”.	“ <i>Double shut off quick coupling</i> ” o “Conector rapido de doble cierre”.

<i>"Data rate"</i> Velocidad de transmisión de datos.	<i>"Detection rate"</i> Capacidad de detectar, prevenir o controlar el error, valor usado en el DFMEA.
<i>"Downstream"</i> : Segmento de un sistema espacial que se encarga de explotar los sistemas satelitales y convertirlos en servicios para los usuarios finales.	<i>"Hard start"</i> : Conjunto de fenómenos físicos que ocurren a un motor cohete, que ocurren cuando realiza la ignición, sufriendo un fuerte incremento repentino de la presión de la cámara de combustión.
<i>"Mass flux"</i> o "Densidad de flujo de masa".	<i>"Liner"</i> o "Recubrimiento" que sirve para aislar una sustancia.
<i>"Oxidizer Fuel Ratio"</i> o "Relación oxidante combustible": Cociente entre la masa de oxidante dividida entre la masa combustible.	<i>"Link"</i> o "enlace".
<i>"Pitch-roll coupling"</i> o "Acoplamiento de inercia" o "Acoplamiento dinámico".	<i>"Memoryless"</i> : software que sus salidas y comportamientos solo depende de las entradas instantáneas y de valores pasados.
<i>"Poppet valve"</i> o "Valvula de asiento" o "Válvula de globo".	<i>"Pressure Regulated"</i> o "Regulada por presión". El presurizante se encuentra en un tanque separada al de propelente.
<i>"Quenching diameter"</i> o "Diámetro de extinción".	<i>"Quick disconnect"</i> o "Conector rápido".
<i>"Regresión rate"</i> o "velocidad de quemado" de un sólido.	<i>"Pin valve"</i> o "Valvula de pasador".
<i>"Supercharge"</i> o "sobrecargado". Añadir a un un tanque de presurización autogena otro gas externo con el fin de incrementar la presión total del tanque de propelente.	<i>"Radial lap screw joint"</i> . Tipo de unión entre 2 secciones cilíndricas concéntricas del fuselaje.
<i>"Risk priority"</i> Valor general del riesgo de un modo de falla. Valor usado en el DFMEA.	<i>"Space Shuttle"</i> o "Transbordador espacial".
<i>"Sloshing"</i> u "Oleaje" del líquido que ocurre dentro de contenedores y tanques.	<i>"Shock diamonds"</i> o "diamantes de mach" o "diamantes de choque".
<i>"Safety wire"</i> o "Alambre de seguridad". Utilizado para evitar que tornillos se aflojen	<i>"Self presurant"</i> o "auto presurización" o "presurización autogena"
<i>"Thruster"</i> : Pequeños sistemas de propulsión que dan empujes muy bajos.	<i>"Showerhead"</i> o "regadera".
<i>"Tubing"</i> delgado tubo metálico maleable utilizado para realizar tuberías.	<i>"Thrust to weight ratio"</i> o "Relación Empuje a peso" entre el empuje que un motor cohete puede dar y el peso del vehículo o del motor.
<i>"Ullage"</i> o "Merma" porcentaje del volumen del tanque que es ocupado por el gas o vapor. Afecta al curva de presión.	<i>"Upstream"</i> Segmento de un sistema espacial que se encarga de colocar un sistema satelital.

“Wire to board connectors” tipo de conector eléctrico que sirve de interfaz entre el conector de cable o arnés con una PCB.

“Upper Stages”: En las lanzaderas, se refiere a las etapas finales que llegan a órbita, no requieren tanto empuje.

## Glosario de abreviaciones

AEM: Agencia Espacial Mexicana.	CONAE: Comisión Nacional de Actividades Espaciales.	CNEE: Comisión nacional del Espacio Exterior.
SPAC o SAC: Spaceport America Cup.	EuRoC: European Rocket Challenge.	LASC: Latin America Space Challenge.
AFAC: Agencia Federal de Aviación Civil.	FAA: Federal Aviation Administration.	SEDENA: Secretaría de la Defensa Nacional.
AEB: Agencia Espacial Brasileña.	PU: Propulsión UNAM.	LATAM: Latinoamérica.
CFR: Código Federal de Regulaciones.	USA, EUA: Estados Unidos de America.	ESRA: Experimental Sounding Rocket Association.
SPI: single phase injector o Serial Peripheral Interface.	UABC: Universidad Autónoma de Baja California.	UASLP: Universidad Autónoma de San Luis Potosí.
INIDETAM: Instituto de Investigación y Desarrollo Tecnológico de la Armada de México.	ENMICE: Encuentro Mexicano en Ingeniería en Cohetería Experimental.	SENEAM: Servicio a la Navegación en el Espacio Aéreo Mexicano.
SCT: Secretaría de comunicaciones y transportes.	IAE: Instituto de Aeronáutica y Espacio.	CGA: Compressed Gas association.
STEM: Science Technology Engineering Mathematics.	AAFI: Asociación Aeroespacial de la Facultad de Ingeniería.	DIMEI: División de Ingeniería Mecánica e Industrial.
SS: Space Shuttle o Transbordador Espacial.	VLS: Vehículo Lanzador de Satélites.	PUA: Proyecto Uniandino Aeroespacial.
VLM: Vehículo Lanzador de Microsatélites.	HRAP: Hybrid rocket analysis program.	PNAE: Programa nacional de Actividades Espaciales.
SRAD: Student Research & developed.	POO: Programación orientada a objetos.	COPV: Composite overwrapped pressure vessel.
GNSS: Global navigation Satellite system.	CET: Coeficiente de expansión térmica.	HEM: homogeneous equilibrium model.
3U: Cubesat de 3 unidades.		MDD: Millones de dólares.
TVC: Thrust vector control.	CCA: Copper clad aluminum.	NOTAM: Notice to Airmen.
COTS: Commercial of the Shelf.	Conops: Concepts of Operation.	GUI: Graphic user interface.
I2C: Inter-integrated circuit.	RF: Radio frecuencia.	SD: Secure digital.

PWM: Pulse wide modulation.	PCB: print board circuit.	ESD: electrostatic discharge.
ISRU: In situ resource utilization.	IOL: Índice de oxígeno limitante.	AIT: Autoignition temperature.
FCC: Face centered cube.	BCC: Body centered cube.	PFR: Plug flow reactor.
VaPack: Vapour Pressurization Package.	FMEA: Failure mode and events analysis.	SRAD Student research and design.
TWR: Thrust to weight ratio.	G's: 9.8 [m/s <sup>2</sup> ].	CG: Centro de gravedad.
OT: Oxidizer tank.	BD: "blowdown".	PRV: Pressure relief valve.
VOV: Valve of Ventilation.	CC: Cámara de combustión.	GOT: Ground oxidizer tank.
MOV: Main oxidizer Valve.	OFH: Oxidizer fill hose.	PRV: Pressure relief Valve.
FOV: Fill oxidizer valve.	NV: Pneumatic Valve.	OTAV: Oxidizer tank abort valve.
PR: Pressure Regulated.	GSE: Ground support equipment.	AB: Actuator board.
M-QD: Male Quick disconnect.	F-QD: Male Quick disconnect.	NV: Pneumatic valve.
OTLC: Oxidizer tank Load Cell.	OFC: Oxidizer filling condenser.	NT: Pneumatic tank.
OTPS: Oxidizer Tank Pressure Sensor.	OTDM: Oxidizer tank down manifold.	OTUM: Oxidizer tank upper manifold.
OTPS: Oxidizer Tank Temperature Sensor.	GOTV: Ground oxidizer tank valve.	OICV: Oxidizer injector check valve.
		DAQ: Data Acquisition System.
GGOV: Gas generator oxidizer valve.	CCLC: Combustion Chamber Load Cell.	CCOH: Combustion Chamber oxidizer hose.
UART: Universal Asynchronous Receiver-Transmitter.	CCPS: Combustion Chamber Pressure sensor.	CCTS: Combustion Chamber Pressure sensor.
NGO: National gas outlet	NPT: National Pipe Thread.	BSP: British Standard pipe.
LOX: oxígeno líquido.	LNG: Liquid Natural Gas (Gas Natural Líquido).	APCP: Ammonium Perchlorate Composite Propellant.
LH2: Hidrógeno líquido.	HTP: High test peroxide.	RFNA: Red Fuming Nitric Acid.
N <sub>2</sub> O, NOS: Oxido nitroso.	LCH <sub>4</sub> : Metano.	LN <sub>2</sub> : Nitrógeno líquido.
UDMH: Unsymmetrical Di-methyl hydrazine.	HTPB: Hydroxyl terminated polybutadiene.	KNSB: propelente sólido a base de nitrato de potasio y sorbitol

NTO: Nitrogen tetroxide.

CO<sub>2</sub>: dióxido de carbono.

PTFE: Teflón.

# 1. Introducción

## 1.1 Objetivos Generales

Explorar los retos tecnológicos y operativos implicados en el desarrollo de sistemas de propulsión para cohetes, de propelente líquido e híbrido alimentados por presión, con un enfoque en la gestión de fluidos.

## 1.2 Objetivos Específicos

1. Entregar un sistema funcional y verificado de propulsión cohete con propelente líquido alimentado por presión, con capacidad de impulsar un cohete supersónico de alta potencia Clase 2 con apogeo de 9 [km] y una carga útil formato nanosatélite cubesat 3U de 4 [kg], para la competencia Spaceport America Cup 2023. Este objetivo incluye:
  - a. Plantear la arquitectura y operaciones del sistema.
  - b. Coordinar a los miembros de Propulsión UNAM en la distribución de tareas para el desarrollo de los subsistemas específicos.
  - c. Verificar experimentalmente la propuesta del sistema en un banco de pruebas en tierra.
  - d. Desarrollar tecnologías complementarias necesarias tanto para operar, así como verificar el sistema. Como métodos de limpieza de oxígeno, sistemas electrónicos para actuar a instrumentar, bancos de pruebas e infraestructura de apoyo en tierra.
2. Desarrollar un simulador capaz de ayudar en el diseño de sistemas de propulsión líquida alimentados por presión.
  - a. Entregar curva de empuje, y otros parámetros de desempeño en función de los datos de entrada.
  - b. Ayudar a visualizar comportamientos de fenómenos físicos individuales.
  - c. Simular diferentes fases operativas.
  - d. Compatibilidad con los simuladores de vuelo de Propulsión UNAM
3. Proponer los parámetros teóricos más importantes para el desarrollo de un cohete suborbital de propulsión líquida alimentado por presión capaz de llevar experimentos a 100 [km] de apogeo. Utilizando como base el simulador y los desarrollos tecnológicos del prototipo experimental.

## 1.2. Justificación

En esta tesis se decidió iniciar con el desarrollo de sistemas de propulsión líquida, ya que dentro de los sistemas de un lanzador orbital, el de propulsión es el de mayor complejidad y costo, representando el 25% del gasto total de un lanzamiento [1]. Se decidió crear un sistema de propulsión líquida alimentada por presión para cohetes experimentales, por ser un punto medio entre las tecnologías utilizadas para lanzaderas y las capacidades técnicas de un estudiante universitario. Específicamente abarcó la gestión de los propelentes líquidos desde la infraestructura en tierra para llenar los tanques del vehículo, hasta la alimentación de la cámara de combustión, ya que son el mayor reto de estos sistemas. Los sistemas de alimentación y llenado son la principal diferencia respecto a sistemas de propulsión más simple como lo son los motores de propelente sólido.

Fue necesario construir un prototipo funcional y verificarlo experimentalmente para utilizarlo en los vuelos experimentales de Propulsión UNAM. Logrando un avance significativo al sector aeroespacial mexicano, ya que muchos de los detalles no se comprenden con una investigación documental o teórica. Los retos ingenieriles, la sinergia interdisciplinaria, el valor tecnológico y la confianza que brinda la verificación, sólo puede conseguirse a través de métodos experimentales. Para hacer este proyecto asequible se tuvo una perspectiva sistemática que otorgó un sistema simple, funcional y seguro. Mucho del valor está en la integración y verificación, dejando una estructura y un camino trazado sobre el cual otros investigadores puedan ahondar en la optimización de componentes y tengan un lugar donde corroborar su desempeño en condiciones reales.

Estos vehículos son un pilar del mercado espacial, el cual está experimentando un incremento en la demanda de servicios de inyección orbital, teniendo fuertes proyecciones de crecimiento económico durante las siguientes décadas. Además de la riqueza económica que brinda a un país, la tecnología de lanzadores otorga beneficios sociales, militares y políticos a una nación, ya que le permiten tener un sistema espacial completo, ayudando a la protección de la soberanía en su territorio incluyendo el espacio, así como alcanzar y proteger los intereses nacionales.

La cohetería experimental es una forma de iniciar el desarrollo de estas tecnologías, creando vehículos a una menor escala, con el objetivo de validar los diferentes subsistemas en un vuelo [1]. En los Estados Unidos, esta actividad está regulada en el *Code of Federal Regulations* “Title 14 Chapter I Subchapter F Part 101 MOORED BALLOONS, KITES, AMATEUR ROCKETS, AND UNMANNED FREE BALLOONS”, siendo la autoridad la *Federal Aviation Administration*. Además de esto, existen organizaciones que promueven esta actividad de forma segura, enfocándose en que sea accesible para cualquier persona, desde niños hasta personas sin estudios superiores, así como personal del ramo STEM, con el objetivo de ser un pasatiempo educativo que acerque a la población a la ciencia y les resulte atractivo [2].

Las lanzaderas, vehículos de inyección orbital, o cohetes, se pueden clasificar con base a su capacidad para colocar masa en LEO (órbita baja circular de 400 [km] sobre el nivel del mar). Si la trayectoria de la órbita cruza con la superficie terrestre se considera un vuelo suborbital. Los cohetes suborbitales sirven principalmente para realizar estudios atmosféricos, astronomía de rayos X y UV, estudios de microgravedad, percepción remota y validación de sistemas espaciales al otorgar las condiciones de trabajo real que sufrirá un satélite. La investigación desarrollada puede servir a corto plazo para impulsar cohetes suborbitales, a largo para propulsar “*Upper Stages*” de lanzaderas orbitales o sistemas de propulsión espacial para maniobras satelitales.

Categoría	Capacidad	Ejemplo
Super heavy.	> 50,000 [kg] a LEO.	Saturn V, Falcon Heavy.
Heavy.	< 50,000 [kg], > 20,000 [kg] a LEO.	Delta IV Heavy, Long March 5.
Medium.	< 20,000 [kg], > 2,000 [kg] a LEO.	Falcon 9, Soyus, PSLV.
Small.	< 2,000 [kg] a LEO.	Vega, Long March 11.
Micro launcher.	< 600 [kg] a LEO.	Electron.
Cohete sonda.	> 100 [km] de apogeo suborbital.	Black Brant, Texas.
Clase 3.	< 889.6 [kNs]. < 150 [km] de apogeo suborbital.	Cohete de alta potencia avanzado: GoFast, Traveler IV.
Clase 2.	< 40.96 [kNs].	Cohetes de Alta Potencia: Usado en competencias universitarias.
Clase 1.	< 125 [g] de propelente y < 1.5 [kg] masa total.	Cohete modelo: uso recreativo de libre venta.

**Tabla 1. Clasificación de Lanzadores y Cohetes.**

Si México invierte en tecnología de lanzaderas puede beneficiarse económicamente del nuevo mercado espacial. En 2021 era el 12° exportador en componentes aeronáuticos, es vecino de Estados Unidos, tiene un buen grado de industrialización, y existen grandes similitudes entre industrias de aviación y aeroespacial. Cuenta con capital humano, que dependiendo del indicador, produce anualmente una cantidad de graduados en licenciaturas STEM similar a USA. Esto aunado a las nuevas demandas del mercado de lanzaderas ha provocado que empresas mexicanas provean a corporaciones aeronáuticas como

Boeing, Airbus, Safran o GE, ahora también a SpaceX y Blue Origin, siendo Frisa y sus anillos forjados el caso más público [7], [8].

Otro factor es que internacionalmente en los últimos años el mercado espacial ha cambiado su dinámica debido a la miniaturización de la electrónica, la reducción de costos en la construcción y al lanzamiento de productos al espacio, así como la apertura del sector privado al desarrollo de sistemas espaciales. Este fenómeno se conoce como "New Space". Según Bank of America y Morgan Stanley, el valor del sector espacial asciende a 420 mil MDD, lo que representa un crecimiento del 70% desde 2010. Se pronostica que las ventas del sector espacial llegarán a 1 billón de dólares ( $10^{12}$ ) para el año 2040 [5].

Como lo indica Euroconsult, el segmento "*downstream*", que abarca el segmento terrestre, proveedores, operadores y distribuidores de los servicios satelitales, dominan la economía espacial[6]. Abarcando el 97.74% de las ganancias proyectadas para 2028, ya que interactúan directamente con los usuarios finales, brindándoles servicios de comunicación, observación de la Tierra y GNSS. Pero a pesar de que el segmento "*upstream*" solo ocupará el 2.26%, será la columna vertebral de la cadena de valor ya que abarca la manufactura de lanzaderas, satélites y su puesta en órbita [7].

México y otros 95 países cuentan con infraestructura y desarrollo en el sector satelital y segmento "*downstream*". Sin embargo, no cuentan con sistemas de lanzamiento, debido a sus altos costos y largos tiempos de espera para adquirir un espacio en un vehículo existente. Esta situación en costos y tiempos empeora si un país desea desarrollar un nuevo vehículo, además de que se requieren tratados internacionales y una fuerte regulación [8]. Esto explica por qué pocos países cuentan con un sistema espacial completo, siendo que en 2018 sólo 6 países concentraron el 95% de toda la masa satelital puesta en órbita [9].

El New Space ha incrementado la demanda por micro lanzaderas y su manufactura. Ya que se están empleando constelaciones compuestas por múltiples satélites pequeños de rápido reemplazo, por ejemplo para 2030 se han anunciado 150 constelaciones con una masa total de 200 toneladas [10]. Respecto a 2013, el uso de pequeños satélites creció 18 veces, habiendo lanzado un total de 2042 durante 2023, abarcando actualmente el 96% de los satélites lanzados ese año; de estos el 76% cuentan con una masa menor a 600 [kg] que pertenecen a Starlink o OneWeb y el otro 9% tenían una masa entre 11-220 [kg] empleándose en aplicaciones de percepción remota o demostraciones tecnológicas.

En 2022 se realizaron 186 lanzamientos, de los cuales pequeños satélites se distribuyeron en 2 nuevas modalidades de lanzamiento. El 71% se volaron predominantemente en modalidad "Rideshare", donde múltiples satélites pequeños se acomodan en lanzaderas Medium o Heavy, reduciendo los costos por kilogramo. El otro 29% se lanzó en pequeñas y micro lanzaderas. En 2021 se tenían registrados alrededor de 100 proyectos para la creación de micro lanzaderas capaces de colocar satélites menores a 500 [kg] en órbita baja, con una frecuencia de centenas de lanzamientos por año. Las micro lanzaderas se han convertido en un mercado competitivo, donde los costos, tiempos, confiabilidad y facilidad operativa serán un factor clave para el éxito de estos nuevos vehículos. Esta tesis puede servir para auxiliar a que empresas mexicanas se integren como proveedores a esta cadena de valor en transformación.

México históricamente ha tenido un interés en el desarrollo de cohetes a través de diversas organizaciones como CNEE, SEDENA, UASLP, UNAM y SCT. Entre 1957 y 1981 desarrollaron 14 cohetes, por destacar algunos tenemos los SCT-1 y 2 por emplear propulsión líquida y Mitl II por alcanzar un apogeo de 120 [km], rebasando la Línea de Karman de 100 [km], altitud a la cual se ha acordado inicia el espacio.

De forma contemporánea, en 2012 la UABC tuvo un exitoso lanzamiento del cohete Cimarrón I con un apogeo de 3 [km], asesorado por el NASA Ames Research Center y la SJSU. Además, el INIDETAM ha logrado desarrollar cohetes de uso táctico propulsados por combustible sólido con su proyecto BV-1. El Instituto de Física de la UASLP, pieza clave del desarrollo de cohetes en los años 70 's, lanzó en 2020 el cohete Fénix 2, alcanzando un apogeo de 28 [km] [11], [12], [13].

*Propulsión UNAM*, o *PU*, es la división de cohería experimental de alta potencia *Asociación Aeroespacial de la de la Facultad de Ingeniería*. Agrupación estudiantil de la *División de Mecánica e Industrial* de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México. *PU* se fundó en agosto del 2020 con el objetivo de ser un espacio para que los alumnos aprendan, investiguen y desarrollen sistemas, subsistemas y operación de cohetes de alta potencia. Se abordan los temas de propulsión, modelado dinámico, estructuras, aerodinámica, electrónica embebida y telecomunicaciones. El equipo estudiantil ha ganado premios nacionales e internacionales, siendo *LASC*, *ENMICE*, y *SAC* en Brasil, México y USA respectivamente. Tiene como meta final ser la primera organización estudiantil latinoamericana en llegar al espacio, con un cohete capaz de cruzar la línea de Karman [14].

Se ha logrado desarrollar completamente el ciclo de vida del producto en cohetes experimentales de alta potencia, abarcando desde la planeación, investigación, experimentación de nuevas tecnologías hasta el diseño, manufactura, integración, pruebas, operaciones de vuelo y análisis de resultados. Hasta el 2023, se han lanzado un total de 12 cohetes “*Komodo*” de combustión sólida con capacidad de entre 500 [m] y 1 [km]. Ha lanzado 3 cohetes “*Insurgente*” de combustible sólido con capacidad de 3 [km] y 4 [kg] de carga útil. Y *Xitle* diseñado para 9 [km] de apogeo, que se explica en el capítulo 4 [15].

A nivel nacional existen alrededor de 45 equipos universitarios de cohería, con capacidades que abarcan el desarrollo todos los sistemas y operaciones de lanzamientos de cohetes de 1, 3 y 9 [km] con sistemas de propulsión sólidos, y alcanzado velocidades supersónicas. Esto en parte gracias a organizaciones como Encuentro Mexicano de Cohería Experimental que debutó en 2021 y la Rectoría de Trípoli en Baja California, que han promovido en el desarrollo de la cohería, 2 organizaciones que han ayudado a promover la cohería experimental con la *AFAC* y *SENEAM* [16].

Por parte de la sociedad civil, en 2013 investigadores en Saltillo de *RKT Aerospace* se encontraban desarrollando un cohetes líquido alimentado por presión capaz de llegar a 150 [km] con fines científicos. Así como *Antares Aerospace* en *FAMEX 2023* declaró tener como objetivo desarrollar el vehículo *Genesis 2* con apogeo superior a 100 [km] propulsado por motores sólidos.

Dado esta explosión de interés en la cohería experimental la *AEM* y *AFAC* están trabajando en la creación de una regulación nacional para garantizar la seguridad del espacio aéreo, de los practicantes y de terceros. Hoy en día, es necesario realizar una *NOTAM* para informar al aeropuerto más cercano que se llevará a cabo el vuelo de un cohete.

El gobierno Mexicano ha expresado su interés por el desarrollo de lanzaderas a través de la *SCT* y la Secretaría de Economía (*SE*), en los *PNAE* de la *AEM* y *Plan Órbita 2.0* de *ProMéxico* donde tienen como plan, el desarrollo de una normativa para lanzadores, la evaluación de un programa piloto para lanzamientos en territorio nacional y la vinculación con agentes internacionales, para que en 2040 el país tenga la capacidad de colocar satélites en órbitas bajas y medias, así mismo en el 2019 se inició la construcción del Centro Regional de Desarrollo Espacial de *Atlacomulco* el cual cuenta con un Laboratorio de Cohetes. La *AEM* está en proceso de desarrollo de un cohete de 9 [km] de propulsión sólida. En 2023 se aprobó en la cámara de diputados la llamada “*Reforma Espacial*” que modifica al art. 28 y 73 constitucionales para hacer de prioridad nacional las actividades espaciales [17], [18], [19], [20].

A pesar de esto México se sigue encontrando en una situación de dependencia tecnológica al no contar con el ecosistema espacial completo, ralentizando el desarrollo de la infraestructura satelital y sus beneficios socio-económicos al país. Esto es de suma importancia para el gobierno ya que la exploración espacial no es solo una actividad científica, industrial y académica. Esto incrementa las capacidades del Estado, le da legitimidad y confianza internacional al gobierno por su capacidad de ejecutar proyectos complejos, y ayuda al equilibrio de poder, demostrando su capacidad militar para desarrollar misiles balísticos en caso de requerirse. Todo esto mejorando las relaciones con las potencias mundiales. A pesar de que no esté escrito, se respetarán privilegios de uso sobre nuevos territorios descubiertos por cada país. Y sirve para proteger la soberanía Nacional como lo indicó el Contraalmirante *AN. PA. DEM. José Ramón Rivera Parga*:

*“...si nosotros como Estado soberano, no ejercemos la soberanía en nuestro espacio aéreo y el espacio exterior ¿Quién tiene el control de él?” [21].*

También incrementa el nacionalismo y la moral de los ciudadanos, que al ver las capacidades de su país, le brinda motivación a la población joven para prepararse en áreas STEM y llevar a cabo más proyectos desafiantes y extraordinarios [22].

A pesar del nacionalismo e interés del gobierno, seguramente el país sólo alcanzará esta tecnología a través de convenios internacionales. Abarcando desde casos pesimistas donde el gobierno decida comprar vehículos o colocar puertos espaciales de extranjeros en territorio donde nosotros solo brindemos solo servicio MRO (mantenimiento, reparación y operación) como ocurre actualmente con la aeronáutica. A casos más neutrales donde el gobierno adquiera un programa de transferencia tecnológica o de cooperación en un proyecto internacional. Sea cual sea el caso, México deberá invertir en generar tecnología y capital humano, que sirva para hacer más efectivo la adquisición de un programa de transferencia tecnológica: negociando mejor el valor del conocimiento intercambiado, adaptando la oferta a las necesidades y capacidades de cada país; ayudando a tener un control y verificación de la calidad de la información proporcionada y las operaciones realizadas; reducir la necesidad de criterio de expertos extranjeros; así como también mejorar el aprendizaje y recepción del conocimiento por parte del personal nacional.

Aún ignorando la necesidad nacional, no existe a nivel mundial suficiente personal capacitado para cubrir las demandas del creciente mercado. El 50% del personal actual de las empresas aeroespaciales se jubila en los próximos 10 años y el personal nuevo requiere entre 5 y 7 años de experiencia para aportar valor considerable. Por esto las empresas aeroespaciales están buscando acelerar el proceso de aprendizaje a través de aprendizaje basado en proyectos. Siendo una oportunidad para que una mayor cantidad de profesionistas mexicanos se involucren más en proyectos aeroespaciales en el extranjero [23].

Actualmente, en el país se tiene una limitación para desarrollar sistemas de propulsión sólida profesionales, principalmente por la falta de acceso a resinas como HTPB-40, sustancia con excelentes propiedades aglutinantes, se encuentra regulada por el Pentágono y requiere complejos procesos químicos para su síntesis. Respecto al uso de percloratos la regulaciones mexicanas son ambiguas. Para fabricar pirotecnia para uso comercial se requiere tramitar y pagar permisos a SEDENA. Para uso personal recreativo existe una propuesta de ley que establece que no se puede comprar, transportar o almacenar para una cantidad mayor a 5 [kg] de producto pirotécnico, siendo el modo en el que actualmente cualquier civil tienen permiso de acceder a artefactos pirotécnicos. Pero no se establecen limitaciones del tipo de sustancia y el uso que se le dé a esta modalidad [24], [25], [26]. En México, LATAM y Europa los estudiantes únicamente tienen acceso a nitratos para el desarrollo de sistemas de propulsión sólida, limitando de manera práctica las misiones hasta un techo de 3 [km], donde se carece de un valor científico para la realización de experimentos. Por esta razón, esta tesis tiene el objetivo de empezar a desarrollar sistemas de propulsión líquida o híbrida, la cual no presenta restricciones legales y es más sencillo de desarrollar en el contexto particular de México. Esto es un salto tecnológico necesario para facilitar a corto plazo misiones a la estratosfera y posteriormente a la termosfera.

## 2. Marco Teórico

### 2.1. Sistemas de propulsión líquida de cohetes

Estos sistemas tienen el objetivo de generar una fuerza de reacción que pueda transmitirse a un vehículo. Los motores cohete están diseñados para trabajar en el espacio, deben llevar su propio combustible y oxidante (o también llamados propelentes), los cuales se mezclarán en la cámara de combustión, convirtiendo su energía química en energía térmica de gases a altas presiones y temperaturas. Las altas presiones obligan a los gases a escapar a la atmósfera a través de una “tobera Laval”, liberando masa a altas velocidades que generará un intercambio de momentum con el vehículo (Ecuación 1).

A la cantidad de momentum obtenida por unidad de peso de propelente transportado se le llama “impulso específico” o “Isp” (Ecuación 3). Esto depende principalmente de la velocidad a la que los gases de escape logran salir por la tobera. Sirve para medir la eficiencia de un sistema de propulsión y determina exponencialmente la cantidad de propelente necesaria de un vehículo (Ecuación 6). Entre mayor temperatura de combustión y menor masa molar mayor “velocidad de escape” o “velocidad jet” (Ecuación 2). Estos están prácticamente predeterminados por la química de los reactivos, y la relación de mezclado entre estos OFR Oxidizer Fuel Ratio (Relación Oxidante Combustible) (Ecuación 4). Por lo que su selección es de suma importancia para el desempeño.

La velocidad jet también incrementará conforme incrementa la relación de presiones entre cámara de combustión y la expulsada por la tobera, hasta llegar al valor máximo “velocidad escape en vacío”, que sirve para comparar el desempeño de diferentes propelentes.

$$F = \dot{m}_{Prop} * v_{Jet} + A_E * (P_E - P_{Atm})$$

(Ecuación 1)

$$v_{Jet} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R}{M} T_C * [1 - (\frac{P_E}{P_C})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}]}$$

(Ecuación 2)

$$Isp = \frac{F}{\dot{m} * g} \approx \frac{v_{Jet}}{g}$$

(Ecuación 3)

$$OFR = \frac{dm_{Ox}}{dm_{Fu}}$$

(Ecuación 4)

Según se diseñe, el motor cohete pasará por diferentes regímenes de flujos de masa, presión en la cámara de combustión, OFR y presión al salir de la tobera. Generando un valor variable de fuerza en el tiempo; a esta función de la fuerza del motor en el tiempo se le llama “curva de empuje”, junto con una curva de masa total, centro de gravedad (C.G.) y momento de inercia se puede evaluar si un diseño cumplirá la misión. La integral de la curva de empuje, será la cantidad total de momentum que este entregará y se le conoce como impulso total “I” (Ecuación 5).

$$I_{Total} = \int F * dt \approx m_{Prop} * v_{Jet}$$

(Ecuación 5)

$$m_{Prop} = m_{Seca} * [e^{\frac{\Delta v}{v_{Jet}}} - 1]$$

(Ecuación 6)

La Figura 1 muestra la velocidad de escape de los gases y la aceleración que se puede obtener con diferentes tipos de propulsión, para esta tesis nos interesa únicamente los sistemas de propulsión química líquida. Estos transportan los propelentes en recipientes diferentes a la cámara de combustión, requiriendo tuberías, válvulas y energía para transferirlos hasta ella. Los propelentes pueden agruparse ciertos atributos.

- **Criogénicos:** Son propelentes complicados de manejar y la secuencia de ignición requiere de apertura de válvulas y una fuente de calor. Actualmente, son los más utilizados para las primeras etapas de los vehículos de inyección orbital, científicos y comerciales. Tienen el más alto desempeño con valores de Isp de 300-450 [s]. Incluyen LOX, LNG, LH, entre otros.
- **Hipergólicos:** Constan de una combinación de 2 sustancias que al entrar en contacto producen una fuerte combustión. Son confiables ya que no requieren de sistemas de ignición, permiten un rápido

encendido y apagado que depende solo de válvulas permitiendo cambios muy precisos de velocidad del vehículo. Entregan un desempeño mediano de 230-260 [s] de Isp. Son sumamente tóxicos, carcinogénicos, corrosivos y cuentan con un historial amplio de accidentes. Incluye Hidracinas, UDMH, MMH, Ácido nítrico, RFNA y tetra óxido de nitrógeno NTO, utilizados en propulsión espacial.

- **Monopropelentes:** Basta abrir una válvula que transporte el flujo a través de una cama catalítica para que estas sustancias sufran un proceso de descomposición térmica. Cuentan con un Isp entre 160-190 [s]. Se utilizan para propulsión espacial. Incluye N<sub>2</sub>O, HTP e hidracinas.
- **Almacenables:** Estos son propelentes que se pueden guardar por tiempo indeterminado. La mayoría de los propelentes hipergólicos, monopropelentes e hidrocarburos son de fácil almacenamiento a presión y temperatura ambiente, como lo son el keroseno o etanol.

Los sistemas de propulsión híbrida (Figura 2) son un método para adquirir las ventajas en desempeño y control de los sistemas líquidos, usando regularmente el oxidante en fase líquida como: NOS, LOX, HTP. Pero simplificado manteniendo el combustible en fase sólida como: HTPB, polietileno, plastificantes y parafina. El mayor caso de éxito de un motor híbrido es el SpaceShipOne de Virgin Galactic, un planeador suborbital utilizado para turismo espacial capaz de lograr 80 [km] [27].

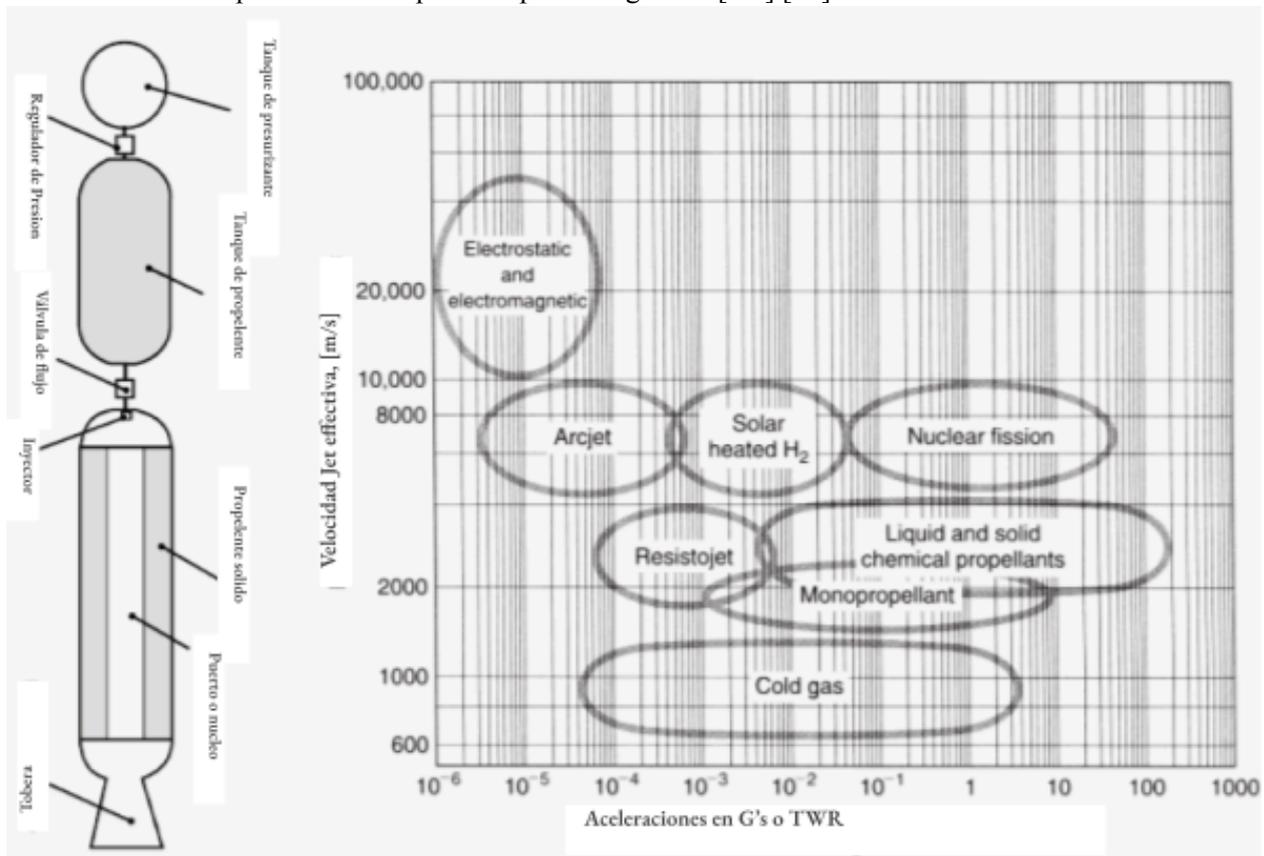


Figura 1. Derecha: Velocidad escape como función de aceleraciones típicas del vehículo [27].  
 Figura 2. Izquierda: Esquema de un motor híbrido [28].

## 2.2. Sistemas alimentados por presión

Los sistemas de propulsión que utilizan propelentes en fase líquida se clasifican a su vez en la forma en la que obtienen la energía necesaria para bombear un volumen de propelente a una presión superior al de la cámara de combustión. La solución más efectiva para cohetes medianos son los “*Pressure Fed*” (Alimentados por presión) que usan la energía neumática de gases comprimidos. Únicamente requieren el control de válvulas para su operación. Sus desventajas son que alcanzan bajas presiones en la cámara de combustión, por debajo de 4 [MPa], afectando la velocidad jet.

El punto de mayor presión son los tanques de propelente, los cuales representan la mayor parte de la masa y volumen del vehículo, e incrementarán aún más su peso al necesitar paredes más gruesas para soportar las presiones. Los sistemas alimentados por presión tienen aplicaciones en [29]:

- Cohetes sonda suborbitales para realizar experimentos en estratosfera.
- Sistemas de propulsión híbrida: Spaceplane (avión espacial).
- Etapas superiores de cohetes: AJ10 y TR 201 del Delta II,
- Propulsión Espacial: “*Reaction Control Systems*” (RCS) para control de actitud, Maniobras Espaciales de cambio de órbita, Módulos de descenso lunar.
- Cohetes de agua.
- Generadores de gas para turbinas.

Los sistemas alimentados además del oxidante y combustible, requieren un presurizante para brindar presión a los propelente, este debe:

- Ser químicamente inerte para hacerlo compatible con el propelente y plomería.
- Tener un punto de ebullición muy por debajo de la temperatura del propelente, así como insolubilidad con este para evitar pérdida de presión por condensación y evitar burbujas por cavitación en los inyectores que inicien inestabilidades de combustión.
- Tener baja masa molecular de los gases, entre menos peso molecular, mayor la presión por unidad de masa.
- Tener bajo peso del sistema incluyendo sus componentes.
- Tener baja caída de temperatura al expandirse, puede ser poseyendo una alta capacidad calorífica o un coeficiente de Joule-Thompson muy bajo o negativo.

Existen 2 arquitecturas para sistemas alimentados por presión: “*Blowdown*” y “*Pressure regulated*”(Regulada):

- “**Blowdown**” “**BD**”: Es el más simple, ya que el presurizante se encuentra en el mismo tanque de propelente, ahorrando tanques y válvulas externas. Pero la presión caerá muy rápido por la expansión del gas al expulsar el líquido, esto puede minimizarse incrementado el volumen inicial de gas, “*ullage volume*”, incrementando el tamaño y peso del tanque y por ende del vehículo. Estos sistemas convienen para aplicaciones pequeñas cuando el mismo propelente líquido es una sustancia saturada que se evapora con una alta presión de vapor, llamados Vapack o “*self pressurization*” o presurización autógena. Aerojet Corporation fue el proponente de estos sistemas en 1959 con el uso de sustancias saturadas como óxido nitroso o propano. Y que buscaba sistemas simples, de baja complejidad, costo y peso. Estos tendrán una caída de presión pequeña, ya que la sustancia buscará estar en equilibrio termodinámico cuando la presión caída demasiado, generando una evaporación restaurando su equilibrio de concentraciones, conservando así un 70% de su presión inicial. Estos tienen capacidad de almacenamiento a largo plazo y aplicación para entornos de gravedad cero, prometen utilidad para sistemas de propulsión en el espacio, para etapas superior de cohete, así como para arquitecturas de exploración espacial convencionales e ISRU [30] (figura 3).
- “**Pressure Regulated**” “**PR**”: Se va suministrando el gas necesario para mantener una presión constante en el tanque de propelente desde otro tanque externo con un gas inerte a alta presión que pasa por un regulador de presión. El gas puede inyectarse directamente a los tanques siguiendo un proceso de expansión isentrópica que disminuye la temperatura (Figura 4).

Para calcular la masa necesaria de presurizante se debe considerar principalmente la que quedará en los tanques de propelente cuando este se haya vaciado y la atrapada en la botella de presurizante en tierra. Pero también la atrapada en las tuberías, la utilizada para otros sistemas como el neumático para la actuación de las válvulas, “*thruster*”, ventilada por válvulas de alivio así como las fugas. En la mayoría de las aplicaciones con fluidos criogénicos o saturados, habrá transferencia de calor y masa con las paredes del tanque y con la interfaz líquido-gas por evaporación, condensación o solubilidad. Todo esto afectará a la masa necesaria de presurizante [31].

Para disminuir la masa del presurizante se puede dirigir a través de un intercambiador de calor alrededor de la cámara de combustión o cualquier otra fuente de calor antes de entrar a los tanques de propelente. Esto, con el objetivo de incrementar su temperatura.

También se puede evitar la pérdida de calor por impactar directamente con los propelentes criogénicos, usando membranas o minimizando el flujo turbulento con el uso de baffles en las paredes y un difusor en la entrada. Se pueden usar los mismos gases de combustión de los propelentes líquidos o sólidos externos, enfriados o mezclados con otros gases para bajar su temperatura.

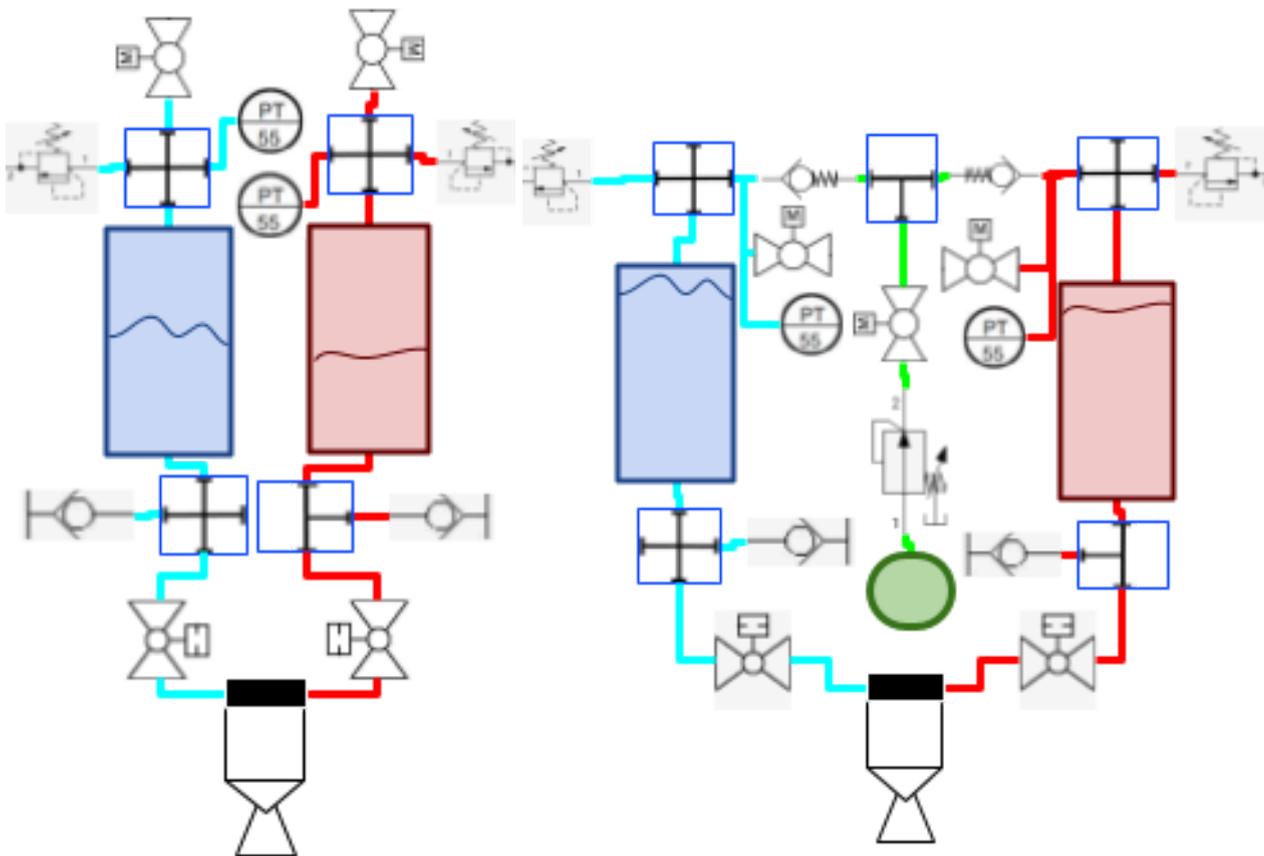


Figura 3. Izquierda: Arquitectura “blowdown”. Figura 4. Derecha: Arquitectura “Pressure Regulated”.

La mayoría de estos gases son de fácil acceso, ya que son utilizados en varias industrias y se encuentra una alta oferta en el mercado, en envases de 9.5 [m<sup>3</sup>] estándar con precisiones de hasta 31 [MPa]. Los gases que se suelen utilizar son:

- **Helio:** Es el gas presurizante más ocupado por excelencia, puesto que tiene el menor peso posible con 4 [g/mol] y menor punto de ebullición con -270 [°C]. En las presiones comerciales, si queremos expandirlo, su coeficiente de Joule-Thompson es positivo, por lo que su temperatura y presión no caen tan rápidamente. En lanzaderas ha llegado a almacenarse en estado líquido para reducir su volumen. Tiene un alto costo de 1200 [MXN/m<sup>3</sup>] a condiciones atmosféricas, ya que es un recurso no renovable y en escasez.

- **Nitrógeno:** Es bastante usado, puesto que se extrae de la atmósfera, otorgándole mucha accesibilidad y un bajo costo de 100 [MXN/m<sup>3</sup>] a condiciones atmosféricas. Cuenta con una masa molar de 28 [g/mol]. Tiene aplicaciones en múltiples industrias, existen en presentación de tanques ligeros y pequeños de 68 cc de fibra de carbono haciéndolo fácil de transportar dentro del cohete. Al tener un comportamiento similar al LOX este se disolverá y el vapor tendrá compresibilidad reduciendo su efectividad como presurizante. Pero puede servir para la validación de sistemas de LOX.
- **GOX:** El oxígeno al comportarse como un gas ideal a temperatura ambiente, y ser oxidante, puede usarse para supercargar NOS, a esta mezcla se le llama Nytrox.

Los vehículos que quieran llegar a órbita requieren usar un sistema alimentado por bomba "Pump Fed" que utiliza tanques ligeros de menor presión y una turbo bomba o bomba eléctrica, pero son extremadamente complejos. Estos también requieren sistemas de presurización en sus tanques pero a presiones debajo de 1 [MPa] solo para dar estabilidad estructural al vehículo ante las cargas de compresión aerodinámica y de propulsión, así como para evitar la cavitación en las bombas [32].

## 2.3 Propelentes

Para este proyecto se consideran los bi-propelentes. La selección de la combinación afecta de gran manera el diseño de todo el sistema de propulsión y afecta la dinámica del cohete. Los parámetros más importantes a considerar en su selección son:

- Impulso específico.
- Temperatura de Flama adiabática.
- Accesibilidad del propelente y sus accesorios.
- Estado termodinámico en la operación (Presión, densidad y temperatura).
- Compatibilidad con materiales.
- Precio.

Para modelar los procesos de alimentación y llenado debemos considerar que muchos de estos fluidos son saturados y tendrán comportamientos complicados de calcular. Estos tienen una relación entre la temperatura del líquido y una atmósfera de vapor con una presión que permite llegar a un equilibrio de evaporación y condensación, llamada presión de saturación. Se requieren sus valores de densidad, entalpía, capacidades térmicas, conductividad, viscosidad, de la fase líquida y vapor.

### Combustibles

Para la selección de un combustible se debe tomar en cuenta, su accesibilidad, facilidad de almacenamiento, costo, entalpía de combustión, cualidades refrigerantes y temperaturas de flash, autoignición y coquización. Los siguientes son combustibles utilizados normalmente para cohetes: etanol, queroseno, parafina, hidrógeno, metano, propano y butano.

### Oxidantes

A diferencia de los combustibles, los posibles oxidantes representan un mayor reto en su manejo, operación, almacenamiento y conllevan un mayor riesgo. En la tabla 2 se muestran los principales oxidantes y sus características.

Oxidante	Características
Ácido Nítrico (RFNA)	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Hipergólico y altamente riesgoso.</li> <li>● Requiere materiales especiales resistentes a la corrosión y uso de equipo de seguridad.</li> </ul>
Peróxido de Hidrógeno Concentrado (HTP)	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Monopropelente inestable, se degrada lentamente.</li> <li>● Sus productos de reacción son oxígeno diatómico, y agua.</li> <li>● Requiere concentraciones superiores al 70% las cuales están restringidas solo para el uso en ciertas industrias y el ejército.</li> </ul>

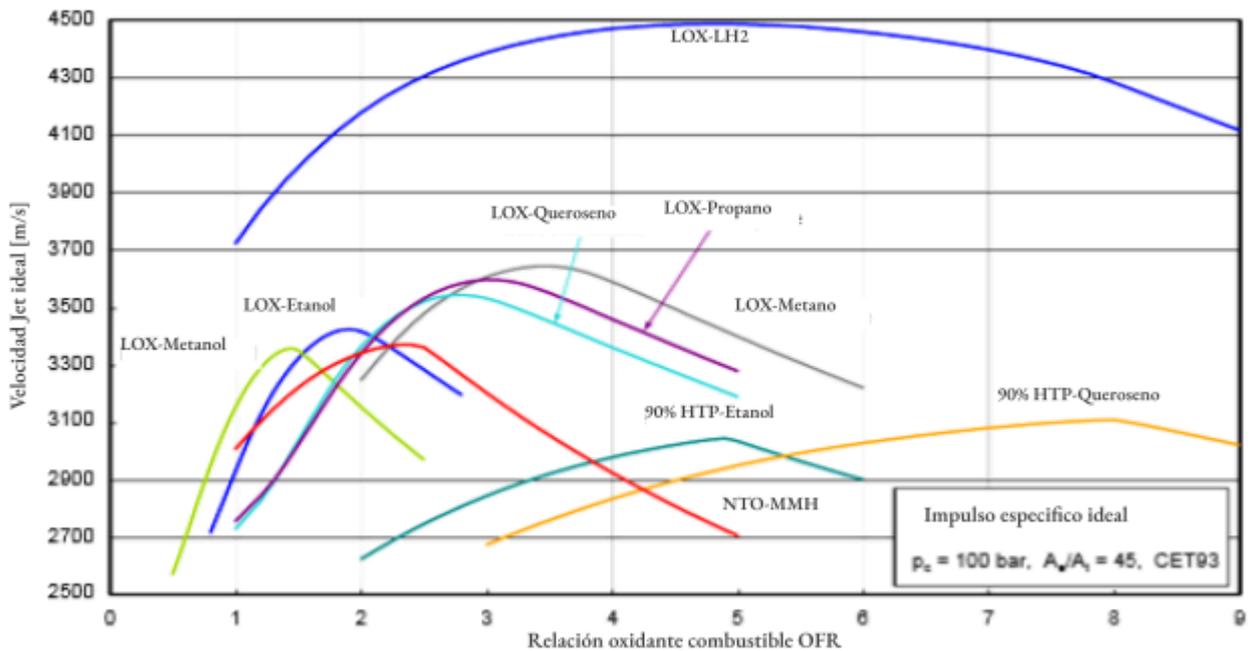
Oxígeno Líquido (LOX)	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Requiere de diseño criogénico con un alto costo, riesgo y alta curva de aprendizaje.</li> <li>● Muy empleado en lanzaderas por entregar un alto empuje específico.</li> <li>● Barato y accesible, ya que es utilizado ampliamente en la industria metalmeccánica.</li> <li>● Requiere una pasivación y limpieza de las superficies en las que están en contacto.</li> </ul>
Óxido nitroso (NOS)	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Monopropelente y almacenable. Ampliamente utilizado como oxidante en motores híbridos.</li> <li>● Alto precio.</li> <li>● Accesible por sus aplicaciones en sectores automotrices, médicos y alimenticios.</li> </ul>

**Tabla 2. Comparación de oxidantes.**

Como puede observarse en aspectos prácticos únicamente se pueden manejar NOS y LOX para este proyecto.

Oxígeno LOX GOX:

El oxígeno es una sustancia química utilizada como agente oxidante, forma parte de la mayoría de los procesos de combustión en la tierra. Entrega el mejor desempeño con una velocidad jet para LOX y LH2 de 4400 [m/s], siendo la mezcla de mejor desempeño existente. El metano, queroseno y etanol tiene un desempeño de 3650, 3550 y 3400 [m/s] (figura 5). Tiene una alta densidad líquida con 1200 [kg/m<sup>3</sup>] permitiendo llevar más propelente en menor volumen. Por estar de manera abundante en la atmósfera resulta muy económico con un precio alrededor de costo 63 [MXN/m<sup>3</sup>] de gas a condiciones estándar, haciéndolo muy utilizada en la industria metalmeccánica para cortes, soldadura y fundición, por lo que es de fácil acceso en forma de gas.



**Figura 5. Velocidad Jet vs OFR para varias combinaciones de propelentes [31].**

Se utiliza en estado líquido para disminuir al máximo el volumen y presión que ocupa su almacenamiento, condensando a -183 [°C] a presión atmosférica. por lo que también debe diseñarse con los requerimientos de sistemas criogénicos. Requiere metales, polímeros y grasas especiales para su almacenamiento [34]. Al ser criogénico estará absorbiendo calor y evaporándose constantemente, fenómeno que tendremos que modelar. Para extender su vida se almacena en recipientes especiales llamados Dewar [30], [36].

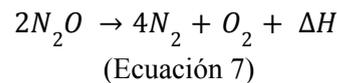
Se puede usar nitrógeno líquido “LN2” para realizar pruebas preliminares a los sistemas diseñados, ya que tiene propiedades reológicas muy similares al LOX y evita el riesgo de una ignición.

Propiedad	LOX	LN2	Propiedad	LOX	LN2
Masa molar [g/mol]	32	28	Viscosidad [cP]	0.020	0.018
Densidad [kg/m <sup>3</sup> ]	1141	808	Entalpía de Vapor [kJ/kg]	213	199
Punto de ebullición [°C]	-183	-196	Conductividad [W/m°C]	0.026	0.026

**Tabla 3. Comparación de propiedades reológicas del LOX y LN2.**

### Óxido nitroso N<sub>2</sub>O o NOS

Es una sustancia con aplicaciones en la industria médica como gas sedante en tratamientos dentales. Como propelente de latas de comida como la crema batida. En el automovilismo al inyectarse en la cámara de combustión donde se descompone térmicamente liberando oxígeno, nitrógeno y calor incrementando la temperatura y la cantidad de moléculas y por ende la presión (Ecuación 7). Es un gas de efecto invernadero, y daña la capa de ozono. Se produce por una descomposición térmica de nitrato de amonio, el cual también se llega a usar como oxidante sólido. A pesar de ser un gas seguro, en sistemas de propulsión aeroespacial tiene un ambiente de trabajo muy diferente al que se presenta en otras industrias, principalmente por el uso de tanques con paredes delgadas y encontrarse muy cercano a cámaras de combustión.



A temperatura ambiente es una sustancia saturada, a 20 [°C] tiene una alta presión de saturación de 5 [MPa] siendo una gran ventaja al eliminar la necesidad de utilizar otro presurizante. Su punto crítico está a 36 [°C] alcanzando 7 [MPa] por lo que las condiciones ambientales tendrán un gran impacto en la presión del tanque y la densidad de inyección a la cámara de combustión, afectando la curva de empuje esperada.

Cuando el tanque se comience a vaciar generará una caída de presión por debajo de la de saturación, haciendo entrar al NOS líquido en evaporación, recuperando la presión. Esta alta presión de saturación también generará una evaporación flash que provocará un flujo bifásico en los inyectores difícil de modelar [40], [41].

Como monopropelente requiere una cama catalítica que facilite la descomposición térmica otorgando un Isp en vacío teórico de 170 [s]. Por su bajo contenido de oxígeno requiere altos OFR, por ejemplo con el etanol es alrededor de 4 y con las parafinas es alrededor de 7, alcanzado un Isp en vacío de hasta 250 [s]. En la práctica se encuentran alrededor 200 [s] debido a que regularmente se manejan bajas presiones de combustión de entre 1 a 3 [MPa], y por eficiencia de combustión (figura 6). El óxido nitroso es el propelente ideal para sistemas Vapak (Vapour pressurization) [39].

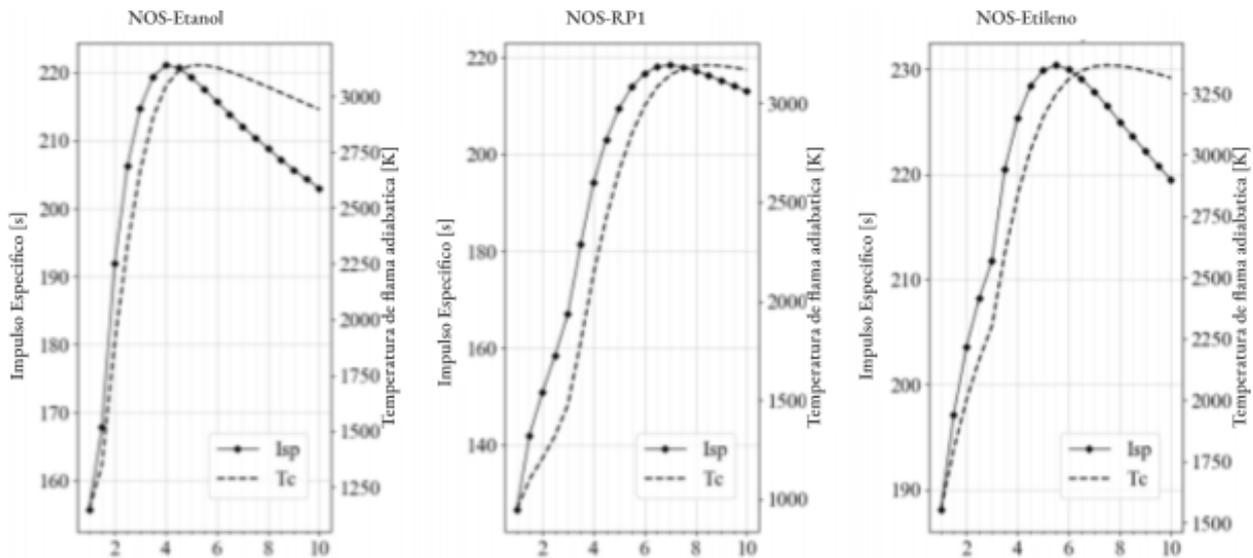


Figura 6. ISP y temperatura vs OFR para varios combustibles con NOS [40].

El CO<sub>2</sub> posee propiedades reológicas similares y tiene un costo mucho más bajo. Comparte una curva de saturación similar al N<sub>2</sub>O. Es de fácil acceso, otorga una alta presión de vapor, es inerte sirviendo para sistemas neumáticos. Se vende como hielo seco con una temperatura de -80 [°C], sirviendo como fuente de frío aplicable para controlar la temperatura del N<sub>2</sub>O cuando realicemos operaciones en el campo. Pero puede provocar asfixia, por lo que debe utilizarse lugares ventilados.

-	N <sub>2</sub> O	CO <sub>2</sub>	-	N <sub>2</sub> O	CO <sub>2</sub>
Masa molar [g/mol].	44	44	Densidad Vapor 15°C [kg/m <sup>3</sup> ].	166	134
Presión crítica [MPa].	7.25	7.38	Viscosidad Líquido uPs 15 [°C].	60	100
Temperatura Crítica [°C].	309	304	Conductividad térmica líquido [W/mK].	0.1	0.1
Densidad Crítica [kg/m <sup>3</sup> ].	452	467	Tensión superficial líquido [N/m].	0.004	0.0045
Densidad Líquido a 15 [°C] [kg/m <sup>3</sup> ].	814	822	Entalpía de vaporización.	173	190

Tabla 4. Comparación de propiedades reológicas entre el N<sub>2</sub>O y el CO<sub>2</sub>.

### 3. Estado del Arte

A nivel Nacional, durante los años 70 's México contó con la CNEE, la cual logró desarrollar varios vehículos, entre ellos los SCT-1 Y 1 y 2, ambos de Etanol y LOX PR con apogeos de 20 [km]. De igual forma, actualmente existe un grupo de investigadores en Saltillo de RKT aerospace, que desde 2013 se han dedicado al desarrollo de cohetes sonda con fines científicos y tenían planes de desarrollar un cohete líquido capaz de llegar a 150 [km] [41].

Argentina ha sido uno de los países latinoamericanos con un programa espacial más consolidado. En temas de cohería, ha desarrollado la familia de cohetes “Tronador”. Desarrollado bajo la responsabilidad de la CONAE, con el principal contratista siendo la empresa VENG SA, así como especialistas del Instituto Balseiro, el Instituto Aeronáutico Argentino, CITEFA y universidades nacionales [42].

El proyecto inició en 2002 con el vehículo Tronador I de una sola etapa, 250 [kg] de peso y 15 [kN] de empuje en configuración PR con hipergólicos de queroseno y anilina, fue lanzado en 2007 en el Centro Espacial Manuel Belgrano, alcanzando un apogeo de 20 [km] una carga útil de 4 [kg]. El Tronador 1B substituyó el queroseno por hidracina, que se lanzó en 2008, con el objetivo de probar hidracina como combustible. Desde entonces, la CONAE decidió comenzar el desarrollo de vehículos orbitales para satélites de 1000 [kg] con el vehículo Tronador III [43].

De forma independiente, existe una compañía privada llamada LIA Aerospace de origen argentino, que buscaba el desarrollo de una micro lanzadera. Su primer prototipo de vuelo utilizó HTP y queroseno en configuración BD para alcanzar un apogeo de 3 [km]. Actualmente, se encuentran comercializando 2 módulos de propulsión espacial a base de HTP, configuración PR Helio en COPV, con gimbal y re-ignición para maniobras orbitales [44].

Brasil, a través del Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) desarrolló el motor líquido L15 con 15 [kN] de empuje. Desde el 2012, en colaboración con la Agencia Espacial de la Federación Rusa y el Centro Espacial de Alemania DLR se encuentran desarrollando el motor L75 alimentado por un ciclo abierto de turbobombas para colocar satélites de entre 100 y 1000 [kg] en órbitas bajas [45].

De igual forma, Brasil cuenta con 2 grupos estudiantiles que han desarrollado propulsión híbrida. “*Projeto Júpiter*” de la Universidad de Sao Paulo. Y “*Capital Rocket*” de la Universidad de Brasilia, que en 2022 voló el primer híbrido, alcanzado una altitud de 1 km, empleando válvulas solenoides automotrices para NOS, conexiones de latón y modificando tanques COTS de oxígeno medicinal. La activación de su MOV era mecánica a través de un sistema de cuerdas y poleas. Se desarrolló en las instalaciones del Laboratorio de Propulsión Química (CPL) de la Facultad Gama de la Universidad de Brasilia [46].

También cabe destacar que la Universidad de los Andes de Colombia en 2011, a través Proyecto Uniandino Aeroespacial, con el motor líquido PUA-1L-6S-2000N de LOX y gasolina, logró llevar al vehículo AINKAA V a 24 [km] [47].

#### Proyectos Universitarios

A nivel estudiantil existen varias competencias alrededor del mundo que retan a los alumnos a desarrollar sus propios cohetes de alta potencia y así generar ingenieros más experimentados en las tecnologías aeroespaciales.

- **Base 11 Space Challenge:** Fue lanzado en enero de 2018, otorgando 1 MDD al primer equipo estudiantil que lograra volar un cohete propulsado por un motor de propulsión líquida a la línea de Karman para antes de 2022, ningún equipo lo logró, pero empezó una carrera espacial a nivel universitario.
- **Systems Go Program:** es una competencia organizada por la NASA dirigida a estudiantes de preparatoria. Sus retos van desde 2 km hasta 30 [km] con una carga útil de 16 [kg], donde se han desarrollado múltiples cohetes híbridos.

- **Spaceport America Cup SAC:** Competencia de cohería más grande del mundo con 150 equipos de universidades de todo el mundo compiten en diferentes categorías: por altitud 3 y 9 [km] de apogeo, en la edición 2023 se desarrollaron. LASC, ENMICE y EuRoC: son competencia con reglamentos similares a SPAC pero celebrados en Brasil, enfocada al sector latinoamericano, México y en Europa, respectivamente.
- **FAR MARS/ FAR OUT:** Organizada por “Friends of Amateur Rocketry” FAR, busca promover el desarrollo de sistemas líquidos con apogeos desde 1.5 hasta 30 km.

A nivel mundial existen equipos estudiantiles que han logrado considerables desarrollos en temas de propulsión líquida híbrida. A continuación, se mencionan algunos proyectos que sirvieron de guía para el desarrollo del sistema de esta tesis.

La Universidad Tecnológica de Delft, con su equipo estudiantil DARE Delft Aerospace Rocket Engineers desde el 2015, han desarrollado la familia de vehículos Stratos. Stratos II utilizó un motor híbrido DB con NOS y parafina/Aluminio, el cual presentó una fuga en el sistema de alimentación de oxidante, provocando que la válvula principal de oxidante se congelara impidiendo el encendido del motor. En el año 2015, se llevó a cabo el lanzamiento del cohete “Stratos II+” en la base el Arenosillo, España, con un apogeo de 21 [km], aproximadamente el 42% de la altura objetivo de 50 [km], siendo el mayor apogeo estudiantil en Europa en su momento [48].

Su primer intento de motor líquido, Deimos, utilizó NOS-Etanol entregando un desempeño insuficiente de 175 [s]. Para alcanzar el desempeño necesario para alcanzar la línea de Karman inician 4 líneas de investigación, una de las cuales se enfocó en el modelado y la validación del proceso de presurización de tanques criogénicos. En 2023 se encuentran desarrollando Stratos V el cual será su primer vehículo criogénico [49], [50].

En la Universidad de Stuttgart se encuentra el equipo HyEND (Hybrid Engine Development) y en el 2012 se enfocó en el desarrollo de sus propios motores híbridos con el apoyo del programa STERN (STudentische Experimental RaketeN) de la DLR (Centro Espacial Alemán). El objetivo de STERN es capacitar a los estudiantes en proyectos espaciales, permitiéndoles adquirir experiencia de trabajo en equipo, así como también desarrollar tecnología e innovaciones, financiando a los estudiantes a través de fondos del BMWI (Ministerio Federal de Economía y Energía). Los estudiantes son guiados y reciben soporte por inspectores de la industria y de DLR, siendo evaluados como una misión espacial. Han desarrollado 3 diferentes familias de cohetes híbridos HEROs, MIRAS y N2ORTH. En 2016 se voló Hero3 rompiendo el récord de altitud establecido por DARE, llegando a 32.3 km [51].

Además de estos equipos, cabe mencionar otros relevantes como MASA, de la Universidad de Michigan, que actualmente se encuentran desarrollando “*Tangerine Space Machine*” capaz de llegar a 100 [km]. Así como Space Concordia de la Universidad de Concordia, con su cohete en desarrollo “*Star Sailor*” capaz de llegar a 100 km, el cual cuenta con el motor estudiantil de mayor empuje en el mundo, con 35 [kN] superando al motor “Rutherford” de la compañía Rocket Lab de 25.8 [kN] e inclusive los 28 [kN] del primer motor de SpaceX, Kestrel, en los años 2000 [52], [53].

### 3.1. Riesgos en el manejo de oxidantes

El principal riesgo en el desarrollo de proyectos es el manejo de estos oxidantes. El Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals identifica siguientes riesgos para NOS y LOX:

- **H270:** Puede provocar o intensificar el fuego.
- **H280:** Contiene gas a presión, puede explotar si se calienta.
- **H281:** Contiene gas refrigerado que puede provocar heridas criogénicas.
- **Gases a presión:** Conllevando riesgo de explosión.
- **Sofocación:** Pueden desplazar aire y generar una rápida sofocación.
- Daño a la salud, irritación, mareos en caso de ser inhalados.

Los riesgos relacionados con el manejo de gases comprimidos se resuelve realizando los cálculos de esfuerzos y con un protocolo de operaciones. Los riesgos asociados a la salud se solucionan trabajando en ambientes ventilados.

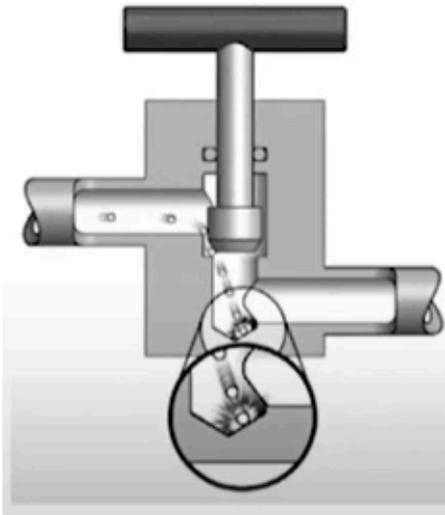
Mitigar el riesgo de una ignición con los oxidantes que arranque una reacción en cadena, requiere un apropiado diseño del sistema. Para garantizar la compatibilidad con oxígeno debido a sus amplios usos en la industria, se han creado estándares ASTM. Estos tienen como objetivo equipar al personal técnico calificado con información sobre los sistemas donde se requiere producción, almacenamiento, transporte y distribución de oxígeno:

- **ASTM G88:** Guía estándar para diseñar sistemas para servicio de oxígeno [54].
- **ASTM G63:** Guía para evaluar materiales no metálicos para servicio de oxígeno [55].
- **ASTM G93:** Práctica estándar para métodos de limpieza y niveles de limpieza para materiales y equipos usados en ambientes enriquecidos con oxígeno [56].
- **ASTM G94:** Guía estándar para evaluar metales para servicio de oxígeno [57].

Para que exista una combustión se requiere: un combustible, el cual es nuestro material base que deberá seleccionarse con cuidado, o contaminantes que deberá eliminarse con proceso de limpieza; un oxidante, el cual es nuestro propelente; y una fuente de calor, sin esta la mayoría de materiales no entran en ignición y depende del diseño del sistema. Cuando en un fenómeno físico la cantidad de energía suministrada a un material es superior a su disipación creará un aumento de temperatura. Los mecanismos por los cuales una ignición puede ocurrir. son [54]:

- **Fricción:** Deben evitar movimientos rápidos y piezas móviles, que además de producir calor, pueden desprender partículas, exponer metal fresco que es más reactivo.
- **Compresión adiabática:** Esto ocurre cuando hay incrementos repentinos de presión, tanto por el proceso de llenado, como por martillos hidráulicos en volúmenes muertos.
- **Impacto de partículas:** Las partículas metálicas al colisionar a altas velocidades en ambientes ricos en oxígeno son muy inflamables. Los cambios abruptos de ángulo y protuberancias internas servirán como puntos de impacto (figura 7). A pesar de diseñar las tuberías con un diámetro alto para reducir su velocidad, habrá zonas donde pueda acelerarse el flujo, principalmente en restricciones de flujo en reguladores de presión así como durante transitorios. La presencia de partículas se controla con el proceso de limpieza, el control de su generación se logra con la selección de materiales y uso de filtros.
- **Arco eléctricos o descargas electrostáticas ESD:** Esto puede provocarse por acumulación de carga por uso de materiales no conductores como plásticos, se recomienda que cualquiera 2 puntos del sistema no tengan una resistencia superior a 1 [ohm]. El sistema debe estar conectado a tierra. Los dispositivos electrónicos como sensores, y sobre todo las escobillas de los motores son fuentes de ignición.
- **Resonancia:** Esto ocurre cuando existen volúmenes muertos en “Tee”. Genera un rápido incremento en la temperatura, en especial cuando se tienen altas frecuencias con partículas o alta velocidad de gas.

Existen factores que pueden afectar la inflamabilidad de un material. Desde sus propiedades físicas como: energías de ignición, geometría, densidad, calor específico, porosidad, conductividad térmica, entalpías de combustión. Hasta aspectos más ambientales como: temperatura, presión y contaminación. La temperatura y fuentes de ignición deben verse en el contexto del diseño del sistema, porque dependerá de la aplicación específica si un material es compatible con el oxígeno.



**Figura 7. Válvula Swagelok para oxígeno, quemada por ignición [58].**



**Figura 8. Muñeco de prueba tras una falla debido a la inflamabilidad de un material [45].**

ASTM realiza varias pruebas para caracterizar cuantitativamente la inflamabilidad de los materiales como: calor de combustión, ignición por impacto, índice de oxígeno limitante (IOL), temperatura de autoignición (AIT) entre otros.

Para visualizar el nivel de exigencia en el diseño, ASTM creó una metodología para evaluar los riesgos y seleccionar los mejores materiales y técnicas para cada aplicación, considerando la practicidad y el ahorro de costos. Para que exista un incendio deben cruzarse uno o más umbrales, e incluso este puede extinguirse por falta de oxígeno. Este método es subjetivo e impreciso, pero es útil como una primera base en el diseño. Es similar a un FMEA, donde la probabilidad de una falla va desde 0 (prácticamente imposible) hasta 4 (altamente probable). Y la severidad va desde A (despreciable, sin heridas ni afecta el objetivo del sistema) hasta D (catastrófico, muerte o heridas múltiples, pérdida total del sistema). La automatización de

los procesos siempre y cuando se realice de forma adecuada disminuirá la severidad del modo de falla. La redundancia por software no se considera confiable. Además ASTM recomienda realizar los siguientes análisis: “FMEA”, “HAZOP”, Fault Tree Analysis, Oxygen Hazard and Fire Risk Assessment “OHFRA”.

El oxígeno a pesar de ser un fuerte oxidante, tiene un manejo más seguro a comparación de otros como RFNA o HTP. Conlleva altos riesgos, esta sustancia logra combustión con cualquier material incluyendo metales, y mezclado con materiales orgánicos puede detonar por presión. Un caso a destacar es el asfalto, un material del que está compuesto la mayoría de los suelos y que es un explosivo latente en presencia de LOX.

Respecto a la inflamabilidad del NOS, es bastante inerte en la mayoría de los ambientes. Pero es una molécula que no requiere combustible para reaccionar, ya que puede descomponerse por sí misma, liberando calor y multiplicando los moles generando una reacción en cadena que puede terminar en una explosión. En estado líquido no se ha presentado esta descomposición, por su mayor capacidad de absorber calor. Para lograr una descomposición térmica simultánea, se requiere que la fase gaseosa este alrededor de 850 [K] y 2 [MPa] para iniciar una auto ignición, siendo marginalmente exotérmica para sostenerse a sí misma. La velocidad de la llama es considerablemente baja, aproximadamente de 15 [cm/s] a 4 [MPa]. Esto se debe a su dinámica molecular, que involucra un proceso de descomposición unimolecular elemental a través de una transición no adiabática prohibida por el espín. La energía necesaria para lograr la ignición baja con el uso de sustancias catalizadoras, por lo que deben evitarse el uso de aleaciones de cobre, níquel o platino.

La distancia mínima a la que una frente de llama laminar puede expandirse entre superficies paralelas se llama "*quenching diameter*" (diámetro de extinción), el frente de llama pierde calor porque los absorben las paredes metálicas. Para el NOS, esta distancia es de 7 [mm] a 27 [°C], 6.35 [mm] a 204 [°C] y 5.5 [MPa].

El NOS conlleva varios riesgos en su manejo. Libera el doble de energía en comparación con el TNT. Logra difundirse en plásticos convirtiéndolos en sustancias muy inflamables. Tiene baja conductividad eléctrica haciéndolo capaz en teoría de acumular cargas electrostáticas lo suficientemente grandes como para autoignitarse con una chispa de 0.14 [J]. El NOS supercrítico puede arrancar un proceso de descomposición térmica por su sensibilidad al impacto. La contaminación incrementa fuertemente su sensibilidad a la ignición, por ejemplo se tiene reportado un comportamiento explosivo la mezcla de 9% etanol/NOS a 40 [°C]. De igual forma debe evitarse llevarlo a cavitación, ya que las burbujas al colapsar, generan temperaturas que podrían ignitar el NOS.

En 2007 ocurrió un accidente con Virgin Galactic. Aparentemente un dispositivo eléctrico generó una ignición en las líneas de NOS durante pruebas de flujo frío. El frente de llama se propagó hasta el tanque, donde inició un proceso de descomposición térmica. Dado que no se contaba con una PRV, el tanque se fracturó cobrándose la vida de 3 personas [59].

Es importante mencionar que cuando un tanque se fisura, los gases a alta presión se fugan rápidamente disminuyendo de forma repentina la presión de vapor, y si la presión de vapor cae por debajo del límite espinodal del líquido, este abandonará su equilibrio metaestable y tendrá una evaporación flash, exportando más masa de la necesaria para recuperar las condiciones de equilibrio. Generando un rápido incremento de presión por encima de la presión de saturación, fracturando completamente el recipiente a presión y liberando vapores, aun sin reaccionar, a la atmósfera. Si estos vapores son inflamables explotaran al entrar en contacto con una fuente de calor, ya sea por encontrarse previamente en un incendio o por el calor liberado de la fractura metálica. Este modo de falla se conoce como BLEVE (Boiling Liquid Expanding Vapor Explosion) y ocurre comúnmente en tanques de combustible en incendios.

Una forma de aumentar la energía necesaria para que ocurra una ignición es supercargar los tanques con otro gas ("*supercharging*"). Por ejemplo, si se agrega un 30% de oxígeno, se requerirían 500 [J] de una chispa. Se espera un comportamiento similar del nitrógeno, mientras que el helio requiere cuatro veces menos para lograr el mismo efecto.

El segundo riesgo importante al trabajar con LOX y NOS a alta presión es que por las bajas temperaturas los metales tengan un comportamiento frágil. En sistemas a presión se buscan materiales dúctiles para evitar la generación de esquirlas en caso de una explosión, soportar impactos comunes en las zonas de trabajo, y que cualquier daño mecánico sea detectable como abolladuras o deformaciones plásticas. También se quiere evitar que los polímeros bajen de su temperatura de transición vítrea (GTT), perdiendo su elasticidad, permitiendo fugas en los O-rings y asientos [60].

Puede ocurrir que al fluir por una tubería caliente un fluido criogénico o refrigerado este se evapore y expanda al absorber calor, incrementando la velocidad y por ende la transferencia de calor, generando una retroalimentación positiva llevados a una inestabilidad. Generando un fenómeno similar al de un géiser, donde el fluido tendrá una gran velocidad en las tuberías. Esta inestabilidad puede sembrarse si se superan los 10 [m/s] al cargar fluidos criogénicos en sistemas a temperatura ambiente.

Este fenómeno puede ocurrir al llenar los tanques o cuando se alimenta la cámara de combustión, provocando un “*hard start*” que puede llegar a destruir al motor. Esta inminente absorción de calor también puede provocar un “*cryo shock*”, una muy alta disminución de la temperatura de forma no homogénea, provocando esfuerzos térmicos, deformaciones, daños en sellos. También la generación de gas podría provocar calentamiento por compresión adiabática. Para evitarlo debe realizarse un “*Chill down*” enfriando previamente toda la plomería dejando pasar una pequeña cantidad de un gas o líquido criogénico.

## 3.2. Compatibilidad de Materiales

Se busca utilizar materiales que sean compatibles con todos los fluidos a utilizar, tanto oxidantes como agentes de limpieza, soportan bajas temperaturas, tengan un alto esfuerzo específico, sean fáciles de manufacturar y adquirir.

Se estudiaron los metales, ya que estos forman la mayor cantidad de material en tuberías, válvulas, sensores y tanques. También se analizaron los polímeros por su empleo en los asientos, empaques, O-rings y recubrimientos, así como lubricantes. Las cerámicas, a excepción de los óxidos metálicos, tienen poca aplicación en la plomería.

### Selección de Metales

Para este capítulo nos basamos principalmente en los reportes “*Metals and alloys for cryogenic applications*” por Aerospace Corporation, “*Ignition of metals in oxygen*” del Defense Metals Information Center, y “*High-Pressure Liquid and gaseous oxygen impact sensitivity evaluation of materials*” del Kennedy Space Center de NASA, además de los estándares ASTM.

Los metales cuentan con una AIT bastante alta, entre 900 a 2000 [°C]; tienen una alta conductividad, facilitando la disipación de calor; crean una capa de óxido protectora que puede interferir con la ignición o propagación; y al tener mayor densidad consumen rápidamente el oxígeno disponible, por lo que la velocidad de quemado depende del oxígeno disponible y su velocidad de suministro.

Estos normalmente entran en combustión por una reacción en cadena, por la ignición de un polímero o contaminante. Cuentan con altos calores de combustión, temperaturas de flama entre 1700 a 4800 [°C]. Su alta densidad y amplia presencia en las tuberías constituyen una fuente de calor para la propagación a otros componentes. Los productos de combustión en su mayoría se encuentran en estado líquido o sólido, dificultando la dispersión del calor y la dilución de la concentración de oxígeno, como sí ocurre en los gases de combustión de un polímero. Esto crea un charco de metal y óxido metálico que facilitarán la ignición de componentes que entren en contacto.

Los metales pueden crear una capa protectora de óxido que disminuye la autoignición de un metal incluso cercana a la temperatura de fundición o servir de aislante separando el oxígeno de la fase líquida. La relación de Peeling & Bedworth “P&B Ratio” sirve para evaluar si una capa de óxido protege considerando

el incremento de volumen entre el metal y su óxido. Este mecanismo es quien en parte le brinda su estabilidad química al acero inoxidable por su capa de óxido de zinc, y al aluminio con la alúmina.

### Aceros austeníticos (SS)

El acero inoxidable austenítico (Serie 300) es el material de excelencia utilizado en la industria para recipientes a presión de LOX o Dewars criogénicos.

La primera razón para su selección, es su transición de estructura cristalina de BCC a FCC a temperaturas criogénicas, que al tener más planos de deslizamiento es más dúctil. La aleación SS301 después de varios ciclos criogénicos puede promover la transformación de austenita en martensita, limitando la fatiga. La aleación SS310 no sufre esta transición y es mejor para soportar fatiga en ambientes criogénicos, este es muy dúctil a temperatura ambiente haciéndolo excelente para la creación de plomería compleja, pero requerirá un recocido. La aleación 304 es la más común, con propiedades similares y menor costo a la 316 [61].

El acero inoxidable es un material compatible con el oxígeno, a diferencia del acero al carbón, que presenta una fuerte corrosión. Su temperatura de autoignición está por encima de su punto de fusión. La mejor aleación es la SS316, cuenta con un poco de molibdeno que mejora su resistencia química. ASTM con NASA realizó varias pruebas, que arrojaron que los SS-300 son de los materiales con suficiente resistencia a la ignición en GOX y LOX [62].

Por último es un material accesible y no posee un costo muy elevado a comparación de otros con las características antes mencionadas. Una desventaja es su baja “*strength to weight ratio*”. Su alto peso provoca que requiera más material para soportar las cargas mecánicas que otro material sí podría soportar. Aunque puede someterse a un endurecimiento por deformación plástica que incrementa el esfuerzo de cedencia y volumen del tanque sin agregar más masa [63]. Además de que cuenta con buena soldabilidad y una vez ensamblado a un tanque.

### Aleaciones de aluminio (Al)

Históricamente, el aluminio se ha utilizado como el material de los tanques de LOX en lanzaderas, ya sea en forma de lámina o con un recubrimiento de filamento de fibra de carbono en un COPV logrando una optimización de rigidez y peso.

A pesar de ser muy utilizado, debemos recordar que es muy inflamable. No debe usarse en aplicaciones dinámicas, donde haya altos flujos o movimientos. Es utilizado como combustible mezclándolo con alguna sal oxidante como perclorato de amonio o nitrato de potasio y alguna resina para generar propelentes para aplicaciones aeroespaciales, militares o pirotécnicas. Esto porque reacciona violentamente con el oxígeno por su alta entalpía de combustión, alta flama adiabática y bajo punto de fusión. Se realizaron una serie de experimentos estudiando VERs (*Violent Energy Release*), reacciones violentas de combustión de aluminio y LOX similares a una detonación de TNT. Este fenómeno se presentó en pequeños tubos de Al-3003 con un flujo de LOX y rodeado de una atmósfera de GOX y en pruebas de combustión promovida donde bajo ciertas condiciones la combustión se volvía muy violenta. De igual forma, se tiene registro que el aluminio puede reaccionar con el cloro de polímeros como PCTFE [64].

En general, todas las aleaciones de aluminio constan de una estructura FCC por lo que no presenta una transición de dúctil a frágil a temperaturas criogénicas. A pesar de conservar sus propiedades mecánicas, la ductilidad se reducirá poco y el esfuerzo de cedencia incrementará ligeramente. Al tener un mayor coeficiente de expansión térmica que el acero, se deformará más.

Cuenta con una baja densidad y moderado a alto esfuerzo de cedencia. La mayoría de sus aleaciones son accesibles y otorgan una mejora en resistencia química, esfuerzo de cedencia o elongación a temperaturas criogénicas. Las principales aleaciones para aplicaciones criogénicas son de la serie 2000, 5000 y 6000.

- **Serie 2000:** Aleaciones con cobre con alto esfuerzo de cedencia pero baja resistencia química, mala soldabilidad y de difícil adquisición. Fueron utilizadas en Titán I, Thor. Saturn V y SS.

- **Serie 5000:** Una aleación con magnesio. Son ideales para bajas temperaturas, ya que son dúctiles, pero poseen un menor esfuerzo de cedencia que la serie 2000 pero más resistencia a la ignición. Fue utilizado en los cohetes Saturno y V2.
- **Serie 6000:** La aleación 6061 es muy utilizada en el sector aeroespacial y automotriz, es accesible y muestra buena tenacidad, aunque tiene un bajo esfuerzo de cedencia.

Las investigaciones y el estado del arte sobre el uso de aluminio indican que es un material adecuado para servicio de oxígeno y criogénicas para aplicaciones aeroespaciales [65].

### Aleaciones de Cobre

Es el material más recomendado por ASTM junto con las aleaciones de níquel para aplicaciones de oxígeno. Conservan excelente tenacidad contra impactos hasta los 20 [K]. Cuenta con una notable resistencia a la ignición. El latón es una aleación de cobre y zinc, incrementará el esfuerzo de cedencia sin perder su resistencia a la ignición, está presente en muchas válvulas comerciales y tiene un costo accesible.

### Otros

Las aleaciones de níquel, como inconel o hastelloy, se consideran superaleaciones y son los preferidos para la propulsión espacial y aeronáutica. Presenta excelentes propiedades criogénicas, y de resistencia a la ignición. Es excelente para realizar los ductos metálicos de sistemas de propulsión. Pese a poseer un alto costo para emplearse en un componente grande en este proyecto, puede encontrarse en algunos componentes de válvulas.

El estaño es compatible con LOX, por lo que puede usarse para soldar tuberías.

Es importante mencionar que el cobre y sus aleaciones (latón, bronce), así como el níquel y platino son catalizadores del NOS. No debe usarse acero, ni acero galvanizado ya que el óxido de zinc y óxido de hierro son catalizador, y puede generar partículas que pueden ser fuente de ignición. Los tanques comerciales están compuestos de aceros, por lo que es importante colocar un filtro antes de que ingresen a nuestro sistema.

### Selección de Polímeros

Estos se implementan para lograr un sello hermético en ensambles, gracias a su alta deformación, baja rigidez y lubricación. No son una gran fuente energética a comparación de los metales, por contar menor entalpía de combustión, menor masa total en el sistema y son menos sensibles a la ignición por impacto. Aun así debe limitarse su uso y exposición al oxidantes por ser más susceptibles a la ignición a menores presiones de oxígeno; cuentan con AIT entre 150 [°C] a 500 [°C] muy por debajo a comparación de los metales; su baja conductividad eléctrica y térmica incrementa su sensibilidad a una ignición por una fuente de calor local, a la acumulación de cargas electrostáticas. Son un material sensible que pueden iniciar una reacción en cadena.

A temperaturas debajo de la de GTT incrementan su rigidez y disminuyen su elongación; cuentan con un menor coeficiente de expansión térmica CET a comparación de los metales, generando una variación en las tolerancias de un ensamble. Estos 2 mecanismos promueven la aparición de fugas a temperaturas criogénicas [60].

De acuerdo con los resultados realizados por ASTM y NASA, los polímeros fluorados exhibieron propiedades superiores de compatibilidad con el oxígeno. Específicamente, poseían temperaturas de autoignición relativamente altas y valores de calor de combustión razonablemente bajos. A pesar de esto, se descartaron: Tetrafluoroetileno propileno FEPM/Aflas, ETFE/Tefzel, PFA, ECTFE, FEP y PVDF.

Los polímeros que planeamos utilizar los dividiremos en 3 categorías:

### Plásticos

Estos polímeros tienen alta rigidez, se utilizan en asientos de las válvulas.

- **Politetrafluoroetileno PTFE:** Es un plástico semicristalino muy comercial por su alta resistencia química. Se encuentra presente en válvulas ya que sirve para comprimirlo y lograr un sello hermético en piezas móviles para asientos de válvulas. Cuenta con: alta rigidez, alta resistencia al desgarro y abrasión; y bajo coeficiente de fricción que lo hace autolubricante. Tiene la temperatura de autoignición más alta, el calor de combustión más bajo, y tiene una calificación aceptable en pruebas de ignición por impacto en LOX. Se vende por/bajo el nombre de: DuPont/Teflón, AGC/Fluon, 3M/Dyneon y Garlok/Gylon [55].
- **Policlorotrifluoroetileno PCTFE:** Es un plástico semicristalino con mayor esfuerzo último, menor CET, y mayor IOL comparación de PTFE. No absorbe humedad y no puede mojarse. Es utilizado en aplicaciones criogénicas y electrónicas. Se vende por/bajo el nombre de: 3M/Kel-F, Daiki/Neoflon, Voltalef/Arkema, Aclon/Allied Signal.
- **PolyEther Ether Ketone PEEK:** Es un termoplástico semicristalino rígido. Es utilizada en aplicaciones espaciales por su muy baja gasificación en vacío. Cuenta con un menor CET y fricción similar al PTFE. Se vende por/y bajo el nombre de: Dupont/Vespel, VICTREX CT 200.

### Elastómeros

Estos se caracterizan por no fracturarse al deformarse al 100% y poder regresar a su forma original con máximo un 10% de deformación plástica. Se utilizan en forma de diafragmas y O-rings [66].

- **Fluorocarbon FKM:** Son los elastómeros fluorados más comerciales por su costo intermedio para aplicaciones con reactivos corrosivos. Excelentes características de envejecimiento y baja permeabilidad del gas. Se vende por/bajo el nombre de: Dupont/Viton A, Viton a-500, 3M/Dyeon, Daikin/Dai-El, Solvey/Technoflon y Flourel.
- **Perfluoroelastomer FFKM:** Son elastómeros con mayor temperatura de operación, mayor resistencia química, muy baja gasificación en vacío por lo que tiene un costo muy elevado. Se utilizan en aplicaciones críticas como semiconductores, turbinas, gas, petróleo, procesos químicos y equipo de medición. Se vende bajo el nombre de Kalrez, Chemraz, Perlast, Marquez y Simriz.
- **Copolímero de Acrilo nitrilo butadieno:** Llamada Nitrilo, Buna-N o NBR es el elastómero más usado en el mundo. Será el elastómero más sencillo de conseguir y con el que vendrá integrado en la mayoría de los componentes que se compran. Tiene un bajo costo y buen rendimiento mecánico. No soporta temperaturas criogénicas, puede trabajar con NOS, solo recordando que el NOS logra disolverse fácilmente dentro de la matriz plástica de hidrocarburos, dando gran inflamabilidad.

Amplios polímeros derivados del petróleo (Buna-N, EPDM, Neopreno) no resisten químicamente ante la presencia de hidrocarburos como etanol, gasolina, keroseno, por lo que no deben usarse en los tanques de combustible. De igual forma nos interesa conocer cuales polímeros soportan sustancias “base” e hidrocarburos clorados o fluorados, ya que estos se utilizaran durante la limpieza de oxígeno.

### Lubricantes y grasas

Son necesarias para permitir el movimiento interno de las válvulas durante la apertura y cierre. Deben usarse lubricantes a base de un polímero fluorado como PTFE, FEP y CTFE con una viscosidad superior debido a un mayor peso molecular, otorgar una baja fricción y ser hidrofóbicos. Lubricantes a base de silicona promoverán la corrosión al capturar humedad. Krytox, Braycote, Fluorolube son marcas de lubricantes a base de un aceite de perfluoropolíéter PFPE con polvo de PTFE [67].

Esta tabla indica cuáles de los plásticos serán compatibles con nuestras sustancias (1: Excelente. 4: No utilizar).

	Plásticos			Elastómeros							
	PTFE teflón	PCTFE Kel-F	PEEK VespeI	FEPM Aflas	FKM Viton	FFKM Kalrez	Neopreno	EPDM.	NBR	VQM	FVQM
NOS	1	1	1	3	1	2	1	1	1	1	-
GOX	1	1	1	4	1	1	1	4	4	2	1
LOX	2	2	1	4	4	2	4	4	4	-	-
RFNA	1	1	4	3	1	2	4	4	4	4	4
HTP	1	1	1	1	-	1	1	4	4	3	2
Etanol	1	1	1	1	-	1	1	1	1	3	1
Queroseno	1	1	2	1	-	1	1	2	4	1	4
Gasolina	2	1	3	1	-	1	1	2	4	1	4
LNG	1	1	1	1	-	1	1	1	4	1	1
LPG	1	1	1	1	-	1	1	1	4	1	4
PERC	1	1	4	1	-	1	1	4	1	4	4
NaOH	1	1	1	2	-	2	1	2	2	2	2

Tabla 5. Compatibilidad química con diferentes tipos de sustancias.

### 3.3. Limpieza para servicio de Oxígeno

Por último, para disminuir el riesgo de una ignición en ambientes ricos en oxígeno, es necesario eliminar la presencia de cualquier grasa, polvo, partículas o contaminantes, ya que representa fuentes de energía. La norma ASTM G93, SC-11 son documentos que nos sirven de guía. De estos documentos podemos observar varios procesos:

- **Limpieza mecánica:** Uso de escobillones, sandblast, limpieza ultrasónica, etc.
- **Limpieza alcalina:** Controlar el tiempo de inmersión en soluciones de hidróxido de sodio, carbonatos, fosfatos, silicatos. Secarse y verificar que el pH esté +/- 0.2.
- **Limpieza ácida:** Sumergir o rociar ácido en concentraciones entre 5 al 50% de ácido fosfórico; ácido clorhídrico no debe usarse con acero inoxidable; Ácido crómico y nítrico se recomienda para aleaciones de aluminio y cobre.
- **Solventes fluoro carbonados:** Rociar con hidrocarburos fluorados y clorados.

Después de limpiar debe verificarse el nivel de contaminantes. De forma cualitativa puede realizarse una inspección visual con luz blanca y ultravioleta, pasar un paño libre de pelusa y después realizarse una inspección visual a este, o realizar una prueba de ruptura de agua.

El estándar ASTM F331 y G 136 sirve para cuantificar la cantidad de contaminación por grasa no volátil, evaporando una solución de un solvente con que se enjuagará el componente. De aquí puede calificarse entre el nivel A con menos de 11 [mg/m<sup>2</sup>] el cual se considera seguro para casi todas las aplicaciones para incluso los contaminantes menos deseados, hasta E con 550 [mg/m<sup>2</sup>] donde solo usarse en aplicaciones de bajo riesgo y donde conocer los modos de falla, su severidad y probabilidad.

Los estándares ASTM F 312 y SAE ARP 598 indican como conocer la cantidad de partículas contaminantes, realizando un proceso similar al anterior, pero esta vez categorizando según los resultados

de una granulometría, teniendo que estar por debajo de un perfil de distribución de partículas de frecuencia de aparición contra tamaño en micras por cada 100 [ml].

Stewart H. Youngblood desarrolló un método con base en el panfleto de la CGA “*Cleaning equipment for oxygen service*”, documento ya obsoleto, pero después de una investigación comparándolo con EIGA y AIGA, Se vió que pueden obtenerse resultados útiles para aplicaciones de óxido nitroso. Su criterio de aceptación es no exceder los 500 [mg/m<sup>2</sup>] con ninguna partícula mayor a 1000 micras y no más de 25 [#m<sup>2</sup>], con un nivel “C” en residuos no volátiles [68].

Se recomienda que una vez ensamblado el sistema se lave una vez más, ingresar agua y agentes desengrasantes (Fluorocarbonos) y mover válvulas para garantizar su limpieza. Es importante que la plomería no cuente con nada de agua o humedad. El hielo a temperaturas de LOX tiene esfuerzos últimos de hasta 120 [MPa], atascando las válvulas y perdiendo su funcionalidad. Esto puede evitarse con la purga del sistema con gas nitrógeno o helio a alta presión para evaporar cualquier residuo. La tobera debe mantenerse tapada con plástico para mantener el sistema limpio, esta tapa se elimina fácilmente con los gases de combustión [69].

Se debe lavar también el suelo del banco de pruebas en caso de utilizar LOX, la limpieza debe realizarse únicamente con agua ya que el detergente también puede ser una fuente de ignición.

Para la construcción de motor híbrido en esta tesis se desarrolló un método propio tomando en base la bibliografía revisada, los recursos disponibles y la aplicación. Este se describe en el Anexo.

### 3.5. Plomería

Para lograr diseñar un motor líquido es necesario comprender los temas de plomería para manipular correctamente el flujo de los propelentes. Este tema se comprendió después de la revisión detallada de diseños previos, siendo [85] un ejemplo detallado con componentes comerciales. Para unir diferentes componentes para altas presiones de plomería se puede utilizar soldadura, acoples ranurados o uniones roscadas. Para este proyecto utilizamos conexiones roscadas como las NPT y BSP son cuerdas accesibles y económicas, fáciles de manufacturar con machuelos y tarrajas que logran un sello hermético, y pueden desensamblarse, ocupan poco volumen pero son difíciles de limpiar. Las uniones soldadas otorgan mayor integridad y son las más recomendadas, pero se debe realizar la soldadura “full penetration” correctamente, si no, generará cavidades y burbujas donde puedan acumularse partículas. De igual forma si estas se desueldan y sueldan de nuevo puede ingresar partículas metálicas.

Para poder conectarse a los tanques comerciales y extraer las sustancias de nuestro interés debemos utilizar las conexiones estándar de la Compressed Gas Association CGA. Estas sirven para asegurar que para un recipiente comercial no se le cargue un gas para el que no está diseñado, ya sea por corrosivo, inflamable, inerte, húmedo, con polvo, grasas o que reaccione con los residuos de un gas previamente cargado. Esto se logra a través de asignar un tipo de cuerda y asiento metálico diferente para cada grupo, dificultando conectar los reguladores de presión y líneas de transferencia. Estas son las cuerdas que nos interesan para nuestro proyecto.

- **Oxígeno:** CGA 540.
- **Nitrógeno:** CGA 580 también compatible con Argón, Helio, Kriptón, Neón, Nitrógeno, Tetrafluoruro de carbono y Xenon.
- **Óxido nitroso:** CGA 326 y CGA 660.
- **Dióxido de carbono:** CGA 320 también compatible con fluorometano o Freón 41. Para este fluido también se llega a utilizar la Cuerda G, 0.825-14NGO.

Los tanques comerciales son componentes bastante confiables ya que están diseñados para operar en diversas condiciones de trabajo. El modo de falla más severo de estos es que por descuido no tengan instalado su capuchón de seguridad, y al caerse golpeen sus válvulas, fracturándose, liberando el gas a presión y convirtiendo el tanque en un proyectil.

Para transportar los fluidos podemos emplear mangueras de acero inoxidable con interior corrugado de inoxidable o un “liner” de PTFE. Su flexibilidad es útil cuando se requiere mover constantemente el conducto, pero esto lo hace más susceptible a la torsión. Si se sobrepasa la presión de diseño, el ánima de polímero genera una burbuja. Si se requieren flujos más pequeños con diámetros menores, es útil usar tubería metálica de cobre o acero inoxidable. Soportan altas presiones y condiciones de trabajo demandantes. Estos deberán doblarse a mano con herramientas especiales. Durante la instalación de tuberías o mangueras debe respetarse la curvatura mínima o colapsará pandeándose. Debe dejarse una distancia mínima de 2 diámetros externos antes del conector. Los dobleces solo deben hacerse en un plano. Por las vibraciones presentes durante el vuelo se debe evitar lo más posible el uso de mangueras flexibles en el vehículo [71], [72].

Las tuberías logran conectarse a conectores por medio de soldadura, abrazaderas, o por medio de conexiones “flare” y de compresión:

- **“Flare” (Conexiones abocardadas):** Sirven para altas presiones y temperaturas, donde existen pequeñas a medianas vibraciones y movimiento. El tubo debe deformarse, avellanar como un cono para que se empalme entre el asiento del conector y una tuerca y así lograr un sello hermético metal-metal. Sirve para tuberías pequeñas y medianas, ofrecen una confiabilidad a largo plazo, tiene un costo accesible, convirtiéndose en las conexiones más utilizadas. Son empleadas en aplicaciones críticas como militares, aeroespaciales o de industria pesada [73].
- **Compresión:** Comprime directamente el tubo sin deformarse permanentemente para generar el sello, además agregan una férula para hacer más sencilla y compacta su instalación, así como

brindar movilidad. Por ejemplo, múltiples motores pequeños ocupan el modelo de conexión de Swagelok como fue el caso del Tronador I de la CONAE [74].

Se suelen emplear tubos de cavitación de venturi con el objetivo de restringir el flujo ayudando a mantener un flujo de masa constante, así como eliminar el acoplamiento de inestabilidades de combustión [75].

Las válvulas de paso son de los componentes más cruciales en un motor líquido, ya que estas son las que cambian el estado de operación del sistema, deben soportar fluidos oxidantes, con altos flujos, altas presiones a temperaturas criogénicas. Al igual que muchos componentes específicos de tecnología de cohetes y misiles, detalles específicos del diseño de válvulas está protegida por la ITAR. En general son 3 los tipos de válvulas más utilizadas para sistemas de propulsión: bola, mariposa y globo [76], [77].

- **Válvula de bola:** Esta válvula empezaron a ser las preferidas durante la época del “*Space Shuttle*” como válvulas principales de propelentes: Saturn S-1C GG LOX, Apollo Service Module MOV NTO, Apollo, LEM LMDE MOV NTO. Nuestra revisión literaria indica que es más utilizada en cohetes sonda actualmente.
- **Valvula de Mariposa:** Durante la época del Apolo fueron las más utilizadas como válvulas principales de propelentes: Atlas MOV LOX, titan MOV NTO y Saturn S-II MOV MOX.
- **Válvula de globo:** Forman parte de otras válvulas para lograr controlar los flujos, como los reguladores de presión y válvulas de alivio de presión. Pueden actuarse por un embobinado para crear válvulas solenoides ideales como válvulas de ventilación. Titan, Saturn S-II.
- **Válvula de compuerta:** fueron utilizadas en los Atlas y en el motor M-1, se han dejado de utilizar porque presentan un desgaste en los asientos por las altas cargas. Se puede deslizar como movimiento rotación o lineal y sirve para modular el flujo HyEND con el objetivo de optimizar la mayor cantidad de masa, volumen, eliminando tuberías y válvulas desarrollaron este tipo de válvula actuada por 2 pistones pirotécnicos con un peso de solo 230 [g] [78].

	Flujo	Presión	Peso	Volumen	Servicial	Regular	Durabilidad	Actuación
Válvula de bola	4	3	3	3	4	2	4	Gira 90°
Válvula de mariposa	3	4	2	2	3	3	3	Gira 90°
Válvula de globo	2	4	2	1	3	5	3	Delizameinlineal
Valvula de cuchilla	2	5	1	1	2	3	2	Delizameinlineal

**Tabla 6. Matriz de decisión de los diferentes tipos de válvulas.**

La mayoría de las válvulas de cohetes utilizan actuadores hidráulicos, neumáticos junto con un resorte para mantener su posición default. También se actuaban con ayuda de artefactos pirotécnicos, haciendo las actuaciones de un solo uso. Estos últimos no son muy recomendables ya que la actuación rápida de las válvulas puede inducir altos flujos transitorios, compresión adiabática, martillos hidráulicos, desgastar los sellos, generar partículas ser una fuente de calor por fricción y por la misma combustión del material pirotécnico [79].

Existen métodos más sencillos de liberar los combustibles a la cámara de combustión sin utilizar válvulas. Consta en usar discos de ruptura entre los tanques y los inyectores, que se romperán cuando los tanques de propelente alcance su presión de operación. Este método ha sido, algunos ejemplos son los cohetes SCT-1 de la CNEE de México y el Tronador I de la CONAE [74], [80].

Otro método muy utilizado en motores híbridos es el tapón de plástico, el cual es derretido por el ignitor en la cámara de combustión, de esta manera se asegura la cámara de combustión ya está caliente antes de que entre el oxidante.

Se requieren válvulas check o de no retorno, para evitar un retroceso en varios sitios. Evitar que cualquier flujo proveniente de la cámara de combustión ya sea por inestabilidades de combustión, o cualquier contaminante de la atmósfera ingrese a los tanques de oxidante. Estas constan de un juego de resortes, balines y asientos.

Las válvulas de alivio permiten liberar el fluido cuando este ejerce una presión superior por encima de la presión de diseño del recipiente, consta de un ensamble de una válvula de aguja, un asiento y resortes. Estas válvulas deben usarse en cada cavidad aislada, donde pueda incrementar la presión, por ejemplo por el incremento de la temperatura interna por el calor atmosférico, tanto en tanques como mangueras. Un modo de falla de este es el “*chattering*” provocando que la válvula de abra y cierre golpeando la aguja contra él haciendo repetidamente a una alta frecuencia, pudiendo ser una fuente de ignición. De igual forma si esta está sobredimensionada, al activar generará una alta caída de presión que puede provocar un BLEVE [81].

En sistemas alimentados por presión pueden regular el empuje del motor controlando la posición de la válvula de propelente con un motor eléctrico o controlando la presión del tanque a través del **regulador de presión**. Estos constan de un arreglo similar a las válvulas de alivio, con válvulas de aguja o globo, asientos y resortes. El gas se expandirá isotrópicamente bajando su temperatura, los reguladores comerciales están diseñados para aplicación de bajo flujo, por lo que si se les presenta un alto flujo de masa por un largo tiempo puede llevar al regulador fuera de su temperatura de operación, endureciendo los resortes. (Figura 9)

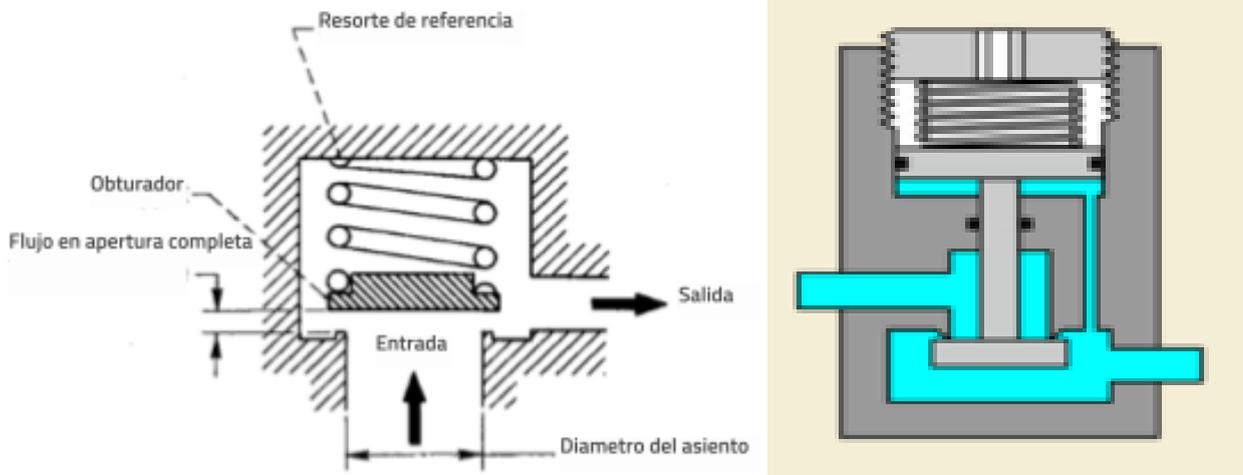


Figura 9. Esquema de Reguladores de presión de 1 etapa [82], [83].

El propelente debe cargarse desde el sistema de llenado que se encuentra unido al suelo y deberá conectarse el vehículo que despegara. Se requiere un conector capaz de desacoplar rápidamente y aún así lograr un buen sellado. Para esto se han usado **conectores rápidos** (“*quick disconnect*”) QD. Son similares a 2 válvulas check de frente, donde una cuenta con una aguja que empuja el pin de la otra (figura 10). Existen varias configuraciones, a nosotros nos interesan las que se encuentran normalmente cerradas. De igual forma existen conectores rápidos de leva y ranura, son más económicos, ligeros y simples, pero no soportan presiones altas y requieren otra válvula para interrumpir el flujo. En híbridos es posible hacer el llenado a través de los inyectores eliminando la necesidad de un QD, este método fue usado por MASA, no se encuentran detalles de este método, se tienen registro que toma aproximadamente 30 minutos. [84].

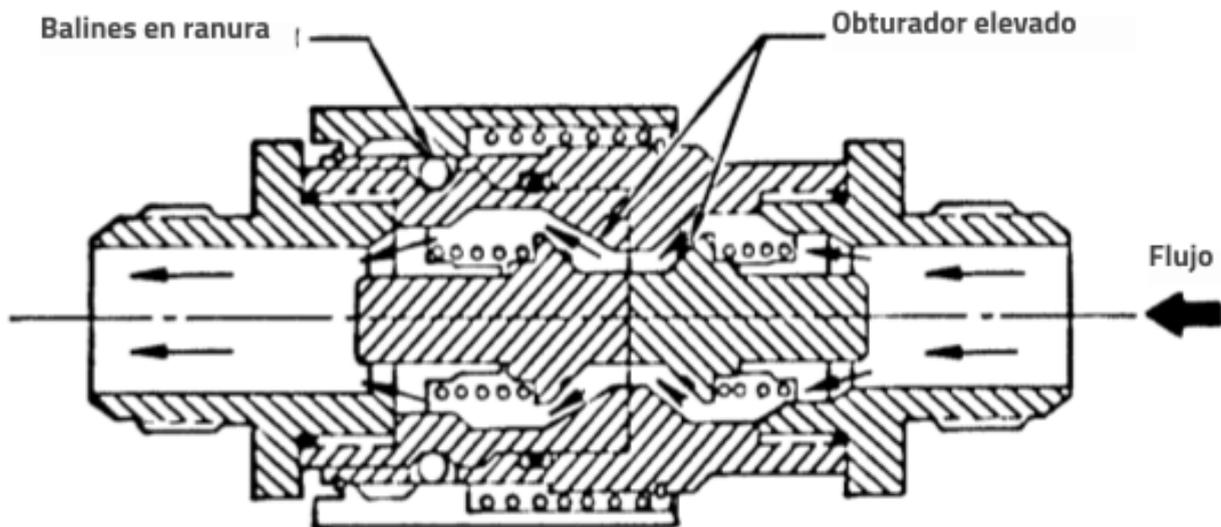


Figura 10: Diagrama de un “quick disconnect” conectado [73].

Todas estas válvulas presentan movimientos violentos por ser de rápida actuación, los resortes suelen provocar que los sellos se golpeen, creando partículas que pueden ser una fuente de ignición.

Se recomienda la implantación de filtros de malla inoxidable para capturar cualquier partícula que ingrese del exterior, desde polvo hasta insectos o se cree internamente en el sistema por su movimiento y desgaste operativo. Sobre todo antes de ingresar a zonas importantes como inyectores para evitar que estos se bloqueen, o zonas donde el flujo del acelerador, o pueda resonar. Al igual que antes de zonas que sean difíciles de limpiar. De igual forma se recomienda que todos los tornillos utilicen tuercas de presión, dentadas y “safety wire” para evitar estas se aflojen.

Se debe recordar que los componentes seleccionados deben soportar una presión superior a la operativa, ya que los flujos transitorios provocan presiones superiores a las estacionarias.

Si se planea utilizar la plomería para aplicaciones criogénicas debe realizarse prueba de “Cryo-Shock” donde se utiliza LN<sub>2</sub> para contraer el sistema, y luego se hace pasar agua para regresar a la temperatura ambiente. Debe revisarse la presencia de fisuras, deformaciones, especialmente en las soldaduras. Se debe re-torquear uniones roscadas y tornillos. Lo más recomendable es utilizar válvulas para aplicaciones criogénicas como las de marca Swagelok, a pesar de contar con un gran costo, es necesario para garantizar la confiabilidad del sistema.

Al ingresar un fluido criogénico a un tanque bajará la presión de los gases originales, generando un vacío que puede usarse para transferir el fluido, pero también provocará el egreso de aire con humedad del exterior. Este método es utilizado para lograr vacíos y se llama “cryo pump”.

### 3.6. Tanques

Los tanques son el componente más grande y pesado de todo el vehículo, comportándose también como un componente estructural.

En sistemas presurizados, a diferencia de los alimentados por bombas, los tanques son muy rígidos y no hay riesgo de colapso por transferir las cargas de vuelo, debido a sus gruesas paredes. Su modo de falla más peligroso es por estrés circunferencial, dispersando esquirlas en cualquier dirección. Se debe diseñar para que primero falle por esfuerzos longitudinales, de manera que las esquirlas o tapas se dirijan en una dirección controlable y que este tenga un factor de seguridad mínimo de 2 [85]. PU ha desarrollado múltiples cámaras de combustión capaces de soportar 14 [MPa] tanto por tornillos radiales como anillos de retención. Donde falla longitudinal se diseñó utilizando el esfuerzo de aplastamiento o "*bearing stress*" de la pared del "*case*" o de las tapas, o por esfuerzos cortantes sobre los "*fasteners*" (tornillos o anillos de retención). Las tapas planas se dimensionan con teoría de platos. El diseño para estos sistemas lo establece ASME Sección VIII div. 1. De igual forma, nuestras sustancias saturadas o criogénicas recibirán calor a través de las paredes de los tanques, lo que determina significativamente qué tan rápido se llega a la presión de saturación.

Anteriormente, se utilizaban tanques de alguna lámina metálica como aluminio o acero inoxidable. Los cohetes SCT-1 y SCT-2 constaban de tanques de lámina inoxidable, al igual que los cohetes suborbitales de la iniciativa civil por crowdfunding de Copenhagen Suborbitals, la etapa superior del cohete New Glenn de Blue Origin, al igual que la empresa Rocket Factory, utilizan este material [101], [102], [103].

Este proceso requiere rolado, rechazado y soldadura, además de agregarle las conexiones, así como "*bracket*" o soportes que lo permitan unirse al vehículo. También al tratarse de un líquido conviene implementar bafles para atenuar el "*sloshing*" o oleaje interno. Todo esto se realiza a través de soldadura, lo cual requiere después un recocido. Pocos equipos han logrado un desarrollo como este, siendo un ejemplo tanto MASA con su cohete Tangerina Space Machine, Space Concordia con Star Sailor, ambos usando Al6061-T6. A estos se les realizan pruebas de sellado para verificar ausencia de fugas, contracción térmica por usar propelentes criogénicos, pruebas hidrostáticas para corroborar que soporten la presión de trabajo [88].

Un método aún más simple para desarrollar tanques es utilizando tubos comerciales colocando tapas planas o hemisféricas unidas por tornillos radiales. Este método es de los más utilizados por su simplicidad por múltiples equipos estudiantiles, siendo un caso MASA en su cohete Laika utilizando Al6061-T6. DARE para sus primeros tanques criogénicos usaron Al-6082, una aleación más apta para criogenia, y el sello lo realizaron con empaques energizados por resorte recubiertos de FEP[84], [89].

En el proyecto Colombia PUA Ainkaa buscarán tener más control de la calidad de los tubos, decidiendo comprar una barra sólida de aluminio y realizar un cilindrado interno, así como disminuir el riesgo a ignición entre LOX y aluminio a través de un anodizado. Utilizaron una unión por tornillos longitudinales similares a una brida y empaques de Teflón-Silica (Garlock Gylon® Style 3502) [47].

Es posible lograr un ahorro de un 25 a 50% del peso empleando un tipo especial de tanque, conocido como COPV (Composite Overwrapped Pressure Vessel), que consta de un tanque compuesto por un bobinado de fibra de carbono con resina epóxica. Puede utilizar lámina de aluminio rechazada y soldada, FE o PTFE, que sirve como "*liner*" para evitar que el fluido se fugue. La fatiga generará microfisuras que pueden ser estables y provocar fugas, o desgarrar el tanque sin previo aviso por el modo de fractura frágil característico del CFRP. Este modo de falla dependerá de un estricto proceso de control de calidad en la manufactura, controlando que las fisuras sean 10 veces menos largas que el espesor del tanque. Este es el método más avanzado actualmente y se utiliza en proyectos profesionales (Figura 11).



**Figura 11. COPV del tanque un tanque a presión del *Stratos IV* [90].**

Un ejemplo en la región es del vehículo Tronador I, que utilizó un COPV de kevlar para el tanque de presurización de helio a 20 [MPa], basado en las especificaciones MIL-STD.1522. Así mismo, utilizó tanques coaxiales y así solo ocupar un intertanque [74].

Los COPV comienzan a ser una tecnología más común a nivel estudiantil para tanques de propelente. Esto requiere tanto una máquina de embobinado filamentario como un software de diseño que tome la geometría del tanque y establezca los patrones del devanado en función de la presión y el área polar de apertura. El tanque se diseñó con teoría clásica de laminados en combinación con el criterio de Puck para falla en el plano. Uno de los principales problemas de esta tecnología para la criogenia es que los esfuerzos térmicos provocados por la diferencia del CET (coeficiente de expansión térmica) entre el “*liner*” y la matriz compuesta pueden causar deslaminación.

Otra desventaja de los COPV para el caso del óxido nítrico es que no se tiene evidencia de que ambos materiales sean compatibles, lo que hace obligatorio el uso de un “*liner*”. HyEND para N2ORTH resolvió esto construyendo un COPV tipo V, utilizando un mandril de aluminio soldado el cual fue recubierto de ETFE, después embobinado. Una vez curado en un horno, se disolvió el mandril interno de aluminio con hidróxido de sodio. Esto les permitió crear un tanque de 160 [L] con tan solo 7.7 [kg] de peso [78].

Al usar aislantes criogénicos para evitar la evaporación en el tanque, estos nos deben permitir burbujas de aire entre el metal y el aislante, que este aire se condensa, resbalando el aislante, también se generan burbujas de nitrógeno y oxígeno líquido, lo que puede incrementar el riesgo de ignición

### 3.7. Electrónica y GSE

El desarrollo del sistema de soporte es tan complejo como el desarrollo del sistema de vuelo. Estos en general cuentan con el sistema de llenado (tanques, mangueras, válvulas, actuadores, computadoras, sistemas de telemetría, monitoreo y control remoto) así como estructuras. Existen sistemas bastante complejos como el desarrollado por el equipo SEDS UCSD de la Universidad de California South Diego junto con la NASA. Cuenta con un sistema de supresión de incendios por nitrógeno. Emplea trece sensores de presión, ocho termopares tipo T y cinco celdas de carga [91].

De igual forma, MASA utiliza un centro de control dentro de un tráiler con un vagón de 8.5 [m] de largo, que además de contener todo el sistema de control, sirve como cuarto limpio para preparar el sistema antes de una prueba. Realizan su control del llenado con STM32, conector RS422 por UART y reciben los datos por conexión inalámbrica. En el vehículo implementaron un sistema de control para igualar las presiones en los tanques de propelente.

El cableado y dispositivos electrónicos, deben aislarse herméticamente de la atmósfera de oxígeno enriquecido y sumergirse en un gas inerte como helio o nitrógeno para reducir su inflamabilidad.

Para medir la cantidad de propelente, se suelen usar celdas de carga. DARE para medir el nivel del LN2 diseñó un sensor de presión capacitivo con tubos de metal, separadores de PTFE y el circuito FDC1004 con asistencia de sensores ópticos. MASA implementó sensores de presión diferencial, así como sensores térmicos [89]. También puede colocarse un sifón al nivel deseado, de forma que si se carga más propelente este se escupirá fuera del tanque, sirviendo también como indicador visual de que el ataque se ha llenado.

La caracterización del empuje depende fuertemente del flujo de masa. HyEND utilizó flujómetros de efecto coriolis para medir el flujo de NOS en el llenado de tanques. DAE usó flujómetro de turbina y presión diferencial con tubo venturi, aunque no se recomienda ya que puede romperse por vaporizaciones transitorias llegando a velocidades muy altas, generando escombros metálicos que serán fuente de ignición[92].



**Figura 12. Mecanismo de QD de HyEND [92].**

HyEND implementó un sistema de control térmico para sus tanques de NOS de tierra y vuelo, ya que los lanzamientos se realizan en Suecia a muy bajas temperaturas, afectando significativamente el desempeño del motor.

El proceso de conexión rápida de la manguera de llenado del vehículo involucra 2 movimientos: primero separar el QD macho-Hembra y alejar esta conexión lejos del cohete para que no estorbe durante el ascenso del vehículo. Tanto MASA como HyEND realizaron estos mecanismos con ayuda de pistones neumáticos (figura 12).

Uso de Styrofoam para aislar la temperatura de los tanques de frío en Suecia por HyEND [92].

### 3.4. Modelado y experimentación

De los aspectos más complicados a la hora de modelar un sistema de propulsión es describir los comportamientos de los propelentes en los tanques e inyectores.

Respecto a los tanques, calcular la presión y la densidad a la salida durante la descarga, es necesario para calcular la presión de inyección y por ende al flujo de masa a la cámara de combustión. Por la complejidad del fenómeno real y su incertidumbre, debido a las transferencias de masa y calor entre fases líquida y vapor, varios autores, como AspireSpace, prefieren asumir un equilibrio termodinámico entre ambas fases, obteniendo presión superior a las reales [93], [94].

Elliot Ring para modelar la dinámica en casos de no equilibrio consideró un cuerpo intermedio, la interfaz líquida-vapor, la cual tendrá la temperatura de saturación correspondiente a la presión de vapor existente, y no poseerá masa, ya que se considerará una capa infinitamente delgada. Las coeficientes de transferencia se obtienen de las correlaciones de Nusselt [95].

DARE lo implementó en un modelo de parámetros concentrados y unidimensionales utilizando la librería CoolProp de Python y experimentos con LN2 para calcular el factor de colapso de sus tanques de LOX. De estos se observó que la transferencia de masa entre líquido y gas es despreciable, pero la de calor tiene más efecto. Los experimentos se llevaron a cabo con 15% de "ullage" y 3 [MPa] de presión de helio, inyectado a través de un difusor axial, el cual otorgó un 17% menos factor de colapso a comparación del radial [89].

En general, el modelo de parámetros concentrados es bueno para predecir, sólo un 2% por debajo para el flujo de masa. La presión estimada fue de un 7% a 9% por encima. El factor de colapso se subestimó demasiado, entre un 22% y un 26%, lo que puede deberse a una subestimación de la transferencia de calor. En general, el factor de colapso para las tres pruebas fue de 2.7, mientras que para el difusor axial fue de 2.28.

De igual forma, Zilliac & Karabeyoglu utilizaron esta suposición para modelar NOS, añadiendo un multiplicador "E" de entre 100 a 1000 al coeficiente de convección líquido-interfaz. El NOS a temperatura ambiente se encuentra muy cerca de sus condiciones críticas, haciéndolo muy volátil. El comportamiento de la curva de presión en es como en la figura 13, consta de una fuerte caída de presión inicial, similar a una expansión adiabática, llegado abajo de la temperatura de saturación, hasta que se activa la evaporación. Luego le sigue una caída de presión casi lineal con una expansión y evaporación constante de los oxidantes. Al final se expulsa el vapor remanente de manera rápida.

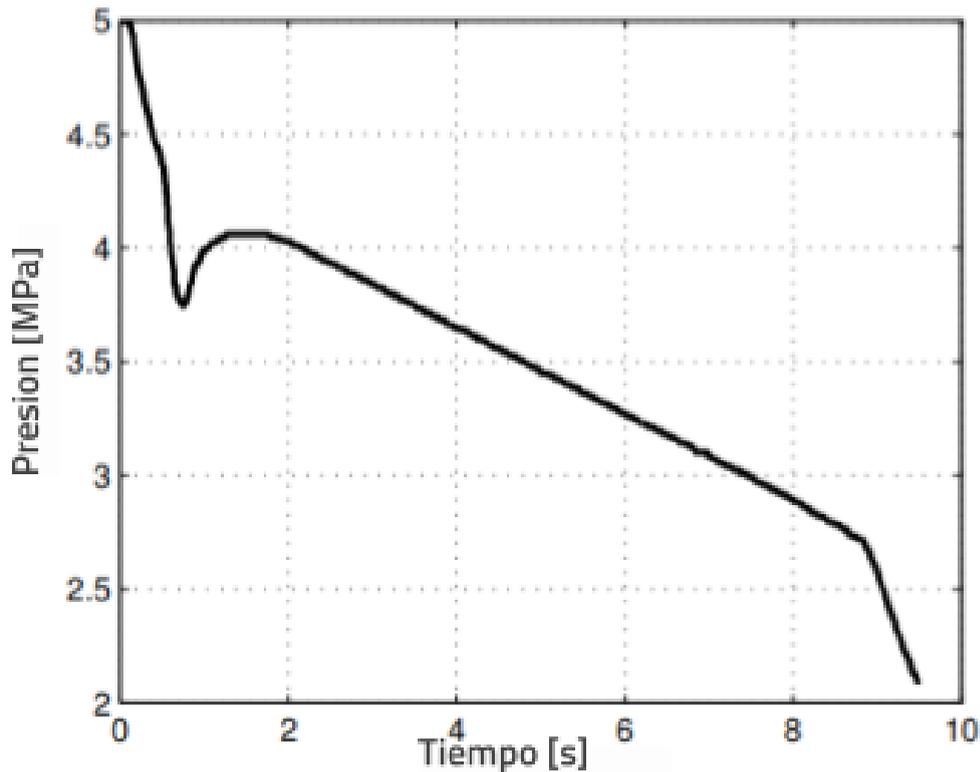
Otro modelo para NOS es Casalino & Pastrone, este considera que la ebullición no inicia a pesar de encontrarse abajo de la presión de saturación, y la inicia considerando su distancia a la línea espinodal. El análisis hecho por Zimmerman indica que ningún modelo logra capturar el comportamiento de en una descarga de NOS, pero siendo el de Zilliac & Karabeyoglu el más cercano [96].

El segundo problema es modelar el flujo de masa por los inyectores, ya que esto determina la presión y la relación estequiométrica de la reacción, y por ende su curva de empuje. Se pone especial importancia a la selección de un modelo que describa el comportamiento de flujo bifásico del NOS para diferentes presiones de inyección y de cámara de combustión.

Ya que para el LOX u otros propelentes con bajas presiones de vapor, la ecuación de orificio, (ecuación 8) como fase líquida es suficiente para describir su comportamiento.

$$G_{SPI} = \sqrt{2 * \rho_{Prop} * (P_{inj} - P_c)}$$

(Ecuación 8)



**Figura 13 Comportamiento general de la presión en un tanque de NOS [96].**

Este flujo bifásico ocurre por qué la presión de saturación a la temperatura del propelente al inyectarse es superior a la presión de la cámara de combustión, por lo que la sustancia buscará evaporarse para llegar al equilibrio termodinámico, provocando la generación de burbujas, fenómeno similar a la cavitación (figura 14). A pesar de encontrarse por debajo de su presión de saturación, el fluido puede entrar en una región metaestable si no hay sitios de nucleación.

Este fenómeno para inyectores es particularmente complejo, ya que por la corta distancia del canal no se logra una transferencia de calor ni momentum entre las fases, no llegando a un equilibrio termodinámico ni mecánico entre líquido y vapor. De igual forma, debido a la presencia de un fluido compresible como los son los vapores de NOS, conforme bajamos la presión de la cámara de combustión, la velocidad del flujo irá incrementando hasta alcanzar condiciones sónicas locales. Alcanzando un flujo crítico o “*choked flow*” haciendo imposible un incremento del flujo de masa, ya que las perturbaciones de presión dentro de la cámara no pueden viajar hacia dentro del inyector más rápido que la velocidad del sonido.

Este problema es importante para muchas industrias: la nuclear, automotriz, gas, refrigeración y válvulas de alivio para recipientes a presión. Por lo que se han creado múltiples modelos los cuales se revisaron en estos artículos [97], [98], [99], [100].

Waxman realizó experimentos con CO<sub>2</sub> y NOS para obtener el flujo de masa para diferentes presiones antes del inyector y después del inyector (cámara de combustión) [101]. En la figura 15 se puede observar que se tiene un comportamiento muy similar a la ecuación de orificio hasta llegar a cierto valor de presión donde el flujo no crece más. Con base en nuestra investigación encontramos que es importante mencionar HEM y Dyer.

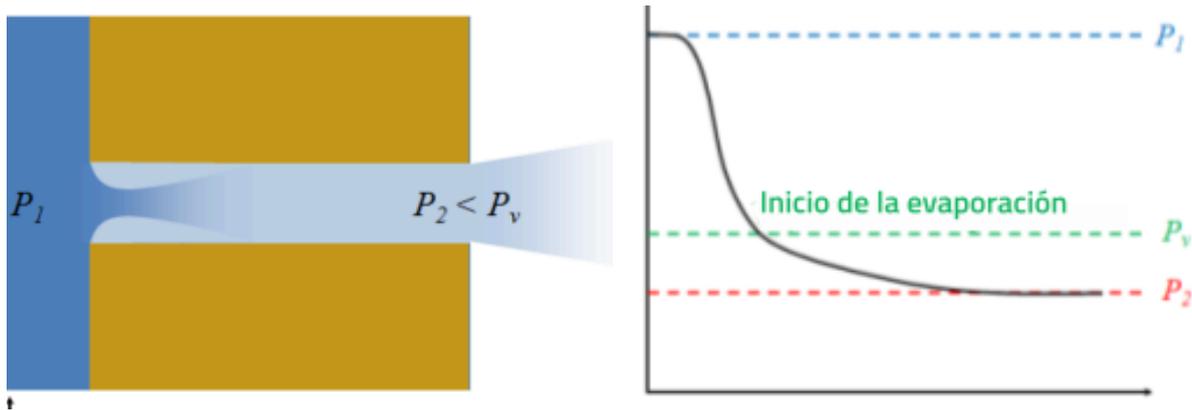


Figura 14. Comportamiento del NOS al pasar por un inyector[101].

Homogeneous Equilibrium Model (HEM) es una versión más general de la ecuación de Bernoulli que se hace uso de la entalpía de evaporación y asume ambas fases están en equilibrio termodinámico. Se ocupa cuando la diferencia de volúmenes entre fases no es menor a 10 entre el líquido y el gas. En el caso del NOS esto se cumple por encima de los 3 [°C] y para el LOX es por encima de los -130 [°C]. Este asume que el líquido es incompresible, no considera la presión de supercarga, aplica para flujos de masa por debajo de los 2000 [kg/m<sup>2</sup>] y no considera la caída de presión por viscosidad.

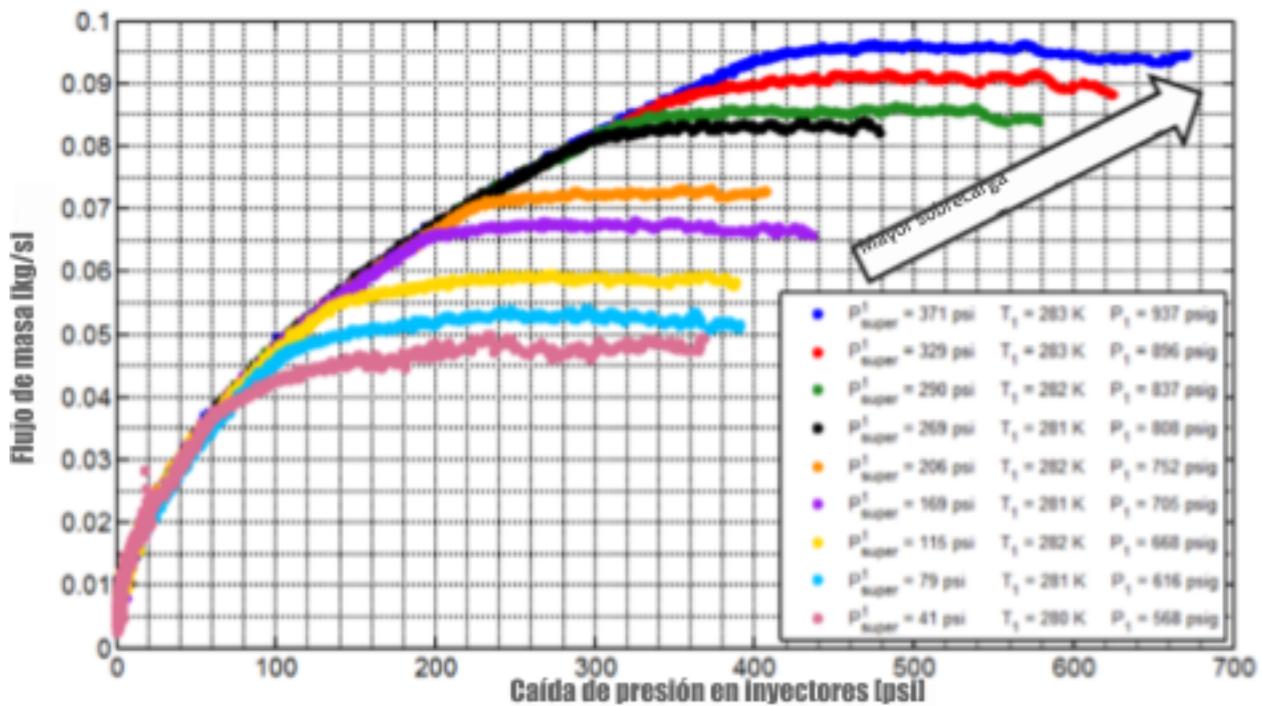


Figura 15. Valores de flujo de masa para diferentes presiones de tanque y cámaras para NOS [101]

Agregaremos ciertas modificaciones a este modelo para adaptarse a nuestro caso particular y agregaremos ciertos coeficientes que nos permitan ajustarlo a nuestros datos experimentales.

El modelo propuesto por Dyer surge para intentar capturar la ausencia de equilibrio termodinámico provocado por la rápida inyección. El propone que la cantidad de vapor que puede existir en un flujo depende de la relación entre el tiempo que requiere las burbujas para crecer y el tiempo de residencia en el inyector. El tiempo de residencia es inversamente proporcional a la raíz de la diferencia de presiones entre el inyector y la cámara de combustión. Dyer propone una ecuación que es semejante al tiempo de crecimiento de las burbujas. Este modelo busca capturar que cuando el tiempo de residencia " $\tau_r$ " es muy pequeño, la ecuación se comportará como un fluido de una fase líquida. Por el contrario, si el tiempo de

residencia es alto a comparación del tiempo de generación de burbujas, el modelo tenderá a comportarse como lo indicaría el equilibrio termodinámico. Se menciona que este es el modelo que mejor logra predecir el comportamiento del NOS y CO2 pero en nuestra experiencia modelando no logró capturar el flujo crítico.

$$\tau_r \equiv \frac{L}{v} = L \sqrt{\frac{\rho_l}{2(P_{Inj} - P_c)}} \quad \text{Ecuación 9}$$

$$\tau_b \equiv \sqrt{\frac{3}{2} \frac{\rho_l}{P_{Sat} - P_c}} \quad \text{Ecuación 10}$$

$$\kappa = \frac{\tau_b}{\tau_r} = \sqrt{\frac{P_{Inj} - P_c}{P_{Sat} - P_c}} \quad \text{Ecuación 11}$$

$$G_{DYER} = \frac{\kappa}{1+\kappa} G_{SPI} + \frac{1}{1+\kappa} G_{HEM} \quad \text{Ecuación 12}$$

En la figura 16 podemos apreciar los resultados entregados por varios modelos de flujo, que aplican para varios rangos de presiones, ya que varios de los mencionados únicamente se enfocan en calcular directamente los flujos críticos. Se puede apreciar en amarillo el flujo para un caso gaseoso, donde se ve el flujo crítico y es el de menos valor por su baja densidad.

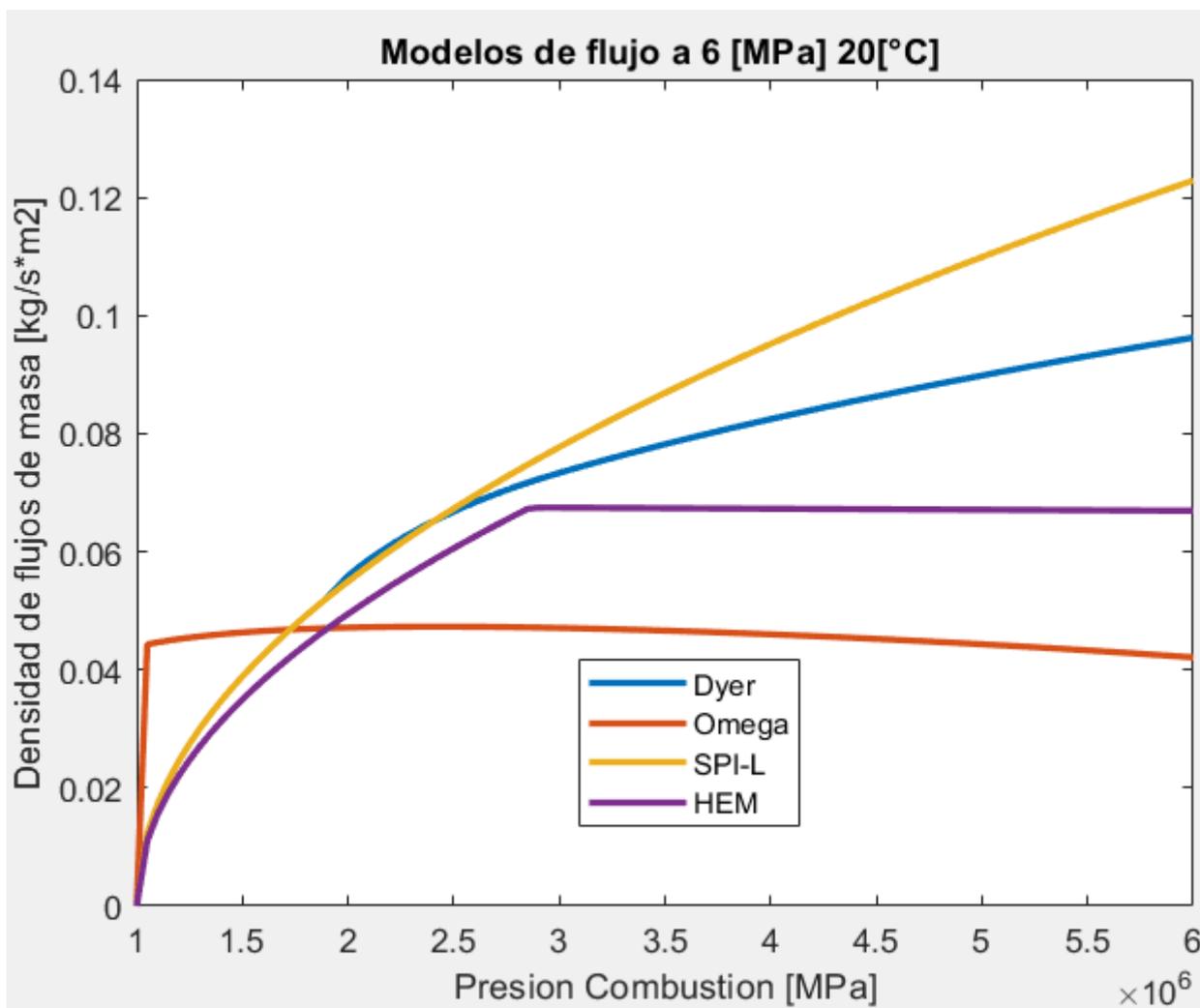


Figura 16. Gráfica de densidades de flujo de masa para diferentes modelos de inyección.

De igual forma en naranja se aprecia el flujo líquido por la ecuación de orificio, es el de mayor valor, pero no se genera un flujo crítico. Los modelos omega, HEM y uno propuesto se ve que tiene un comportamiento y flujos crítico muy similares.

Los diámetros ideales para los inyectores se encuentran entre 1-3 [mm], entre más grande el diámetro promedio de sauter de la atomización incrementa el tiempo de evaporación del propelente. Hacerlos más

pequeños se vuelve difícil de maquinar. Los coeficientes de orificio conviene obtenerlos a través de sencillas pruebas experimentales, pero en su mayoría oscila en  $Cd=0.66$  [102].

El módulo de "EcosimPro" con la biblioteca ESPSS (European Space Propulsion System Simulation) desarrollado por EA (Empresarios Agrupados) en nombre de la Agencia Espacial Europea (ESA). Ha logrado predecir el comportamiento de motores híbridos  $N_2O$  con resultados satisfactorios y confiables (figura 17). Este fue utilizado para el motor HyRES de HyEND [92].

A diferencia del simulador desarrollado en esta tesis, este incluye simulación con nodos 1D longitudinales con múltiples procesos que tienen un alto impacto en los estados del tanque durante el proceso de "blowdown". Considera la transferencia de masa y calor entre nodos por conducción, convección y evaporación, la estratificación de la temperatura durante el llenado y descarga, la ebullición en las paredes y la velocidad de elevación de las burbujas y la expansión mecánica del tanque sometido a presión. Los resultados de la simulación fueron comparados con los datos experimentales y se encontraron que son bastante precisos.

El programa Hybrid Rocket Analysis Program (HRAP) fue desarrollado por Robert (Drew) Nickel para uso del University of Tennessee Rocket Engineering Team, parte de la Student Space Technology Association de UTK. Este es un software gratuito, asume flujo líquido en inyectores y equilibrio termodinámico en los tanques. Para la resolución de la cámara de combustión ocupa un modelo de presión de cámara transitoria, y puede generar y exportar todos los datos y gráficos [103]. Se utilizó para validar partes del simulador de esta tesis, considerando las mismas condiciones que el simulador de HRAP.

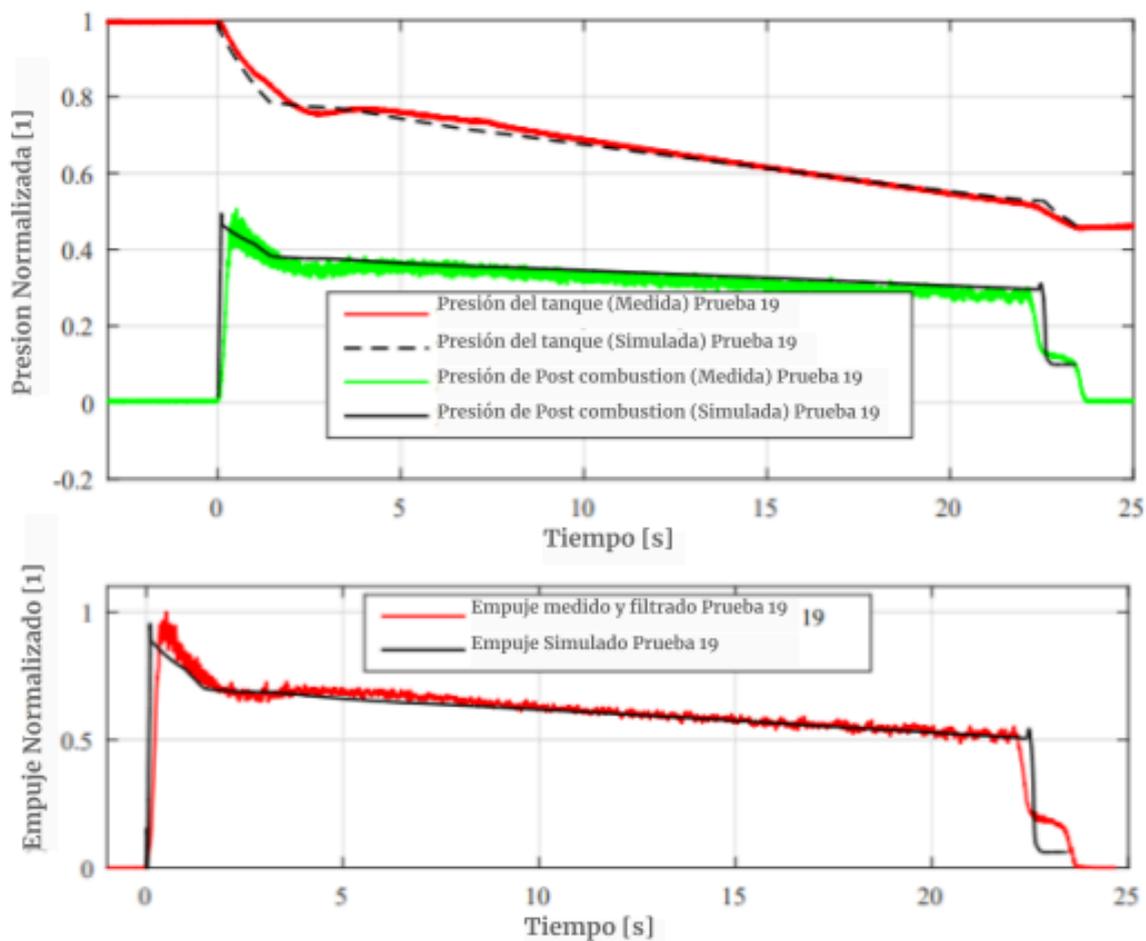


Figura 17. Comparación de curvas de presión y empuje obtenidas con ESPSS para motor HyRES [92].



## 4. Metodología

Desde el inicio de este proyecto, se adoptó una metodología con un enfoque experimental, dado que dentro de los objetivos está la construcción de un prototipo funcional.

1. El primer paso consistió en una exhaustiva investigación documental con el propósito de comprender el estado del arte, los requerimientos a nivel sistema, los principales riesgos, el concepto de operaciones.
2. Se procedió a desarrollar un modelo matemático detallado para calcular la configuración adecuada del sistema, su proceso de operación y dimensiones del diseño. Planteando los requerimientos de instrumentación y el control. Así como también servir para verificar los datos experimentales y ajustar el diseño.
3. Luego, se procedió a definir la arquitectura general del proyecto. Con base a nuestros requerimientos de presión, temperatura, compatibilidad química, peso y dimensiones se realizó una investigación de proveedores de materia prima, componentes y servicios, a nivel nacional e internacional.
4. Posteriormente se seleccionó el oxidante, se definió el alcance, la descomposición de sistemas y las interacciones entre ellos. Se identificaron los desafíos más críticos. Tomando todo esto en cuenta y el interés del equipo en el desarrollo de sistemas propios, se determinó qué componentes serían COTS y cuáles serían SRAD.

La arquitectura se definió con estos documentos:

- a. **Concepto de operación (CONOPS):** Se establecieron que las diferentes fases de funcionamiento y que acciones generaban cambios de fase. Sirviendo para planificar la logística.
  - b. **Análisis de modos de falla y eventos (FMEA):** Se llevó a cabo un análisis de modos de falla y efectos para identificar los aspectos de diseño más importantes para minimizar el riesgo de fracasos o accidentes.
  - c. **"Piping & Instrumentation Diagram" (P&ID):** Esta fue la herramienta principal para plantear la interacción de sistemas de fluidos con electrónica.
5. Se procedió a definir las dimensiones aproximadas del vehículo y su sistema de propulsión, con ayuda de los siguientes documentos.
    - a. **"Bill of Materials" (BOM):** Controlando y visualizando el presupuesto, así como el peso, proceso de ensamble y empaquetamiento con ayuda de un software CAD.
    - b. **"Design Validation Plan" (DVP):** Se estableció la forma de evaluar que se cumpliera con los requisitos desde nivel componente hasta nivel sistema.
    - c. **Diagrama de Gantt:** Para cumplir con la fecha del 16 de Julio del 2023.
  6. El diseño detallado, la manufactura, integración y pruebas se desarrollaron en sinergia, tomando de inspiración la filosofía "*Build-Test-Fix*" y el "*V Model*". Se intenta realizar las pruebas del DVP a cada componente de forma aislada, corregir el diseño hasta pasarlas, para posteriormente integrarlo al siguiente sistema. Se puede tomar la decisión de avanzar a pruebas más avanzadas a pesar de no haber superado las pruebas previas.
  7. El proyecto culminó con la verificación principalmente de las "métricas de desempeño" (Impulso total, Empuje, relación de presiones) para corroborar el comportamiento del motor, así como una evaluación del diseño final y una propuesta de mejora.

### 4.1 Diseño General

El espíritu inicial de esta tesis era comprender y solucionar los retos específicos para el desarrollo de tecnologías de propulsión líquida criogénica bipropelente alimentados por presión para cohetes. Estos sistemas representan un gran interés científico por ofrecer un rendimiento superior, especialmente para cohetes suborbitales con un apogeo superior a 100 [km], y ser un paso necesario para lograr desarrollar lanzadores orbitales.

Inicialmente, se planeó abordar directamente el desarrollo de un sistema de propulsión criogénica

bipropelente basado en LOX con una configuración regulada por presión y utilizando helio o nitrógeno como gas presurizante. Estas pruebas se llevarían a cabo únicamente en bancos de prueba en tierra. La investigación de viabilidad indicó que en México se disponían de todos los recursos necesarios para subir los requerimientos mecánicos de un sistema de propulsión, incluyendo sustancias, materiales, procesos de fabricación y componentes de plomería, como se demostró previamente con los cohetes SCT-1 y SCT-2[80]. El principal desafío radica en la obtención de sensores y actuadores adecuados compatibles con LOX. Para abordar este aspecto, se realizó una breve estancia de investigación en el Departamento de Materia Condensada y Criogenia del Instituto de Investigaciones en Materiales de la UNAM, donde se estudiaron los procedimientos seguros y los procesos relacionados con los materiales criogénicos, como el nitrógeno y oxígeno líquido.

En esta etapa, Propulsión UNAM tenía un enfoque más orientado hacia la investigación y se planteaba un desarrollo del sistema en un período de dos años, sin necesariamente vincularlo a ninguna competencia. Sin embargo, se consideró que la participación en competencias podría aportar beneficios educativos, ayudar a validar los diseños, reducir costos y acelerar los tiempos de desarrollo, además de motivar a los miembros del equipo. Acortando el tiempo de desarrollo y la curva de aprendizaje, reduciendo la probabilidad de estancamiento del proyecto en su primer intento, así como facilitando su continuidad en futuras generaciones de PU. Por esta razón, se decidió cambiar el enfoque del proyecto y desarrollar un sistema de propulsión híbrida basado en óxido nitroso y parafina en una configuración BD para pruebas de vuelo en el vehículo Xitle, que participará en la competencia Spaceport America Cup 2023 en la categoría 30K Hybrid/Liquids con un apogeo de 9 [km].

Este enfoque también impulsa avances en otras divisiones del equipo, como aerodinámica y estructuras para vuelos supersónicos, así como transmisores RF de mayor alcance. Además, esta decisión permitió que el proyecto se ajustará a los requisitos de seguridad de la competencia, detallados en el DTEG (Design, Test, and Evaluation Guide), y se recibiera asesoría de la Experimental Sounding Rocket Association (ESRA), que tiene una amplia experiencia en el desarrollo de cohetes, incluidos los sistemas híbridos y líquidos. También se pudo interactuar y aprender de otros competidores en el proceso.

### Selección de Oxidante:

Los cambios en los requisitos, al pasar de la propuesta de un sistema criogénico bipropelente para pruebas en tierra a un motor híbrido "*blowdown*" para vuelo, fueron los siguientes:

- Eliminación de los requisitos criogénicos, perdiendo la oportunidad de capacitarse y tener una experiencia de diseño con el propelente más utilizado en la industria aeroespacial.
  - Eliminación del equipo de seguridad y asesorías específicas para manejo de fluidos criogénicos, como guantes, caretas, aislantes y batas.
  - Posibilidad de utilizar actuadores y sensores más asequibles, que funcionen a temperatura ambiente. La criogenia puede afectar negativamente los plásticos, cambiar sus propiedades eléctricas o provocar la acumulación de humedad en forma de hielo en la mayoría de los componentes electrónicos.
  - Eliminación de la necesidad de utilizar materiales tan dúctiles o con alta resistencia química, como el acero inoxidable de la serie 300, para el recipiente a presión.
- Cambios en los requisitos de automatización, con un enfoque en instrumentos de medición y actuadores de control más confiables, especialmente para los procesos de llenado y aborto. Esto implica una reducción en la cantidad de estos dispositivos, ya que ahora solo se maneja un fluido en lugar de tres.
  - Instrumentación orientada a monitorear el rendimiento general y operar de manera segura las pruebas de combustión, en lugar de caracterizar varios componentes del sistema. Se dependerá más del modelo matemático para comprender el comportamiento de los componentes individuales en lugar de depender de datos experimentales específicos.
  - La estación de control debe ser más integral, ya que debe satisfacer los requisitos operativos de un lanzamiento, incluidos los relacionados con la dinámica de vuelo y las operaciones de recuperación.

- Se agregaron requisitos para que los sistemas sean aptos para volar, lo que implicó un diseño compacto capaz de adaptarse a un vehículo, facilitando así su transporte en vehículos.
  - Desarrollo de actuadores y recipientes a presión ligeros capaces de funcionar en un vehículo.
  - Interfaces umbilicales que deben poder desconectarse.
- Coordinación entre una mayor cantidad de fases operativas, lo que permitió adquirir una mayor experiencia en la coordinación de todas las áreas de un vuelo, no solo de un proceso específico, lo que condujo a una mejor comprensión de las áreas de investigación más importantes para desarrollar sistemas de mayor rendimiento.
- Simplificación de cada fase operativa (llenado, presurización, ignición), ya que se manejan sistemas más simples.
- Manejo de un sólo fluido.
  - Simplificación de plomeros, mangueras y válvulas para sistemas de alimentación y llenado.
  - Simplificación de la logística al transportar menos material y reducción del tiempo de ensamblaje al reducir el número de piezas.
  - Eliminación de la necesidad de un fluido presurizante para el combustible.
- Reducción de gastos. El costo por kilogramo de NOS es mucho más alto, pero no requiere equipo tan especializado, esto impacta mucho ya que si bien la plomería e instrumentación se adquiere una vez, la realidad es que requiere una constante adquisición de nuevo material por cambios en el diseño y el reemplazo de estas por fallas. Si se usara LOX y no se contara con los recursos financieros suficientes se tendería a seleccionar componentes incompatibles, incrementando el riesgo a un accidente.

El dimensionamiento del sistema de propulsión para el vehículo Xitle, se basó en los siguientes requerimientos para cumplir con la misión establecida:

- **Apogeo:** 9 [km] sobre el nivel del suelo.
- **Carga Útil:** 4 [kg] con dimensiones de 100x100x300 [mm], lo que permitiría llevar un cubesat 3U.
- **Diámetro exterior:** 164 [mm] esta medida se determinó en función de la diagonal generada por los cubesat 3U y se aproximó al valor comercial más cercano de un tubo de aluminio disponible en el mercado, para usarse como tanque de oxidante.
- **Masa seca total al despegue:** 39 [kg], este valor se llega a través de una convergencia del diseño de los sistemas de propulsión y aeroestructuras, aquí se muestra el último valor medido.
- **Elevación:** 87° respecto al horizonte, esta inclinación inicial es necesaria para garantizar que el rango del vehículo se encuentre dentro de la zona de exclusión.
- **Estabilidad:** Contar con una estabilidad estática inicial superior a 1.5 Calibres acorde al método de Barrowman. Además otorga una velocidad al salir de la base de lanzamiento superior a 30 [m/s], lo que se logra con un “*thrust to weight ratio*” TWR superior a 6 para un riel de 6 [m] [85].

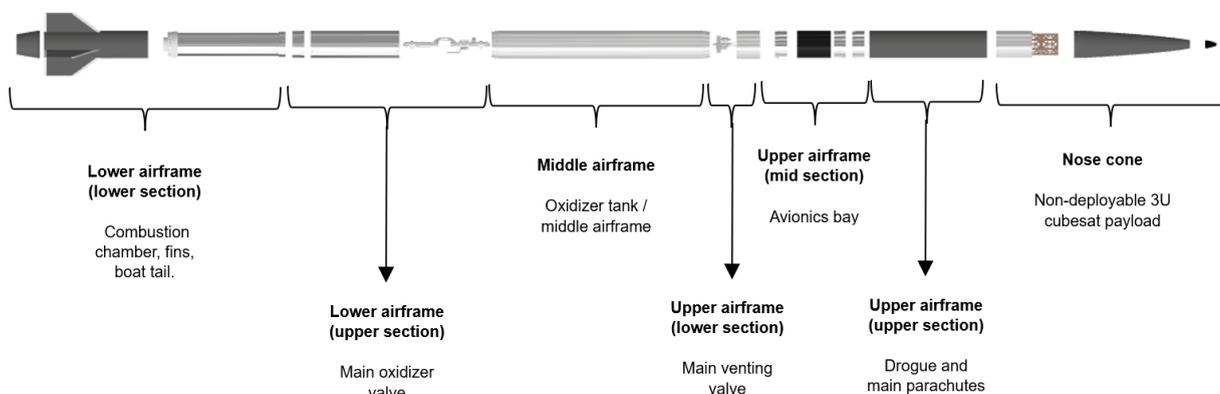


Figura 18 Arquitectura del sistema del cohete Xitle.

Con estos datos de entrada, se procedió a realizar iteraciones en el sistema de propulsión en conjunto con el vehículo utilizando un simulador, que se explicará en el siguiente capítulo, junto con otros simuladores utilizados por el equipo para determinar la dinámica de vuelo del cohete. El objetivo principal de este simulador fue controlar las propiedades del sistema de alimentación, como los diámetros de las tuberías y los componentes de combustión, para ajustar la curva de empuje y lograr el cumplimiento de la misión. Los resultados de estos cálculos fueron los siguientes:

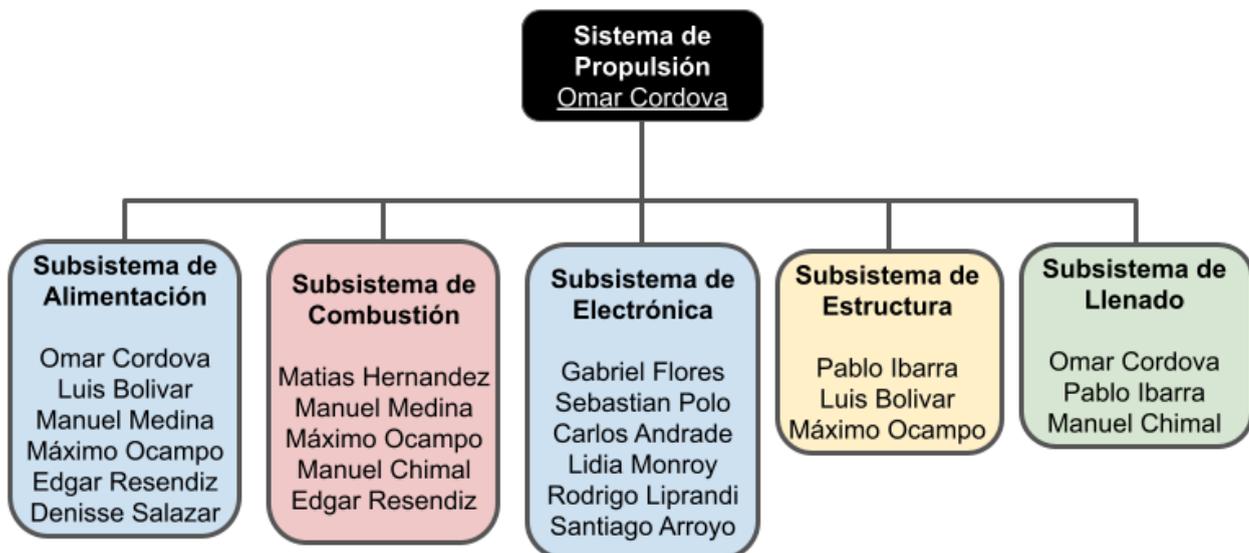
Vehículo Xitle.			
Masa de Propelente.	Masa oxidante: 18.9 [kg] Masa Parafina: 2.6 [kg]	Variación del apogeo.	8.850 - 10.250 [km]
Diámetro fuselaje/ Tanque.	164 [mm]	Velocidad Máxima.	500 [m/s]
Masa seca Total del Vehículo.	38 [kg]	Mach Máximo.	1.55
Largo.	5 [m]	Max aceleración.	57.5 [m/s <sup>2</sup> ]
Impulso total.	34 [kNs]	M.E.C.O. altura.	3.5 [km]
Empuje Máx/Prom.	4.5/2.8 [kN]	Arrastre Máximo.	660 - 800 [N]
Tiempo quemado	13 [s]	Tiempo en con menos de 0.03 G's.	10 [s]
Presión combustión promedio.	1.4 [MPa]	Longitud efectiva del riel de lanzamiento para alcanzar 30 [m/s].	12 [m]
Presión inicial tanque.	5 [MPa]	Time al apogeo.	42 - 45 [s]
Volumen propelente.	Valor utilizado 22 [L], 154 [mm] x 1.2 [m] "ullage" 20%	Máximo rango al apogeo.	2.3 [km]
	Nuevo Valor propuesto 30 [L], 154 [mm] x 1.6 [m] "ullage" 10%	Largo sistema de propulsión.	2.5 [m]
Isp Experimental.	Esperado 197 [s] Obtenido 144 [s]	Diámetros de plomería, tuberías y mangueras principales de flujo de oxidante.	Valor utilizado NPT ½ ' o 12.7 [mm]  Nuevo Valor propuesto NPT ¾ ' o 19.05 [mm]
OFR.	8.3 Inyección líquida 4.5 inyección gaseosa	Material tanque/ Plomería	Al 6063-T6/ SS304
Diámetro Garganta tobera.	Valor utilizado: 50 [mm]	Geometría de Grano.	Bates
	Nuevo valor propuesto: 45 [mm]	Flujos de Masa.	Oxidante Max 2.6 [kg/s] Combustible Max 0.27[kg/s]
Diámetros de combustión.	Valor Utilizado: 125 [mm]	Diámetro y # inyectores.	Valor utilizado 12 inyectores de 1.5 [mm] diámetro

	Nuevo Valor propuesto: 140 [mm].		Nuevo valor propuesto 45 inyectores de 1.587 [mm] diámetro
Diámetro “core”.	Valor Utilizado: 48 [mm].	Diámetro salida tobera.	78 [mm]
	Nuevo Valor propuesto: 60 [mm]		95 [mm]

**Tabla 7. Datos del Xitle y su motor.**

Los requerimientos de la curva de empuje se obtuvo de simulaciones de vuelo que consideran la sensibilidad del sistema a una disminución del Isp, mayor coeficiente de arrastre aerodinámico al obtenido por CFD, mayor ángulo inicial de lanzamiento, presencia de rafagas de aire al despegar el vehículo. Con esto se tiene un diseño de curva más robusto ante variaciones de desempeño, clima y operaciones.

La descomposición de sistemas puede realizarse según varias categorías: dependiendo de si pertenecen al sistema de soporte en tierra GSE o al vehículo; el uso de tecnologías específicas, como la plomería, la electrónica, la combustión o los mecanismos; así como según la fase que controlen, como el llenado o la combustión. Se decidió descomponerlos como se observa en la figura 19, con una perspectiva de equipos de trabajo que se encargaran de todo el proceso de desarrollo, desde la planificación, el diseño, la fabricación y las pruebas, entregando sistemas ensamblados y funcionales. En la parte operativa, las tareas se distribuyeron de manera más adaptativa. El líder del proyecto, Omar Alfonso Cordova Carbajal, planteó la arquitectura general de todos los sistemas, así como sus interfaces y se discutieron los requerimientos con los líderes de cada subsistema. Diseño a detalle la plomería de los sistemas de llenado y alimentación. Supervisó el trabajo para garantizar que se cumplieran los requerimientos y dio guía para la toma de decisiones. Aquí un organigrama de cómo se crearon los equipos de trabajo.



**Figura 19. Organigrama del proyecto para el desarrollo del sistema de propulsión híbrida.**

- Sistema Electrónico:** Este sistema forma parte del GSE y se encarga de mostrar los datos de operación en tiempo real a través de la Estación de Control, así como de recibir comandos de los operadores para cambiar el estado de cada actuador. El principal reto de este sistema es garantizar que no se pierda la recepción de datos durante el llenado. Los comandos transmitidos por las líneas eléctricas llegan a la Estación de Llenado, donde se encuentra la Tarjeta de Actuadores (“*actuator board*”, AB), que proporciona la energía para controlar cada actuador. Este utiliza transistores, por lo que es importante diseñarlos correctamente para evitar que se quemen o no otorguen suficiente potencia. Además, se desarrolló un Sistema de Adquisición de Datos (DAQ) para obtener información sobre el comportamiento del motor durante las pruebas estáticas. Durante las pruebas

de vuelo, los datos se recopilan y transmiten de manera inalámbrica a la computadora de vuelo, conocida como "Aviónica". Otro desafío fue el manejo de grandes cantidades de cables, 500 [m], transportando diferentes señales que debían conectarse y desconectarse del vehículo cuando este despegara.

- **Sistema de Llenado:** Este sistema, también parte del GSE y contenido en la estación de llenado, se encarga de controlar los tanques, mangueras, válvulas, fuentes de energía y umbilicales necesarios para preparar el vehículo para la combustión y el despegue. Su principal tarea es transferir el oxidante del GOT al OT. Uno de los mayores retos fue adquirir toda la infraestructura terrestre, como los tanques de oxidante comerciales, así como diseñar un mecanismo que permitiera la transferencia de oxidante a alta presión sin fugas. También se enfrentó el desafío de acoplar y desacoplar de manera muy confiable la QD al cohete. Además, se manejaron otros actuadores y sus líneas de energía para controlar el cambio de estados.
- **Sistema de Estructuras:** Este sistema se centró en el desarrollo del banco de pruebas estáticas, que forma parte del GSE. Se buscó un diseño que permitiera probar también el ensamblaje que se utilizaría en el vuelo. El mayor desafío fue desarrollar una estructura a la cual transmitir hasta 10 [kN] de fuerza vertical sin que todo el sistema se despegara del suelo. También se tuvo que adquirir y mecanizar grandes perfiles de acero sin conocer aún el ensamblaje final del sistema de propulsión. Este sistema también se encargó de la integración del sistema en el fuselaje del cohete, donde el mayor reto fue garantizar la alineación y rigidez del ensamblaje, así como permitir el espacio necesario para las aletas supersónicas y asegurarse de crear un ensamble servicial.
- **Sistema de Alimentación:** Este sistema se enfocó en gestionar el óxido nítrico e inyectarlo en la cámara de combustión a través de tanques, válvulas y conectores. Forma parte del vehículo, por lo que debía ser compacto y ligero. Dado que se encontraba a altas presiones en contacto directo con el oxidante, debía ser extremadamente seguro y a prueba de fallas. Esto se logró con una cuidadosa selección de materiales, procesos de limpieza, control de fugas y desarrollo de mecanismos de actuación para cada válvula.
- **Sistema de Combustión CC:** Este sistema se centró en el desarrollo de los componentes que interactúan directamente con la combustión del propelente y generan la fuerza necesaria. Forma parte del vehículo, y sus mayores desafíos incluyen el diseño de componentes, toberas y "liners" para proteger el "case" de temperaturas de 3500 [K] durante 10 [s]. Una falla provocaría la fundición de la CC. También incluyó el diseño, manufactura de cámara de combustión, inyectores y granos de combustible. Así como las cargas de ignición. PU ya contaba con experiencia con el diseño de CC para motores sólidos por lo que no se hablara de este sistema en esta tesis ya que el enfoque está en todos los demás sistemas.

En la Figura 20 se muestran los diagramas de tubería e instrumentación para una configuración de pruebas en tierra. Esta configuración cuenta con una mayor cantidad de sensores en comparación con la configuración de vuelo.

La operación del motor híbrido requiere el uso de dos sensores: un Sensor de Presión del Tanque Oxidante (OTPS) y una Celda de Carga del Tanque (OTLC). Estas señales serán monitoreadas en la estación terrena, la cual a su vez enviará comandos a través de un panel de control para alimentar 6 actuadores electrónicos:

- **MOV:** Válvula oxidante principal (Main Oxidizer Valve).
- **VOV:** Válvula oxidante de ventilación (Ventilation Oxidizer Valve).
- **FOV:** Válvula de oxidación de llenado (Filling Oxidizer Valve).
- **OTAV:** Válvula de aborto del tanque de oxidante (Oxidizer Tank Abort Valve).
- **QD:** Mecanismo de desconexión rápida (Quick Disconnect) para el OFH (Oxidizer Feed Hose).
- **IGN:** Encendedor de la cámara de combustión.

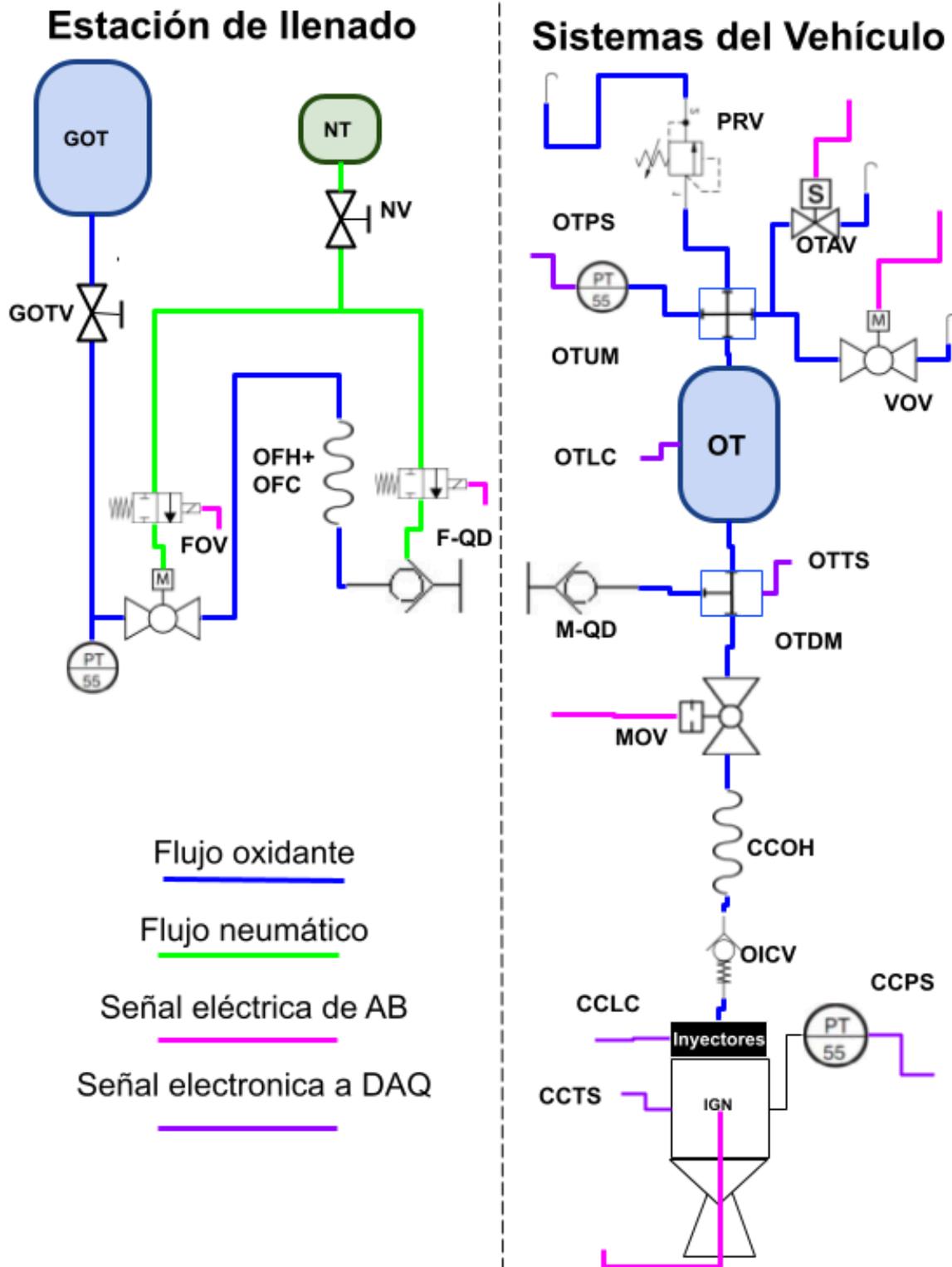


Figura 20. P&ID del sistema de llenado y alimentación en versión de vuelo.

Los actuadores para cada aplicación se eligieron según su rango de movimiento, método de control, pero sobre todo en función de la potencia requerida y disponible durante una prueba en el campo. Las siguientes fueron las fuentes de energía utilizadas para estas operaciones:

- **Eléctrica:** Esta fuente de energía ocupa muy poco volumen y peso si se utiliza como fuente de calor para activar un energético de mayor potencia. Si se quiere utilizar como una fuente directa de energía, es pesada, ya que la mayoría de los actuadores requieren una bobina de cobre. Se emplea

para aplicaciones de baja potencia, baja fuerza o baja velocidad. Como parte del GSE, se utilizó una batería de ácido de 12 [V], un generador eléctrico de gasolina, cables de control de 500 [m] y arneses eléctricos.

- **Neumática:** Esta fuente de energía se aprovecha para sistemas que requieren mucha potencia, tanto fuerza como velocidad. Ocupa un gran espacio y peso, solo permite un control tipo On-Off y requiere múltiples componentes, incluyendo eléctricos. Conviene solo para sistemas del GSE. Como parte del GSE, se utilizó una compresora de aire de 135 (psi) y 20 [L], un tanque de CO2 de 12.00 [oz] con regulador de presión, electroválvulas y mangueras.
- **Pirotécnica:** Esta es la fuente más densamente energética, otorga gran potencia con poco peso y espacio, y es adecuada para sistemas de un solo uso. Sin embargo, para volver a usarla, debe cargarse el sistema con pólvora y e-match manualmente. Es importante destacar que esta fuente conlleva riesgos para el personal, los componentes del sistema y puede desencadenar un incendio.

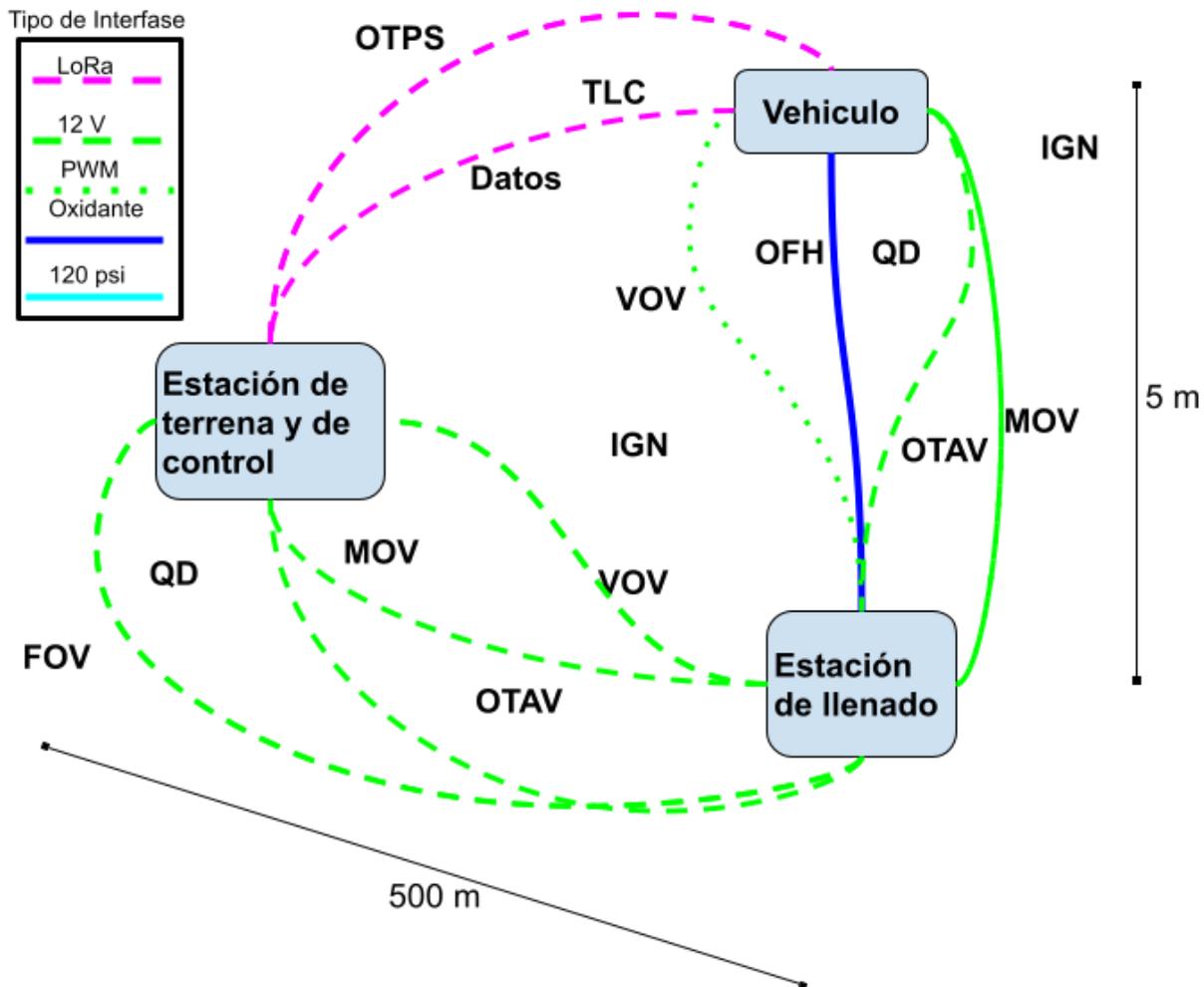


Figura 21. Diagrama del sistema de propulsión con sus interfaces.

Los sistemas del vehículo, donde se llevará a cabo la combustión o el lanzamiento, están separados a 5 metros de la Estación de Llenado, donde se encuentra toda la infraestructura necesaria que no debe volar, como las fuentes de energía, los tanques de propelentes, el DAQ y el AB. La estación de llenado transfiere la energía, información y masa al vehículo a través de cables y mangueras que se deben desconectar en el despegue.

A su vez, esta recibe los comandos desde la Estación de Control, la cual se encuentra a 100 o 500 [m] de distancia, dependiendo de si se trata de una prueba de combustión estática o un lanzamiento, respectivamente. En la estación de control es donde se encuentra el personal, y reciben la información

directamente del vehículo a través de un enlace inalámbrico de los datos transmitidos por el DAQ o la Aviónica. La figura 21 muestra un layout de los sistemas y las interfaces existentes entre ellos.

El diseño detallado se basó en un Análisis de modos de falla y eventos (DFMEA) que se encuentra en el anexo.

### **Concepto de operaciones**

La seguridad es primordial al trabajar con sistemas de alta presión, sustancias inflamables y componentes costosos. Se verificó minuciosamente la secuencia de pasos que debe darse para que el sistema se maneje de manera segura y eficiente para el personal y los componentes. La tabla 8 describe el orden de apertura de las válvulas en cada fase de operación, esto cambiará los flujos, presiones y temperaturas, los cuales se pueden estimar con ayuda del simulador y corroborar con la adquisición de datos experimentales. Dentro del protocolo de operaciones se considerará el proceso que debería seguirse en caso de utilizar un híbrido PR. La figura 22 da una idea de la secuencia de procesos.

El concepto de “armado” (*armed*) implica que un energético requiere una única acción para liberar su energía, es utilizado en los campos de estudio de la pirotecnia, explosivos, municiones, aeroespacial y defensa. Un ejemplo sería un sistema de ignición que consta de carga pirotécnica, interruptor, baterías y cables. El sistema se encuentra “armado” cuando todos los componentes están conectados, y solo se necesita cerrar el interruptor para iniciar la ignición [85].

El proceso de operación general tiene dos formas de abortar y regresar al estado seguro de “Espera”. Uno puede ser a través de la ventilación, abriendo las válvulas VOV y OTAV para reducir la presión y permitir que el óxido nítrico se evacúe por evaporación. También se puede llegar a este estado mediante la purga, que consiste en abrir la MOV sin encender el ignitor, pero este proceso es más riesgoso y se debe evitar cuando sea posible.

Se busca identificar posibles problemas antes de cargar el propelente. Las peores condiciones son el llenado por los altos flujos y velocidades de vapores, cambios de presión rápido que pueden generar compresión adiabática, fricción, acumulación de carga electrostática. Y se presuriza un tanque SRAD no certificado. Es uno de los procesos más lentos, que no se simuló debido a su complejidad. Por estas razones se debe minimizar la cantidad de personal durante el llenado de oxidante, y este debe estar capacitado en compatibilidad de materiales, y debe asignarse una persona enfocada únicamente en vigilar el cumplimiento de los procesos de seguridad. Se creó el sistema de llenado específicamente para lograr este proceso de forma remota y así disminuir la exposición del personal.

Una vez que el propelente está en el sistema del vehículo, se busca realizar las operaciones lo más rápido posible para minimizar el riesgo de accidentes. El lanzamiento se programa durante una ventana de tiempo específica, por lo que no se puede llevar a cabo fuera de ese período. Cualquier fuga prolongada resulta en una mayor pérdida de propelente.

Los motores están diseñados para operar a una temperatura de oxidante específica, ya que altera a la presión y densidad, influyendo en la curva de empuje, teniendo un valor ideal entre los 20 a 25 [°C]. Cuando se ejecuta el llenado, el NOS se enfría por debajo de la temperatura ambiente por haber sufrido una expansión. Dado que las pruebas se realizan en entornos desérticos o expuestos al sol, se pueden llegar a temperaturas de 40 [°C] en superficies, por lo que el óxido nítrico se vuelve a calentar al estar esperando en el OT. Por lo que se debe monitorear la presión y ejecutar la secuencia de ignición cuando pase por la presión de diseño. Si se pasa la ventana de presión se puede solucionar recargando el OT con más propelente y enfriarlo por ventilación y la evaporación, a costa de perder masa de oxidante. Por la sensibilidad al tiempo que tienen las operaciones se debe diseñar un sistema que sea fácil de mantener y reparar, con todas las herramientas necesarias disponibles en todo momento.

Los aspectos críticos del ensamblaje se centran en el sistema de alimentación. Colocar las tapas con sus anillos tóricos debe realizarse con extrema precaución para evitar la entrada de partículas extrañas o dañar los sellos al aplicar una presión excesiva.

Dado que trabajamos con oxidantes, es fundamental llevar a cabo un proceso de limpieza de oxígeno tanto para los componentes como para las herramientas que se utilizarán. El ensamblaje del sistema de alimentación y llenado se lleva a cabo con guantes en un entorno limpio, resguardado de las inclemencias del tiempo. Por lo tanto, el sistema se transporta ya ensamblado a la zona de pruebas o de lanzamiento.

Debido al alto riesgo involucrado, todos los procesos son controlados tanto de forma remota como directa por un operador humano a través del panel de control. Esto se debe a que, en la actualidad, el conocimiento en software y electrónica dentro del equipo no alcanza un nivel de confiabilidad suficiente para la automatización mediante microcontroladores. Sin embargo, estas instrucciones podrán programarse cuando se adquiera una mayor madurez en el dominio de software y electrónica por parte del equipo de PU.

Para hacer un cambio de estado o activar cualquier componente, el solicitante debe pedir permiso a todo el personal en voz alta de la acción a realizar, ya sea que esté trabajando con el vehículo, en la estación de llenado o la estación de control, todos deben estar de acuerdo. El operador que ejecuta la acción deberá repetir en voz alta la acción que se tomará antes de ejecutarla.

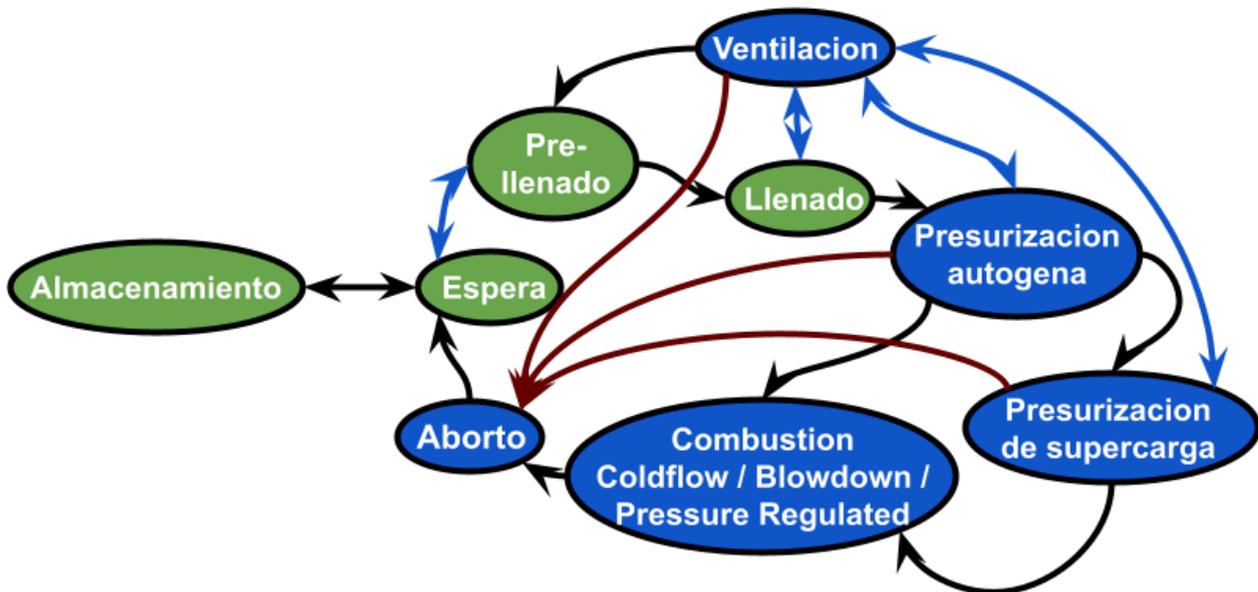


Figura 22. Diagrama de estados para las fases de operación.

Abierto, Conectado, energizado: Permite el flujo.	Cerrado, desconectado o apagado: No permite flujo.	x: No importa el valor de la señal.	Terminar cuando se alcance valor objetivo.
---	--	-------------------------------------	--

Operation mode	Lectura Sensor.		Configuración de componente.									
	OTPS	OTLC	VOV	MOV	OF V	QD	GOTV	Ign	OTAV	DAQ & AF	NV	
<u>Espera:</u> Esta etapa implica el estado default que debe mantener el vehículo y el equipo en tierra. No tiene una duración específica y es conveniente abordar y verificar la mayor cantidad de problemas en esta configuración de bajo riesgo. El personal puede encontrarse cerca del sistema de propulsión para ensamblar y configurar todos los actuadores, así como para colocar fuentes de energía como recipientes a presión o baterías. Los principales energéticos, cargas de ignición y resortes se colocan en posición, pero no se arman en su configuración final. Se revisa la ausencia de fugas y se comprueba el funcionamiento de la electrónica. Todas las válvulas deben permanecer cerradas para evitar la contaminación del sistema.	X	X										
<u>Pre llenado:</u> En esta etapa, solo el personal del área de propulsión y electrónica debe estar presente. Tampoco tiene una duración específica, pero si se demora demasiado debido a alguna falla, se debe volver al estado de “Espera”. La VOV debe estar abierta para permitir que el OT tenga una presión menor que el GOT y permita el flujo. En esta etapa, se verifican todas las interfaces con los energéticos, especialmente el mecanismo de desconexión rápida (QD). Se alimenta la AB y DAQs. La estación de control debe recibir datos. Se arman manualmente los actuadores IGN, MOV, FOV y QD para que solo reciban la señal de la estación de control. Se presurizan las líneas neumáticas. Finalmente la GOTV se abre manualmente.	X	X	1°			2°	4°	3°				
<u>Llenado:</u> El objetivo en esta etapa es transportar los fluidos del GOT al OT. Se deben monitorear OTPS y OTLC, para asegurarse de que la masa esté aumentando hasta alcanzar el valor calculado tanto para la masa como para el espacio libre ("ullage"). Se busca tener la VOV cerrada para evitar pérdida de masa, pero si la masa deja de aumentar, abrir la VOV puede ayudar a incrementar el flujo. Este proceso debe realizarse de manera completamente remota y en el menor tiempo posible.	X											
<u>Ventilación:</u> El objetivo de esta etapa es liberar los gases acumulados en los tanques. Esto se hace para reducir o evitar un aumento en la presión, o en caso de que se necesite que el personal se acerque mientras aún haya propelente en los tanques. Además, ayuda a reducir la temperatura de la fase líquida. Durante este proceso, la pérdida de masa de propelente es significativa. Si se requiere una despresurización más rápida o si la VOV no funciona, se activará la OTAV . También se puede utilizar para enfriar la fase líquida.	X											
<u>Presurización Autógena:</u> Esta etapa tiene como objetivo contener los vapores, permitiendo que la presión interna del tanque aumente hasta alcanzar la presión de saturación correspondiente a la temperatura del líquido. Esta presión de vapor es esencial para impulsar el oxidante hacia la cámara de combustión. Durante esta etapa, se monitorea constantemente el OTPS para garantizar que el sistema se encuentre en las condiciones de presión y temperatura necesarias para obtener la curva de rendimiento del motor deseada. En caso de que la presión y la temperatura estén por debajo de los valores deseados, se debe permitir que el sistema absorba calor de la atmósfera. Si las condiciones son												



## 4.2 Modelo Matemático

Se desarrolló un simulador para motores líquidos e híbridos presurizados, en arquitectura “*pressure regulated*” y “*blowdown*” capaz de entregar una curva de empuje, modelando los propelentes como líquidos comprimidos, sustancias saturadas o presentando presurización autógena y flujo bifásico, según fuera el caso. Se modeló matemáticamente por espacio de estados usando la misma metodología de [32], lo que facilita su adaptación a las condiciones de frontera de la física de cada arquitectura y condiciones de operación. Las principales fases de operación simuladas son: ventilación, auto-presurización, sobre presurización, flujo frío y combustión.

Este modelo se basa en parámetros concentrados e incluye varios métodos numéricos anidados. Para una mejor comprensión, la figura 23 muestra la división del modelo general en submodelos específicos para cada componente, que incluyen los tanques, tuberías, inyectores y la cámara de combustión. Más adelante, proporcionaremos una explicación detallada de cómo estos modelos interactúan hidráulicamente entre sí, intercambiando flujos de masa en función de ciertas relaciones de presión.

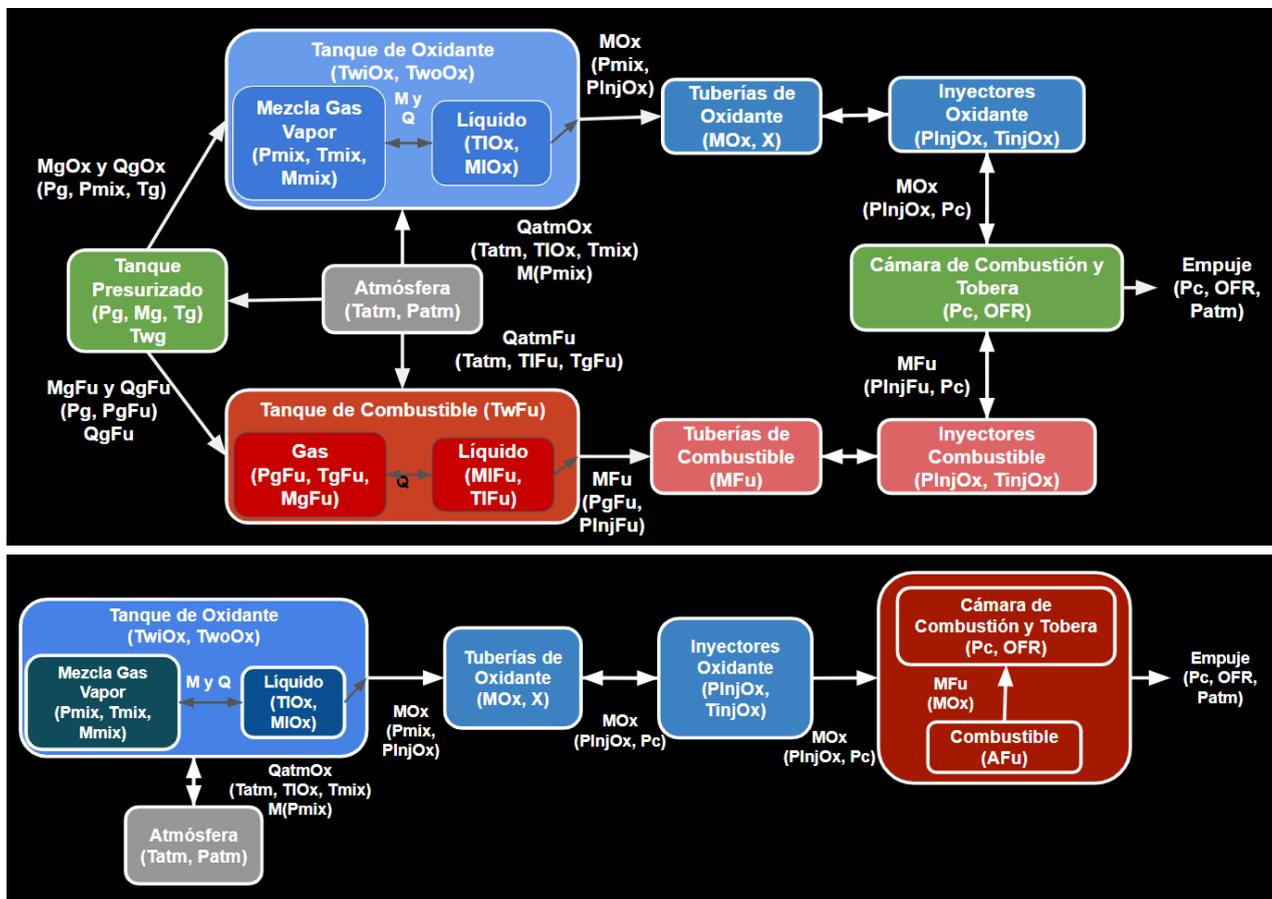
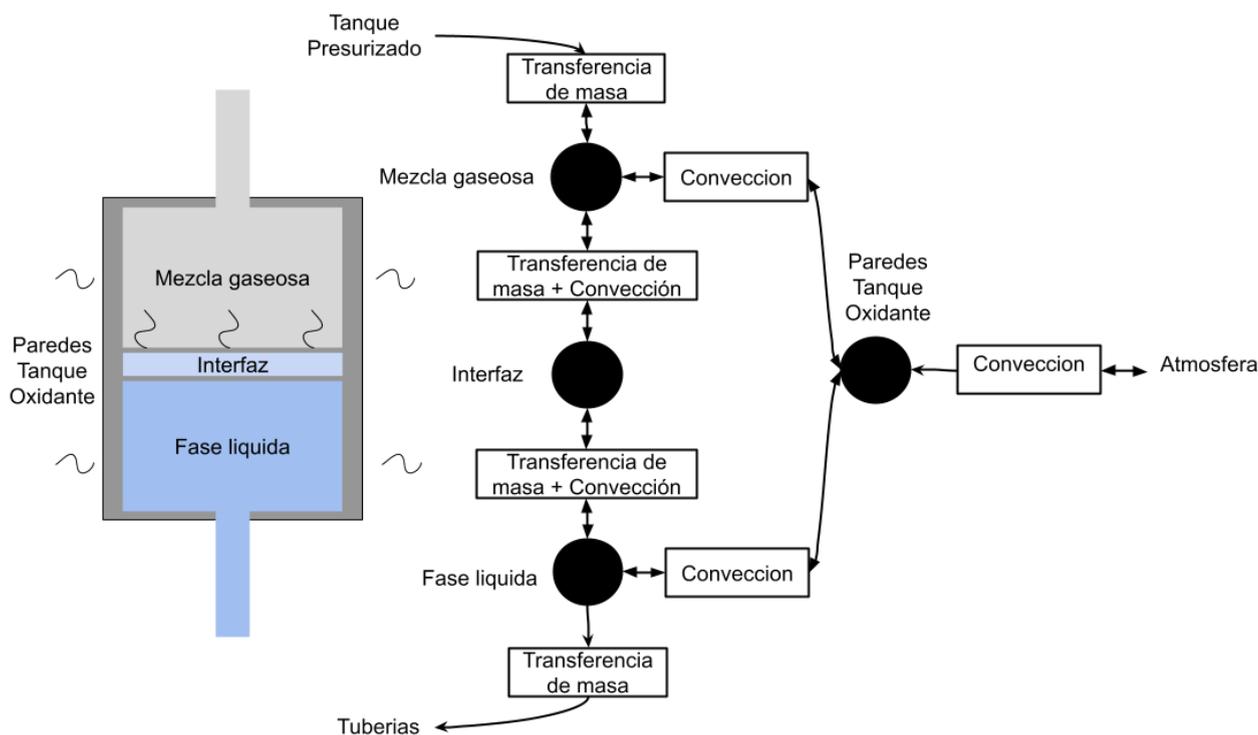


Figura 23. Diagrama de bloques con la interacción de los diferentes modelos de parámetros concentrados. Arriba bipropelente PR. Abajo híbrido BD.

### Tanques

Modelar el comportamiento de los tanques, incluyendo la presión, temperatura y masa, es de suma importancia y fue uno de los problemas más significativos que se debieron resolver para poder simular la curva de motor. El modelo se compone de tres elementos para el tanque de oxidante, tres elementos para el tanque de combustible y dos elementos para el tanque de presurizante. Se seleccionaron variables de estado para capturar los fenómenos físicos más importantes, manteniendo un modelo sencillo. Se tomó como base el modelo desarrollado por Rob Hermsem del equipo DARE TU Delft [89].

En la figura 24 muestra un esquema de la interacción entre diferentes componentes, en el caso del tanque de oxidante, el cual es el más complejo ya que implica la evaporación del oxidante.



**Figura 24. Esquema de interacción entre los elementos termodinámicos a modelar dentro del tanque de oxidante.**

La tabla 9 muestra los componentes modelados para cada tanque, las variables de estado con las que se pueden representar y qué tipo de procesos sufren.

Elemento	VARIABLES DE ESTADO	Procesos
Vapores de Oxidante	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Presión total</li> <li>• Presión parcial del oxidante</li> <li>• Temperatura</li> <li>• Masa</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Se transfiere masa con la fase líquida a través de la evaporación o condensación. Ingresar masa del gas presurizante por el regulador de presión.</li> <li>• Se transfiere calor con la interfaz líquida, y con las paredes del tanque.</li> <li>• Se transfiere trabajo a la fase líquida cuando este se expande expulsando el líquido a la cámara de combustión.</li> </ul>
Oxidante líquido	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Temperatura</li> <li>• Masa</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Se transfiere masa con la fase gaseosa de la evaporación o condensación. Se expulsa masa a la cámara de combustión.</li> <li>• Se transfiere calor con la interfaz gaseosa, y con las paredes del tanque.</li> <li>• Recibe trabajo de la fase gaseosa cuando este se expande expulsando el líquido a la cámara de combustión.</li> </ul>
Paredes del Tanque de Oxidante	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Temperatura Interior</li> <li>• Temperatura Exterior</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Transfiere el calor entre la atmósfera y el fluido interno.</li> </ul>
Gases en el tanque de combustible	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Presión</li> <li>• Temperatura</li> <li>• Masa</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Ingresar masa del gas presurizante por el regulador de presión.</li> <li>• Se transfiere calor con la interfaz líquida, y con las paredes del tanque.</li> <li>• Se transfiere trabajo a la fase líquida cuando este se expande</li> </ul>

		expulsando el líquido a la cámara de combustión.
Combustible líquido	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Masa</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Expulsa masa a la cámara de combustión.</li> <li>• Se transfiere calor con la interfaz gaseosa, y con las paredes del tanque.</li> <li>• Recibe trabajo de la fase gaseosa cuando este se expande expulsando el líquido a la cámara de combustión.</li> </ul>
Paredes del Tanque de combustible	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Temperatura Interior</li> <li>• Temperatura Exterior</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Transfiere el calor entre la atmósfera y el fluido interno.</li> </ul>
Gases del tanque de presurizante	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Presión</li> <li>• Temperatura</li> <li>• Masa</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Transfiere masa a ambos tanques de propelente.</li> <li>• Se transfiere calor por las paredes del tanque de presurizante.</li> </ul>
Paredes del tanque de presurizante	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Temperatura Interior</li> <li>• Temperatura Exterior</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Transfiere el calor entre la atmósfera y el fluido interno.</li> </ul>

**Tabla 9. Variables modeladas para cada instante.**

La principal diferencia entre modelar LOX o NOS es que en este último los coeficientes de convección de la interfaz será mucho más alta y el efecto de la transferencia de masa es importante.

No se utiliza comúnmente nitrógeno como gas presurizante, ya que este suele disolverse en el LOX. Ambos empatan en temperaturas de su fase líquida, pudiendo existir como una mezcla en función de la temperatura. Si quisiéramos modelar este comportamiento, necesitaríamos el diagrama de fase binario para la mezcla LN2 y LOX. Ocuparemos la ley de Raoult para calcular las presiones de vapor en función de las fracciones molares, así como la ley de Henry y datos de coeficientes de solubilidad para varias temperaturas. Por simplicidad, despreciamos cualquier fenómeno que involucre solubilidad, condensación del gas presurizante o mezclas de la fase líquida.

Se buscó considerar la capacidad térmica de las paredes ya que al tener paredes relativamente gruesas su masa es considerable, pero por simplicidad se consideró eliminar ese efecto transitorio y enfocarse únicamente en su resistencia térmica.

Para resolver estos modelos, se establece un modelo de espacio de estados utilizando las ecuaciones de la conservación de la energía, la conservación de la masa, así como ecuaciones de estado complementarias, relaciones sobre las líneas de saturación, así como la restricción de que el proceso se realiza en un volumen constante, que es el del tanque. Solo se explicarán las ecuaciones para resolver el tanque de oxidante, ya que las explicaciones para los tanques de combustible y presurizante se pueden modelar como expansiones politrópicas.

Para la mezcla de gases y vapores de oxidante habrá intercambio de calor con las paredes de tanques  $dQ_{gwOx}$ , así como con la interfaz líquida  $dQ_{gfOx}$ . El gas ejerce un trabajo  $dW_{Ox}$  sobre el líquido mientras se vacíe el tanque cuando se mande el propelente a la cámara de combustión, en cualquier otro momento el trabajo ejercido será 0. Habrá un intercambio de calor con la masa de vapor  $dm_{gOx}$  que se esté integrando a la mezcla de vapores, estos nuevos vapores entran a la temperatura  $T_{gOx}$ . De igual forma incrementará la entalpía del sistema porque incrementan la cantidad de masa al ingresar el gas presurizante  $dm_{gpOx}$  a la temperatura  $T_{gpOx}$ , esta temperatura la calcularemos al modelar el tanque de presurizante. Respecto al modelo planteado por [32], se agregó el término “+  $dm_{gpOx} * Rg * T_{gpOx}$ ” ya que se consideró que no se debe ignorar el incremento de la entalpía total por la transferencia de masa del gas presurizante. Algunos otros trabajos no consideran este término.

Balance de energía para la mezcla de gases del tanque de oxidante:

$$dq_{g.wi.Ox} + dq_{g.f.Ox} - dW_{Ox} + dm_{v.Ox} * R_{v.Ox} * T_{v.Ox} + dm_{g.Ox} * R_{g.Ox} * T_{g.Ox} = (m_{v.Ox} * Cv_{v.Ox} + m_{g.Ox} * Cv_{g.Ox}) * dT_{g.Ox}$$

Ecuación 13

Balance de energía para la interfaz gas-líquido:

$$dq_{l.f.Ox} - dq_{g.f.Ox} = dm_{v.Ox} * ((Cv_{v.Ox} + R_{v.Ox}) * (T_{g.Ox} - T_{f.Ox}) - Cv_{l.Ox} * (T_{l.Ox} - T_{f.Ox}) + h_{v.Ox})$$

Ecuación 14

Balance de energía para la fase líquida:

$$dq_{l.wi.Ox} - dq_{l.f.Ox} + dW_{Ox} = \frac{1}{2} dm_{Line.Ox} v_{Line.Ox}^2 + m_{l.Ox} * Cv_{l.Ox} * dT_{l.Ox}$$

Ecuación 15

Balance de energía en las paredes del tanque:

$$dq_{wo.Atm.Ox} = dq_{l.wi.Ox} = R_{w.Ox} * (T_{wo.Ox} - T_{wi.Ox})$$

Ecuación 16

Los flujos de calor ocuparan las temperaturas de cada elemento, estas variables se inicializan al empezar la simulación. El flujo masa de salida oxidante dependerá de la simulación de combustión, se calculará un valor de flujo que logre utilizar el presupuesto de presión entregado por el tanque y el de la atmósfera. Este presupuesto se reparte en caída en tuberías, inyectores, tobera con funciones específicas que relacionan presiones y flujos.

### Flujo en Tuberías

Nos interesa modelar el flujo en las tuberías para conocer la proporción líquido vapor, temperatura y presión que se entregará en los inyectores, de igual forma hacer un dimensionamiento de las tuberías, mangueras, válvulas, check, sensores de flujo y válvulas tanto de los sistemas de alimentación como el de llenado. Buscamos utilizar las de menor diámetros, ya que esto implica menor costo, peso y volumen, pero sin que afecten el desempeño o seguridad del motor. Summerfield recomienda que las tuberías tengan una alta caída de presión para disminuir el acoplamiento de las inestabilidades de combustión [104]. Pero, por otra parte, se recomienda que ni el NOS ni el LOX no supere una velocidad de flujo de 10 [m/s] [71], esto puede provocar que por la fricción contra las tuberías inicie una descomposición térmica o ignición.

Para calcular esto se utilizó el modelo HEM. Podemos asumir que la calidad del fluido al salir del tanque es de “ $x_o = 0$ ”. En la ecuación del momentum tendremos componentes que provocan caídas de presión, por una parte, será la viscosidad donde usaremos las relaciones de Darcy, y por otra la aceleración del fluido debido a expansión del gas [105].

La caída por aceleración se debe al cambio en la densidad del fluido por 2 mecanismos. El primero se debe a que cambia la cantidad de vapor en el flujo por evaporación, lo que se expresa como un cambio de calidad “ $x_1 - x_o$ ”. Despreciamos la compresibilidad del líquido, se intentó simular pero conlleva inestabilidades numéricas. A pesar de que las válvulas check y los adaptadores tienen secciones donde el diámetro interno cambia, se consideró que el flujo ocurre con la misma sección transversal.

$$\frac{dP}{dZ} = - \left( \frac{dP}{dZ} \right)_\mu - \left( \frac{dP}{dZ} \right)_a$$

Ecuación 20

$$\left( \frac{dP}{dZ} \right)_a = G^2 \left[ V_{g,l} \frac{dx}{dZ} + \frac{dP}{dZ} \left\{ x \frac{dV_g}{dP} + (1 - x) \frac{dV_l}{dP} \right\} - (V_g - x * V_{gl}) \frac{1}{A} \frac{dA}{dZ} \right]$$

Ecuación 21

$$\left( \frac{dP}{dZ} \right)_\mu = f * G^2 \frac{V_l + V_g * x_{Inj}}{D_{Line}} \quad P_{Tank} - P_{Inj} = G^2 \left[ f * (V_l + V_{g,l} * x_1) \frac{dZ}{D_{Line}} + V_{g,l} * (x_{Inj} - x_o) \right]$$

Ecuación 22

Ecuación 23

## Inyectores

Con base a nuestro criterio y después de varias simulaciones, decidimos utilizar el modelo HEM como base, más algunas modificaciones. A pesar de no describir perfectamente el fenómeno físico, logra capturar cualitativamente el comportamiento del flujo bifásico. Es más simple de implementar y corregir y no tiene discontinuidades. Las ecuaciones mostradas a continuación es una modificación de la HEM considerando que el líquido es compresible, y existe una calidad  $X$  no nula:

$$(P_{Inj} - P_{Sat.Inj}) + \frac{1}{2}\rho_{Inj}v_{Inj}^2 + \{\rho_{Inj}u_{Inj} + P_{Sat.Inj}\} = (P_C - P_{Sat.C}) + \frac{1}{2}\rho_Cv_C^2 + \{\rho_Cu_C + P_{Sat.C}\}$$

Ecuación 17

$$G_{HEM}(P_{Inj}, P_C) = \frac{\sqrt{2^*(h_{Inj} - h_C)}}{(1-X_C)*V_{l.C} + X_C*V_{g.C}}$$

Ecuación 18

$$G_{HEM-o}(P_{Inj}, P_C) = \sqrt{\frac{2(\rho_{l.C} + \rho_{l.g.C}X_C)((\rho_{l.Inj} + \rho_{l.g.Inj}X_{Inj})(h_{l.Inj} + h_{g.l.v} * X_{Inj}) - (\rho_{l.C} + \rho_{l.g.C}X_C) \dots (h_{l.C} + h_{g.l.C}X_C) + \Delta P_{Sup})}{\dots}}$$

Ecuación 18

Es necesario calcular las propiedades termodinámicas del oxidante en el estado 2, dentro de la cámara de combustión. Si la presión de la cámara de combustión es superior que la presión de saturación, para la temperatura de la fase líquida, no habrá cambio de entalpía y la energía cinética vendrá únicamente de la caída de presión de sobrecarga, como un líquido comprimido, comportándose como la ecuación del orificio. Si la presión de la cámara de combustión es menor a la presión de saturación, entonces ocurrirá un cambio de fase, hasta que la temperatura de saturación corresponda con la presión de la cámara.

<p><i>if</i> <math>P_C &lt; P_{Sat}(T_{Ox.Inj})</math> Cálculo de propiedades termodinámicas del líquido y gas en función de <math>T_{Ox1}</math></p>	<p><i>if</i> <math>P_C &gt; P_{Sat}(T_{Ox1})</math> <math>T_{Ox.C} = T_{Sat}(P_C)</math> Cálculo de propiedades termodinámicas del líquido y gas en función de <math>P_C</math></p>	$X_h = \frac{h_{l.Inj.Ox}(P_{Inj.Ox}) - h_{l.C.Ox}(P_C)}{h_{g.C}(P_C) - h_{l.C}(P_C)}$ <p style="text-align: center;">Ecuación 19</p>
---	---	---

La figura 25 intenta ayudar a visualizar en un diagrama P-T y un T-Densidad, los estados en el tanque y después de la inyección. Teniendo definidas estas propiedades ya podemos calcular la calidad de vapor, el cambio de entalpía y por ende la densidad del flujo de masa. A pesar de que este modelo asume un equilibrio termodinámico y mecánico inexistente, es bastante útil para capturar la invarianza del flujo con la disminución de presión de combustión, como se comparte en la gráfica de la figura 26.

Es importante mencionar que para el caso particular de inyectores, estos tienen contacto directo con la cámara de combustión, por lo que el plato de inyectores está a una alta temperatura, pudiendo transferir calor al oxidante, así promoviendo su cambio de fase, incrementando la calidad.

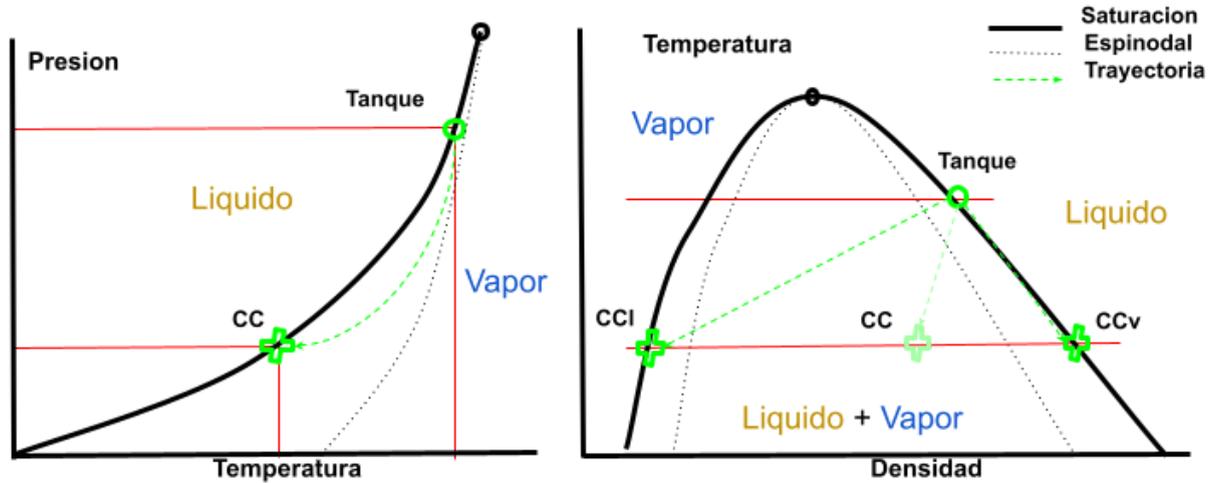


Figura 25. Visualización de los estados termodinámicos del oxidante en el tanque (Tanque) y en la cámara de combustión (CC). Izquierda: Diagrama PT; Derecha: diagrama densidad vs temperatura.

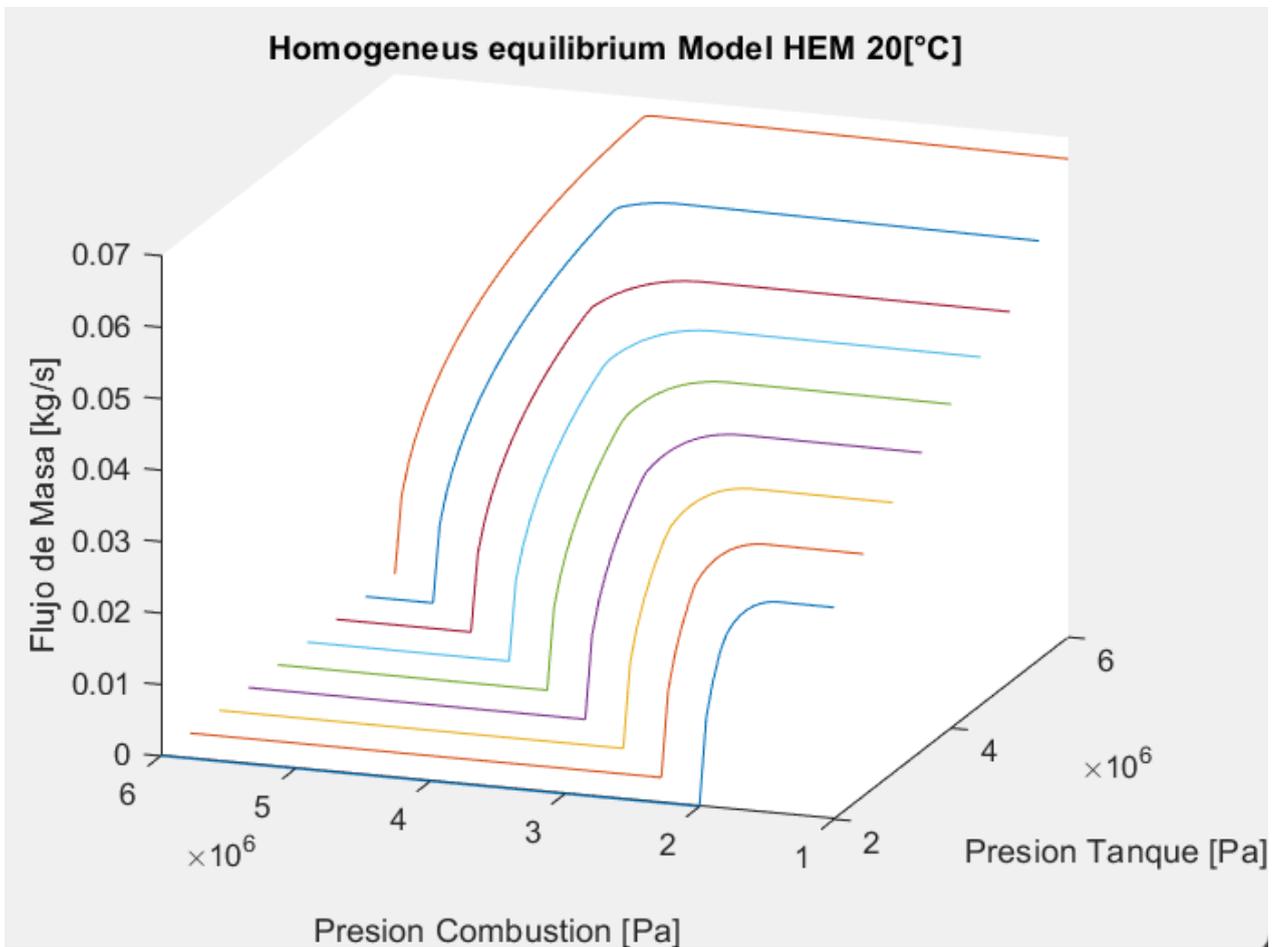


Figura 26. Gráfica de flujo másico con respecto a la presión de cámara e inyectores. Cada color indica una presión de tanque.

## Flujo en Cámara de combustión y Tobera

El objetivo de tener un modelo del comportamiento de la cámara de combustión es obtener la curva de empuje, la cual es el principal parámetro de interés al desarrollar un sistema de propulsión.

$$F = P_C * A_t * \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_E}{P_C}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + A_E * (P_{Atm} - P_E)$$

Ecuación 24

Se requiere conocer la presión de la cámara de combustión en el tiempo, también los parámetros termodinámicos de los gases de combustión como lo son la temperatura, la relación de calores específicos “Gamma” y masa molar, estos varían en función del OFR. Estos se obtienen con el uso de algoritmos que involucran la conservación de las especies químicas, conservación de la energía y minimización de energía libre Gibbs con el programa Chemical Equilibrium with Application en Propep 3. Para este simulador se creó una función de parámetros gasodinámicas vs OFR arrojados por Propep3, la cual se consulta por cada iteración simulada, ya que el simulador no realiza cálculos de equilibrios químicos.

Para calcular la presión en la cámara de combustión se requiere establecer un balance de materia de lo que ingresa por los inyectores y la que expulsa por la tobera. Debido a las altas temperaturas, se puede asumir que los gases de combustión se comportan como un gas ideal.

Debido a que la relación de presiones entre el interior de la cámara de combustión y la atmósfera supera la relación crítica de presiones, que se encuentra muy por arriba de 2 para la mayoría de los gases, el flujo de masa de la tobera será descrito como un flujo crítico a condiciones sónicas. La tobera expande esta presión hasta el valor de la presión atmosférica para maximizar el empuje. En caso de que la presión a la salida de tobera sea mayor a la atmosférica, generará abanicos de expansión por estar sub-expandida reduciendo el empuje por velocidad jet e incrementando un poco por la diferencia de presión. Si la presión es menor genera ondas oblicuas por estar sobre-expandida, reduciendo el empuje por el vacío generado en la tobera y ganando un poco el incremento de la velocidad jet. Si la presión baja más, llegará a producir una onda de choque normal a la salida de la tobera, bajando el número de mach a un valor subsónico y elevará su presión al valor atmosférico, la figura 28 muestra este comportamiento. Si la presión sigue bajando, este frente de onda se irá acercando hasta la garganta, a partir de aquí si la presión baja la garganta se volverá subsónica, y deberá utilizarse otro modelo de balance de masas para calcular la presión en la cama de combustión.

Para el híbrido, el flujo de masa de la parafina se describe similar a la de un propelente sólido, solo que él “regression rate”(velocidad de quemado) es función potencial de la densidad de flujo de oxidante [27].

$$dm_t = \sqrt{\frac{\gamma}{R^*T_c}} * \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} * P_C * A_t$$

Ecuación 25

$$dm_{Wax} = \rho_{Wax} * A_t * aG_{Ox}^n$$

Ecuación 26

$$dm_t(P_C, OFR) = dM_{Inj.Ox}(P_{Inj.Ox}, P_C) + M_{Inj.Fu}(P_{Inj.Fu})$$

Ecuación 27

$$OFR = \frac{dm_{Inj}(P_{Inj.Ox}, P_C)}{dm_{Inj.Fu}(P_{Inj.Fu} - P_C)}$$

Ecuación 28

$$\frac{P}{P_C} = \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}}$$

Ecuación 29

$$\frac{\gamma}{R^*T_c * 2 * \rho_{Prop}} * \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} * \left(\frac{A_t}{A_{Inj} * C_d}\right)^2 * P_c^2 + P_c - P_{Inj} = 0$$

Ecuación 30

Para lograr comprender mejor el comportamiento, y únicamente con fines explicativos para el lector, usaremos la figura 27, donde podemos analizar un caso de de inyección líquida de un monopropelente

ecuación 30, que se comporta como Kerolox, a presión de inyección constante de 6 [MPa]. De esta ecuación es fácil ver que dada una presión de inyección la presión de la cámara de combustión depende de la relación entre el área de los inyectores y el área de la tobera, los cuales son los parámetros de diseño más importantes.

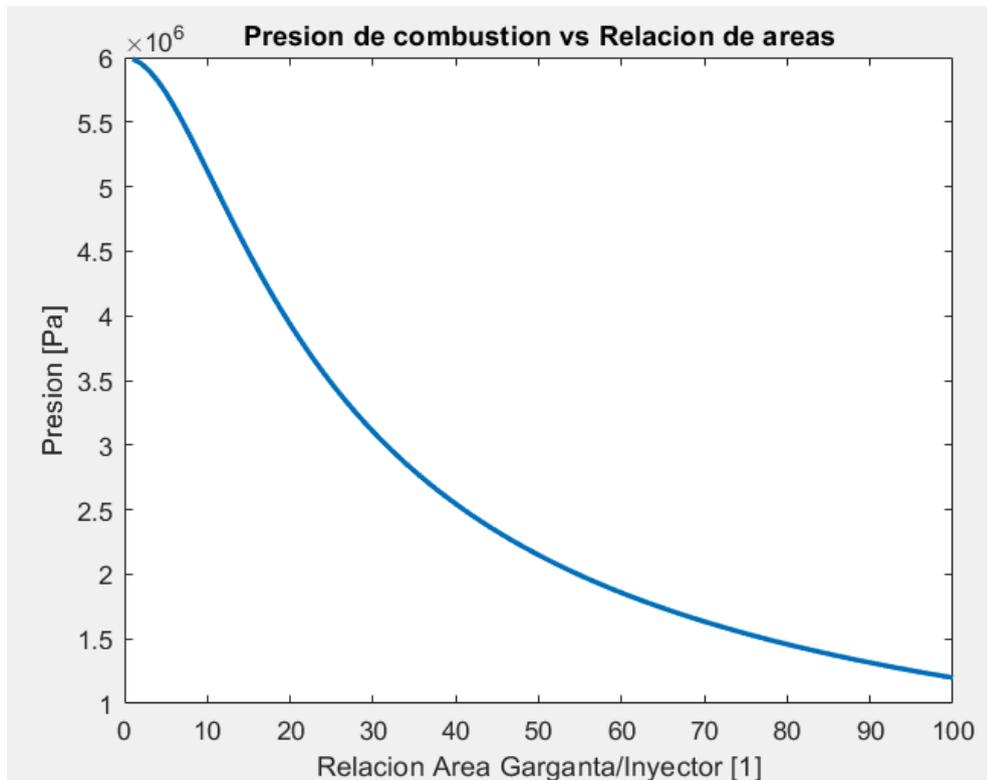


Figura 27. Gráfica del comportamiento de la presión de combustión contra relación de áreas. (Gráfico únicamente para fines explicativos).

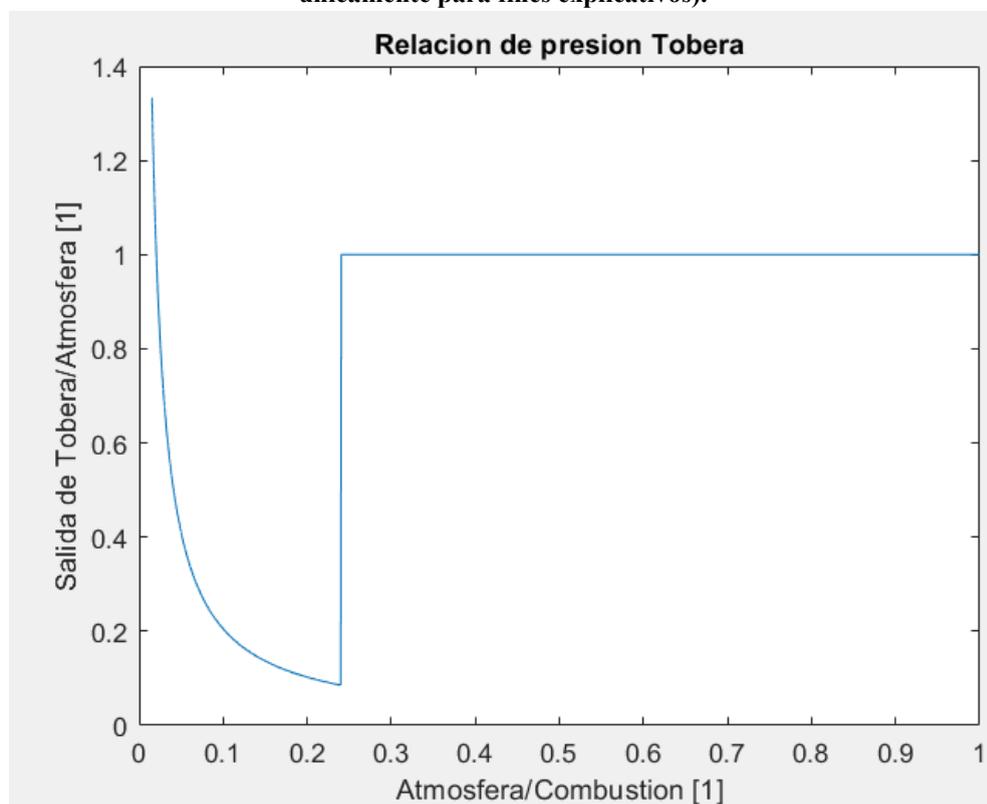


Figura 28. Gráfica del comportamiento de la presión a la salida de la tobera vs relación de presión atmosférica-combustión.

**Solución de las ecuaciones / Simulación del modelo matemático**

La figura 29 muestra un diagrama de flujo sobre cómo funciona el software simulador que resuelve el modelo matemático. Para correr la simulación de todo el sistema y obtener la curva de empuje se requiere establecer modos de operación que se explicaron en el CONOPS donde se indica que válvulas están abiertas en cada momento. Para simular la ventilación, presurización autógena y presurización de supercarga únicamente es necesario resolver las ecuaciones en los tanques para cada instante. Para el modo de “cold flow” es necesario agregar el modelo de flujo en tuberías e inyectores. Y para los modelos de combustión BD y PR se requirió agregar también la resolución de la parte de combustión.

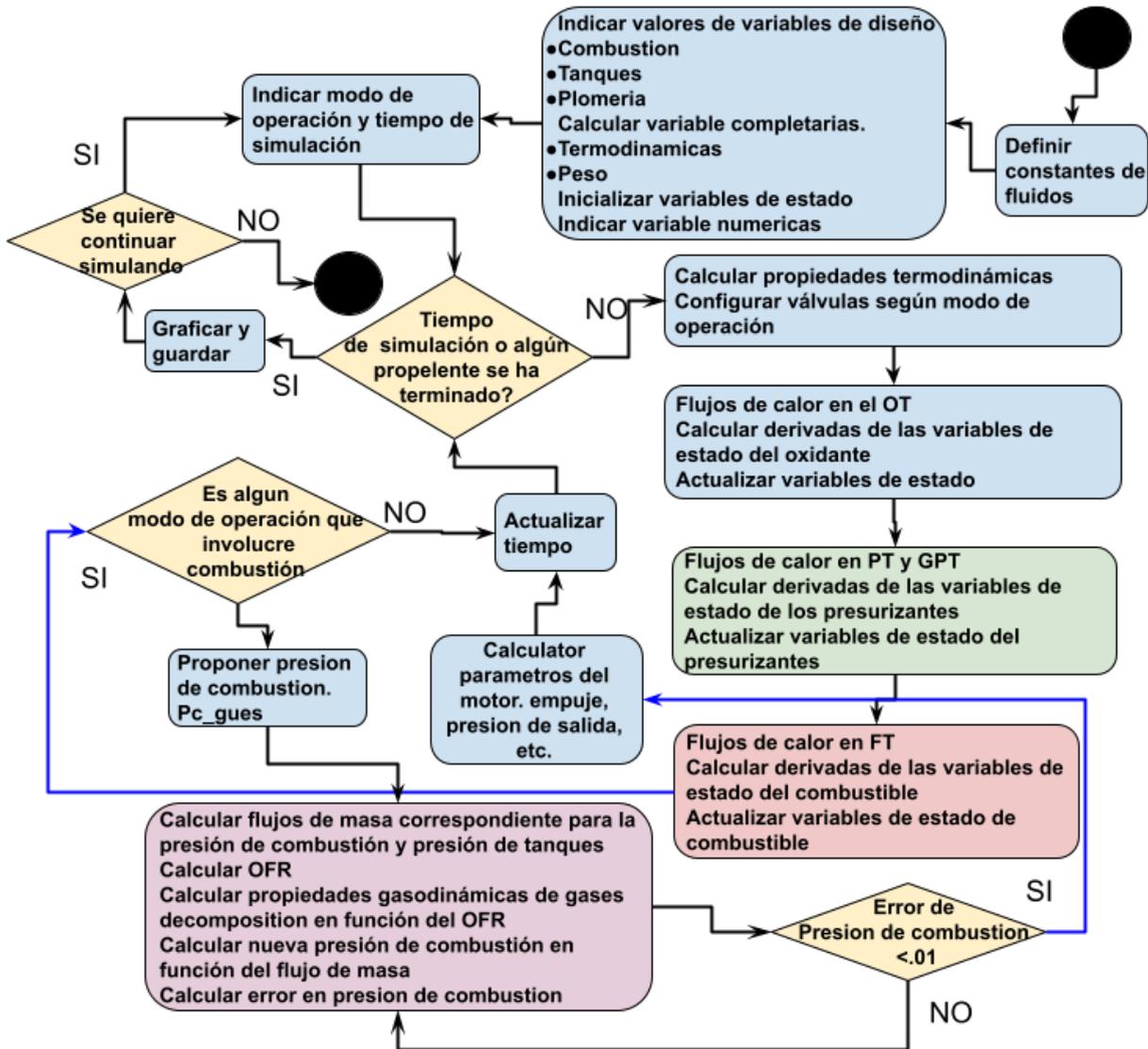


Figura 29. Diagrama de flujo del algoritmo del simulador.

El simulador se puede entender en 2 subrutinas en serie. La primera calcula el comportamiento de los tanques y otra para el comportamiento de la combustión, incluyendo flujo de masa por las tuberías y comportamiento del motor.

Los tanques se pueden resolver por espacio de estados actualizando las variables de estados con sus derivadas. De este modelo solo es necesario pasar la información de la presión y temperatura del proponente para pasarlo a subrutina de combustión.

Para la solución de la subrutina de combustión, se planteó un algoritmo que pueda funcionar para cualquiera de las ecuaciones de flujo de masa en inyectores  $M_{InjOx}(P_i, P_c)$ , ya sea de 1 o 2 fases, siempre y cuando sea función de las presiones en los inyectores y la cámara de combustión.

$$\sqrt{\frac{\gamma}{R^* T_c}} * \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} * P_c * A_t = A_{Inj.Fu} * C_{d_{Inj.Fu}} * \sqrt{2 * \rho_{Fu} * (P_{Inj.Fu} - P_c)} + A_{Inj.Ox} * C_{d_{Inj.Ox}} * M_{Ox.Inj} (P_{Inj.Ox}, P_c)$$

Ecuación 31

Después de calcular los tanques y combustión se modela el centro de masa y momento de inercia, ya que son parámetros necesarios para modelar la estabilidad en la dinámica de vuelo.

### **Análisis de desempeño**

Para evaluar el desempeño teórico de un diseño de un sistema de propulsión utilizaremos estas “*métricas de desempeño*” que miden el rendimiento, la seguridad del motor y verificar que se cumpla con éxito su misión de vuelo:

- **Impulso Total:** Maximizar la cantidad de impulso que el motor puede proporcionar al vehículo es esencial para el éxito de la misión. Un impulso total en el rango de aproximadamente 34 [kNs] es necesario para cumplir con los objetivos.
  - **Relación Oxidante/Combustible (OFR):** Esta relación es fundamental para garantizar un rendimiento óptimo de la reacción y evitar que cualquiera de los propulsores se convierta en peso muerto al convertirse en el reactivo limitante. Para la combinación de parafina/NOS, el valor óptimo se encuentra en el rango de 8.
- **Empuje o TWR:** Es crucial desde el punto de vista de la dinámica de vuelo. Si esta es muy alta, la curva tendrá una corta duración, el vehículo adquiere una alta velocidad, lo que puede aumentar las pérdidas de momentum por arrastre y requerir estructuras más pesadas. Por otro lado, si el motor toma mucho tiempo en proporcionar su fuerza, la mayoría del momentum se perderá debido a las fuerzas gravitacionales, y puede provocar inestabilidades en el “*pitch*” al abandonar el riel de lanzamiento; por esto ESRA solicita un TWR mínimo de 6 al despegue[85]. Nuestro motor debe lograr un empuje inicial mínimo de 3.5 kN
- **Relación de Presiones Finales entre el Tanque y la Cámara de Combustión:** Dado que se tiene una cantidad limitada de presión determinada por los tanques de propulsión, es crucial distribuir esta presión de manera adecuada entre los componentes del motor.
  - **Caída de Presión en los Inyectores:** Una caída de presión más alta en los inyectores es beneficiosa ya que amortigua mejor las inestabilidades de la combustión y previene el retroceso de la llama. Idealmente, esta caída de presión debe estar por encima de 1/3 de la presión en el tanque [104].
  - **Presión de Combustión:** Una presión de combustión más alta mejora el Isp del motor. Sin embargo, esta presión debe mantenerse por debajo de aproximadamente 2/3 de la presión en el tanque.

La capacidad predictiva del modelo matemático depende en gran medida de las “variables de calibración” que son coeficientes que presentan una alta incertidumbre desde una perspectiva teórica y deben ajustarse mediante datos experimentales. Estos requieren especial atención:

- **Coefficientes de Convección:** Estos coeficientes desempeñan un papel fundamental en el control de la dinámica de evaporación en los tanques de sustancias saturadas. Regulan el flujo de masa entre las fases líquida y vapor, lo que afecta significativamente el tiempo de respuesta de la presurización. A pesar de contar con modelos teóricos, es esencial recopilar datos experimentales para su ajuste preciso.
- **Calidad de Inyección:** Este parámetro está relacionado con el momento en que se alcanza el flujo estrangulado, así como con las desviaciones generales con respecto a la ecuación del orificio. A pesar de calcularse con HEM es probable que el oxidante aumenta su temperatura al pasar por los canales del plato de inyectores, que se calientan debido al contacto con los gases de combustión.

- **Coefficiente de Orificio:** A pesar de contar con modelos teóricos para el flujo bifásico, es necesario ajustar este coeficiente al valor real para controlar la cantidad de oxidante inyectado de manera precisa.
- **Propiedades del combustible:** Particularmente la velocidad de quemado, ya que esto cambia la forma de la curva de empuje al discutir rápida o lentamente la masa total, así como afectando el ISP a través del OFR. Existen artículos y estudios que dan los coeficientes “a” y “n”, pero no se especifica qué composición química particular de la parafina utilizan. De igual forma, los proveedores nacionales de parafina no explican su composición química.
- **Temperatura de Presurizante Model:** Esto es relevante para sistemas regulados a presión. Ya que se enfría por la expansión de la alta presión del tanque de presurizante a la presión del tanque de propelente. En la vida real el gas al expandirse absorbe calor de la atmósfera lo que ayudará a incrementar su eficiencia en masa.
- **Coefficiente de flujo del regulador de presión:** La velocidad a la que se suministra presurizante afecta la intensidad y duración de la curva de empuje en configuración PR.

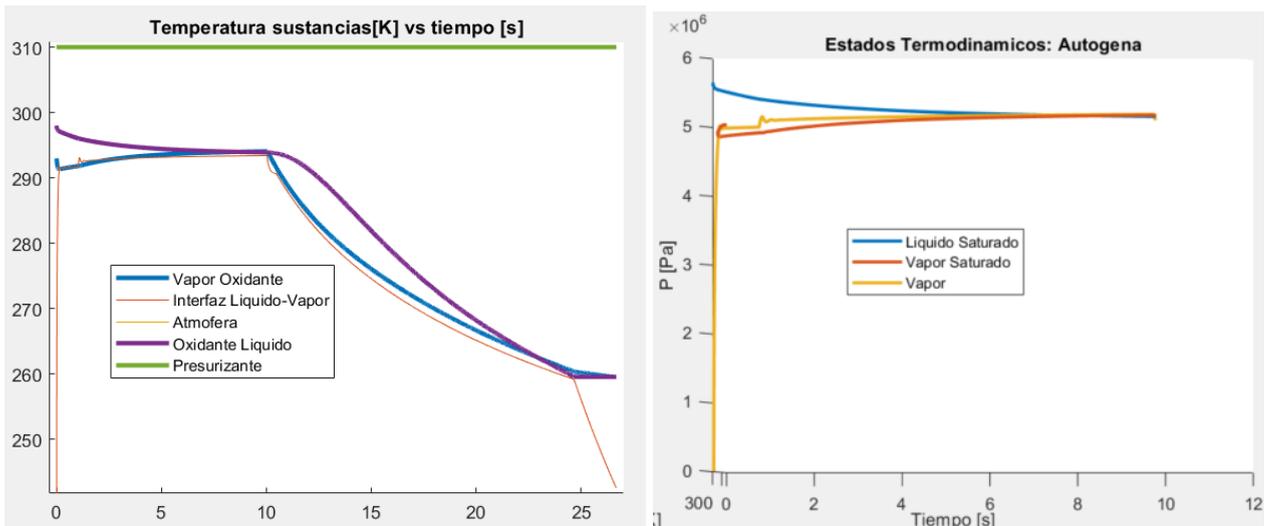
Se realizó un análisis de sensibilidad en el artículo “*Xitle - Mexican Supersonic Hybrid Rocket*” de las “variables de control o diseño” que pueden modificarse fácilmente y tienen alto impacto en las métricas de desempeño de un híbrido BD:

- **"Ullage" (Vacío o Merma):** Diversos autores han recomendado valores de "ullage" tan bajos como 10% o más altos como 30%, y esta variación puede deberse a las diferencias en las condiciones de las pruebas, como las realizadas en los desiertos de EE. UU. o las tundras de Suecia. Con nuestras simulaciones se observó que el valor óptimo era de 20% utilizando un multiplicador “E” del 1000. Logrando un equilibrio entre el peso muerto, caída de presión y enfriamiento por evaporación.
- **Relación de áreas inyector a gargante:** Si esta es alta incrementa la presión de combustión cercana al valor del tanque, incrementando el ISP pero incrementando el riesgo de inestabilidades de combustión. Para aumentar el empuje o el flujo de oxidante, se requiere incrementar tanto el área total de los inyectores como el área de la garganta.
- **Dimensiones de la CC:** El “core” o núcleo se refiere al tamaño del conducto por el cual los gases recorren la cámara de combustión e interactúan con el propelente sólido. Un núcleo de menor tamaño aumentará la densidad de flujo de masa del oxidante y afectando el flujo de combustible por una parte reducirá su área pero concretará su velocidad de quemado. Se requiere conocer bien la velocidad del quemado de combustión para conocer su efecto sobre el OFR y elegir el valor ideal. Este tamaño de núcleo, junto con el diámetro del motor, determinará el espesor del combustible y por ende su tiempo de quemado.

Otra variable que influye en la curva de desempeño es la temperatura ambiental, ya que todas las propiedades termoquímicas y reológicas del NOS son extremadamente sensibles a las condiciones ambientales. Aunque esta variable no está bajo control, se asumió una temperatura de 25 [°C] y se realizaron simulaciones utilizando este parámetro como base.

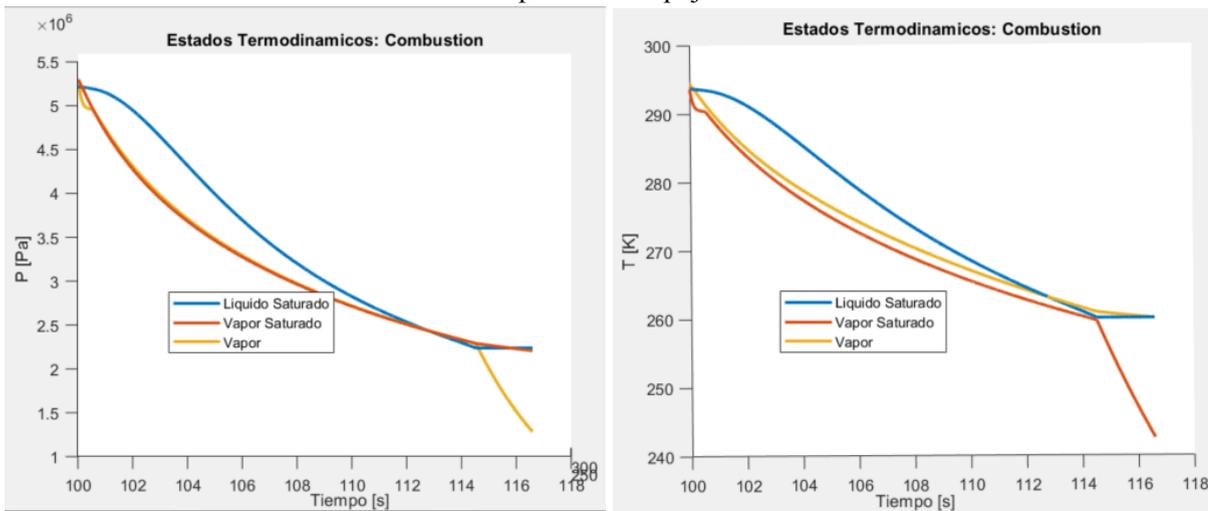
De igual forma vale la pena mencionar los siguientes aspectos en las fases de operación:

- **Ventilación o Refrigeración autógena:** Se captura el fenómeno de “*boil-off venting*”, técnica utilizada para mantener los propelentes a bajas temperaturas, gracias a que el calor recibido por la atmósfera se libera por la evaporación de gases [106]. Para el caso del NOS, hay una gran pérdida de masa durante la ventilación, esto es un problema durante el proceso de llenado.
- **Presurización autógena:** Se muestra en la figura 30, utilizando los coeficientes de Zilliac & Karabeyoglu. El tiempo de autopresurización es alrededor de 4 [s] para una temperatura de 300 [K] y un "ullage" de 20%, generando que la presión de vapor rápidamente alcance la presión de saturación del líquido. Aproximadamente de los 13 [kg] líquidos se evaporan 0.8 [kg] para producir la presión, está evaporación a su vez enfría la fase líquida de 300 a 290 [°C].



**Figura 30. Izquierda: gráficas de temperatura de líquido, gas e interfaz vs tiempo. Derecha: gráficas de presión de saturación del líquido, saturación de vapor según la temperatura de vapor, y presión de vapor.**

- Combustión:** En la figura 31. Izquierda se puede apreciar que la presión de vapor (línea amarilla) se encuentra por debajo de la presión de saturación del líquido (línea azul), indicando se logra capturar la ausencia de equilibrio entre fases. Además nuestro modelo de NOS, se considera que existirá combustión siempre que se inyecte oxidante líquido o vapor, la presencia de combustible no es necesaria pero incrementa el desempeño. Cuando se transite a alguno de estos modos de combustión existirá un cambio abrupto en el empuje.



**Figura 31. Izquierda: gráficas de temperatura de líquido, gas e interfaz vs tiempo. Derecha: gráficas de presión de saturación del líquido, saturación de vapor según la temperatura de vapor, y presión de vapor.**

Las figuras 32 y 33 muestran ejemplos de los resultados entregados por simulador.

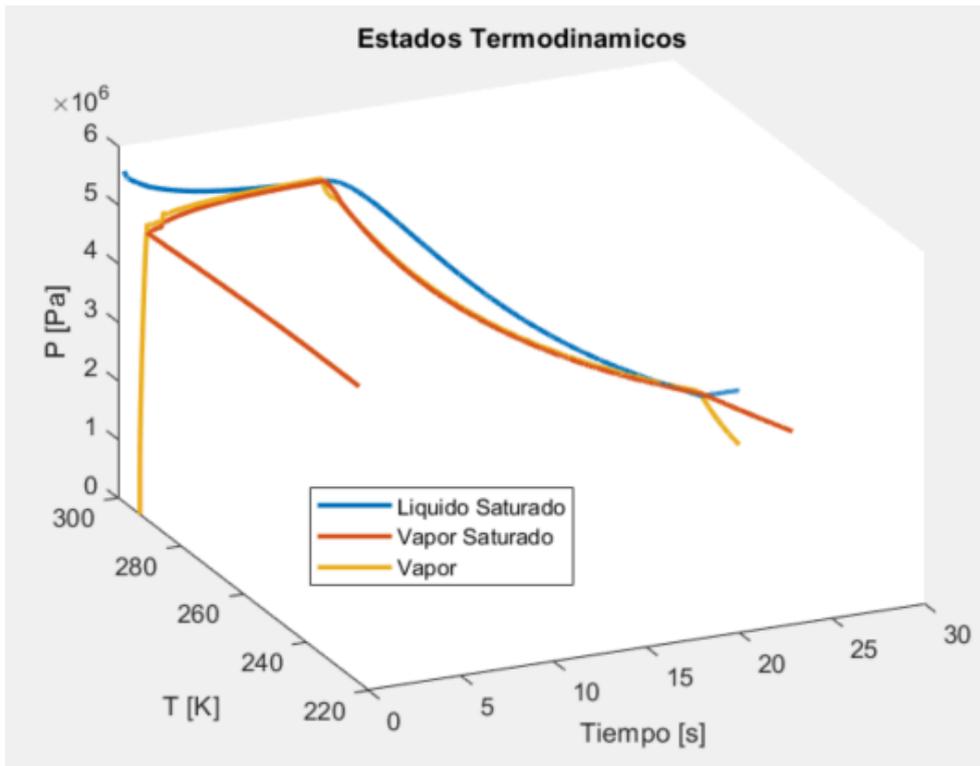


Figura 32. Gráfica tridimensional de estados (temperatura y presión) en el tiempo de las diferentes fases coexistiendo en el tanque(fase líquida, vapor independiente y vapor en condiciones de saturación según la temperatura del líquido).

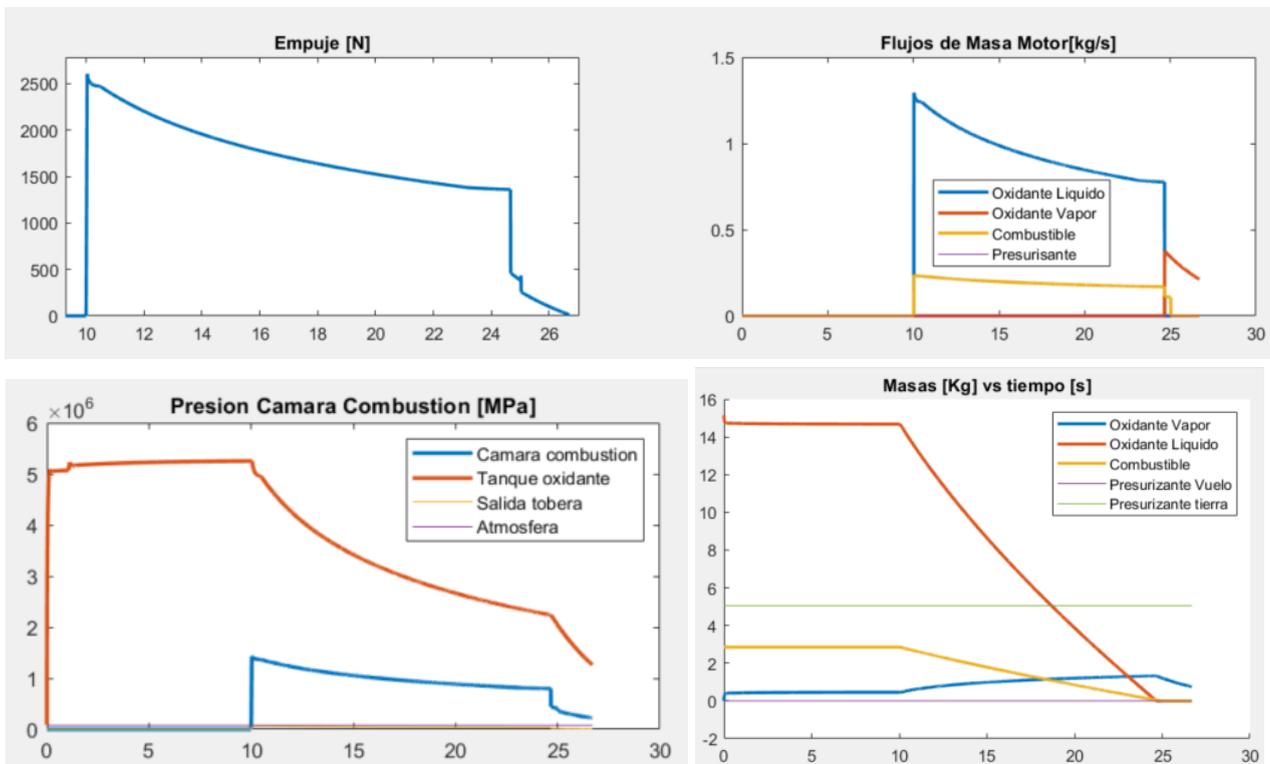


Figura 33. Gráficas con comportamiento de una simulación de combustión de motor híbrido.

### 4.3 Diseño detallado del prototipo de 9 km

En esta sección se explica a detalle la configuración final del sistema de propulsión que se decidió después de un proceso de evaluación, pruebas de manufactura, pruebas funcionales y a nivel sistema.

En la figura 34 se puede apreciar el sistema final en su configuración de pruebas estáticas. Puede apreciarse una plancha de cemento de la cual sale una viga donde están montados los sistemas de propulsión del vehículo (alimentación y combustión) con interfaces conectadas a la estación de llenado. La manguera de llenado OFH sale del GOT volteado de cabeza para solo permitir el flujo de la fase líquida de NOS para llenar el OT. Al fondo se pueden observar una compresora y un generador de energía eléctrica. En la viga pueden observarse diferentes mangueras y cables que son parte de los sistemas de alimentación y electrónica. Del lado derecho puede observarse el proceso de instalación del sistema de propulsión en el banco de pruebas.

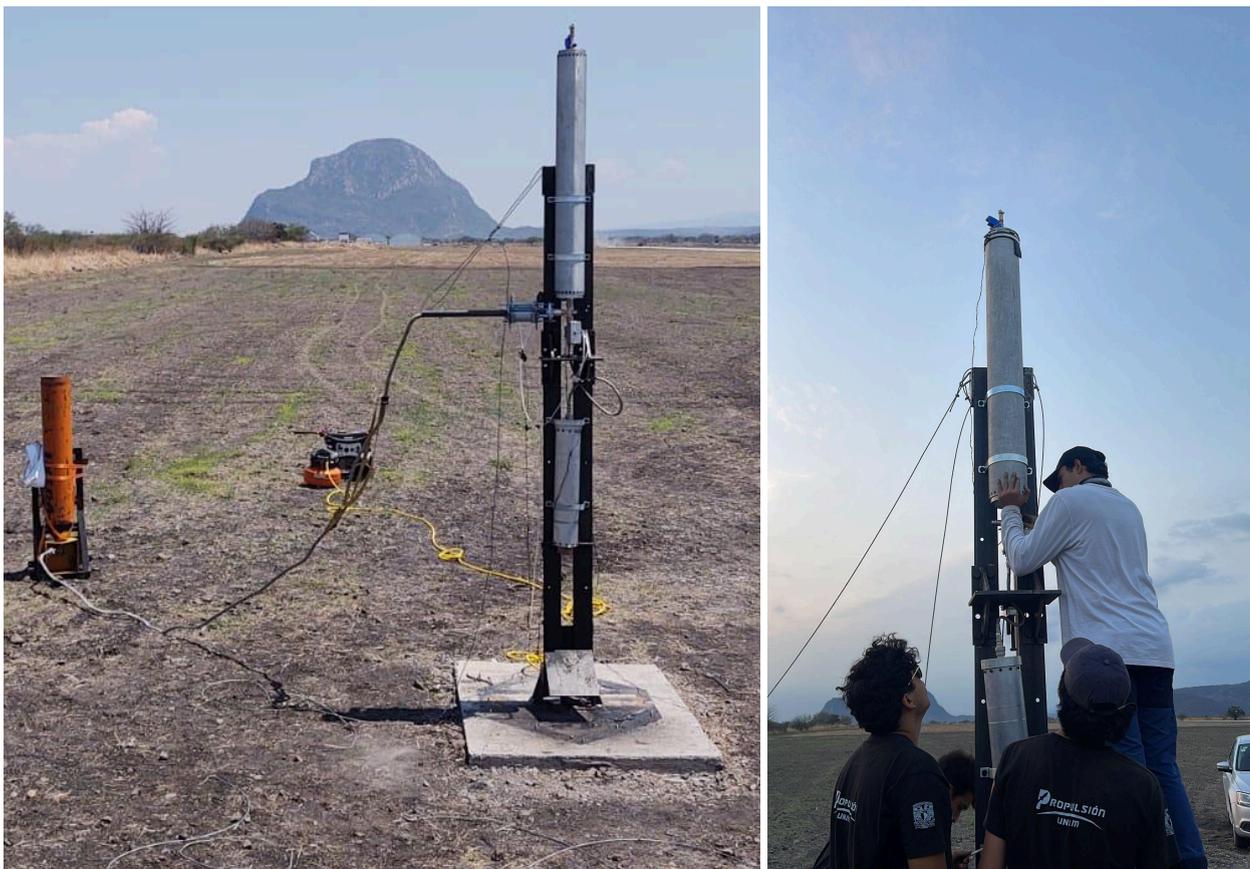


Figura 34. Izquierda: Sistema de Llenado y de Vehículo con todas las interfaces conectadas. Derecha: proceso de ensamble de sistema de vehículo en estructura del banco de pruebas.

#### 4.3.1 Sistema de alimentación.

Con todos los conceptos investigados en el marco teórico, más una revisión de las ofertas disponibles en el mercado que cumplieran los requerimientos de seguridad y los protocolos de limpieza, se aterrizó el diseño de este sistema. El diseño se puede dividir en tanque, actuación de válvulas, y conexiones.

##### Tanque oxidante.

Este fue el componente de mayor relevancia al ser el de mayor riesgo y desarrollado por el equipo SRAD. El diseño final del tanque se realizó de una tubería comercial de 6.0 (in) Al 6063-T6, por ser el aluminio más disponible que cumple con los requisitos. Se maquinó para tener un diámetro exterior igual que del fuselaje y reducir peso. Está diseñado para una presión operativa máxima de 7,00 [MPa], con un factor de seguridad de esfuerzo circunferencial de 2,45 y un factor de seguridad longitudinal de 2,25. El tanque tiene

dos tapas hemisféricas con una salida roscada hembra de ½ y ¼ NPT en la tapa inferior y superior, respectivamente. Las tapas y el "case" se sellan con o-rings de NBR y se sujetan a la carcasa del tanque tornillos radiales, que se utilizan simultáneamente para montar el tanque con el fuselaje.



Figura 35. Ensamble de tapas de tanque de oxidante.

El mayor reto fue la correcta selección y ejecución de las dimensiones relacionadas con el O-Ring, dimensiones de la ranura, diámetros internos del tanque y externo de las tapas. Se siguió la guía Parker para su dimensionamiento, pero finalmente se tuvieron que realizar ajustes, ya que los o-ring se rebanan con el filo de los barrenos de los tornillos radiales en el "case". No contábamos con un lubricante compatible con oxígeno que facilitara la tarea y requerimos utilizar guantes para el ensamble del sistema, dificultando el proceso de un ensamble tan rígido.

De igual forma, se evaluó el uso de algún acero SS-300, y empaques de un fluoropolímero. Estas 2 decisiones disminuyen el riesgo de ignición de los tanques. Pero incrementa gravemente el costo y peso del OT innecesariamente, ya que la investigación del capítulo 3.2 y estado del arte indican que el aluminio y NBR son compatibles con NOS.

Este componente se verificó con pruebas hidrostáticas.

Para que este tanque pueda ser empleado en aplicaciones criogénicas con LOX, se requiere empaques de Kalrez.

En la figura 36, se realizó una prueba hidrostática destructiva para corroborar el modo de falla longitudinal y presión máxima que puede soportar el tanque. Se realizó una prueba de presión hidrostática inicial a un tanque de oxidante, con fluido hidráulico y bomba de mano. Alcanzó 12.0 [MPa] porque comenzaron las fugas en la tapa y los tornillos M6 se doblaron. Después de una inspección se observó deformación plástica por esfuerzo de aplastamiento en los barrenos de la tapa y "case", todo esto corroborando que el modo de falla del tanque es longitudinal haciéndolo seguro. En una segunda prueba hidrostática, cambiamos a pernos M8 y agregamos una segunda junta tórica, repitiendo la prueba sin fugas. Obteniendo un factor de seguridad de 2. De igual forma se calibró la válvula de alivio para activarse a 7 [MPa].



**Figura 36. Resultados de pruebas hidrostáticas. Izquierda: Fuga en recipiente por mal sellado. Centro: deformación por esfuerzo de aplastamiento en barrenos de tapa. Derecha: Falla de tornillos por flexión y cortante.**

## Válvulas

Las válvulas son ensambles mecánicos de alta precisión que no son sencillos de desarrollar y estas deben ser seleccionadas de algún proveedor. Esta investigación representó un reto, ya que se debieron conocer muy bien los requerimientos que se estaban buscando para adaptarse a la oferta existente en el mercado.

Existen varias marcas proveedoras de válvulas: Swagelok, Sharpe, AVCO, Habonim, Grainger, ASCO y Worcester. Estas tienen mejor calidad en sus asientos, empaques, tiene soportes para hacer más sencilla su instalación, y suelen utilizar SS316 a diferencia del SS304 de marcas más económicas. Ventajosamente, existe una amplia oferta de otras marcas de válvulas en mercado nacional que cumplen con los requerimientos: se componen de SS304 con empaques de PTFE, soportan hasta 1000 (psi) y cuentan con conexiones NPT. Específicamente se utilizaron 2 ensambles diferentes.

El siguiente problema fue la selección de un mecanismo de actuación. La mayoría de este mecanismo se construyó y se probó sus ventajas y desventajas. Como regla general, el uso de muchos sistemas redundantes reduce la confiabilidad de un sistema, pero el uso de un respaldo redundante incrementa mucho su confiabilidad. Esto logró considerarse únicamente para el aborto del sistema, colocando 2 métodos para ventilar los tanques. A continuación se describen las válvulas más importantes utilizadas y su método de actuación para el sistema de alimentación:

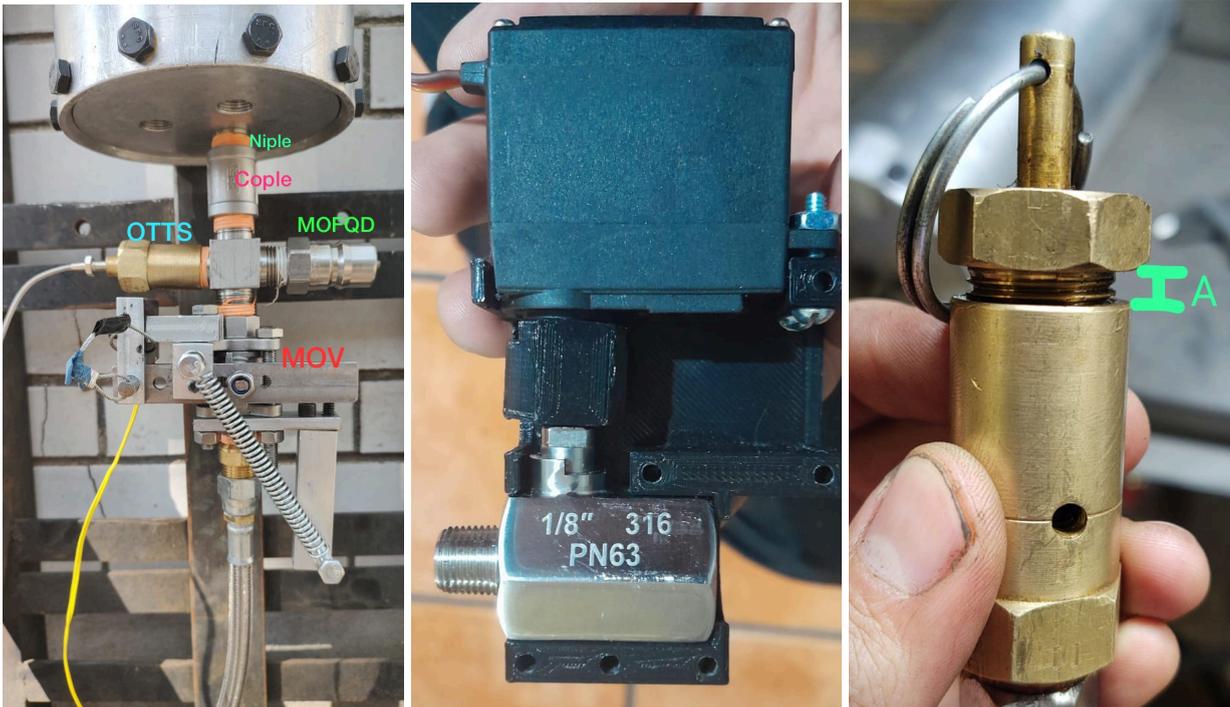
- **Válvula oxidante principal (MOV):** Una válvula de bola de acero inoxidable 304  $\frac{1}{2}$  accionada por un resorte cargado bloqueado con un pasador, que se libera por una carga pirotécnica. Su objetivo principal es permitir el flujo desde el tanque a la cámara de combustión en el momento del encendido. Se instaló en el múltiple interior OTDM. Tendrá un bajo costo y peso, otorgará alto flujo y actuación rápida, ocupando un volumen mediano. En cambio presenta riesgo de desencadenar un incendio, dañar otros componentes por la alta fuerza de la explosión, y que la condensación del tanque moje la pólvora. Es un actuador de un solo uso, ya que debe recargar la pólvora y colocarse en configuración de armado. Esto no es muy servicial, al contar con piezas pequeñas que deben alinearse mientras se extiende un resorte duro con las manos.
- **Válvula de Ventilación (VOV):** Reduce la presión del tanque al permitir que escapen los vapores de NOS, lo que hace que sea más seguro acercarse al tanque. Consiste en una válvula de bola de acero inoxidable 304 de  $\frac{1}{8}$  de 1000 (psi) accionada por un servomotor de 6 [Nm], que requiere una señal PWM de 3 cables. Se instaló en el OTUM. Esta estará actuada por un servomotor directo.

Compacto, útil para válvulas pequeñas. Los servomotores no dan tanto torque y existe el riesgo de que se atasque y queme. Pueden ser útiles para las partes del sistema que no requieren velocidad, como el llenado, la presurización o la ventilación.

En caso de utilizarlo para temperaturas criogénicas, varios componentes del motor pueden verse afectados. Fragilidad de plásticos y metales, acumulación de humedad por condensación, cambios anisotrópicos de los imanes, endurecimiento de lubricantes. Incluso los semiconductores pueden presentar comportamientos anómalos. Al ser un ensamble, su instalación es medianamente complicada.

- **Válvula de aborto (OTAV):** válvula solenoide de SS316 conexiones  $\frac{1}{8}$ , activada por 12 [V], con configuración normalmente cerrada. Se instaló en el múltiple superior. Se instaló en el OTUM.

Es una solución comercial completa compacta con bajo peso y volumen, de fácil instalación por lo que tendrá un alto costo. Requiere solo 2 cables para su operación. Al ser un ensamble de bobinas, resortes y sellos es sensible a vibraciones, aceleraciones y polvo, que generan una fuga constante. Por su bajo flujo de masa y rápida actuación funciona como la VOV o OTAV. Tiene más probabilidad de funcionar a condiciones criogénicas si no interactúa directamente con el líquido.



**Figura 37. Izquierda: Ensamble OTDM con prototipo de MOV pirotécnica. Centro: 1° prototipo VOV. Derecha: PRV.**

- **Válvula de alivio de presión (PRV):** Dispositivo de seguridad instalado en el OT para ser utilizado en caso de sobre-presurización. Una válvula de alivio proporcional de  $\frac{1}{4}$  fabricada en latón y calibrada a 8.50 [MPa]. Se instaló en el OTUM.
- **Válvula de Check (ICV):** Evita el reflujo de llamas en caso de descomposición térmica. Válvula antirretorno de SS316 de  $\frac{1}{2}$  capaz de soportar 3000 (psi). Se instala después de la CCOH y antes de los inyectores.
- **“Male Quick disconnect” (MQD):** Se seleccionó una conexión rápida de SS304, de  $\frac{1}{2}$  (in) capaz de soportar 3000 (psi). La parte mach se conectó a vehículo, la parte hembra al ser más grande y pesada se dejó del lado de la OFH. Se instaló en el OTDM.



**Figura 38. Para macho y hembra del “quick disconnect”.**

### Conexiones

Todo se realizó en NPT, se maquinaron los conectores OTUM “Múltiple Superior de tanque de oxidante” y OTDM “Múltiple inferior de tanque de oxidante”, figura 39.izquierda . Se utilizaron tuercas unión para

facilitar el ensamble. Múltiples adaptadores de latón, por falta de disponibilidad de piezas de inoxidable, y por su menor costo. Esto debido a que el latón tiene mayor compatibilidad con el oxígeno, pero tiene menor esfuerzo de cedencia. Fue necesario el uso de teflón, ya que no fue posible lograr un sello hermético entre las cuerdas.

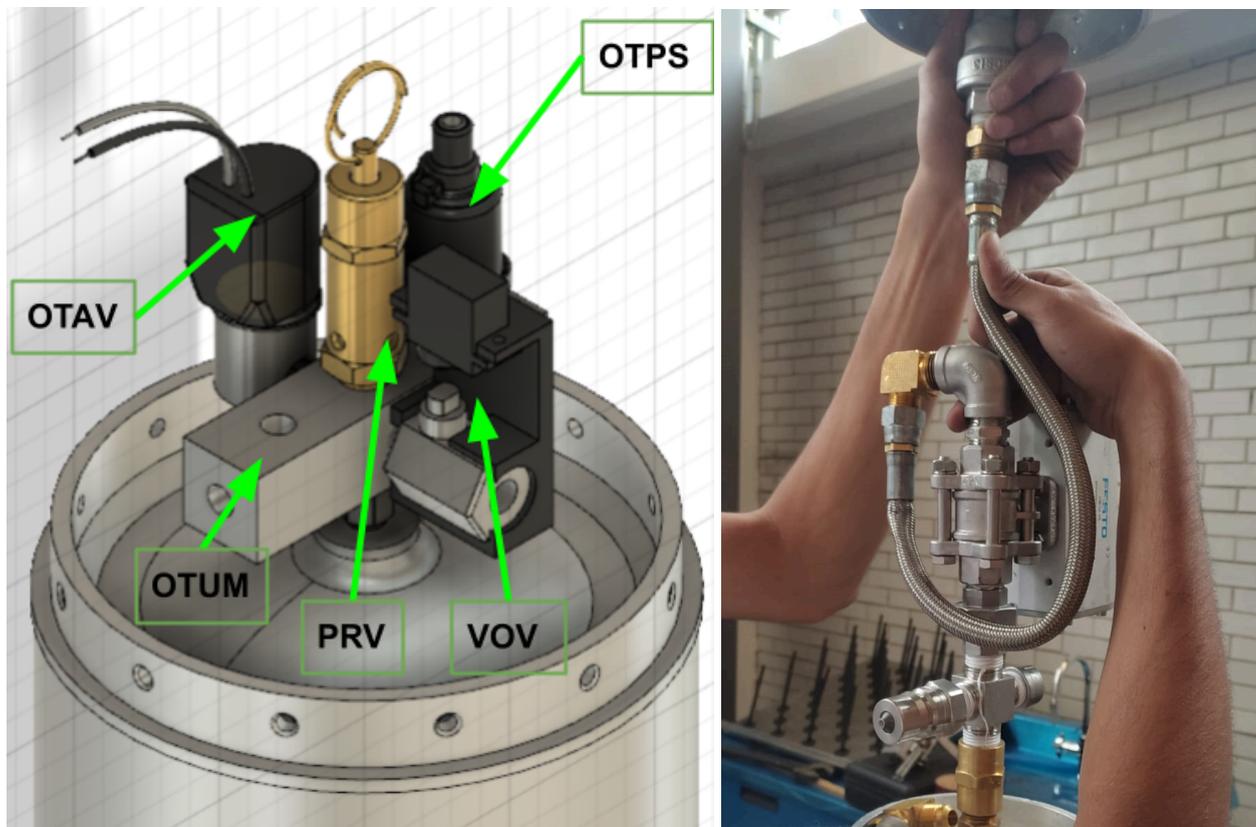
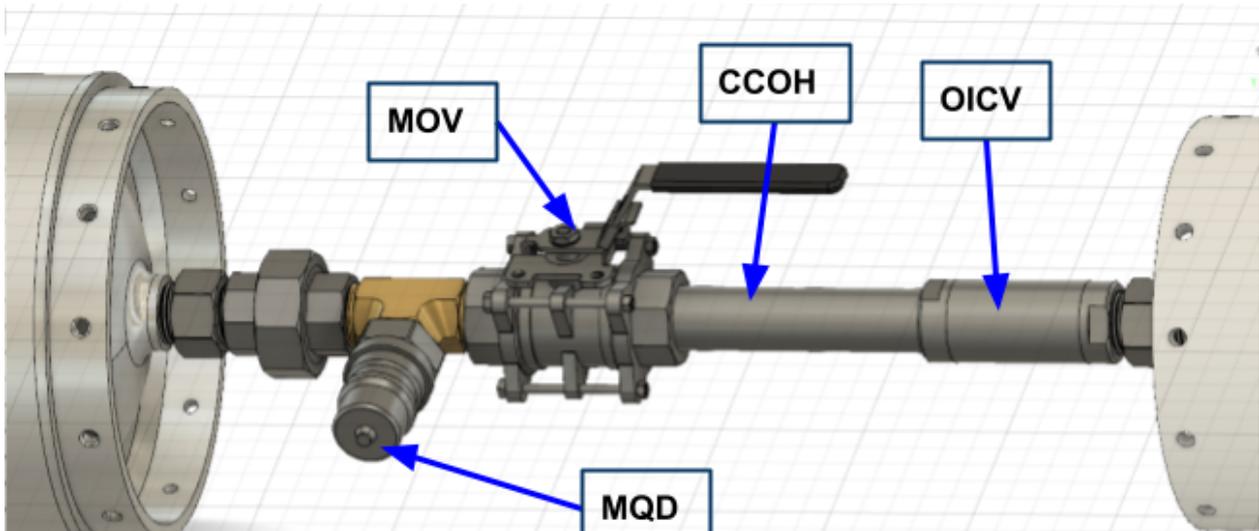


Figura 39. Izquierda: Ensamble de OTUM. Derecha: Ensamble OTDM con propuesta de trayectoria de la CCOH.

**Manguera de oxidante del motor (CCOH):** Diseñada para proporcionar cierta flexibilidad al ensamble del motor, facilitando la integración con el vehículo. Garantizar que la tubería entre el tanque y la cámara de combustión no esté sujeta a esfuerzos de compresión, entre la fuerza de propulsión y la fuerza de la reacción del vehículo, ya que la carga debe transmitirse por un tubo de exterior de aluminio responsabilidad del área de aeroestructuras.

Finalmente como se ve en la figura 39.derecha la manguera no logró rutear sin estrangularse y se decidió reemplazarla por una tubería, como se ve en la figura 40. Esta era más larga que lo permitido por el fuselaje, por lo que se eliminó la OICV. Esta se utilizaba para evitar el retroceso de una flama de la camara de combustion al tanque, esto no ocurre porque el “*quenching diameter*” (diámetro de extinción) del NOS es menor a 12 [mm] [71].



**Figura 40. Ensamble de OTDM.**



**Figura 41. Tanque de oxidante con OTDM y OTUM con MOV neumática.**

La figura 41 muestra completo del sistema de Alimentación con una MOV neumática temporal para una prueba de combustión. A la derecha se encuentra el ensamblaje de los componentes en el múltiple superior, a la izquierda el ensamblaje del múltiple inferior con una válvula por actuador neumático para unas pruebas preliminares. La figura 42 muestra una vista más cercana del OTDM.



**Figura 42. Ensamble Tanque de oxidante con OTDM y MOV neumática.**

Para garantizar el correcto funcionamiento del sistema completo, se llevó a cabo una verificación minuciosa de cada componente de forma individual y a nivel de subsistema.

Durante la inspección, se observaron variaciones dimensionales y hendiduras superficiales en los asientos de PTFE de las válvulas de bola. A pesar de estas imperfecciones, se decidió continuar utilizando las válvulas, lo que resultó en problemas de fugas más adelante. Se realizó una mejora en la fabricación del mecanismo de la MOV para resolver problemas de atasco.

### 4.3.2 Sistemas de llenado.

Fue de las innovaciones más importantes, ya que se creó una interfaz entre infraestructura comercial cotidiana, no diseñada para aplicaciones aeroespaciales (Tanques, mangueras, neumática) con sistemas SRAD Aeroespaciales, y se adaptó a una configuración capaz de realizar una misión de vuelo para cohetes. El sistema consta principalmente de:

- **Tanque de oxidante en Tierra GOT:** Se alquiló un tanque de Óxido Nitroso para uso analítico de 27.5 [kg] de fluido neto a la empresa INFRA para las operaciones en México con salida CGA 326, y para operaciones en USA se adquirió con Air Products con salida CGA 660. Fue asegurado a una estructura de acero, que se puede voltear para extraer la fase líquida. Durante el llenado, debido a que debe ventilarse el OT, se tiene una gran pérdida de la masa del oxidante, llegando a transferir solo el 50% del GOT al OT. Este es un dato que han corroborado otros coheteros, ESRA, y nosotros mismos durante el proceso de llenado. Este tanque comercial tiene la GOTV, la válvula de los tanques, la cual se abre manualmente.
- **Manguera de llenado de Oxidante OFH:** Se decidió utilizar una manguera con núcleo de inoxidable corrugado, con malla trenzada de inoxidable, capaz de soportar hasta 3000 (psi). Se utilizó esta por tener un menor costo, y soportar más presión a comparación de la de núcleo de PTFE, al ser completamente de metal, incrementa su compatibilidad con LOX. Tiene dimensiones de ½ nominal para evitar que durante el llenado se alcancen velocidades altas, reduciendo el riesgo de ignición. Cuenta con una longitud de 6 [m] para garantizar que se tenga holgura y no genere tensión en los extremos en el QD del vehículo y la FOV que están separados a 5 [m]. Estas grandes dimensiones generan un volumen alrededor de 5 [L], el cual se llenará de fase líquida de NOS que no podrá aprovecharse, bajando la eficiencia del llenado. Su longitud y pequeño diámetro dificulta su limpieza por métodos mecánicos.
- **Neumática:** Esta infraestructura es necesaria para alimentar los pistones del QD, el actuador de la FOV, y también en algunas pruebas preliminares se utilizó una MOV neumática. Para servir a todo estos componentes se utilizaron electroválvulas neumática a 12 [V] controladas por la AB, que recibían su señal de actuación desde el panel de control. La energía se obtuvo de una compresora para las operaciones en México con su respectivo generador eléctrico de gasolina. Y de un tanque de CO2, estos constaban con conexión 0.825-14 NGO con “*pin valve*” para tanque de gotcha en Mexico, en USA tenían salida a CGA 320. Esta salida de gas se baja a la presión neumática de 120 (psi), con ayuda de un regulador de presión ajustable para gases inertes.



**Válvula de llenado (FOV).** Se utilizó una válvula de bola ½ (in) NPT de SS-304 con asientos de teflón, acoplada a un actuador neumático rotativo. Se construyó y probó un mecanismo pistón biela, pero este presentó problemas y se optó por adquirir una solución comercial completa. Se vende el ensamble de válvulas con actuador, lo que da alta rigidez, instalación sencilla, actuación rápida y de alto torque. Pero tendrá un alto peso, volumen y costo, además que requiere de infraestructura neumática, haciéndolo aplicable para GSE.

No es compatible con criogenia, ya que se congela el actuador, requiriendo un vástago más largo para proteger al actuador.

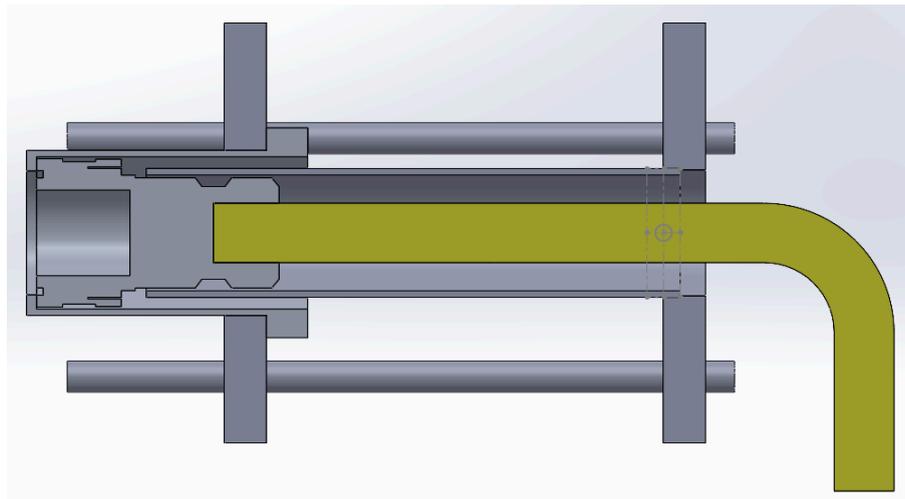
También se consideró un mecanismo de 4 barras, pero se descartó por su alta de rigidez del ensamble.

**Figura 43. Válvula de bola con actuador neumático rotativo [107].**

Para las conexiones neumáticas se usaron conexiones “push in” y manguera de poliuretano, el emplear mangueras de menor costo provocaba fuga arriesgando las operaciones. De igual forma se hizo uso de adaptadores, se usaron uniones NPT, así como tuercas uniones para evitar la torsión de la OFH y facilitar su ensamble.

### **Actuador del QD (Umbilical)**

Se eligió un “double shut off quick coupling” ya que era el único cople rápido que soportaba las presiones de trabajo, y contaba con válvulas check internas que detuvieran el flujo al momento de desconectarse. Estaba compuesta de SS304 con empaques de PTFE y Buna-N de ½ . Tendrá que reemplazarse este empaque por uno de Kalrez para hacerlo compatible con LOX, así como analizar los resortes internos.



**Figura 44. Vista media del mecanismo del “quick disconnect”.**

Se diseñó un sistema capaz de desconectar de forma remota el M-QD del F-QD y alejarlo del vehículo. Ya que esta es la última operación antes de iniciar la ignición y despegue, debe ser muy confiable. El sistema propuesto consta principalmente de dos pistones neumáticos, dos discos de aluminio, una pieza mecanizada para tirar del QD y un eje, como se muestra en las siguientes figuras.

Se utilizaron dos pistones para tirar simétricamente del QD, pues de lo contrario no se abriría por completo. Se instaló una liga en dos puntos separados de la manguera, alejando el sistema del cohete una vez que la desconexión rápida está abierta y el sistema descansando en el suelo.

El ensamble del QD-M y QD-F para iniciar el proceso de llenado requiere la habilidad de varios operadores, ya que se deben alinear ambas piezas, con tamaño y peso considerable a través de un orificio pequeño, y empujarlas la manguera interna. Al mismo tiempo, manualmente se debe jalar el mecanismo exterior para retener la funda del QD-F, manteniendo cuidado de no desconectar las líneas neumáticas que activan los pistones. La validación del mecanismo del QD se completó con éxito.



Figura 45. Prueba exitosa de mecanismo del QD.

### **Intercambiador de calor OFC**

De igual forma fue necesario la implementación de un intercambiador para bajar la volatilidad del NOS. A la intemperie, la incidencia solar calientan los tanques cerca de su temperatura crítica de 36 [°C], donde la fase líquida cuenta con muy baja densidad, bajando el flujo de masa de líquido que se almacene en el OT, y al mismo tiempo se tiene una alta presión de vapor, promoviendo el flujo de masa de vapor por la VOV. Durante las primeras pruebas de combustión, en las operaciones de llenado solo se logró transferir alrededor de 5 [kg] de los 14 [kg] necesarios y de los 27 [kg] disponibles en tanque comercial.

Para reducir el efecto del calentamiento por radiación solar los tanques se cubrieron en papel aluminio. Para reducir aún más la temperatura se manufactura, un serpentín de 6 [m] de diámetro con “tubing” inoxidable de ¼. Se sumergió en agua con hielo y sal, para garantizar una temperatura de 0 [°C]. Se consideró el uso de hielo seco con acetona para bajar hasta -78 [°C], ya que ambas sustancias se utilizaron durante alguno de los procesos de desarrollo del proyecto [108]. Pero finalmente se descartó por falta de tiempo para la compatibilidad de materiales y poca accesibilidad del hielo seco cerca del campo de pruebas a comparación del hielo de agua.

Se utilizó acero inoxidable para serpentín a pesar de su menor conductividad, mayor costo y menor maleabilidad a comparación del cobre. Por seguridad no se utilizó cobre al ser un catalizador de la descomposición del NOS, provocando tanto pérdidas de masa, e incremento de la temperatura del fluido y pudiendo desencadenar una reacción en cadena [109]. Se emplearon conexiones de barril en lugar de conexiones “flare”, ya que las presiones de trabajo no permitían el uso de “tubing” de pared delgada, dificultando el avellanado, esta tubería está diseñada para uso con férula.

### **4.3.4 Sistemas electrónicos.**

Todo el sistema de propulsión se diseñó desde el inicio para ser controlado por un sistema electrónico determinando directamente el CONOPS, mientras que la selección de componentes se apegó a la

compatibilidad de materiales y condiciones de trabajo. Esta sección colabora bastante entre alimentación y llenado para la selección de los actuadores y sensores.

### **Estación de control**

Como su nombre lo dice, este será el punto donde los operadores controlan y monitorean el funcionamiento del motor. Constan de:

- **Tarjeta de Actuadores:** Se encarga de activar cada uno de los actuadores, por lo que se requiere mitigar el riesgo de una activación accidental, ya que esto podría generar daños a la salud o muerte del personal. Se le solicitó al área de aviónica mitigar fallas por EMI, ESD, contacto humano, por lo que se agregó se utilizó un relevador activado por transistores. Se emplearon diodos, schottky, zeners a la salida, filtros en la base del transistor, capacitores para regular la alimentación entre varias técnicas para minimizar esta falla. Se encontraba ubicado en la estación de llenado y alimentaba a los actuadores (electroválvulas neumáticas, cargas pirotécnicas, solenoides) por una batería de 12 [V], así como generaba la señal PWM necesaria para controlar la VOV. Este fue de los componentes electrónicos que solo tuvo una iteración, ya que no presentó fallas.
- **Computadora:** con un receptor de datos que los muestra en una GUI, figura 46. Esta debe ser confiable, no se requiere una interfaz amigable porque todos los operadores entienden el sistema y los procesos físicos, este debe mostrar:
  - Valores de actuales y objetivos de presión y masa de Oxidante en OT para que en función de esto los operadores controlen la FOV y VOV.
  - Fase de operación en que encuentra el sistema indicando posición de válvulas.
  - No es necesario gráficas datos de desempeño del motor como fuerza y presión, ya que es un proceso muy corto y de control de lazo abierto, por lo que una vez iniciada la ignición toda la atención se enfoca en la seguridad.
- **Botonera:** Controla cada actuador mandando señales a la “*Actuator Board*” (AB). Para pruebas estáticas se emplearon 6 cables de 100 [m] de cobre calibre 22. Para las pruebas de vuelo se requieren 7 cables de 500 [m], incrementado mucho el costo y peso de alambre necesario, por eso se optó por usar cable CCA. También se consideró la opción de transmitir esta señal de forma inalámbrica, pero el equipo no contaba con la suficiente experiencia para desarrollar un sistema inalámbrico más fiable que el cable para controlar un sistema que requiere mucha fiabilidad por su alto riesgo. Los botones escenarios fueron:
  - Botón de Válvula de Ventilación (VOV).
  - Boton de Valvula de Aborto (OTAV).
  - Botón de Válvula Principal de Oxidante (MOV).
  - Botón de Válvula Llenado de Oxidante (FOV).
  - Botón de Acople Rápido (QD).
  - Botón de Ignitor.

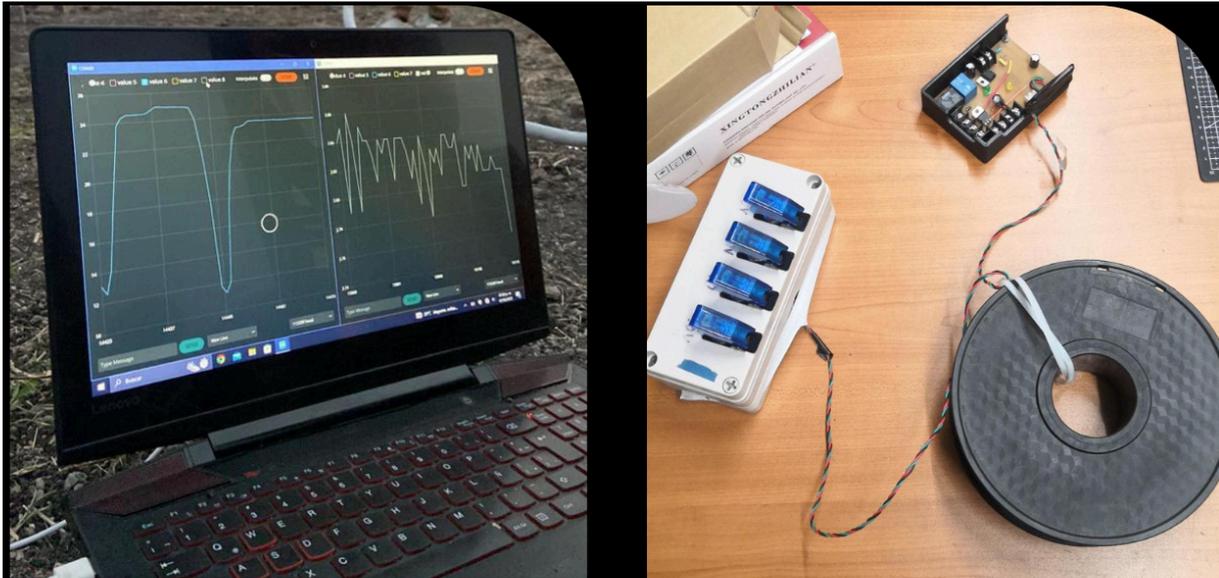


Figura 46. Recepción de datos del banco (Izquierda) y Botonera con cable de 100 [m] (Derecha).

### **Sistema de adquisición de datos (DAQ)**

El DAQ es un sistema de alta importancia, que debe ser de alta confiabilidad. Las pruebas donde se pueden obtener datos de los procesos de llenado, presurización y combustión consumen mucho tiempo y recursos económicos limitados. Por lo que cuando se realizan las pruebas se debe contar con este sistema para:

- Operar los lanzamientos, registrar y transmitir la presión y masa específica del OT para iniciar la combustión y cumplir con el perfil de vuelo de una misión. Se diseñó un circuito independiente capaz de integrarse dentro del vehículo, con un cableado diferente, dimensiones reducidas y conexiones robustas.
- Operar de manera remota, disminuyendo la severidad de un accidente. Se depende completamente de los sensores, ya que se tiene una mínima retroalimentación de los medios visual y auditivo para conocer el estado del tanque y el nivel de riesgo del sistema.
- Verificar si el diseño propuesto cumple con los requerimientos de la misión, establecidos en la sección 4.1.
- Recolectar datos experimentales que ayuden a ajustar nuestro modelo matemático e incrementar su capacidad predictiva. Existen variables muy importantes que no se pueden medir directamente y se necesitan realizar cálculos inversos para encontrar los valores óptimos de: coeficientes de convección, coeficientes de orificio y flujo crítico de inyectores.

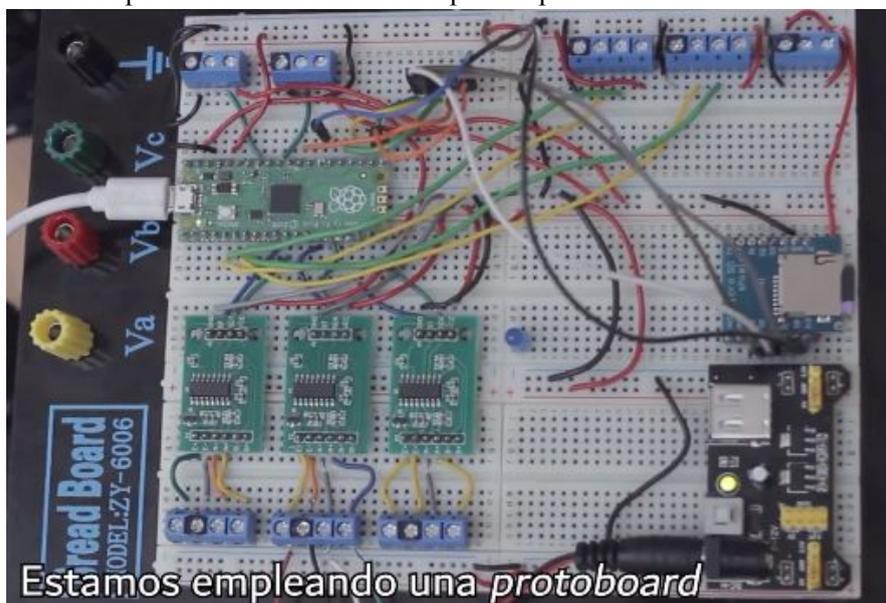
Fue necesaria la creación de 2 circuitos diferentes para cubrir las necesidades de operación y otra para caracterización, ajuste y verificación de diseño. Este último busca recolectar una gran cantidad de datos obtenidos durante pruebas de combustión estática en tierra, por lo que este DAQ está diseñado para encontrarse montado en la tierra sin restricciones de dimensiones y busca medir de forma directa las siguientes variables.

Variable	Utilidad	Requerimientos	Solución
Presión de oxidante	Operar Caracterizar	0.1 - 7 [MPa].	Transductor piezoeléctrico de inoxidable para 1600 (psi) con salida analógica.
Presión de combustión	Caracterizar	0.1 - 3 [MPa].	Transductor piezoeléctrico de inoxidable para 1600 (psi) con salida analógica.

Temperatura de Oxidante	Caracterizar	-40 hasta 25 [°C]. No requiere rápido tiempo de respuesta.	Originalmente se planteó un termopila conectada en el OTDM, Se cambió a un sensor IR por I2C, pero finalmente no logró implementarse.
Temperatura del "case" del motor	Seguridad Validar	-40 hasta 25 [°C]. Requiere mínima capacitancia térmica para otorgar rápido tiempo de respuesta, ya que la curva de calentamiento solo dura 10 [s].	Se planteó desde el inicio un IR por I2C, pero finalmente no se logró implementar.
Masa del OT	Operar Caracterizar	10 a 25 [kg]. Rápido tiempo de respuesta con el objetivo de poder calcular indirectamente el flujo de masa de oxidante.	Celda de carga de 40 [kg], con amplificador Hx711, protocolo similar a UART. El "data rate" de 1 a 100 [Hz].
Fuerza del motor	Validar Caracterizar	Rápido tiempo de respuesta. Por estándar, estas pruebas deben tener arriba de 100 [Hz], ya que la curva dura solo 10 [s].	Celda de carga de una tonelada Misma electrónica.
Masa del GOT	Operar	De 40 a 70 [kg].	Báscula mecánica con transmisión de datos por bluetooth.

**Tabla 10. Requerimientos de instrumentación.**

Se consideró el uso de más sensores. Algunos permitieran verificar la posición de las válvulas y actuadores, y así calcular en qué fase operativa se encontraba el sistema. Así como también el desarrollo de un sensor de flujo, por la relevancia de esta variable en el comportamiento del motor, ya que no se encontró en el mercado alguno que cumpliera con los requerimientos de presión, compatibilidad química, con bajo peso y volumen. Ambas opciones fueron descartadas por simplicidad.



**Figura 47. Protoboard final del DAQs.**

Respecto a su diseño se solicitó a aviónica que el registro de datos fuera la tarea de mayor prioridad en el software. Que en caso de la falla de un sensor, o pérdida del "link" en la transmisión con la estación de control el sistema debe poder ignorarlo y evitar que este el software se congele, por lo que deben revisarse las bibliotecas de protocolo de comunicación utilizadas. De igual forma que cada vez que el programa se comunice con un periférico revise un registro de fallas en la EEPROM, si existiese una falla registrada, el programa no se comunicara con el periférico para evitar caer en una falla por segunda vez. Si el registro está limpio de fallas se procede a establecer comunicación, pero antes de comunicarse se debe registrar que

hubo una falla. Si la comunicación es exitosa, al terminar la comunicación se borra el registro de la falla, si la comunicación falla un watchdog reinicia el sistema y queda registrado que ese periférico tiene fallas.

En caso de pérdida de comunicación con el módulo SD o antena, se deben programar intentos de recuperar la comunicación, y mientras guardar los datos en la memoria flash o EEPROM. El comportamiento del software debe ser “Memoryless”, para evitar fallas en caso de algún reseteo, y en caso de requerir guardar algún estado o dato importante utilizar la EEPROM.

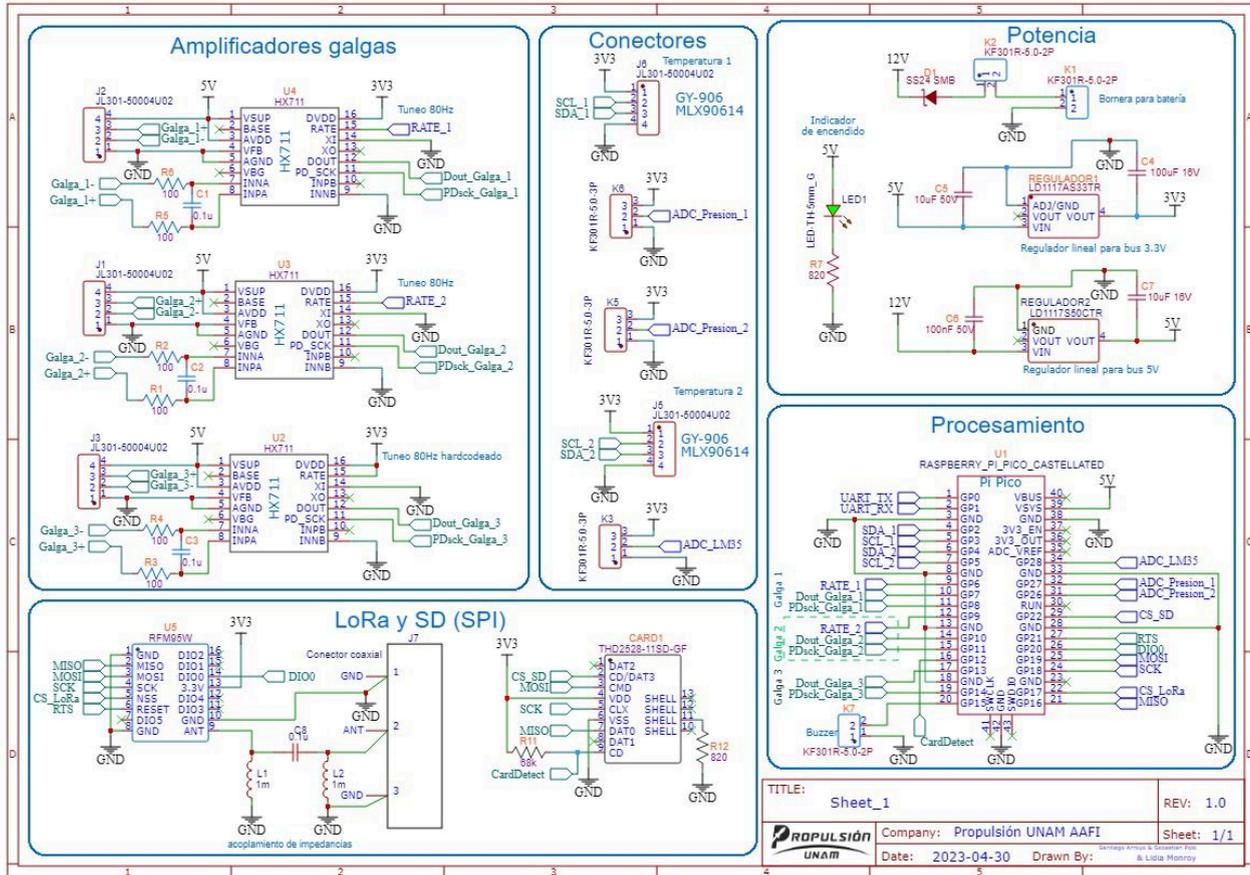


Figura 48. Esquemático de DAQs.

La división de Aviónica de PU se encargó de su desarrollo. La realización de múltiples modelos en tarjetas perforadas, protoboards, PCB profesionales y hechas por el mismo equipo, figura 47 y 48. Se emplearon “wire to board connectors” para los arneses de cada sensor, cables de control con conectores molex, DB9, headers. Todos presentaron fallas, incluyendo la última versión que empleaban borneras.

Todos los sensores se calibraron con diferentes herramientas, incluyendo: bombas hidráulicas, prensas hidráulicas y parrillas de calentamiento, entre otras. Esto para calibrar los coeficientes de los sensores y asegurar que se encontrarán en buen funcionamiento.

En caso de que un sensor funcione mal o no transmita datos, el software continúa registrando datos de los sensores restantes. Todos los datos son guardados en una tarjeta SD con protocolo SPI dentro del DAQ. Las variables operativas son transmitidas a la estación de control a 500 [m] de distancia de forma inalámbrica. Originalmente se utilizó un módulo de RF HC-12 de largo alcance, pero este opera a 430 [MHz], un rango no permitido en USA, por lo que se optó por un módulo LoRa.

Se trabajó en la comunicación y calibración de los componentes. Se detectaron problemas en las conexiones eléctricas de las celdas de carga, mientras que la transmisión inalámbrica de datos mostró intermitencias.

#### 4.3.5 Estructura del banco de pruebas y del vehículo

Se requería un espacio para colocar todo el GSE y una estructura que pudiera soportar la fuerza de propulsión del motor y montar todos los componentes del sistema de propulsión del vehículo. De igual manera, se exploraron varias opciones de diseño y finalmente se decidió por una configuración vertical, ya que esto nos permitiría diseñar y operar directamente el sistema en su configuración de vuelo, la más apegada a las condiciones reales, evitando ensambles intermedios.

Los bancos de prueba desarrollados previamente por PU fueron horizontales, transmitiendo a una pared. En la configuración vertical las cargas también deben transferirse al suelo para evitar el despegue del suelo. Se evaluaron la opción de utilizar eslingas o pesos, pero finalmente se decidió crear una plancha de cemento de 1000 [kg], con una estructura interna de acero de la cual salieran tornillos donde pudiera atornillarse una la viga que se encontraría a tensión. Esta infraestructura se realizó en la propiedad de un patrocinador de PU.

PU busca desarrollar infraestructura que sirva para años futuros, por lo que se creó una plancha de cemento que se pensó para soportar empujes de motores que lleguen a 100 [km]. La viga requiere múltiples interfaces, es pesada y difícil de transportar, se optó por diseñarlo solo para sistemas de propulsión de cohetes estratosféricos para 30 [km], considerando un empuje máximo de 10 kN, 3 [m] de alto y 8 (in) de diámetro. Cuenta una placa de acero que sirve para separar la CC del OT, recibir la fuerza del motor a través de la celda de carga, y a la vez servir de protección al tanque en caso de una explosión por parte del motor. Igual que una placa deflectora en el suelo para desviar los gases supersónicos de combustión y no reboten hacia arriba dañando el sistema de propulsión. Este sistema fue desarrollado por el sistema de estructura de banco.

En la versión instalada dentro del vehículo se puede apreciar que se logró empaquetar todos los sistemas dentro del vehículo o en el GSE. El tanque de oxidante sirve como componente estructural en el fuselaje. El motor se tuvo que restringir a 5 (in) de diámetro para permitir deslizar el ensamble de anillos estructurales que permitían integrar el sistema al fuselaje, a las aletas y al "*boattail*". La sección de aletas se atornilla a la tapa del motor, mismo que sirve para transferir la fuerza del motor hacia el fuselaje a través de un transferidor de carga, un tubo de fibra de carbono con un barreno que permite el ingreso del QD y el cable de señal pirotécnica de la MOV. El transferidor se atornilla a la parte inferior del OT. El múltiple superior OTUM está rodeado por otro tubo de aluminio que se atornilla a la tapa superior del OT, se cuenta con barrenos para sacar la señal de la VOV, OTAV así como ventilar los gases liberados por la VOV y la PRV.

La señal del OTPS se lee en la computadora de vuelo y se transmite a la sección terrena con toda la trama de datos del vehículo. Para medir la masa del OT durante un lanzamiento se instalará una celda de carga en la base de lanzamiento. Se utilizaron uniones tipo "*radial lap screw joint*" para brindar rigidez y eliminar juegos, que desencadenaría una falla estructural por las cargas del vuelo supersónico.

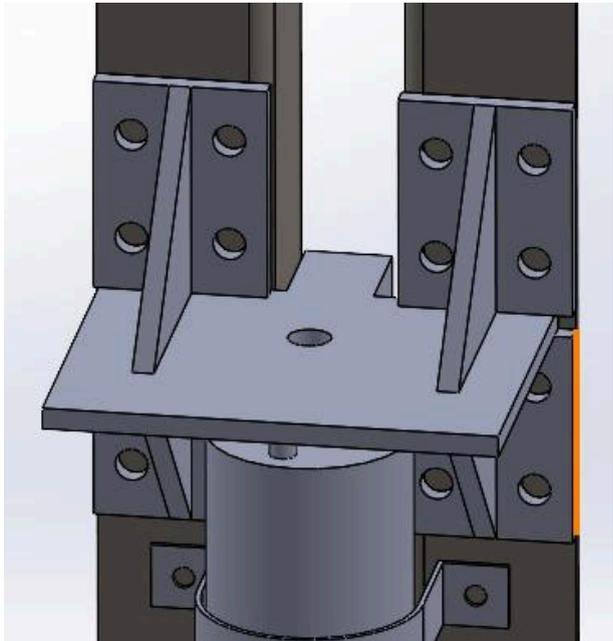


Figura 49. Izquierda: Viga de banco de pruebas. Derecha abajo: Soporte de motor montado en viga. Derecha arriba: Colado de plancha de concreto.

## 5. Resultados de las pruebas y operaciones

Como ya se mencionó las etapas de diseño detallado y pruebas se realizaron a la par. La adopción de una metodología de desarrollo concurrente permitió la obtención de resultados de pruebas, incluso si no todos los componentes estaban completamente listos. Se recurrió a sistemas provisionales más simples o comerciales, a pesar de que no cumplían con los requisitos finales. Esta etapa implicó la sincronización de un diseño detallado junto con la integración y las pruebas, para finalmente aterrizar un diseño final.

Para garantizar el éxito de esta metodología, se estableció una arquitectura modular y se implementaron diseños simples. Se hizo hincapié en contar con una amplia variedad de componentes de plomería de uniones roscadas y electrónica, así como herramientas de fabricación. Esto permitía realizar ajustes de último momento durante las pruebas. Se llevaron a cabo múltiples pruebas unitarias a medida que se adquirían o desarrollaban componentes individuales, así como pruebas adicionales después de cada nueva integración. Se llegarán a mencionar algunas de las situaciones que llevaron a modificar el diseño. Se enfocará en detallar cómo fueron los procedimientos de cada prueba y especificar los logros obtenidos.

Prueba	Fecha	Status
Flujo frío agua con aire comprimido	11 febrero 2023	Red
Flujo frío agua con aire comprimido	16 febrero 2023	Verde
Flujo frío agua con CO2	8 abril 2023	Amarillo
Flujo frío agua con CO2	16 abril 2023	Verde
Flujo frío con agua con CO2	19 abril 2023	Verde
Flujo frío CO2	21 abril 2023	Amarillo
Flujo frío con agua y CO2	24 abril 2023	Amarillo
Flujo frío CO2	1 mayo 2023	Red
Combustión escala	21-24 mayo 2023	Red
Combustión Completa 1	26-28 mayo 2023	Azul
Combustión Completa 2	4-7 junio 2023	Red
Combustión Completa 3. Castigador 1	15 junio 2023	Verde
Prueba de Vuelo 1	25 junio 2023	Red
Combustión completa 4. Castigador 2	27 mayo 2024	Red
Prueba de Vuelo 2	22 junio 2024	Azul

Tabla 11. Resumen de campaña de pruebas.

### 5.1 Pruebas de flujo frío

#### “Cold flow” con agua

Esta prueba fue la primera prueba funcional y tuvo como objetivo simular el funcionamiento del sistema, adquirir experiencia y validar los componentes utilizando un fluido seguro y fácil de manejar como el agua. La instrumentación buscaba obtener curvas de presión, masa del OT y coeficiente de descarga de los inyectores a través de sensores.

Se confirmó la capacidad de ensamblar los componentes de plomería, incluido el múltiple inferior, que estaba conectado tanto al tanque como a los inyectores. Para esta primera prueba se practicó el barrenado de brocas pequeñas en latón por lo que se utilizó una geometría sencilla de “*showerhead*” para el inyector.



**Figura 50. Primera prueba de flujo frío con agua con sistemas provisionales.**

Se utilizó un tanque provisional de 5 [L] y una estructura de banco de pruebas provisional, configurados en forma de L, junto con una manguera larga. Posteriormente, se agregaron los componentes del múltiple superior OTUM (OTPS, PRV y VOV).

La instrumentación consistió en protoboard, ya que no se lograron resolver los problemas con las celdas de carga. Se encontraron múltiples fugas en el OTTS debido a termopares defectuosos, que posteriormente se reemplazaron por infrarrojos. No se pudieron obtener los datos de la instrumentación para calibrar el simulador. Se validó inicialmente con la presión del aire de una compresora a 0.8 [MPa] y luego se procedió al uso de CO<sub>2</sub> a 5 [MPa], lo que implicó utilizar por primera vez las conexiones CGA, la manguera de llenado y el conector rápido. Se repararon las fugas de agua detectadas y se verificó el funcionamiento de la activación de la MOV por carga pirotécnica, así como el de la PRV. Estas pruebas demostraron que el sistema estaba listo para realizar pruebas de flujo frío con CO<sub>2</sub>.

### **“Cold flow” con CO<sub>2</sub>**

Se llevaron a cabo pruebas utilizando CO<sub>2</sub>, instalando un tanque comercial en un diablito y volteando para extraer la fase líquida. La instrumentación tenía como objetivo obtener curvas de autopresurización, curvas de descarga de masa y presión del OT, así como verificar que el sistema no presentará fallas por fugas o rupturas debido a la presión y las bajas temperaturas. La expansión de los gases, por efecto Joule-Thompson, generó temperaturas muy bajas, lo que provocó acumulación de escarcha sobre todo en los componentes expuestos a la fase líquida, figura 52.

Estas pruebas sirvieron como simulacro logístico para la realización de las pruebas de combustión, ya que implicaba el transporte de toda la infraestructura a una de nuestras zonas de prueba de motores, que se encuentra alejada de zonas habitacionales y sin acceso a energía eléctrica. La instalación y preparación de los sistemas electrónicos, de alimentación y llenado tomaron varias horas. Las baterías de las computadoras se agotaron y no fue posible monitorear todo el proceso de forma remota, lo que llevó a la necesidad de utilizar generadores de energía eléctrica.

El tanque se presuriza gradualmente controlando el flujo manualmente a través de la FOV y recibiendo datos esporádicos de presión transmitidos a la estación terrestre.

En la primera prueba de flujo frío, el sistema no se purgó de las pruebas de flujo con agua, lo que provocó que las tuberías, el QD, la MOV y parte del tanque se llenaran de una mezcla de hielo y hielo seco, impidiendo el movimiento de la MOV al liberar el resorte. Después de ventilar el sistema con la VOV, se procedió a desensamblar el sistema. En pruebas posteriores, se secó el sistema antes de cargarlo.

La OFH no contaba con conexiones hexagonales y se torcía al enroscarse, lo que provocó fugas. Para solucionarlo, se implementó teflón en los hilos, así como tuercas de unión.

Fue necesario modificar el diseño de la VOV, ya que el ensamblaje no era lo suficientemente rígido para transmitir el par del servo al eje de la válvula.

Los 100 [m] de cable utilizados para la actuación remota se enredaban, lo que alargaba el tiempo de operaciones. Se añadió una batería de 12 [V] directamente al AB, ya que la potencia recibida a través de los cables era insuficiente para energizar los servomotores ni las cargas pirotécnicas.

No fue posible obtener los datos de la instrumentación para calibrar el simulador. Las celdas de carga se desconectaban constantemente y se perdió comunicación con la estación terrena. Las pruebas individuales de cada sensor y del sistema completo se llevaron a cabo en entornos controlados como laboratorios o casas, pero al exponer el DAQ a la intemperie comenzaba a fallar.



**Figura 51. Fuga en tubería debido a la mala aplicación de teflón y bajo torque (Arriba) y prueba exitosa de inyectores (Abajo).**

Se procedió a mejorar el diseño eléctrico utilizando zapatas y se comenzaron a realizar los prototipos en PCB. Sin embargo, para aumentar la velocidad de iteración, se optó por realizarlos con métodos artesanales en lugar de esperar las 2 semanas de envío. Se logró corroborar el funcionamiento de la VOV.

A pesar de no contar con sensores, se observó flujo de CO<sub>2</sub> líquido en los inyectores, figura 51, lo que implicaba que se logró transferir CO<sub>2</sub> líquido durante el llenado. Estas pruebas se llevaron a cabo en un clima frío y durante la noche, lo que pudo favorecer la fase líquida.

Estas pruebas demostraron que el sistema tiene la capacidad de abortar las operaciones, vaciando el propelente con las válvulas activadas electrónicamente o de forma manual. Además, proporcionaron experiencia al equipo con un fluido muy similar al NOS y permitieron adquirir experiencia con los procesos de cada fase. Se tomó la decisión de proceder con las pruebas de combustión.



**Figura 52. Sistema provisional cubierto de escarcha por el enfriamiento de la expansión de los gases.**

## 5.2 Pruebas estáticas de combustión

Se intentaron realizar 3 pruebas estáticas de combustión de 1 segundo con el sistema a escala de la figura 53, minimizando el uso de este costoso fluido. Se logró cargar una pequeña cantidad de NOS, añadir una cámara de combustión reducida para validar el proceso de ignición. Se aplicaron los procesos de limpieza de oxígeno y se aprendió a manejar el NOS. Además, se agregó un barómetro mecánico como redundancia en la medición de la presión del OT.

Las operaciones se vieron afectadas por las lluvias, ya que nuestra electrónica no era a prueba de agua. Se tuvo una ignición fallida por el diseño inicial del ignitor. Debido al tiempo disponible para finalizar el proyecto, se tomó la decisión de proceder con las pruebas utilizando el diseño del sistema de propulsión a escala real en nuestra nueva estructura.



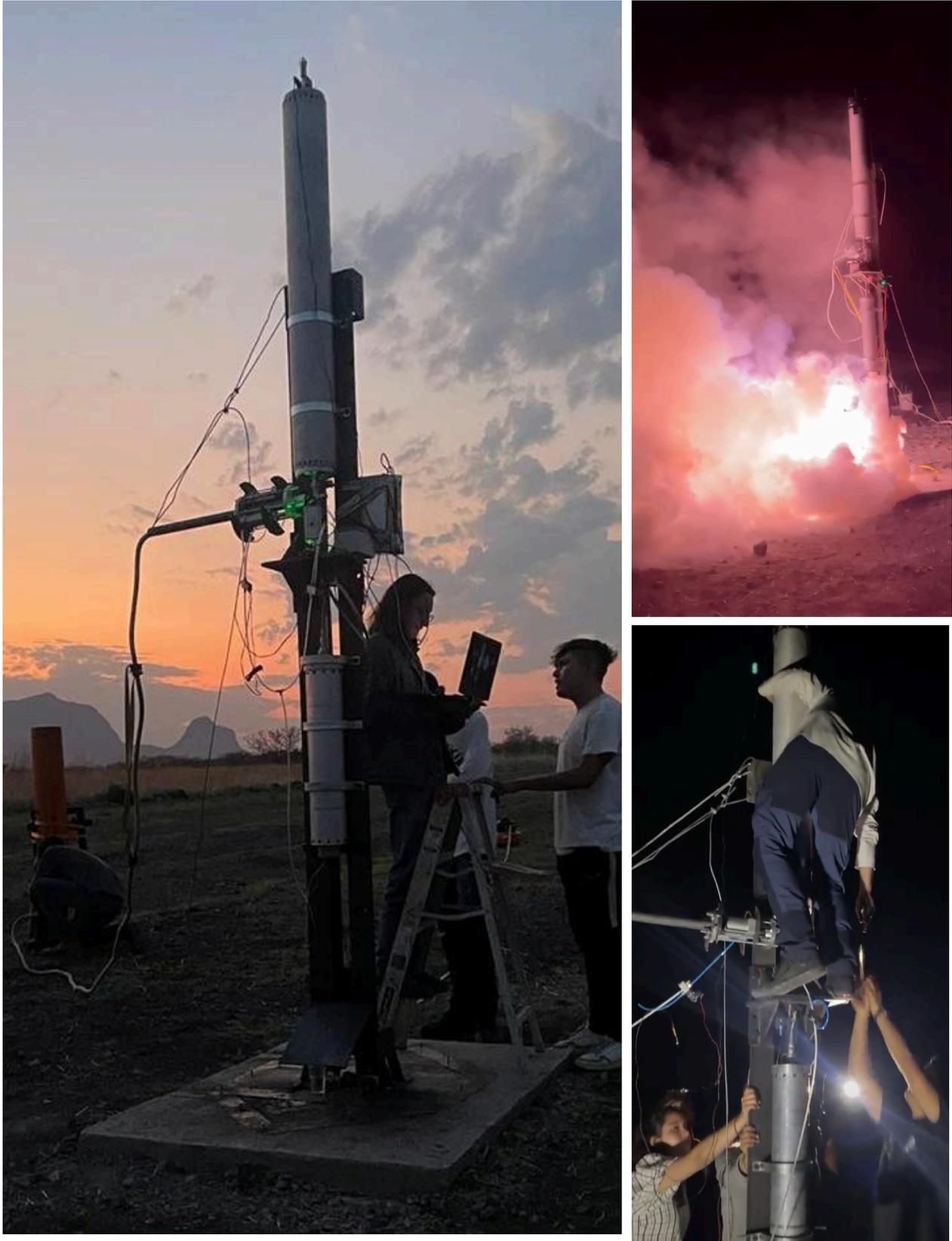
**Figura 53. Ensamble de motor a escala.**

De igual forma se lograron realizar 4 pruebas con el sistema completo, 3 en 2023 y 1 en 2024. Al tratarse de las pruebas finales, se realizó un esfuerzo por recopilar la mayor cantidad posible de datos. La curva de empuje es un requisito fundamental para obtener el permiso para volar el vehículo en la competencia SPAC. El OTPS y el OTLC eran componentes indispensables para la operación del motor. Además, el equipo de combustión necesitaba conocer la temperatura del motor para verificar la integridad estructural del "case" y validar el recubrimiento térmico o "liner". Asimismo, el CCPS no se logró integrar, el cual habría sido útil para validar los modelos de flujo en los inyectores, calcular el flujo de masa y mejorar la estimación del Isp.

Respecto a la alimentación se actualizó el OTUM para permitir 6 conexiones, 4 iniciales y 2 redundantes, que pudieran integrarse dentro del fuselaje. La longitud del tanque de 22 [L] complicaba su limpieza. Se usó CO<sub>2</sub> para validar la presencia de fugas, y verificar el funcionamiento de sensores y actuadores. Provisionalmente, se utilizó una MOV con actuador neumático rotativo, ya que la versión de resorte pirotécnico presentaba fugas, el mecanismo se atoraba y se estaba construyendo la versión final de vuelo con mejores métodos de manufactura para evitar estos problemas.

En las dos primeras sesiones de pruebas de combustión, el OT solo logró almacenar fase gaseosa y se agotaron los 2 tanques de 27.5 [kg] antes de lo esperado. Durante el llenado, la instrumentación indicaba un gran incremento en la presión, pero un mínimo incremento en la masa. Se logró la combustión pero solo por unos pocos segundos sin alcanzar la presión necesaria.

El NOS se consumió antes de lo esperado en parte a que se usó durante las validaciones previas a la combustión. Pero principalmente se fue por la falta de un diseño adecuado del llenado, que permitiera reducir la presión del OT por debajo del GOT, pero sin perder demasiada masa a través de la VOV. Se implementaron dos soluciones: investigar el diámetro del orificio de ventilación utilizado en otros proyectos y, dado que estas pruebas se realizaron en un clima cálido, también se buscó promover la fase líquida del NOS enfriándose con un serpentín de hielo y recubriendo el GOT con papel aluminio.



**Figura 54. Preparación de pruebas de combustión del sistema de vuelo a escala real. Instalación (Derecha abajo), Verificación del funcionamiento con sistema electrónico(Izquierda) y Prueba (Derecha Arriba) estática de motor.**

En el GSE del sistema de llenado también se detectaron fugas de aire en las conexiones neumáticas “push-in” del QD y la MOV provisional, en parte debido al uso de mangueras de menor calidad para ahorrar costos. La solución fue posponer la apertura de NV hasta la fase de llenado.

La escarcha generada alrededor del tanque durante el llenado goteaba sobre la tarjeta de actuadores. Además, las pruebas se pospusieron debido a la lluvia para evitar el riesgo de activación accidental de algún actuador por un cortocircuito. La solución provisional fue trasladar la electrónica a un lugar protegido y resguardado en una caja contra fuentes de agua.

No se lograron recibir datos de los sensores infrarrojos de OTTS y CCTS. Esta falla se atribuye a que la longitud de los cables era superior a 1 [m] sin blindaje, debilitando la señal I2C. Además, los sensores no se caracterizaron ni calibraron correctamente.

La estructura mostraba una rigidez insuficiente y no se diseñó adecuadamente la transferencia de fuerza del motor a la celda de carga. La celda no pudo calibrarse para pesos esperados tan altos como 350 [kg], y el máximo rango calibrado fue de 80 [kg]. Durante la interpretación de los datos, se observó que no había certeza sobre los coeficientes adecuados para convertir los bits en fuerza, dado que el equipo contaba con celdas de carga de varias magnitudes. El soporte de la OTLC se deformó debido al peso del tanque, ya que el diseño fue incorrecto y el filo del tanque se apoyaba sobre la silicona de la celda. Por estas razones, se cuestionó la fiabilidad de los datos de las celdas.



Figura 55. Captura de datos a tiempo real durante llenado.

A continuación, se presenta un análisis de los resultados obtenidos por la instrumentación, las 2 videocámaras y el simulador.

- -7.0 [s]: Se manda señal para activar la carga de ignición que sirve para calentar el motor. Se genera humo blanco, producto de la combustión del KNSB con parafina sin NOS, figura 56(izquierda).
- 0.0 [s]: Se manda señal de activación de la MOV. En el video se aprecia una nube gris un poco más oscura, debido a la pólvora quemada de la MOV. Se logran apreciar “*shock diamonds*” en el escape. El deflector de llama dirige los gases a la derecha. La figura 56(derecha) es el último fotograma claro, ya que la cámara se gira, y la tierra y el humo impiden una correcta grabación.
- 3.7 [s]: Se logra apreciar una llama luminosa. Los datos de la celda de carga registran un cambio en el empuje al final de este periodo.
- 3.7-12.6 [s]: Se mantiene una combustión estable pero sin “*shock diamonds*” visibles.
- 12.6 [s]: Se aprecia una segunda llamarada, donde se expulsa el recubrimiento térmico del motor, después de esto deja de observarse una combustión luminosa, disminuye el sonido, y la celda de carga indica una disminución de fuerza. Esto se debe a que la fase líquida del oxidante y la parafina se terminaron de consumir, y únicamente se inyecta la fase gaseosa de NOS a la cámara de combustión.



Figura 56. Castigador 1: Prueba exitosa de combustión estática, 3° intento. Apertura de MOV.

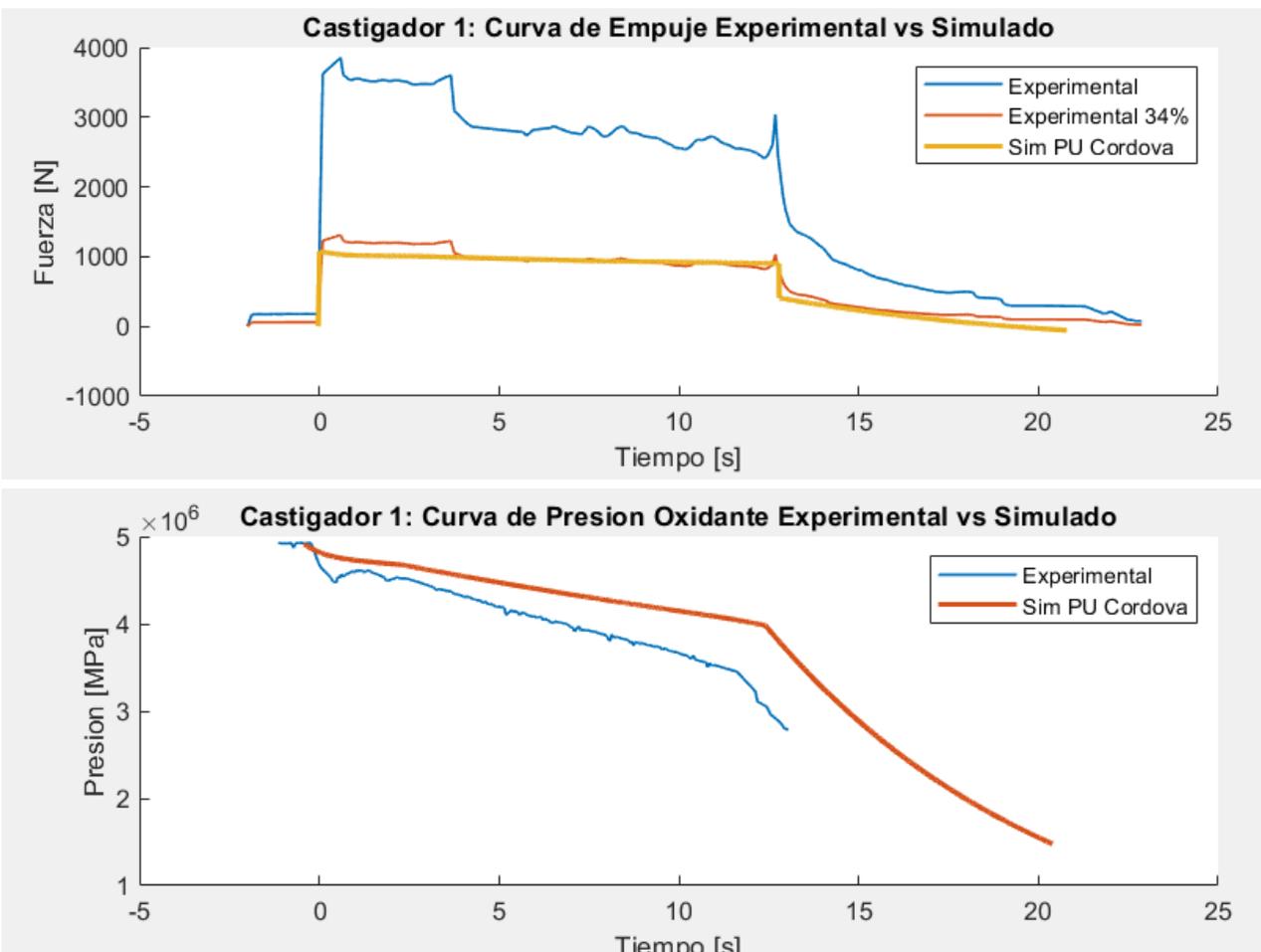


Figura 57. Castigador 1: Comparación de empuje de datos simulados y experimentales. Comparación de presión de datos simulados y experimentales.

La curva obtenida en Castigador 1 no cumple con los requisitos para la misión de vuelo, principalmente debido a una modelización incorrecta del flujo bifásico en los inyectores que provocó un diseño incorrecto. Después de revisar la bibliografía, se calibraron los inyectores utilizando datos experimentales de otros investigadores. Actualmente se confía más en el simulador que en los datos experimentales obtenidos de las celdas de carga en la prueba Castigador 1. Además, las operaciones de llenado afectaron la cantidad de propelente cargado.

La figura 57 compara resultados del castigador 1. La curva de empuje en amarillo es una simulación, con las variables de diseño ajustadas según la manufactura final, el "ullage" ajustado al 44% para aproximar la simulación a los datos experimentales, y la temperatura inicial a 298 [K] para ajustarse a los datos del sensor de presión. Igualmente los datos empuje experimental (línea azul) se ajustaron proporcionalmente para acercarse a los datos simulados.

La figura 58 demuestra la capacidad predictiva del simulador desarrollado, ya que se analizaron datos de una prueba realizada por PU durante mayo del 2024 del Castigador 2. Este es una versión del sistema con mejoras en alimentación, llenado, actuadores y DAQs. De forma que se tiene más confianza en estos datos experimentales. Se estimó un "ullage" de 17 % entre simulador y datos de celda, cercano al 15% diseñado. Y una temperatura de 295 [K] para ajustarse a la presión inicial del OTPS.

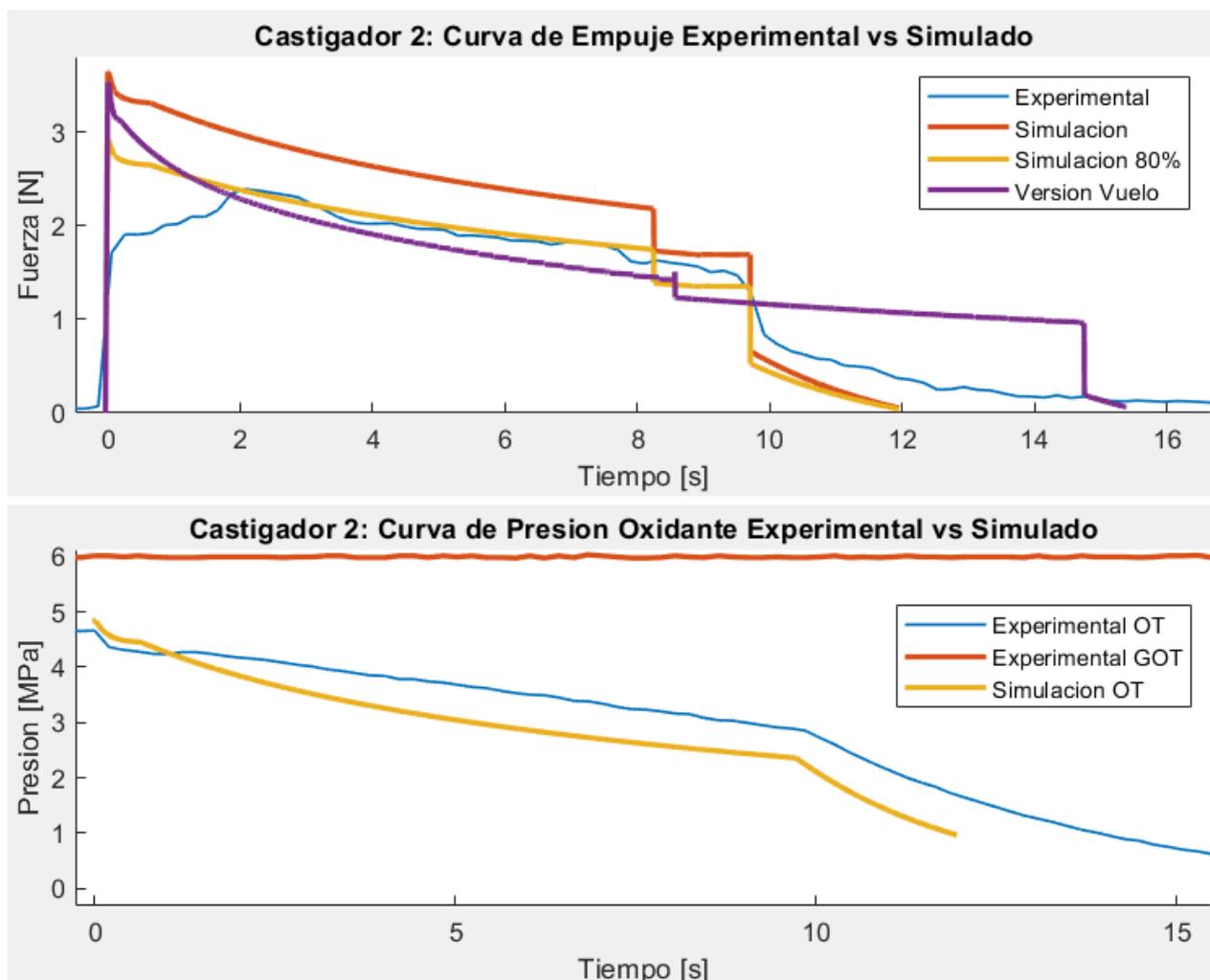


Figura 58. Castigador 2: Comparación de empuje de datos simulados y experimentales. Comparación de presión de datos simulados y experimentales.

La figura 59 muestra los cuadros más relevantes de la prueba del castigador 2. La cronología de la prueba fue:

- -4.0 [s]: Encendido de ignitor.
- 0.0 [s]: Apertura de MOV.
- 2.1 [s]: Se aprecia por unos segundos al inicio la pluma de la combustión con “*shock diamonds*”. Al ser de noche la cámara lejana solo se logra apreciar una bola de luz. Después de este segundo se escucha un fuerte chillido.
- 10 [s]: La pluma de la combustión pierde fuerza y oscila de un lado a otro.
- 12 [s]: Se ven una serie de flashes de luz a una alta frecuencia. Se aprecia que la cámara de combustión se mueve, seguramente por la falta de empuje que lo hace volver a recargarse sobre el soporte inferior. Va disminuyendo paulatinamente la combustión.

Para Castigador 1 se intentó analizar los datos de la OTLC, pero no se lograron procesar sin tener que realizar muchas suposiciones, ingresando información a los datos en lugar de obtener información de ellos. La OTLC registró un valor de 11 [kg] de NOS, valor cercano a los 10 [kg] indicados por el simulador. Al iniciar la prueba, el valor de masa sube, lo cual puede explicarse por la aceleración que sufrió la estructura, pero al terminar la prueba, se tiene una masa seca mayor a la inicial. Dado que existe incertidumbre sobre su magnitud por los errores mencionados, se descartan de este análisis.

Para castigador 2, se tiene un valor medido de 11.5 kg. Pero ya que no se utilizó una manguera, la OTLC media la masa de todo el sistema de propulsión, por lo que cuando motor se prende no puede separarse del el valor del masa de NOS en el OT del empuje del motor, de forma que también se descartan estos datos y solo se completaron los datos simulados.

Respecto al análisis de presión del OT, se logra ver , en la figura 57, que el Castigador 1 la simulación predice valores superiores, y en Castigador 2 , la figura 58, predice valor inferiores, ambos usando el mismo valor “E” del modelo Zilliac & Karabeyogl. Para que el modelo matemático predijera la misma curva de presión del OT, el castigador 2 requeriría un volumen de 25 [L] con 24% de “*ullage*” lo cual sale de los medidos 21 [L]. De forma que se acepta que el modelo de presurización del tanque no logra predecir correctamente este comportamiento, incluso variando “E” entre 100 y 1000 como se indica que es un valor dependiente de la configuración del sistema, y se requiere más investigación y pruebas. A pesar de no predecir correctamente la curva de presión, esto no afecta significativamente la predicción de la curva de empuje.

El castigador 2, también mide la presión del GOT alrededor de 6 [MPa] y 4.7 [MPa] del OT al final del llenado. Esto con los valores iniciales y finales de masa puede ayudar a calibrar un modelo matemático del proceso de llenado, y confirman el fenómeno de “*cryo pump*”.

Con estos datos experimentales, la hipótesis de que la parafina de baja velocidad de quemado con “ $a=0.133$  [mm/s]” y “ $n=0.555$ ” especificados en HRAP es la que mejor logra predecir las 2 curvas de motor. A pesar de que la hipótesis de parafina rápida explica mejor el alto empuje inicial de la prueba castigador 1 el los primeros 3.7 [s] y tiene los coeficientes más repetidos en artículos y bibliografía. La caída de empuje posterior al segundo 3.7 [s] puede atribuirse a una mala transmisión del empuje a la celda.

Respecto al comportamiento de la fuerza en el tiempo, en la figura 58 se que el simulador predice decentemente la duración de la curva. La prueba castigador 1, otorga valores físicamente incongruentes de fuerza, Isp e impulso total para los flujos y masas de propelentes, esto por una mala instrumentación. En el Castigador 2 se logra ver que la curva experimental se encuentra a 80% de lo predicho en la simulación, esto puede explicarse porque el modelo matemático asume una combustión ideal, (dado un OFR y relación de presiones). También por una calibración de la celda de carga en un rango diferente al esperado (Empuje de motor 250 [kg] promedio; Calibración a 150 [kg]). Respecto a esto último, el personal que estuvo en las pruebas menciona que se igualmente se improvisó el transferidor de carga del motor a la celda, y que durante la combustión se logró apreciar movimiento en esta zona. También se aprecia que el valor predicho de empuje durante la inyección de fase gaseosa está por debajo de lo experimental, esto puede deberse a que por simplicidad se decidió modelar la inyección gaseosa como gas ideal en función de las presiones, y no como vapor en función de las entalpías.



**Figura 59. Prueba castigador 2. Izquierda: apertura MOV. Derecha abajo: cámara lejana se aprecian “*shock diamonds*”. Derecha arriba: Vista superior.**

La curva de empuje “Castigador 1” obtenida no cumplía con la misión de vuelo, tanto por la cantidad de propelente como por la magnitud del empuje inicial. Se debía garantizar que el vehículo pudiera alcanzar 30 [m/s] al abandonar el riel de 6 [m]. Actualmente con el software calibrado se propone que realmente la modificación debía incrementar de 12 a 24, así como se reducir la garganta de 50 [mm] a 32.5 [mm]. En cuanto a la cantidad de “*ullage*”, se continuó con el proceso de llenado pasado aceptando la reducción total de oxidante y, por ende, de apogeo.

La ejecución de estas pruebas requería 3 días de operaciones, desde la limpieza de la plomería, la manufactura de granos y aislantes, su integración y verificación de ausencia de fugas, hasta el transporte, ensamblaje final con la estructura, la integración y prueba de cada actuador neumático y eléctrico, y el despliegue de toda la GSE. Las operaciones de combustión, recoger todo el equipo, transporte y almacenamiento del equipo en el laboratorio, brindaron experiencia para proceder a realizar las operaciones logísticas de una prueba de vuelo en otro país.

## 5.3 Prueba de Vuelo

En la competencia Spaceport America Cup 2023, se asistió con el objetivo de intentar realizar un lanzamiento del vehículo, con la finalidad de también validar en vuelo todos los demás sistemas de aviónica y aerestructuras realizados por los demás equipos, aunque se sabía de antemano que no se alcanzaría la altitud objetivo de 9 [km].

Uno de los principales problemas fue la logística. Se alquiló un tanque de CO<sub>2</sub> para alimentar los sistemas neumáticos y verificar fugas, y se adquirió una batería de ácido como fuente de energía eléctrica en el desierto. Además, se requirieron varios días para la obtención de reactivos químicos como resinas y lo necesario para el ignitor de KNSB.

A pesar de haber adquirido repuestos de válvulas y mecanismos, algunos se perdieron durante el transporte en avión. Finalmente, se recibieron repuestos de un equipo brasileño, Capital Rocket, para el sistema de llenado, ya que nuestra MOV presentó fallas y fue necesario utilizar la FOV en su lugar.

Para la integración del sistema de propulsión con el vehículo se enrutaron los cables de actuadores de tal forma que salieran del fuselaje, proporcionando energía mientras estuvieran en la base de lanzamiento y se desconectan al despegue como ya se tenía diseñado. Se tuvieron que lijar los mecanismos de metal de las válvulas, desbastar partes de los coples de aluminio del fuselaje, y agrandar el orificio del QD en la fibra de carbono del fuselaje para evitar la interferencia de todo el ensamble.

Fue necesario fabricar dos “liners”. El primero no logró ingresar al motor debido a que contaba con un diámetro exterior mayor que el interno de la CC, y el segundo presentaba poros debido a la falta de resina, lo que provocó fugas de la parafina líquida y evitó que se cargara la cantidad de combustible diseñada .

En nuestro diseño, el “*boattail*” (una superficie aerodinámica que se encuentra alrededor de la tobera para reducir el arrastre) era una pieza desechable que se esperaba quemar. Sin embargo, se tuvo que añadirle silicona térmica para protegerla. Además, se adquirió una válvula solenoide en el último momento, que sirvió como válvula de aborto, ya que otros equipos no lograron ventilar sus tanques durante sus intentos de lanzamiento, generando preocupación en los jueces solicitando a todo los equipos restantes agregar otro sistema redundante de aborto. También se cambió la manguera del motor por un tubo recto, ya que nuestra ruta la estrangulaba. Todas estas modificaciones se realizaron según las observaciones de los jueces de ESRA. Antes del lanzamiento, se realizó una prueba completa del sistema de propulsión integrado al vehículo con CO<sub>2</sub> gaseoso. Durante esta prueba, todos los actuadores, incluyendo la FOV, funcionaron sin problemas de manera remota. Sin embargo, el seguro de la MOV perforó el transferidor de cargas del fuselaje de fibra de carbono, al ser disparado por la carga pirotécnica.

Fue necesario cambiar el transmisor porque el HC-12 no proporcionaba el rango necesario y además trabajaba en una banda no autorizada en los Estados Unidos. Aunque aún se requería desplegar 500 [m] de cable e instalar una celda de carga en la torre de lanzamiento, la ventana de tiempo otorgada por la FAA se cerró y no fue posible realizar la prueba de vuelo.

De SPAC 2023 se logró el 3° de 9 equipos en la categoría “*30k Hybrid/liquid*” y se consiguió 5° mejor calificación en “*Design Quality*”, no lanzar nos colocó en el 90° lugar absoluto. El cohete fue desensamblado, se trasladó a México y se resguardo en el taller de innovación de la Facultad de Ciencias de la UNAM.

En 2024 se realizó el segundo intento de vuelo con una versión modificada del Castigador 2 y toda el GSE. Al encontrarse en el desierto el GOT superó los 40 [°C], se sumergió en una mezcla de agua y hielo, bajando su temperatura a 8 [°C] con 3.5 [MPa]. Este era el último lanzamiento permitido por la ventana de vuelo, por lo que no se pudo postergar a que la presión subiera, y se tenían experiencia que el sistema fugaba a 4.5 [MPa], por lo que se decidió arrancar la secuencia de ignición a dicha presión. Con la versión del Castigador 2 modificado (40 inyectores a 25 [°C] y 17 % de "ullage" o 12 [kg] de NOS) se esperaban 5 [km] simulados de apogeo.

Se logró un despegue exitoso, alcanzando un apogeo de 6.5 [km]. Según el video se aprecian los siguientes eventos.

- 0 [s]: Apertura de MOV.
- 9 [s]: Se aprecia un ligero flash. La simulación indica que en este momento se acaba la parafina.
- 15 [s]: La pluma de humo se hace menos densa, puede indicar el término del NOS líquido.
- 21 [s]: Flashes, explicable como una inestabilidad de combustión por baja presión de NOS gas.
- 24 [s]: El vehículo se pierde de vista.



Figura 60. Vehículo "Xitle" antes de la prueba de vuelo.

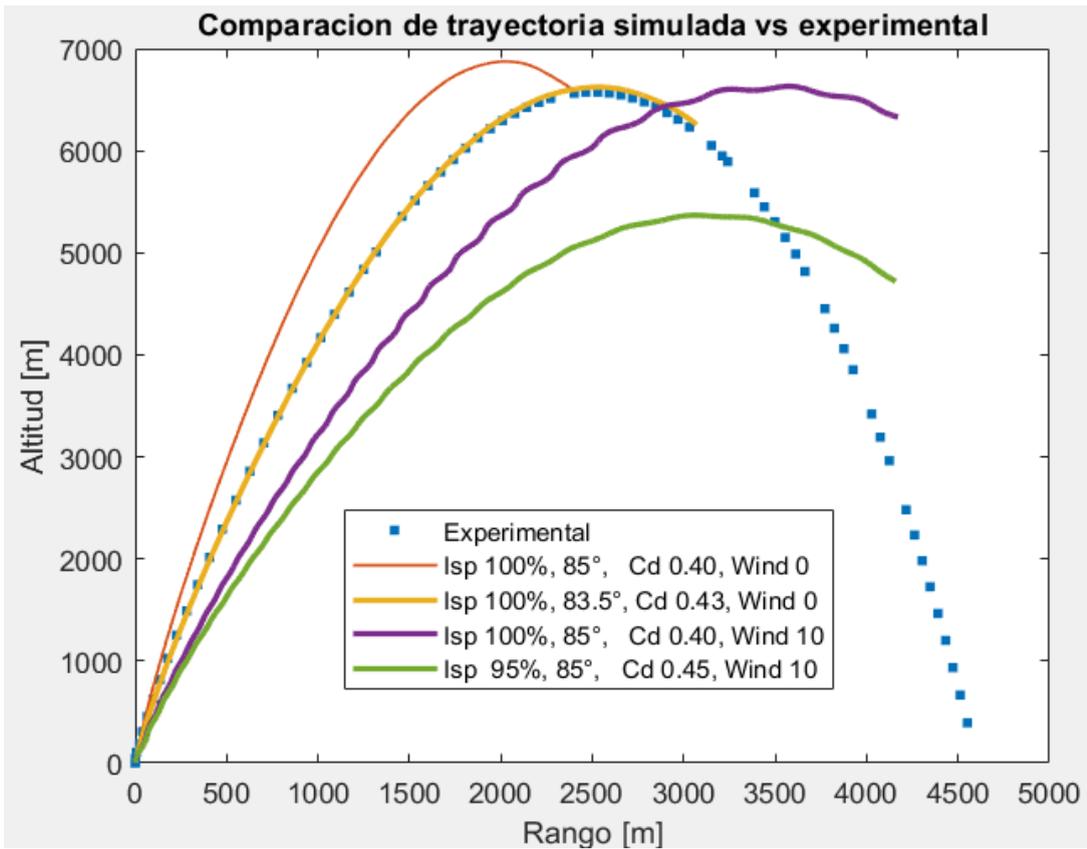


Figura 61. Comparación de los datos experimentales del GPS (puntos azules), contra diferentes escenarios de vuelo. Nuestro vuelo corresponde a la simulación de la trayectoria amarilla.

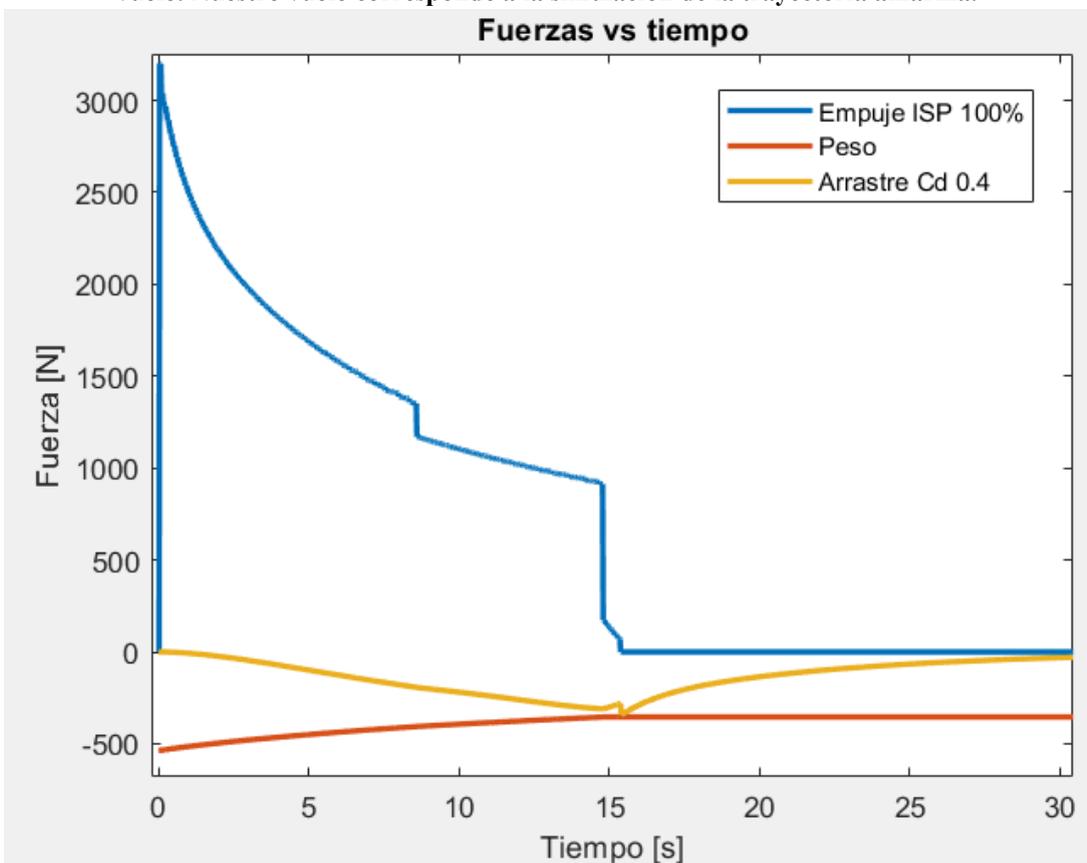


Figura 62. Fuerzas en el vehículo utilizando el simulador de vuelo de PU, los datos experimentales de vuelo y el simulador de motores.

Este incremento de altura respecto a lo simulado puede deberse principalmente al incremento de la eficiencia del llenado por la baja temperatura. Se realizó una simulación, figura 58 “Versión Vuelo”, con la temperatura 8 [°C] pero incrementando el "ullage" para que correspondiera con el video. Las celdas de carga indican se cargaron 8 [kg] de NOS, pero a pesar de las mejoras en la nueva instrumentación se descarta este valor por las razones mencionadas anteriormente, además, dicha cantidad de combustible no es congruente al desempeño observado en el vuelo. El valor que concuerda con los datos de vuelo son 16 [kg] o 10% "ullage" por bajar la temperatura, al igual que el vehículo pudo tener un coeficiente de arrastre menor al esperado. Durante el ascenso del vehículo se aprecia una baja aceleración, así como un ligero “pitch-roll coupling” que pudo deberse igualmente a esta baja velocidad, ya que entre mayor velocidad longitudinal mayor rigidez de cabeceo (*pitch*) ante rafagas laterales. No se consiguieron puntos de vuelo por una falla en la liberación de paracaídas terminado con la destrucción del vehículo. Pero a pesar de esto se logró obtener 2° lugar de 3 equipos que se inscribieron en la categoría más complicada “30k Hybrid/Liquid” de una participación total de 150 equipos de todo el mundo en todas las categorías.



**Figura 63. Despegue del Xitle 2 en Spaceport America Cup 2024.**

## 5.4 Resumen de resultados

Castigador 1. Como se mencionó anteriormente estos resultados tuvieron varios errores, realmente tienen poca contribución teórica. Las pruebas del Castigador 1 sirvieron más para resolver y ubicar los retos ingenieriles para realizar pruebas de combustión y vuelo de un híbrido.

- El modelo matemático de la inyección bifásica se implementó incorrectamente y no se corroboró con otros experimentos. Esto dio flujo de flujos de masa reales muy por debajo de los simulados.
- Las celdas de carga estaban incorrectamente calibradas e instaladas, de manera que estos resultados experimentales realmente se ajustaron con ayuda del simulador.
- Se usaron propiedades geodinámicas de NOS-Etanol, en lugar de NOS parafina. Diseñando el OFR para ser 4 en lugar de 8, esto afectó al número de inyectores así como el dimensionamiento de los tanques de NOS y parafina.
- No se esperaba tan baja eficiencia en el proceso de llenado.

Prueba	Impulso total [kNs]	Empuje Inicial [kN]	Isp [s]	Ullage [%]	Masa NOS+Parafina [kg]	Temp [kg]	Iny. [1]	Tobera [1]
Simulación	34	3.5	197	20	13.6 + 3.4	296	12	50
Estática	14.97	1.23	137	44	8.1+2.8	298		

Tabla 12. Resumen de resultados de prueba de combustión estática de Castigador 1.

Castigador 2. Ese vehículo tuvo optimizaciones, utilizó un fuselaje de 154 [mm] en lugar 164 [mm] de diámetro exterior esto reduce las pérdidas por arrastre, así como una menor masa de 36 [kg]. Por la mayor necesidad de flujo de NOs subió la plomería incremento de diámetro de  $\frac{1}{2}$  a  $\frac{3}{4}$ :

- Las celdas de carga estaban incorrectamente calibradas e instaladas, de manera que estos resultados experimentales realmente se ajustaron con ayuda del simulador.
- El diseño inicial se realizó con el simulador de HARP, ya que este simulador estaba en mantenimiento por los errores que se habían encontrado. El simulador de HARP cuenta con diferentes errores ya mencionados. Estos errores dieron un comportamiento no esperado en la prueba estática, para la prueba de vuelo se empleó este simulador. De la prueba de vuelo solo se podía medir presiones de GOT, OT, y peso total del cohete, esto más la información del GPS y el simulador de vuelo de PU permitieron estimar el comportamiento del motor.
- Los resultados experimentales de vuelo y estática se comportaron muy similar a la simulación solo con 80% de la fuerza predicha.

Prueba	Impulso total [kNs]	Empuje Inicial [kN]	Isp [s]	Ullage [%]	Masa NOS+Parafina [kg]	Temp. [K]	Iny. [1]	Tobera [mm]
Necesario para 9.	32	3.28	162	--	17 + 3	295	---	---
Diseñado	27.4	3.65	172	10	13.3 +2.5	295	29	40
Estática	23	2.9*	152	17	13.3+1.8	295	29	40
Vuelo 2 Exp-Sim	23.9	3.4	129	10	16.7+1.8	280	40	40

Tabla 13. Resumen de resultados de prueba de combustión estática del Castigador 2, y vuelo Xitle 2.

Propuesta para el Castigador 3. Utilizando nuevos coeficientes calculados con base a los resultados experimentales y errores aprendidos, se propone el siguiente diseño para lograr la misión. Más detallado en la Tabla 7.

Prueba	Impulso total [kNs]	Empuje Inicial [kN]	Isp [s]	Ullage [%]	Masa [kg]	Inyector [1]	Tobera [1]	Temp. [K]
Simulación	34	4.5	144	10	20.9+2.7	45	50	295

Tabla 14. Resumen de resultados y diseño mejorado para usarse en el siguiente vehículo de [9 km].

## 6. Conclusiones

Los objetivos se cumplieron, ya que se logró desarrollar un sistema de propulsión funcional, con una verificación en un banco de pruebas de combustión estática, utilizando un oxidante líquido con un ciclo de alimentación por presión en configuración "blowdown", logrando integrarse a un cohete clase 2 y recibir reconocimiento internacional por parte de los jueces de Spaceport America Cup.

De la exploración tecnológica se lograron ubicar todos los subsistemas necesarios a desarrollar, los principales retos técnicos a resolver, los requerimientos físicos y las diferentes etapas de operación que requiere este tipo de sistema de propulsión integrado a un vehículo. De tal forma que el camino trazado para el Castigador 2 logró un mejor resultado.

Se consiguió gestionar diversos aspectos típicos de un proyecto espacial, como la investigación y planificación; el diseño desde planteamiento de una arquitectura hasta el diseño detallado, logrando culminar con la integración, verificación experimental y análisis de resultados, donde se practicó la logística, operaciones y adquisición de infraestructura necesarias para realizar pruebas de flujo frío, combustión estática y vuelo.

El conocimiento adquirido en la carrera de ingeniería mecatrónica sirvió para gestionar este proyecto multidisciplinario que incluyó termodinámica, transferencia de calor, mecánica estructural, mecánica de vuelo, mecánica de fluidos, modelado matemático, plomería, neumática, pirotecnia, compatibilidad de materiales, eléctrica, electrónica y software. Manufactura de materiales compuestos, herrería, maquinados y ensamble de PCB.

Se logró comprender los fenómenos físicos involucrados en la operación de estos sistemas de propulsión, incluidos el comportamiento de sustancias saturadas, evaporación, flujo bifásico, combustión de parafina y se logró desarrollar un simulador capaz de resolver sistemas de ecuaciones diferenciales con una variedad de métodos numéricos. Capaz de entregar parámetros dimensionales, indicar métricas de desempeño, y es compatible con otros programas de Propulsión UNAM. Con una precisión del 20% en el desempeño del diseño de un sistema de propulsión híbrida.

Se adquirió experiencia en el diseño de plomería considerando la compatibilidad de materiales para oxidantes a presión. Se mejoró la comprensión sobre dimensionamiento de empaques y sellos para recipientes sujetos a presión. Se exploraron y verificaron múltiples métodos de actuación para válvulas. Apesar de descartar el LOX para plantear un alcance realista con los recursos y experiencia del equipo, se desarrolló una investigación para entender sus requerimientos y materiales, se adquirió experiencia práctica en procesos de limpieza para sistemas al servicio de oxígeno, manejo de oxidantes a presión a temperaturas aproximadamente de  $-40$  [°C], y se realizaron algunas demostraciones con LN2.

A pesar de la experiencia previa de PU en el desarrollo de DAQ, este proyecto representó un reto por el incremento en la cantidad de señales a recibir, nuevos requerimientos físicos que dificultaron la

caracterización de sensores. Se tuvo que implementar microcontroladores de mayor capacidad, mejoras en conexiones eléctricas y métodos de trabajo para desarrollar sistemas complejos como lo son los DAQs.

A esto se suman logros complementarios como la creación de un banco de pruebas capaz de soportar 10 [kN] de empuje. Una red de proveedores necesarios para la compra de materia prima, componentes y servicios. Se desarrolló un motor que brinda capacidades para vuelos supersónicos a cohetes, lo que a futuro servirá para el progreso en la aerodinámica, dinámica de vuelo y estructuras aéreas para lanzaderas.

Sin embargo, hubo errores significativos que evitaron cumplir el objetivo de manera cuantitativa. Uno de los factores determinantes fue el modelado del flujo bifásico, que llevó a una predicción incorrecta de la curva de empuje deseada en el Castigador 1. Esto se debió a la falta de comparación entre el comportamiento predicho por el simulador y el comportamiento experimental obtenido en pruebas de flujo frío de otros investigadores, problema que finalmente logró corregirse. De igual forma los datos experimentales ayudaron a verificar el modelo de velocidad de quemado de parafina, que afecta directamente al flujo de masa del motor.

El proceso de llenado también afectó el desempeño de la misión y resultó costoso y riesgoso. La presencia de fugas en las válvulas de bola y OT fue subestimada, lo que representa un riesgo para la seguridad y la eficacia del sistema. Estos problemas surgieron debido al uso de válvulas económicas con variabilidad dimensional en sus asientos y a problemas inherentes a una arquitectura modular.

A pesar de que esta tesis no profundizó en el diseño detallado del sistema de adquisición de datos, muchos de los problemas en el análisis de resultados y durante las operaciones de pruebas se debieron a la falta de instrumentación electrónica confiable. Específicamente, hubo dificultades en la instalación, comunicación y calibración de las celdas de carga. Se cometió el error de no emplear instrumentación mecánica redundante, como básculas, barómetros, o de instrumentos independientes de la computadora, como pirómetros.

A nivel de trabajo en equipo, se cometieron varios errores debido a la falta de experiencia con esta tecnología y al limitado tiempo de desarrollo disponible. Dado que este proyecto era nuevo y complejo para todos los miembros, se reconoció la necesidad de que todos comprendieran los fenómenos físicos, la arquitectura y las decisiones de diseño tomadas. Sin embargo, debido a restricciones de tiempo, no se logró comunicar adecuadamente estos puntos, lo que resultó en una situación en la que varios miembros no entendían la relación entre su trabajo y el éxito de la misión.

Se sabe por experiencia que los sistemas electrónicos requieren varios meses de desarrollo, y dado que este sistema era necesario para el proyecto y para clasificar a la competencia, se decidió trabajar con prototipos rápidos debido al tiempo limitado. Esta estrategia permitió cumplir con los objetivos actuales, pero como se ha mencionado, no se obtuvieron datos confiables. Además, la falta de recursos económicos limitó la capacidad para desarrollar sistemas de mayor calidad, como la adquisición de conectores profesionales.

No hubo un control de versiones adecuado para el DAQ, lo que resultó en que cada miembro propusiera soluciones que no se integraban en una sola versión, repitiendo errores que otros ya habían solucionado.

La metodología utilizada fue seleccionada para maximizar el conocimiento práctico en el menor tiempo y costo posibles, teniendo en cuenta las condiciones de trabajo, la ausencia de asesoría especializada y experiencia previa de PU en proyectos similares.

Con la desventaja de carecer de una contribución significativa en el desarrollo de componentes específicos, lo que resultó en un rendimiento subóptimo, dimensiones y pesos no optimizados, y la adopción de procedimientos manuales y menos automatizados. Esto se tradujo en costos más elevados y tiempos de prueba más prolongados en comparación con si se hubiera extendido la fase de investigación documental. Pero fue la metodología que se decidió implementar, en parte por la experiencia previa que cuenta PU con este tipo de proyectos.

Es importante destacar que este proyecto es uno de los pocos proyectos aeroespaciales civiles en el área de propulsión en Latinoamérica, y se llevó a cabo sin un gran apoyo económico, en una ventana de tiempo corta y sin la guía de expertos en el área de propulsión. Logrando reconocimiento internacional, y retroalimentación por expertos en la industria de lanzadores. Toda esta experiencia en el desarrollo de sistemas de propulsión líquida presurizada y cohetes supersónicos se compartió, fue asimilada y ahora forma parte de los conocimientos y capacidades de un equipo universitario multidisciplinario, Propulsión UNAM. Mismos que serán responsables del trabajo a futuro necesario para proseguir el desarrollo de la tecnología de cohete. Esto incluye las siguientes tareas:

Simulación	Diseño Mecánico
<ul style="list-style-type: none"> <li>● Agregar la simulación del proceso de llenado.</li> <li>● Desarrollar una GUI para hacerlo más amigable para el usuario.</li> <li>● Transferir de programación estructurada en Matlab a programación orientada a objetos (POO) en Python, integrando cada versión mejorada por los fluidos LOX, NOS y CO2 en un solo módulo.</li> <li>● Modelar los procesos internos de la cámara de combustión como un reactor PFR.</li> <li>● Integrar capacidades de “<i>Software in the Loop</i>” de la parte electrónica con el simulador.</li> <li>● Calibrar los coeficientes con más datos experimentales.</li> <li>● Realizar algoritmos que permitan calcular coeficientes a través de los datos experimentales.</li> <li>● Agregar estados metaestables.</li> <li>● Implementar métodos numéricos adaptativos.</li> <li>● Desarrollar un modelo matemático para calcular la presión de equilibrio en la combustión con toberas subsónicas.</li> <li>● Considerar la generación de escarcha en la transferencia de calor de los tanques con la atmósfera.</li> <li>● Simular “<i>chill down</i>” y plantear una estrategia operativa para evitar “<i>hard starts</i>”.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Investigar nuevos diseños de tanques, ya sean soldados o COPV, para ahorrar peso y evitar fugas.</li> <li>● Minimizar el tamaño del mecanismo de activación del QD.</li> <li>● Integrar válvulas de ventilación para el sistema de llenado y evitar que crezca la presión en las mangueras.</li> <li>● Incrementar la confiabilidad de los mecanismos de actuación de cada válvula.</li> <li>● Desarrollar nuestras propias válvulas en un solo múltiple que incluya VOV, MOV y PRV.</li> <li>● Resolver las fugas en las uniones investigando uniones diferentes a las roscas.</li> <li>● Implementar un método redundante mecánico para la medición de masa de los tanques, y para la desconexión del QD.</li> <li>● Desarrollar una herramienta para limpiar el tanque.</li> <li>● Estructuralmente, se requiere otra estructura independiente donde se monte todo el sistema de QD.</li> <li>● Incrementar la rigidez de la estructura del banco de pruebas.</li> </ul>
<b>Experimentales</b>	<b>Manufactura</b>
<ul style="list-style-type: none"> <li>● Se requiere aumentar la cantidad de pruebas, esto puede realizarse continuando las pruebas con sistemas más pequeños para obtener resultados con los cuales calibrar el simulador y seguir comprendiendo los fenómenos físicos.</li> <li>● Investigar la opción de realizar aparatos que sirvan para obtener los coeficientes de velocidad de quemado para la parafina.</li> <li>● Agregar una balanza electrónica que transmita datos a la estación terrena para medir la masa del GOT.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Cambiar método de manufactura de “<i>liner</i>” que permita controlar el diámetro exterior, así como evitar la presencia de poros. Cambiar de resinas de poliéster o epóxicas, a resinas fenólicas.</li> <li>● Registrar las dimensiones y masa del grano de combustible manufacturado antes de ensamblarlo.</li> </ul>
	<b>Electrónica</b>
	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Instalar un sensor de presión de combustión.</li> <li>● Incluir un botón de apagado remoto.</li> </ul>

<ul style="list-style-type: none"> <li>● Utilizar varios GOT en paralelo para lograr un llenado más rápido y alcanzar "ullage" más altos.</li> <li>● Conservar y mejorar el intercambiador de calor, así como proteger los tanques de la radiación solar.</li> <li>● Implementar un método para evitar que el polvo y el humo dificulten la captura de un video de las pruebas. Esto podría lograrse mojando el terreno, usando cámaras infrarrojas o orientando el motor horizontalmente.</li> <li>● Realizar pruebas de motor empaquetado lo más similar posible a su configuración de vuelo integrado al vehículo.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Implementación, ya sea por selección o desarrollo de un sensor capaz de medir los niveles de propelente en los tanques. Se puede explorar el uso de tubos capacitivos.</li> <li>● Implementación de arneses eléctricos y conectores para todo el cableado.</li> <li>● Utilizar electrónica a prueba de lluvia y polvo.</li> <li>● Incluir una cámara lenta de alta resolución.</li> <li>● Desarrollar un método para medir el flujo de masa. Se puede explorar el uso de sensores de venturi o flujómetros de turbina.</li> <li>● Implementar métodos de detección de errores eléctricos. Verificación de conexión, auditiva, con leds, medición automática de continuidad.</li> </ul>
--	---

**Tabla 15. Trabajo a futuro.**

Una vez resueltos algunos de estos problemas presentados, y siguiendo la selección de materiales establecida en el capítulo 3.2 se recomienda empezar con el desarrollo de sistemas criogénicos, como se tenía planeado originalmente en el proyecto. O iniciar el desarrollo de otras configuraciones de NOS como alimentación PR. Todo esto con el objetivo de implementarse en un vehículo suborbital de 100 [km] de apogeo, mismo que se describe en el anexo A. Así como continuar con la generación de capital humano experimentado en sistemas de propulsión líquida para cohete, y así facilitar el desarrollo e implementación de tecnología aeroespacial y espacial mexicana.

# Anexo

## A. Diseño Suborbital

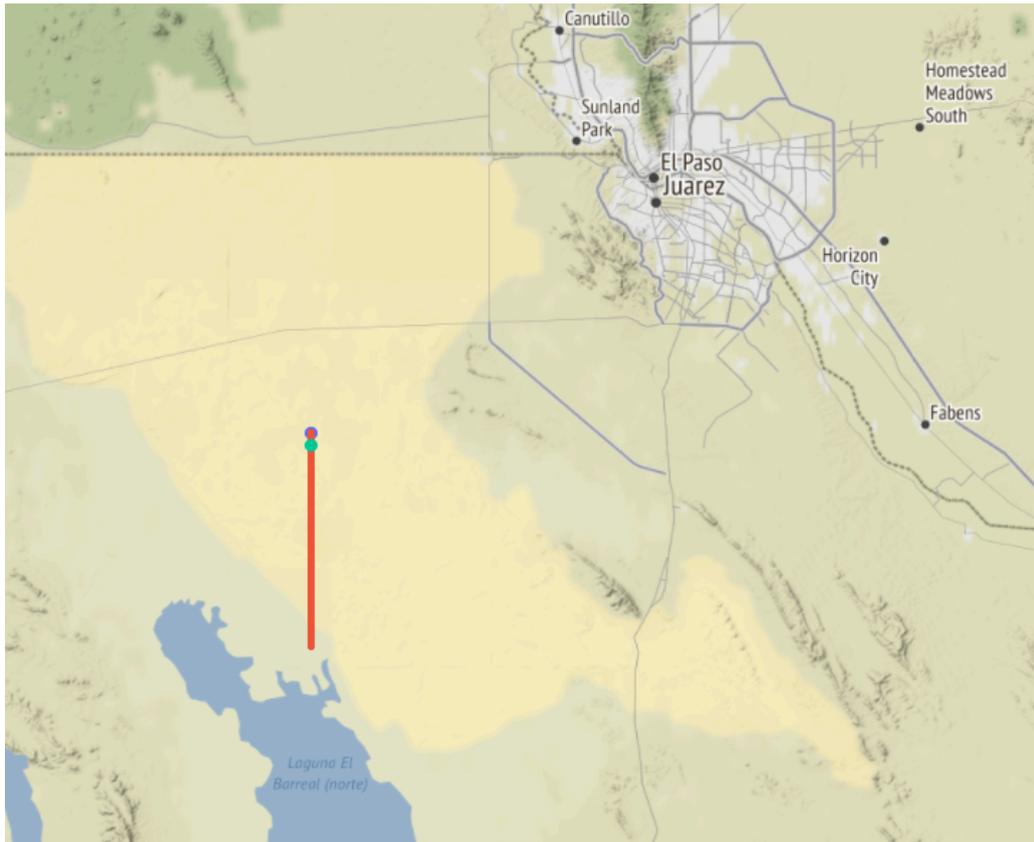
Con el modelo matemática planteado para desarrollar una curva de empuje de un cohete líquido, junto con otro algoritmo de simulación de trayectoria de vuelo, se plantearon los requerimientos generales que necesitaría un vehículo capaz de llegar nanosatélites 16U con un apogeo de 100 [km], alcanzado la línea de Karman.

- 20 [kg] por 200x200x400 [mm]: Este sería el peso y volumen necesario para llevar cubesat 16U.
- Diámetro exterior 60 [cm]: La diagonal generado por los cubesat 16U.
- 200 [kg] de masa seca total: Este es un valor inicial propuesto para dimensionar en general los requerimientos del sistema de propulsión. Se propuso con base a otros vehículos, este valor se debe ajustar con una etapa de diseño detallado.
- Isp 250 [s]: Este es un valor para KeroLox a bajas presiones de combustión, 3 [MPa].
- 87°: Esta inclinación inicial es necesaria para controlar que el rango del vehículo se encuentre dentro de la zona de exclusión.

Cohete suborbital			
Masa de Propelente	300 [kg]	Velocidad Máxima	1.34 [km/s]
Diámetro fuselaje/Tanque	60 [cm]	Mach Maximo	4.54
Impulso total	660 [kNs]	Max aceleración	6.6 [G]
Empuje Max/Prom	35/13 [kN]	M.E.C.O. altura	29 [km]
Tiempo quemado de	39[s]	Arrastre Máximo	4.1 [kN]
Presión de Tanques	6 [MPa] Propelentes 31 [MPa] Presurizante	Tiempo en con menos de 0.03 G's	100 [s]
Volumen propelentes	210 [l] Tanque Oxidante 125 [l] Tanque Combustible 60 [l] Tanque Presurizante Vuelo 40 [l] Tanque de presurizante en Tierra	Time al apogeo	177 [s]
		Rango al apogeo	0 a 35 [km]
		Presión combustión	2.8 [MPa]
Masa	40 [kg] de tanques mas CC 20 [kg] de Carga Util 140 [kg] para sistemas restantes	Diámetros de plomería	1 (in) Oxígeno ¾ (in) Combustible ¼ (in) Helio
Largo	8 [m] Dinámica de vuelo Simulada 4.8 [m] de tanques mas CC 0.4 [m] de carga útil 2.8 [m] para sistemas restantes	Flujos de Masa	9.4 [kg/s] Lox 3.15[kg/s] queroseno
Diámetros combustión	100 [mm] Gargante 210 [mm] Salida tobera 250 [mm] Camara de combustion	Diámetro (x) # inyectores	89 x 1.5 [mm] Lox 32 x 1.5 [mm] queroseno

**Tabla 16. Datos del Cohete suborbital**

Los sistemas restantes incluyen plomería, tobera, intertanques, fuselaje, nariz, aletas, aviónica y paracaídas



**Figura 64. Propuesta de zona de lanzamiento en desierto de Samalayuca, Chihuahua. Línea naranja representa rango.**

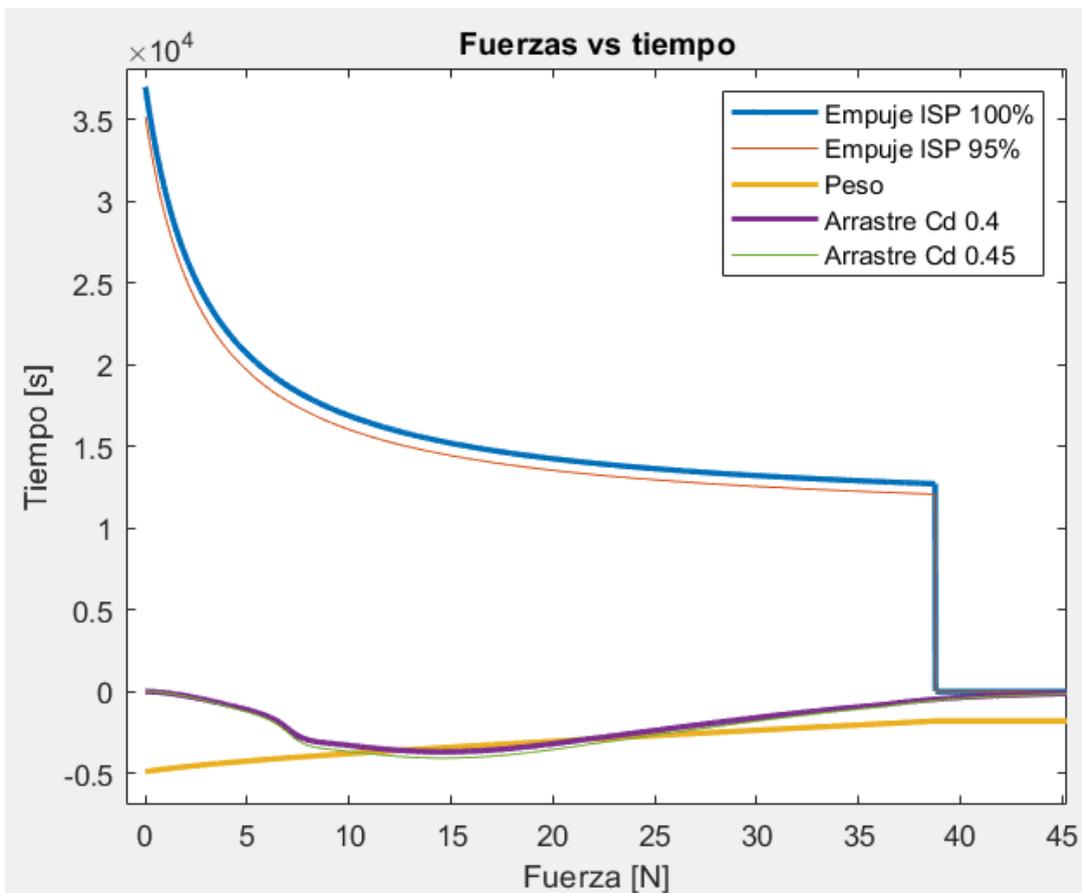
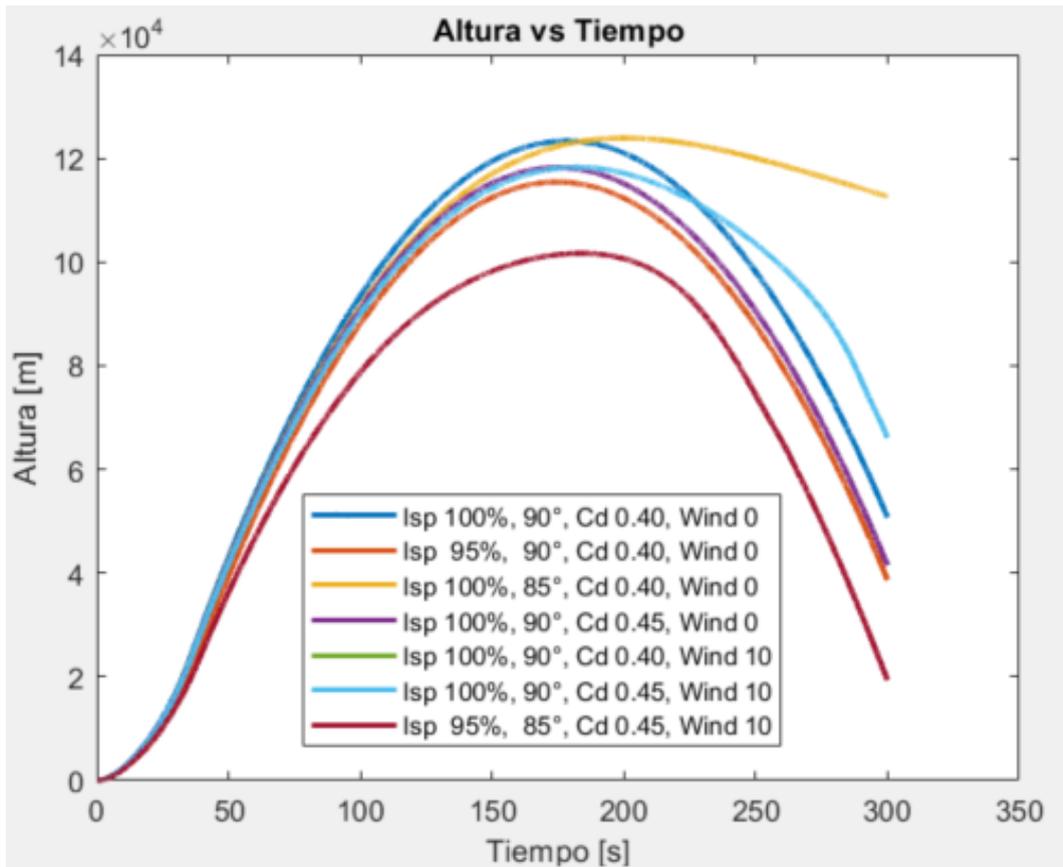


Figura 65. Resultados de las simulaciones de vuelo. Izquierda: Apogeo considerando variación de desempeño. Derecha: Curva de fuerzas durante el vuelo.

## B. Recomendaciones de seguridad durante pruebas con oxidantes

- Las peores condiciones son el llenado por los altos flujos y velocidades, cambios de presión rápido que pueden generar compresión adiabática. Además, al presurizar un tanque SRAD, se debe minimizar la cantidad de personal durante el llenado de oxidante.
- Todo el personal que trabaje con oxidantes debe estar capacitado en compatibilidad de materiales, y debe asignarse una persona enfocada únicamente en vigilar el cumplimiento de los procesos de seguridad.
- En caso de transportar NOS en carros, debe manejarse con las ventanas abiertas, ya que de haber una fuga su efecto sedante provocará la pérdida de control del vehículo.
- El Dewar debe ser transportado en un diablito.
- Se debe realizar el mejor esfuerzo posible en la limpieza.
- Al almacenar tanques a presión, la plomería debe estar por encima del nivel del suelo para ayudar a detectar fugas. Contar con agua y extintores cerca de su almacenamiento.
- Tener el sistema aterrizado eléctricamente. Ninguna parte del sistema debe tener una resistencia mayor a 1 Ohm. Asegurar que ninguna conexión eléctrica esté en contacto con el tanque o metal.
- Contar con un método para detectar fugas del GSE y sistema de vuelo.
- Diseñar las tuberías para que los oxidantes no superen los 10 [m/s].
- La exposición a altas concentraciones de oxígeno puede provocar hiperoxia, daño y muerte celular al sistema nervioso central, pulmones y ojos. Desorientación, problemas respiratorios y problemas visuales como miopía. Colapso alveolar, desprendimiento de retina y convulsiones. Las bajas temperaturas pueden provocar quemaduras por frío (frostbite), por lo que debe monitorearse la concentración de oxígeno con un sensor y utilizar lentes, casco, caretas, guantes, overol y botas.
- El GOX se mezclará con cualquier sustancia porosa, por lo que la ropa quedará impregnada, incluso el cabello, el cual puede incrementar su flamabilidad si se utilizan productos para el cabello. Debe usarse fibras naturales y no usar nylon, orlon, dacron, lana o seda. Por lo tanto, no debe exponerse a ninguna fuente de ignición durante el trabajo con GOX y después de 30 minutos, lo que incluye fumar, uso de celulares, computadoras o encender automóviles. Si un cuarto o edificio se expuso a oxígeno, este debe evaluarse, cortar la energía eléctrica y ventilar por una hora. En caso de salpicarse la ropa con LOX, será necesario colocarse una regadera o mojar la ropa, ya que esta se vuelve muy inflamable al mezclarse con LOX. (Figura 8)
- En caso de derramar LOX en asfalto este no debe pisarse, y deben colocarse iconos de seguridad., ya que esta mezcla es explosiva.

## C. Proceso de limpieza de oxígeno empleado

Equipo de protección	Equipo de trabajo	Reactivos químicos
<ul style="list-style-type: none"> <li>● Guantes de nitrilo.</li> <li>● Lentes o goggles.</li> <li>● Cubrebocas o máscara de gas.</li> <li>● Bata.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 3 cubetas de plástico.</li> <li>● Escobillón y cepillos de bristol.</li> <li>● Toma de agua.</li> <li>● Limpiadora ultrasónica.</li> <li>● Bolsas Ziploc y Playo.</li> <li>● 2 mesas de trabajo.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Detergente.</li> <li>● Agua destilada.</li> <li>● Hidróxido de sodio.</li> <li>● Alcohol isopropílico o acetona.</li> <li>● Tetracloroetileno.</li> </ul>

**Tabla 17. Material para limpieza de oxígeno**

### Condiciones de trabajo

Antes de empezar, se debe revisar que se tenga todo el sistema y herramientas completas que estarán en contacto directo con el oxidante. Inmediatamente después de la limpieza, el sistema se ensambla lo más cercano a su configuración final en un ambiente controlado y se transporta así a la zona de pruebas, ya que realizar modificaciones en otro entorno puede contaminarlo. Todo este proceso debe realizarse en un lugar con la mínima cantidad de suciedad y buena ventilación para evitar altas concentraciones de vapor de las sustancias químicas. mínimo un día antes de las pruebas. Este procedimiento, de manera profesional, se efectúa en cuartos limpios.

Es importante colocarse el equipo de protección adecuado. Los guantes deben cambiarse después de cada proceso. Desensamblar cada componente, sobre todo las válvulas y herramientas. Únicamente deben tener piezas pequeñas de acero inoxidable, latón, cobre y PTFE. Para componentes grandes como tanques y mangueras, o para otros materiales o componentes electrónicos, se debe hacer una adaptación particular.

### Procedimiento de limpieza

1. Colocar las piezas desensambladas dentro de una cubeta con agua y detergente. Tallarlas con escobillones y cepillos con agua y detergente, prestando especial atención a las cuerdas y zonas de difícil acceso.
2. Desechar el agua y llenar la cubeta de nuevo con el objetivo de enjuagar. Colocarse guantes nuevos.
3. Mover los componentes a una cubeta nueva, colocar la mitad de agua destilada y disolver 100 [g] de sosa cáustica. Sumergir y tallar los componentes durante 5 minutos, y aquellos no compatibles con sosa únicamente durante 1 minuto.
4. Cambiar el agua y volver a llenarla con agua destilada. Colocarse guantes nuevos.
5. Colocar los componentes junto con acetona y/o alcohol isopropílico, según sea la compatibilidad del material, en una limpiadora ultrasónica durante 20 minutos.

Si en alguno de los procesos se observa que el agua o solvente presenta alta contaminación, se debe repetir el procedimiento antes de pasar al siguiente método de limpieza.

### Procedimiento de secado

1. Extraer los componentes y colocarlos en una mesa forrada con plástico nuevo para permitir el secado. Rocíar tetracloruro de etileno para eliminar cualquier grasa que haya sobrado.
2. Realizar una inspección visual con ayuda de una fuente ultravioleta y un pañuelo libre de pelusa.

### Sellado o Ensamble

Se reagrupan los componentes y, con ayuda de las herramientas lavadas, se ensamblan en la configuración más cercana a la de pruebas sin que dificulte su transporte. Los orificios que queden abiertos por aún no poder integrar componentes en ellos, se tapan con plástico para evitar el ingreso de contaminación. Las herramientas, una vez terminada de usar, se guardan en bolsas, al igual que las refacciones, y se colocan en una caja rígida para su transporte al sitio de pruebas.

## D. Análisis de modos de falla y eventos FMEA

Parámetro	Definición	Rúbrica
S	Severidad: Que tanto afecta esa falla	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 10: Riesgo de muerte a personal</li> <li>● 8: El como sistema deja de funcionar, se daña o representa un riesgo a la salud no letal a personal</li> <li>● 6: El sistema funciona de manera parcial o presenta fallas temporales</li> <li>● 4: El sistema funciona de forma ineficiente</li> <li>● 2: no afecta de forma directa al sistema</li> </ul>
P	Probabilidad de que ocurra	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 10: Se tiene certeza que pasará ya que siempre se ha presentado en este u otros equipos</li> <li>● 8: Ha sucedido ocasionalmente</li> <li>● 6: No nos ha sucedido pero es muy probable que ocurra</li> <li>● 4: No ha sucedido pero sabemos que está latente</li> <li>● 2: Muy poco probable que ocurra</li> </ul>
D	Detection Rate: Capacidad de detectar, prevenir o controlar el error	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 10: No existe forma de detectarlo ni tenemos algún control efectivo</li> <li>● 8: Existe mucha incertidumbre en que pueda ocurrir ni tenemos algún control efectivo</li> <li>● 6: Se tiene mucha incertidumbre en el diseño y forma de medirlo</li> <li>● 4: Se tiene incertidumbre en los cálculos, diseño y valores medidos</li> <li>● 2: Se tiene mucho control sobre el error y se puede detectar</li> </ul>
RP	RPN: Risk Priority Number= $S \cdot P \cdot D$	Valor general del Riesgo que una falla

**Tabla 18. Rúbrica FMEA**



## Sistema de Alimentación

Componente	Modo de Falla	Efectos	S	Causa	P	Control desde el diseño	D (diseño)	SPD ()	Status (diseño)	Metodo de Verificacion	D (Verif)	SPD (Verif)	Status (Verif)					
General	Fugas	Pérdida de presión y masa. Descalificación	7	Insuficiente para lograr sello hermético por falta de herramientas apropiadas en ensamble O por mal diseño del sello, desconocimiento de propiedades mecánicas, cálculo inapropiado de las ranuras sujetadoras	10	Evitar conexiones circulares, usar hexagonales para poder apretarlas con pericos; El empaquetamiento del ensamble debe considerar el ingreso llaves y pinzas de presión para torquear conexiones, e inspección de las conexiones; Uso de guías de diseño para dimensionamiento de empaques. Evitar diseño de empaques y usar sistemas comerciales	4	280		Pruebas con fluidos inertes (aire comprimido, agua, CO2). Inspección visual y auditiva, con asistencia de burbujas de agua y jabón Inspección visual de sellos, y medición de ranuras antes de ensamblar	3	210						
				Defectos de manufactura en cuerdas, ranuras, asientos, o'rings	10	Uso de teflón en cuerdas. Doble O'Rings. Eliminación de rebabas, uso de chaflanes en esquinas y barrenos avellanados. Mejorar el acabado superficial con lijas	4	280			5	350						
						Uso de componentes de mayor calidad	3	210										
				Uso de uniones roscadas, o ensambles	10	Uso de uniones soldadas. Disminución del número de piezas individuales.	3	210			5	350						
	Congelamiento de válvulas	Atascamiento de VOV, MOV, OTAV, PRV, FOV	8	Presencia de agua o humedad en el sistema.	8	Secado del sistema antes de ensamblarse. Tener las válvulas normalmente cerradas para evitar ingreso de humedad ambiental	7	448		Inspección visual antes de ensamble. Analista de empaquetamiento 3D en CAD Pruebas a nivel sistema.	4	256						
						Purga del sistema con gas inerte caliente.	4	256										
	Falla mecánica por presión de OT, plomería y válvulas	Daño o muerte al personal. Daño a componentes del sistema.	10	Sobrepresión por Descomposición térmica, Blevé, expansión o martillo hidráulico	6	Empleo de PRV para liberación pasiva de sobrepresión. Monitoreo y control de presión con OTPS, VOV y OTAV. volumen de Ullage para la expansión hidráulica. Diseñar el sistema para uso de oxígeno	3	180		Verificación de funcionamiento de OTPS, VO, OTAV, PRV, en pruebas sistemáticas.	6	360						
						Acumulación de Vapor en cavidad de la bola de la válvula de bola	10	Realizar un orificio en uno de los lados de la bola Uso de válvulas diseñadas para aplicaciones criogénicas	2					200		4	400	
						Paredes más delgadas de lo requerido. Mala calidad en material.	6	Empleo de un factor de seguridad mínimo de 2 para todos los componentes diseñados o seleccionados	6					360		4	240	
	Interferencia en el ensamble. Problemas de empaquetamiento	Atascamiento de mecanismos de válvulas. Impedir ensamble	8	Uso de componentes sobredimensionados.	8	Uso de modelos CAD para verificar interferencias. Selección de componentes lo más pequeños posibles. Coordinación con división de aeroestructuras para empaquetamiento con vehículo Incremento de longitud bahías de válvulas	6	384		Visualización de empaquetamiento con uso de herramientas CAD Inspección visual durante ensamble.	6	384						
	Ignición	Arrancar un proceso de expansión de flama que se propague al OT y lo sobrepresión	10	Catalisis	8	Impacto de partículas por presencia de partículas, o por alta velocidad de fluido	8	Mantener velocidad debajo de 10/ms con dimensionamiento apropiado de tuberías	6	480		Análisis con simulador	6	480				
						4	Selección de materiales compatibles con NOS. Evitar uso de , cobre, níquel y plástico en contacto con NOS gaseoso	4	160		Análisis e inspección de los materiales empleados	2	80					
	Evitar uso de Laton	4	160															

				ESD	4	Todo el sistema tiene continuidad eléctrica entre si. El sistema hace contacto con el banco de pruebas metálico que funciona como tierra. Tanque hace contacto con riel de lanzamiento metálico.	6	240		Midiendo continuidad con multimetro	4	160				
				Retorno de flama	8	Uso de tuberías con un un diámetro menor que el quenching diameter Uso de caída de presión mayor al 20% al final de combustión	4	320		Análisis con simulador Pruebas de combustión	5	400				
						Uso de atrapallamas o check valve.	3	240								
				Contaminación por mal procedimiento de limpieza. O ingreso de contaminación ambiental de polvo, insectos, durante ensamble y operaciones. Contaminación humana durante ensamble	8	Uso de mejorar prácticas para proceso de limpieza.	8	640		Inspección visual de contaminantes en el agua de lavado. Inspección visual de piezas secas.	6	480				
						Uso de filtros en entradas y salidas del sistema Mandar a limpiar piezas con certificación SC-11. Enjuague con fluorocarbonos del sistema ensamblado.	2	160						Medición de contaminantes como lo indica ASTM	2	160
				Apertura accidental de válvula	Pérdida de presión y masa imprevista	6	Fallas electronicas Descuido del personal en uso de botonera	5	Mantener la mayor parte del tiempo desenergizado el sistema. Señal default normalmente cerrada uso de mejores prácticas para diseño de PCB Uso de lentes y orejeras de protección	4	120		Inspección Eléctrica. Examen de CONOPS al personal Simulacro de operaciones con agua y aire	5	150	
					Jet de alta presión puede dañar a personal	10	Confusión operativa	9	Garantizar comunicación durante pruebas Establecer y garantizar que todo el personal comprenda y esté de acuerdo con el CONOPS supervisión de CONOPS por oficial de seguridad	5	450			5	450	

Componente	Modo de Falla	Efectos	S	Causa	P	Control desde el diseño	D (diseño)	SPD ()	Status (diseño)	Metodo de Verificacion	D (Verif)	SPD (Verif)	Status (Verif)
PRV	Presión de apertura superior a la de diseño del OT	Falla mecánica del OT	10	Una mala calibración del PRV	2	Se puede calibrar pero se requiere un regulador de presión.	3	60		Prueba hidrostática	4	80	
	BLEVE	sobrepresión	10	Mal dimensionamiento de los orificios.	10	Cálculo correcto de orificios.	4	400		Verificación de llenado durante pruebas sistemáticas Análisis comparativo respecto a otros proyectos	5	500	
	Chattering	ignición por impactos	10	Diseño inapropiado de de set pressure, popping pressure. Entrada de la PRV desde una tubería delgada	6	Adquisición de PRV COTS pequeña Ubicación de la válvula directamente al tanque	5	300		Inspección durante pruebas sistemáticas	6	360	
VOV	Falla en apertura	No se libere la presión acumulada.	9	Mecánica: Se safa, desalinea, o fractura cople vastago de valvula, a servo motor	8	Uso de materiales resistentes. Mayores puntos de sujeción del cople	4	288		Inspección visual del ensamble	6	432	
				Torque insuficiente	4	Medición de torque necesario para válvula. Agregar SF de 1.5 al selección torque de servo	3	108		Pruebas unitarias a VOV	4	144	

				Fallas electronicas Programación incorrecta del PWM	8	Uso de buenas prácticas para conectores, cables, y PCB Evitar uso de microcontroladores	4	288		Pruebas sistemáticas: AB, VOV, botonera y cableado.	4	288	
	Exceso de ventilación	Caída de presión y pérdida de masa excesiva, bajando eficiencia o incluso evitando llenado	6	Sobre dimensionamiento del orificio por mala calibración, simulación, o investigación documental. Incapacidad técnica de realizar barrenos de las dimensiones necesarias a través de barrenado con brocas	10	Investigación documental, calibración con pruebas, simulación Uso de otros método de manufactura o ensamble para restringir más orificio	6	360		Pruebas de llenado	4	240	
OT	Falla radial antes de longitudinal	Daño o muerte a personal e infraestructura	10	Cercanía entre factores de seguridad	6	SF radial de 2.3	6	360		Prueba hidrostática Prueba a sistemática con CO2	4	240	
	Falla longitudinal antes de la presión de alivio de PRV	Daño al personal e infraestructura	9	Fallo en apertura de válvulas. Congelamiento de PRV Defectos en materiales de Case y tornillos	6	SF longitudinal de 2 Estrategias para controlar sobrepresión	4	216			4	216	
MOV	Falla en apertura	Inhabilita estado de combustión o flujo frío	8	Torque insuficiente del resorte para girar palanca	6	Medición de torque necesario para válvula. Agregar SF de 1.5 al selección del torque en selección de e instalación del resorte.	8	384		Pruebas unitarias MOV, AB botonera cable. Prueba sistemáticas de flujo frío Inspección durante ensamble con vehículo Pruebas de combustión ensamblado a vehículo	4	192	
				Interferencia de la palanca con ensamble	10	Dar rigidez al mecanismo para evitar deformación de la palanca análisis de empaquetamiento en CAD. Redondear esquinas y colocar chaflanes. Lijar aspecitrar y rebabas.	4	320			4	320	
				Presión de combustión de pólvora insuficiente para liberar seguro	6	Medir con una báscula y calibrar con pruebas la cantidad de pólvora adecuada. Eliminar rugosidades entre barreno y perno, así como dimensionar correctamente el ajuste. Sellar entrada de cable del e-match para evitar fugas de gas durante explosion Uso de ignitores COTS	4	192			4	192	
	Apertura accidental	Riesgo a personal	10	Liberación accidental del seguro por ajuste flojo, golpes, error humano	7	Hacer ensamble barreno-perno más justo Colocar cinta al perno	4	280			4	280	
	Explosión de pólvora enciende atmósfera de NOS alrededor de la bahía OTDM acumulada por fugas.	sobre presión con gas caliente de la bahía OTDM. Pudiente dañar transferidor de carga	8	Acumulación de NOs gaseoso en la bahía OTDM por fugas	10	Ventilación de bahía OTDM, reducir concentración y disolver NOS, bajando su flexibilidad y daño energía total	4	320			4	320	
OTAV	Fugas constantes	Pérdida de presión y masa inesperadas	4	Defecto de diseño de proveedor Contaminación	10	proceso de limpieza	7	280		Pruebas unitarias a OTAV	5	200	
						búsqueda de otro proveedor. Desarrollo SRAD de válvula solenoide	7	280					
	Apertura accidental durante vuelo		2	Vibraciones o impacto	10		10	200			5	100	

OTUM/ OTDM	Resonancia	Provocar ignicion	8	Únicamente se utiliza una de sus salidas a la vez, teniendo una cavidad de resonancia. Ambas tiene flujo de gas una en llenado otra en ventilación	5	Realizar métodos de limpieza propio	6	240		Pruebas a nivel sistema	7	280	
OCCH	Estrangulamiento	Evitar flujo de masa diseñado. Acelerar flujo siendo un riesgo de ignición	9	Longitud excesiva de manguera. Volumen reducido para establecer una ruta con un radio de curvatura superior a 2	9	Eliminar manguera, y emplear tubería diseño de ruta y análisis de empaquetamiento en CAD	2	162		Inspección visual de ensamble	3	243	
	Torsión	Daño a la manguera, evitar se logre torquear propiamente la conexión roscada. Generando fugas	7	Ensamble rígido restringe orientación de la manguera	9	Uso de tuercas union para permitir rotación en el sistema. Cortar y crimpear manguera para ajustarse a longitud adecuada	4 4	252 252			4	252	
OCCH (Tubo)	Longitud incorrecta	Impedir ensamble con vehículo Generar fugas	8	El transferidor de cargas limita la longitud de todo el OTDM a un rango muy reducido por todo el ensamble estar compuesto de componentes rígidos. Requiere apretar o aflojar las uniones roscadas	8	diseño de ruta y análisis de empaquetamiento en CAD Cortar y colocar cuerdas con tarraja a tubo en la longitud adecuada	6 2	384 128			4	256	

## Sistema de Llenado

Componente	Modo de Falla	Efectos	S	Causa	P	Control desde el diseño	D (diseño)	SPD (0)	Status (diseño)	Metodo de Verificacion	D (Verif)	SPD (Verif)	Status (Verif)
Falla Neumática	Insuficiente fluido neumático por fugas	Habilitar activación de FOV y QD, o MOV	8	Uniones roscadas mal torqueadas, mal inserción de manguera o conexión push-in. material inapropiado para manguera que evita sello hermético	10	Mantener la válvula neumática(PV) normalmente cerrada. Hasta que empiece el proceso de llenado Uso de mangueras de Poliuretano, a pesar de su mayor costo. Uso de teflón en roscas Uso de compresora en lugar de recipiente a presión para poder recargar tanque.	3	240		Inspección visual, auditiva, con tacto de fugas Medición de presión y peso del NT Verificación de conexiones firme de mangueras en push-in	4	320	
	Manguera safada	Inhabilitar Activación de FOV y QD, MOV Daño a oídos, ojos de personal	9	Personal la jala por accidente. Instalación inadecuada de manguera en conexión push-in	8	Fijar trayectoria de manguera con cinchos y cinta Personal debe moverse con cuidado	6	432			4	288	
	Electroválvulas neumáticas trabadas	Habilitar activación de FOV y QD	8	Voltaje, presión insuficiente. Tierra atasca mecanismo	4	Evitar fugas. Limpiar electroválvulas Mantener batería cargada	5	160			4	128	
	Falla en apertura, o activación accidental	Alto riesgo a personal	10	Fallas eléctricas	8	Buenas prácticas eléctricas	5	400			8	640	
GOT	Caerse	Dañar el tanque pudieron golpear la válvula	10	Empujarlo, no estar bien sostenido	6	Diseñar un marco que lo soporte de cabeza. Mantener el tanque la mayor parte del tiempo acostado	3	180		Inspección visual del acomodo de GSE	6	360	
		Lastimar a personal	8	Por caerse. Por cargarse de manera inapropiada	8	Uso de zapatos industriales. Uso de diablito a la hora de moverlo	4	256			4	256	
	Masa de oxidante insuficiente	Disminución del apogeo	4	Desconocimiento de la cantidad de oxidante	10	Medición de Masa de oxidante con báscula Uso de 2 tanques de respaldo durante operaciones	2 2	80 80		Prueba de llenado	2	80	
OFV	Falla en apertura	Inhabilitación del proceso de llenado	8	Falta de Torque,	2	Apertura Manual Uso de actuador Neumática	2	32		Pruebas de FOV	4	64	
				Mecanismo trabado.	4	Uso de válvula con actuador COTS	2	64			4	128	
	Apertura accidental	Llenado de tanque indeseado. Riesgo al personal	10	Mangueras neumáticas instaladas en posiciones contrarias. Haciendo el sistema normalmente abierto	8	Indicadores Etiquetado de mangueras.	4	320		Inspección visual de mangueras Pruebas sistemas ticas de FOV antes del proceso de llenado	8	640	4
						Uso de válvulas 5 vías 3 posiciones	4	320					
Compresión adiabatica	riesgo de ignición	10	Control de válvula sólo permite posición abierta o cerrada.	6	Apertura manual Apertura intermitente	3	180		Monitoreo de presión con OTPS	3	180		
					Uso de servoválvula	3	180						

Componente	Modo de Falla	Efectos	S	Causa	P	Control desde el diseño	D (diseño)	SPD ()	Status (diseño)	Metodo de Verificacion	D (Verif)	SPD (Verif)	Status (Verif)
OFH	Ineficiencia en llenado	No cargar masa diseñada de propelente	4	Alto volumen de manguera, que no podre reutilizarse.	10	Reducir diámetro de manguera	4	160		Calculo de volumen desperdiciado	2	80	
	sobrepresión por acumulación de vapor o expansión hidráulica	Falla mecánica de la manguera o QD	8	Manguera llena NOS liquido que se expandirá por calor	6	Selección de QD con mecanismo de liberación de presión Uso de PRV en conexión de manguera Uso de válvula de Purga de manguera	3 2	144 96		Inspección del mecanismo del QD Pruebas de llenado	5	240	
	Flujos de alta velocidad	riesgo a ignicion	8	Diferencia de presiones iniciales entre GOT y OT. El fluido no encuentra resistencia hasta el QD	8	Uso de serpentín para reducir presión	4	256		Infección auditiva y cálculos	5	320	
	Manguera torcida	No lograr torquear uniones. Generando fugas	8	Poca servicialidad, se requiere girar toda la manguera por cada vuelta a la unión roscada	9	Uso de tuercas union	3	216		Inspección visual	4	288	
FQD	Multiples	Multiples	8	Falta de soporte	10	Montar sistema umbilical en una torre paralela a la viga del banco o base de lanzamiento	3	240		Pruebas unitaria QD PRuebas a nivel ensamble banco y vehículo QD	8	640	
	Separación fallida	Impedir la secuencia de ignición en caso de prueba de vuelo Brindar óxido nitroso superior al diseñado en caso de pruebas de banco	8	Fuerza desalineada o insuficiente	6	Factor de seguridad de 2 en fuerza de desacople del QD	6	288		Verificación de actuación antes de llevar a cabo llenado	5	240	
				Apesar de desconectarse no separarse por atascarse con ensamble del vehículo	6	Uso de liga que jale la manguera lejos de cohete Análisis de empaquetamiento. Inspección durante ensamble y corte de material para permitir libre paso.	7	336		Inspección durante ensamble	4	192	
	Provocar ignicion	Daño al sistema	7	Impacto metálico interno por separación repentina. Los resortes cerraran rapidamente	4	Aplicar los demas metodos para reducir riesgo en sistemas de oxígeno(Limpieza, selección de materiales, llenado lento)	7	196			8	224	
	Daño de la válvula o ignición por impacto externo	Riesgo a ignición	9	Al desconectarse el ensamble sufre un desnivel que puede detenerse por impacto contra el sueño o contra el banco de pruebas	6	Protección metálica y foamy alrededor de válvula.	6	324		Inspección de la zona donde caerá el QD y procurar no golpee ningún componente duro como metal o concreto.	4	216	
	Fugas por contaminación con tierra	Perdida de presión maza inesperada.	8	Por múltiples caídas al suelo los mecanismo se llenan de tierra que impide un sello hermético	6	cubrir válvula hasta que sea necesario acoplar la. Realizar Limpieza.	6	288		Inspección visual de presencia de tierra en interior de conector	4	192	
OFC	Fugas	Perdida de presión maza inesperada.	8	Uso de conexión de barril por compresión	8	Investigación de indicaciones de torqueado	3	192		Inspección visual de burbujas con agua y jabón	4	256	
	Enfriamiento deficiente	Llenado ineficiente	6	Inoxidable mal conductor de temperatura. Paredes gruesas del serpentín incrementan resistencia térmica	6	Uso de Hielo con Sal para lograr 0 °C Uso de Acetona con hielo seco para lograr -78 °C Uso de 6 [m] de serpentín Cálculo de transferencia de calor	3	108		Pruebas de llenado	5	180	
	tuberia se safa	fuga de oxidante	8	Mal torqueado de conexión de compresión Salidas y entrada al serpentín tienen fuerzas de torsión por mal ruteo	10	Investigación de indicaciones de torqueado Alinear y sujetar mangueras para evitar torsión en las conexiones	3	240		Inspección visual	3	240	

## Sistema Electrónico

Componente	Modo de Falla	Efectos	S	Causa	P	Control desde el diseño	D (diseño)	SPD ()	Status (diseño)	Metodo de Verificacion	D (Verif)	SPD (Verif)	Status (Verif)
General	Interferencia EM	Activación accidental Transistor quemado Ruido a señal de sensores	10	ESD	8	Emplear diodos schottky y Zener Ensamble en horno de reflujo o con herramental libre de ESD	6	480		Pruebas funcionales del AB, y DAQ independiente del motor.	4	320	
				variación de voltaje de alimentación	8	Evitar fuentes conmutadas Capacitores en paralelo con la fuente Circuito RC en la base de transistores para el filtrado de la señal Uso de tierra planas	6	480					
						Núcleos de Ferrita en entradas y salidas a cables Uso de tierra planas	8	640					
				Ruido radiofrecuencia externa, o de transmisores propios	4	Diseño siguiendo recomendaciones EMC acorde a Henry Ott Usar cable de control ya que este tiene un recubrimiento metálico	6	240		Medición de voltaje con osciloscopio cuando se activen algún actuador, y se hace contacto Uso de near field probes	4	160	
							6	240					
							6	240					
				Por energización de actuadores, bobinas, motores, contacto humano puede afectar campos EM cercano a PCB	8	Usar pulseras antiestatica	7	560			4	240	
	8	320		4	320								
	Crosstalk por mandar señales en largo cables paralelos.	4	Separar cables	8	320		4	160					
	Cortocircuitos	Activación fallida	8	por contaminación de agua o metálica.	4	Proteger componentes electrónicos en cajas Limpiar con aire comprimido electrónica Uso de fusibles	6	192			Inspección visual de contaminantes, daños a componentes Pruebas unitarias a cada componente Pruebas a nivel sistema Inspección de continuidad entre pines, pistas de PCB	4	128
Falso contacto entre componentes y pistas	8			Soldadura defectuosa	6	Uso de SMD con horno de reflujo. Pistola de calor. Soldadura al realicen miembros con mayor experiencia	5	240		6		288	
Seguir recomendaciones de algún estándar. Mandar soldar con profesional						2	96						
Falso contacto por daño mecánico	8	Trato violento a componentes electrónicos por trabajar con personal estresado. caídas, golpes, cargas mecánicas	10	Protección en cajas a los dispositivos electrónicos Manejar con cuidado los dispositivos electrónicos	7	560		5	400				
AB	Transistor quemado	Activación Fallida	8	Error de diseño	6	Realizar cálculos correctamente, revisión de datasheet	4	192		Verificación de cálculos Pruebas con AB y actuadores no instalados Medición de voltaje en batería y a entrada de AB	4	192	
				Defecto de producción	6	Elegir transistores de mayor calidad transistores en paralelo para tener redundancia	7	336			7	336	
				variación de voltaje de alimentación	6	técnicas EMC	5	240			7	336	
	Potencia insuficiente para energizar actuadores	No se alcanza la corriente necesaria para encender un actuador	8	Análisis erróneo del circuito. Desconocimiento de la corriente necesaria para cada actuador.	8	Conocer la corriente de operación de los actuadores.	4	256			4	256	
				Fuente de energía insuficiente. Pérdidas por resistencia eléctrica en 500 [m] de cable o carga insuficiente de batería	8	Agregar Etapa de potencia con transistores	2	128			4	256	

Componente	Modo de Falla	Efectos	S	Causa	P	Control desde el diseño	D (diseño)	SPD (0)	Status (diseño)	Metodo de Verificacion	D (Verif)	SPD (Verif)	Status (Verif)	
Cableado	General	Pérdida de conexión, falso contacto	8	Uso de cables individuales	10	Usar transmisores inalámbricos en lugar de cables. Uso de cables de control	6	480			6	480		
	Arco eléctrico	si está cerca de plomería es un riesgo de ignición . Pérdida de componente electrónico Variación de voltaje de alimentación	10	terminales eléctricas hacen contacto entre ellas o algún otro componente metálico del sistema. Cables dañados, o filamentos expuestos hacen contacto entre ellos o algún otro conductor.	6	Evitar uniones trenzadas cable-cable Aislar uniones trenzadas con termofit, cinta de aislar. Eliminar bordes filosos, bajos radios de curvatura	2	120		Inspección visual de cable y conectores. Verificar ausencia de continuidad entre metal de propulsión y terminales eléctricas	6	360		
	Falso contactos entre cable-cable, y entre cable-tarjeta	Activación o lectura fallida Variación de voltaje de alimentación	No lograr conexiones entre terminales macho y hembra Óxido en terminales	8		10	Uso de conectores eléctricos de calidad Conectores DB-9 para asegurar conexiones de larga distancia Uso de borneras Colocar estaño, y aislante en uniones prensadas cable-cable.	6	480		Verificar continuidad Medición de resistencia del cable mitras se le aplica movimientos Inspección visual de las trayectorias de cables no interfieran con trabajo de personal	8	640	
							Evitar uniones trenzadas cable-cable, y cable-tarjeta Uso de cables de control al poseer 2 aislante plástico Evitar uso de protoboard	3	240					
							Eliminar bordes filosos, bajos radios de curvatura Uso de cables de control al poseer 2 aislante plástico	5	320					
	Vibraciones o impacto por activación de actuadores, flujos o combustión.	8	384											
	Cable no conectado	Activación fallida Falso contacto	8	Tiron por accidente con personal, o por algún mecanismo.	8	Uso de conectores sin locking mechanism o audible click	6	384		Inspección visual que todo esté conectado antes de prueba Verificación funcionamiento de todos los sistemas antes de pruebas Colocar leds indicadores de conexión. O conectores que generen sonido al conectarse	3	192		
	Confusión en conexión de cables	Activación accidental Daño a componentes	10	Múltiple cantidad de cables con mismo conectores	8	Establecer código de colores y cables etiquetados con el nombre del dispositivo al que deben conectarse Uso de Poka Yoke	2	160		Inspección de visual de cada cable se conecte a su respectivo dispositivo Pruebas para verificar activación de cada actuador y recepción de señales de sensores	2	160		
Cables enredados	Se aumenta el tiempo de la prueba. Promueve curvatura y fatiga de cables.	8	Enredado por geometría curva que naturalmente tiene el cable por estar enrollado, Que al moverse en el suelo o enrollarse generará nudos Técnica de enrollado indaquetuado Cables blandos con mucha curvatura	10	Usar carretes; trenzar los cables para que haya un cable general; Uso de cable de control ya que todos los nucleos estan dentro de un mismo aislante-	4	320		Inspección visual de que cables hayan sido enrollados correctamente	2	160			

Componente	Modo de Falla	Efectos	S	Causa	P	Control desde el diseño	D (diseño)	SPD ()	Status (diseño)	Metodo de Verificacion	D (Verif)	SPD (Verif)	Status (Verif)				
Botonera	Descuido de la botonera	Activación accidental	10	Impacto accidental de objeto o mano contra palanca de switch.	8	Elegir botones de aviador mantener Botonera, AB sin energía la mayor parte del tiempo	2	160		Inspección visual que las botoneras tienen cubierta cerrada	4	320					
						Uso de 2 interruptores en serie	2	160									
	Falso contacto de botones	Activación fallida	8	Botones con falla mecánicas internas contaminantes o defectos de manufactura.	8	Selección de interruptores de calidad	6	384		Pruebas unitarias de continuidad a interruptores	4	256					
DAQ	No registro de datos	Cancelación o incremento de riesgos operativos No se logra caracterizar el sistema con datos cuantitativos	8	Pérdida de comunicación en protocolo SPI con SD por errores en programación y bibliotecas	10	Transmisión de datos debe ser independiente de registro de datos en SD Agregar capacidad de recuperar comunicación con SD agregar led que indique estado de SD	8	640		Pruebas donde de integración del DAQ con todos los periféricos. Donde se desconecten periféricos y el sistema siga funcionando Adquisición de datos continua por 30 min Verificación de data rate en archivo CSV	6	480					
						Uso de bibliotecas SPI propias Separar DAQ en 2 sistemas independientes para incrementar redundancia	5	400									
	Data rate bajo	Cantidad de datos insuficientes	4	Data rate bajo de otros sensores	10	Buscar configurar sensores en su Data rate más alto Muestrear cada sensor a la frecuencia de su data rate.	5	200						2	80		
						Usar sensores con mayor data rate. Usar 2 más sensores con bajo data rate para incrementar la cantidad de datos	5	200									
	Reseteo	Pérdida de datos de una periodo de tiempo			EMI. Variación de voltaje de alimentación .	10	Usar software Memoryless. Guardar y consultar estado de banderas en EEPROM	5	100						4	80	
					Uso de watchdog	10		10	200						4	80	
	Se queda congelado	No registro de datos Incrementa tiempo de pruebas o se cancelan	8	Error en protocolo de comunicación con algún sensor Error de programación que atrapa el programa en una condición eterna memoria RAM insuficiente	10	Emplear watchdog Otorgar siempre una salida a los loops en el código Uso de bibliotecas propias	4	320						6	480		
Pérdida de comunicación con periféricos (sensores)	No registro de datos absoluta o de algún sensor en específico	8	problemas en protocolos de comunicación Errores de programación , EMI, Falso contactos	10	Evitar que errores de comunicación congelen el software Agregar capacidad de restablecer comunicación con periféricos Agregar led que indique estado de comunicación con cada sensor Uso de sensores en paralelo para incrementar redundancia	4	320		6	480							
Capacidad insuficiente	Software queda congelado. Reseteo	6	RAM, y puertos insuficiente	8	Elegir microcontroladores con mayor RAM, frecuencia de reloj, puertos analogicos, y destinados a protocolos de comunicación	4	192		2	96							
				Rango corto por falta de potencia del transmisor, diseño de antena, batería con poca carga	10	diseño con EMC, diseño de antenas	4	320		6	480						

Telemetría

Perdida de comunicacion  
Riesgo al personal por desconocer estado del

8

Caracterización de patrón de radiación en cámara anecoica

		sistema. Regresar a estado de espera		Programación . Buffers llenos	10	Detección de errores, detección de pérdida de comunicación , métodos para recuperar comunicación	4	320		Pruebas de rango máximo de comunicación entre transmisor y receptor Pruebas en banco de prueba y vuelo	6	480	
Computadora	Mojarse, caerse, llenarse de tierra	Riesgo al personal por desconectar el estado del sistema. Regresar a estado de espera	8	Condiciones climáticas	8	Mantenerla en lugar protegido del clima como un auto	2	128		Pruebas de comunicación	6	384	
	Cierre repentino de GUI		8	Si no es lo suficientemente robusto ante una cadena de datos corruptos puede dejar de funcionar	10	Mantener interfaz gráfica sencilla	4	320			4	320	
	Fin de batería de computadora		8	Pérdida de comunicación con transmisor	10	Detección de errores, detección de pérdida de comunicación , métodos para recuperar comunicación	4	320			6	480	
			8	Largo tiempo de operaciones	10	Uso de generador de energía	2	160			2	160	
OTTS	Mala calibración	Caracterización apropiada de sistema No contar con certidumbre sobre la verificación del sistema Alargar operaciones por provocar confusión riesgo al personal por no advertir de situaciones riesgos	4	Emitancia depende de la superficie.	10	Redundancia Protección contra luz solar aislarla para evitar haga contacto con metal Calibración para rango superficie específica	2	80		Verificación de los datos obtenidos en calibraciones Inspección visual Tuck test/push pull test	2	80	
OTPS	Falla electronica		8	Conexiones y cables	6	Sensor en paralelo para tener redundanci	2	96			4	192	
OTLC	Fallas electronicas		8	Conexiones y cables	10	Calibrar a rangos mas mas bajos	8	640			4	320	
						Distribuir carga entre varias celdas más pequeñas que si puedan calibrarse	4	320					
CCLC	Mala calibración		4	No contar con una fuente de 300 [kg] y un banco donde montarlo	10	Se logró caracterizar hasta 80 [kg] con el peso humano. Debe desarrollarse un banco de pruebas para caracterizar celdas de carga.	4	160			2	80	

## Banco de pruebas

	Componente	Modo de Falla	Efectos	S	Causa	P	Control desde el diseño	D (diseño)	SPD (0)	Status (diseño)	Metodo de Verificacion	D (Verif)	SPD (Verif)	Status (Verif)
Estrutura	Soporte de galgas	Soportes de celda endeblés	Datos erróneos y daño a celda de carga Imposibilitar ensamble.	8	Desalineación celda tanque. Case del tanque sobre silicon de galga.	8	Diseño apropiado de soporte de OTLC con factor de seguridad de 2	2	128	Red	inspección durante ensamble	6	384	Green
		Desalineación de celda		6	Juegos del tanque, errores de manufactura, análisis de ensamble estructura propulsión realizado incorrectamente	8	Realizar instalación de barrenos y posicionamiento de galgas mientras el sistema está montado y sujetado con prensas. Esto para usar las dimensiones finales Corregir posición de barrenos. Uso de prensa para sostener interinamente la celda	4	192	Green		6	288	Green
	General	Poca rigidez	Oscilación de la estructura ante fuerzas de actuadores y motores. Provocar aceleraciones que afecten datos de celdas, y provocan falsos contactos	6	Estructura de gran masa sostenida por 2 tornillos	6	Agregar cables de tensión en la punta de la viga que lo sostenga al suelo.	8	288	Yellow	inspección visual. Ejercer una carga lateral sobre la viga y evaluar subjetivamente rigidez Inspección por parte del responsable de seguridad Durante ensamble en banco de pruebas	2	72	Green
		Daño a personal	Machucar, golpear, caídas, contracturas	8	Peso excesivo, altura, proceso de ensamble con plancha de cemento poco servicial	8	Cargar sistema entre 2 personas. Uso de guantes de carmaza. Cuando alguien esté montado en la escale otra persona debe sostenerle la escalera	5	320	Green		6	384	Yellow
Falta de espacio para colocar otros sistemas (QD, DAQ, AB)	Riesgo de contaminar la electrónica por el clima. Dañarla por caídas. Realizar un mal ruteo.	8	No identificar su requerimiento en fase de diseño	10	Improvisar soportes para sistemas extra	8	640	Red	Green	4		320	Green	

Tabla 19. FMEA

## Bibliografía

- [1] R. Nakka, “Richard Nakka’s Experimental Rocketry Web Site”. [En línea]. Disponible en: <https://www.nakka-rocketry.net/>
- [2] Code of Federal Regulations, “PART 101—MOORED BALLOONS, KITES, AMATEUR ROCKETS, AND UNMANNED FREE BALLOONS”. National Archives, 2024. [En línea]. Disponible en: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-F/part-101>
- [3] Secretaria de Economía y Secretaria de Educación Pública, “Mexican talent for economic growth and nearshoring”. el 18 de febrero de 2023. [En línea]. Disponible en: [https://www.gob.mx/cms/uploads/attachment/file/828153/talento-mexicano\\_ing.pdf](https://www.gob.mx/cms/uploads/attachment/file/828153/talento-mexicano_ing.pdf)
- [4] S. Olvera, “Proveen mexicanos a cohetes de Musk y Bezos”, Monterrey, el 3 de junio de 2022. [En línea]. Disponible en: <https://www.mural.com.mx/proveen-mexicanos-a-cohetes-de-musk-y-bezos/ar2413927>
- [5] Morgan Stanley, “Investing in Space Exploration.”, 2020. [En línea]. Disponible en: <https://www.morganstanley.com/ideas/investing-in-space>
- [6] M. Aparicio Estrada, “Análisis del sector satelital en México como apoyo para la toma de decisiones en el desarrollo de proyectos satelitales”, Universidad Nacional Autónoma de México, 2020. [En línea]. Disponible en: <https://hdl.handle.net/20.500.14330/TES01000803880>
- [7] SpaceTec Partners, “Space Launch Market Analysis”. Space Transportation, febrero de 2021. [En línea]. Disponible en: <https://www.hie.co.uk/media/10475/space-launch-market-analysis-2021.pdf>
- [8] M. Wade, “Cost, Price, and the Whole Darn Thing”, Encyclopedia Astronautica. [En línea]. Disponible en: <http://www.astronautix.com/c/costpriceanholedarnting.html>
- [9] Bryce Tech, “Smallsats by the Numbers 2023”. julio de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://brycetek.com/reports>
- [10] SpaceTec Partners, “The growing demand for micro-launcher services”, SpaceTec Partners. [En línea]. Disponible en: <https://www.spacotec.partners/the-growing-demand-for-micro-launcher-services/>
- [11] Gaceta UABC, “Exitoso lanzamiento del Cimarrón”, Tijuana, el 3 de septiembre de 2012. [En línea]. Disponible en: <https://gaceta.uabc.mx/notas/academia/exitoso-lanzamiento-del-cimarron-i>
- [12] EL UNIVERSAL San Luis Potosí, “Realizan lanzamiento histórico de cohete aeroespacial hecho en SLP”, el 15 de marzo de 2020.
- [13] INIDETAM, “Proyectos en desarrollo recursos SEMAR”, SEMAR. [En línea]. Disponible en: <https://www.semar.gob.mx/INIDETAM/proyectos.html>
- [14] Hacia el Espacio, “Propulsión UNAM - AAFI”, el 1 de febrero de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://www.haciaelespacio.com/propulsion-unam-aafi/>
- [15] F. Méndez y E. Noxpanco, “ALUMNOS DE LA UNAM CONSTRUYEN COHETES CON TECNOLOGÍA 100 % MEXICANA”, el 6 de octubre de 2023. [En línea]. Disponible en: [https://unamglobal.unam.mx/global\\_tv/alumnos-de-la-unam-construyen-cohetes-con-tecnologia-100-mexicana/](https://unamglobal.unam.mx/global_tv/alumnos-de-la-unam-construyen-cohetes-con-tecnologia-100-mexicana/)
- [16] “ENMICE”. [En línea]. Disponible en: <https://enmice.mx/>
- [17] Agencia Espacial Mexicana, “Programa Nacional de Actividades Espaciales 2020-2024”, *Secretaría de Comunicaciones y Transportes*, 2020, [En línea]. Disponible en: <https://www.gob.mx/aem/documentos/programa-nacional-de-actividades-espaciales-2020-2024>
- [18] PROMÉXICO, “PLAN DE ÓRBITA 2.0 MAPA DE RUTA DEL SECTOR ESPACIAL MEXICANO”, *SECRETARÍA DE ECONOMÍA*, nov. 2018, [En línea]. Disponible en: <https://www.gob.mx/aem/documentos/plan-de-orbita-2-0-mapa-de-ruta-del-sector-espacial>
- [19] A. de la Rosa, “La SCT quiere un centro espacial en Atlacomulco”, *El Economista*, el 29 de noviembre de 2018. [En línea]. Disponible en: <https://www.eleconomista.com.mx/empresas/La-SCT-quiere-un-centro-espacial-en-Atlacomulco-20181129-0020.html>
- [20] Agencia Espacial Mexicana, “Aprueba Cámara de Diputados reforma constitucional en materia espacial”, *Gobierno de México*, el 11 de abril de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://www.gob.mx/aem/articulos/aprueba-camara-de-diputados-reforma-constitucional-en-materia-espacial>

-espacial-331196

- [21] J. R. Rivera Parga, "LA EXPLORACIÓN ESPACIAL: UNA OPORTUNIDAD PARA INCREMENTAR EL PODER NACIONAL DEL ESTADO MEXICANO", *Revista del Centro de Estudios Superiores Navales*, 2017, [En línea]. Disponible en: <https://biblat.unam.mx/es/revista/revista-del-centro-de-estudios-superiores-navales/articulo/la-exploracion-espacial-una-oportunidad-para-incrementar-el-poder-nacional-del-estado-mexicano>
- [22] International Space Exploration y Coordination Group, "Benefits Stemming from Space Exploration", *AIAA Space 2013 Conference and Exposition*, sep. 2013.
- [23] "BASE 11 SPACE CHALLENGE: \$1 MILLION+ STUDENT ROCKETRY PRIZE", BASE 11 SPACE CHALLENGE. [En línea]. Disponible en: <https://base11spacechallenge.org/>
- [24] CÁMARA DE DIPUTADOS DEL H. CONGRESO DE LA UNIÓN, "LEY FEDERAL DE ARMAS DE FUEGO Y EXPLOSIVOS". Secretaría General Secretaría de Servicios Parlamentarios, el 19 de febrero de 2021.
- [25] CÁMARA DE DIPUTADOS DEL H. CONGRESO DE LA UNIÓN, "LEY FEDERAL DE PIROTECNIA". Secretaría General Secretaría de Servicios Parlamentarios. [En línea]. Disponible en: <https://www.diputados.gob.mx/servicios/datorele/cmprtv/1po2/dic/petrolera.htm>
- [26] SEDENA, "Permiso general para realizar actividades con artificios pirotécnicos". Gobierno de Mexico, el 31 de diciembre de 2021. [En línea]. Disponible en: <https://www.gob.mx/sedena/acciones-y-programas/permiso-general-para-realizar-actividades-con-artificios-pirotecnicos>
- [27] G. P. SUTTON y O. BIBLARZ, *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons, Inc., 2010.
- [28] M. Kumar y R. Lakra, "Optimization of Regression Rate of Solid Fuel Grain in Hybrid Rocket Motor Physical Method", *Current Advances in Mechanical Engineering . Lecture Notes in Mechanical Engineering Springer*, mar. 2021, doi: 10.1007/978-981-33-4795-3\_31.
- [29] D. K. Huzel y D. H. Huang, *NASA-SP-125: Design of Liquid Propellant Rocket Engines*. Rocketdyne Division, North American Aviation, Inc., 1967.
- [30] R. Ewig, "Vapor Pressurization (VaPak) Systems History, Concepts, and Applications", *Holder Consulting Group*, abr. 2009.
- [31] E. R.R.L., "Liquid Rocket Analysis (LiRA): Development of a Liquid Bi-Propellant Rocket Engine Design, Analysis and Optimization Tool", Faculty of Aerospace Engineering (AE) · Delft University of Technology, 2014.
- [32] P. N. Estey, "Prediction of a Propellant Tank Pressure History Using State Space Methods", *J. SPACECRAFT AND ROCKETS*, 1983.
- [33] Y. Cengel, "Thermodynamics: An Engineering Approach". McGraw-Hill Education, el 1 de enero de 2018.
- [34] "Oxygen - Density and Specific Weight vs. Temperature and Pressure", The Engineering ToolBox. [En línea]. Disponible en: [https://www.engineeringtoolbox.com/oxygen-O2-density-specific-weight-temperature-pressure-d\\_2082.html](https://www.engineeringtoolbox.com/oxygen-O2-density-specific-weight-temperature-pressure-d_2082.html)
- [35] "Fact Sheet: Intro to Cryogen Dewars", PennEHRS Environmental Health & Radiation Safety. [En línea]. Disponible en: <https://ehrs.upenn.edu/health-safety/lab-safety/chemical-hygiene-plan/fact-sheets/fact-sheet-intro-cryogen-dewars>
- [36] "Cryogenic liquid containers". Air Products, 2014. [En línea]. Disponible en: <https://www.airproducts.com/gases/liquid-oxygen?la=en&hash=AF04A81ADDB4A2E4CCE6DC1D07DBBC02#:~:text=Cryogenic%20liquid%20cylinders,-A%20typical%20cryogenic&text=Liquid%20containers%20operate%20at%20pres,under%20its%20own%20vapor%20pressure>
- [37] R. Newlands, "The physics of Nitrous Oxide". Aspire Space, el 8 de julio de 2011.
- [38] V. Zakirov, "NITROUS OXIDE AS A ROCKET PROPELLANT", *Acta Astronautica, Pergamon*, 2001.
- [39] S. S., "Parametric investigation of a hybrid motor using paraffin and nitrous oxide", *Tech. - Isr. Inst. Technol.*, ene. 2014.
- [40] T. Palacz, "Nitrous Oxide Application for Low-Thrust and Low-Cost Liquid Rocket Engine AGH Space Systems", *7 TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS)*.

- [41] M. M. Arreola Santander, “Lanzadores Espaciales Hechos en México”, el 2 de abril de 2020. [En línea]. Disponible en: <https://haciaelespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=1082>
- [42] “Tronador”, el 3 de octubre de 2022. [En línea]. Disponible en: <https://www.argentina.gob.ar/ciencia/conae/acceso-al-espacio/tronador>
- [43] Latam Satelital 19 Julio, “VLE, nuevo enfoque de CONAE”, 19 Julio, [En línea]. Disponible en: <https://latamsatelital.com/vle-nuevo-enfoque-de-conae/>
- [44] LIA Aerospace, “PROPULSION SYSTEMS”. [En línea]. Disponible en: <https://lia-aerospace.com/our-propulsion-systems/>
- [45] D. S. Soares de Almeida y C. M. de Moraes Pagliuco, “Development Status of L75: A Brazilian Liquid Propellant Rocket Engine”, *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2014.
- [46] “Chemical Propulsion Laboratory (CPL)”, Universidade de Brasilia. [En línea]. Disponible en: <https://fga.unb.br/cpl>
- [47] A. Florián, “DESIGN, MANUFACTURE, ASSEMBLY AND TESTING OF A LIQUID (LOX AND GASOLINE) ROCKET MOTOR FOR A VEHICLE WITH STRATOSPHERIC APOGEE IN COLOMBIA: THE SUA II ENGINE”, *THE SUA II ENGINE. 7° EUCASS*, 2015.
- [48] DARE, “Delft Aerospace Rocket Engineering”. [En línea]. Disponible en: <https://dare.tudelft.nl/>
- [49] J. Wink y R. J. G. Hermsen, “Cryogenic Rocket Engine Development at Delft Aerospace Rocket Engineering”, *Space Propulsion Conference*, may 2016.
- [50] Mr. S. Engelen, “THE DEIMOS III ENGINE CONCEPT”, *59th International Astronautical Congress 2008*, 2008.
- [51] “Hybrid Engine Development”. [En línea]. Disponible en: <https://hyend.de/>
- [52] T. Rulko, “TANGERINE SPACE MACHINE”. 2021. [En línea]. Disponible en: <https://masa.engin.umich.edu/TSM/>
- [53] Pacific Coast Composites, “Space Concordia fires most powerful student rocket engine in the world.” el 26 de julio de 2021. [En línea]. Disponible en: <https://www.pccomposites.com/space-concordia-fires-most-powerful-student-rocket-engine-in-the-world/>
- [54] ASTM, “G88: Standard Guide for Designing Systems for Oxygen Service”. ASTM International, 2014.
- [55] ASTM, “G63: Standard Guide for Evaluating Nonmetallic Materials for Oxygen Service1”. ASTM International, 2014.
- [56] ASTM, “G93: Standard Practice for Cleaning Methods and Cleanliness Levels for Material and Equipment Used in Oxygen-Enriched Environments”. ASTM International, 2014.
- [57] ASTM, “G94: Standard Guide for Evaluating Metals for Oxygen Service1”. ASTM International, 2014.
- [58] *Webinar: Sistemas enriquecidos con oxígeno*, (el 7 de septiembre de 2021). [En línea Video]. Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=o6tIi2toekI>
- [59] D. Leonard, “Explosion Kills Three at Mojave Air and Space Port”, el 30 de marzo de 2021. [En línea]. Disponible en: <https://www.space.com/4123-explosion-kills-mojave-air-space-port.html>
- [60] K. Hechtel, “DESIGN CONSIDERATIONS FOR THE USE OF PLASTIC MATERIALS IN CRYOGENIC ENVIRONMENTS”. Curbell Plastics, Inc, 2022.
- [61] R. Agdestein, “Why is 304L Stainless Steel Special for Building ROCKETS?”, Copenhagen Suborbitals. [En línea]. Disponible en: <https://copenhagensuborbitals.com/why-is-304l-stainless-steel-special-for-building-rockets-inside-the-rocketshop-episode-24/>
- [62] AEROSPACE CORP y K. E. G., “Metals and alloys for cryogenic applications”, *Materials Science Laboratoty. Commander Space systems Division, United States Air Force.*, 1964.
- [63] G. Gang, “Safety Factor of Austenitic Stainless Steel Pressure Vessels With Strain-Strengthening.”, *Pressure Vessels and Piping*, 2008.
- [64] G04 ASTM Committee, “Flame Spreading and Violent Energy Release (VER) Processes of Aluminum Tubing in Liquid and Gaseous Oxygen Environments”, ene. 2000.
- [65] E. L. White y J. J. Ward, “Ignition of metals in oxygen”, *Defense Metals Infomration Center*, feb. 1966.
- [66] Science Direct, “Elastomer”. [En línea]. Disponible en: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/elastomer#:~:text=An%20elastomer%20is%20de>

- fined%20as,to%20its%20approximate%20original%20length.%E2%80%9D
- [67] Applied Thermal Fluids, “Krytox Lubricants Properties Stability”, Applied Thermal Fluids. [En línea]. Disponible en: <https://www.appliedthermalfluids.com/krytox-lubricants-properties-stability/#:~:text=As%20a%20result%2C%20Krytox%20oils,nitric%20acid%20in%20impact%20tests%20>
- [68] S. H. Youngblood, “Design and Testing of a Liquid Nitrous Oxide and Ethanol.”, New Mexico Institute of Mining and Technology Socorro, 2015.
- [69] W. Xianqian y V. Prakash, “Dynamic compressive behavior of ice at cryogenic temperatures”, *Cold Regions Science and Technology*.
- [70] E. Andersson, “Preliminary design of a small-scale liquid-propellant rocket engine testing platform”, Lulea University of Technology, Department of Computer Science, Electrical and Space Engineering, 2019.
- [71] R. Newlands, “Hybrid Safety”. Aspire Space, el 31 de enero de 2023.
- [72] *Webinar Mangueras Ira Sesión Selección, Identificación y Solución de Problemas.*, (el 21 de septiembre de 2020). [En línea Video]. Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=8lGXkJR5qO4>
- [73] NASA Space Vehicle Design Criteria, “NASA SP-8119: Liquid rocket disconnects, coupling, fitting, fixed joints and seals.”, *National Technical Information Service*, 1976.
- [74] E. ROGGERO, “Documento Conceptual del Tronador”. Comisión Nacional de Actividades Espaciales CONAE., 2002.
- [75] M. J. Herrera, “The Design And Testing Of A 500 Lbf Liquid Oxygen/liquid Methane Engine.”, University of Texas at El Paso, 2019.
- [76] NASA Space Vehicle Design Criteria, “SP-8097: Liquid rocket valve assemblies”. National Technical Information Service, 1973.
- [77] NASA Space Vehicle Design Criteria, “SP-8094: Liquid rocket valve componentes.” National Technical Information Service, 1973.
- [78] M. Oechsle y J. Dobusch, “Design and Launch of the Hybrid Rocket Demonstrator Compass”, *Conference: 2nd International Conference on Flight Vehicles, Aerothermodynamics and Re-entry Missions & Engineering (FAR)*, jun. 2022.
- [79] NASA Space Vehicle Design Criteria, “SP-8090: Liquid rocket actuators and operators”. National Technical Information Service, 1973.
- [80] P. Becerril, “La construcción y el lanzamiento de los cohetes SCT-1 y SCT-2.” *Comunicaciones y Transportes.*, 1960.
- [81] Process Safety Beacon, “Have you heard of Pressure-Relief Valve Chatter?” Center fro Chemical Process Safety, abril de 2013. [En línea]. Disponible en: <https://www.aisce.org/sites/default/files/cep/20130424.pdf>
- [82] P. Southwood, “Pressure regulators schematic.png”, Wikipedia. [En línea]. Disponible en: [https://en.m.wikipedia.org/wiki/File:Pressure\\_regulators\\_schematic.png](https://en.m.wikipedia.org/wiki/File:Pressure_regulators_schematic.png)
- [83] NASA Space Vehicle Design Criteria, “SP-8080: Liquid rocket pressure regulatrs, relief valves, check valves, burst disks, and explosive valves”. National Technical Information Service, 1973.
- [84] MASA, “Laika”, MASA. [En línea]. Disponible en: <https://masa.engin.umich.edu/Laika/>
- [85] Experimental Sounding Rocket Association, “Intercollegiate Rocket Engineering Competition Design, Test, & Evaluation Guide.” Spaceport America Cup, 2023. [En línea]. Disponible en: [https://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/2023-sa\\_cup\\_irec-design\\_test\\_\\_evaluation\\_guide-2023\\_v1.3\\_20221202.pdf](https://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/2023-sa_cup_irec-design_test__evaluation_guide-2023_v1.3_20221202.pdf)
- [86] “RFA Flexible Launch system.http”, Rocket Factory. [En línea]. Disponible en: <https://www.rfa.space/rfa-one/>
- [87] E. Berger, “First images of Blue Origin’s ‘Project Jarvis’ test tank”, *Ars Technica*. [En línea]. Disponible en: <https://arstechnica.com/science/2021/08/first-images-of-blue-origins-project-jarvis-test-tank/>
- [88] Gamba y AIR FORCE RESEARCH LAB EDWARDS AFB CA, University of Michigan, “MASA Rocket Technical Summary”. University of Michigan. Air Force Research Laboratory (AFMC), el 10 de abril de 2021.
- [89] R. J. G. Hermsen, “Cryogenic propellant tank pressurization. Practical investigation on the tank collapse factor for small, high-pressure, cryogenic rocket propellant tanks”, Faculty of Aerospace

Engineering Department of Space Engineering, 2017.

- [90] *Composite Overwrap Stratos IV Rocket Oxidizer Tank*, (el 11 de marzo de 2019). [En línea Video]. Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=g9vLLQrF7mY>
- [91] “COLOSSUS The Complete Liquid Rocket Static Fire System”, SEDS at UC San Diego. [En línea]. Disponible en: <https://www.sedsucsd.org/colossus>
- [92] M. Kobald, “Sounding Rocket ‘HEROS’ - A Low-Cost Hybrid Rocket Technology Demonstrator.”, *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2017.
- [93] R. Newlands, “Modelling the nitrous run tank emptying”, *AspireSpace*, jun. 2000.
- [94] S. Borgdorff, “Nitrous Oxide State Estimation in Hybrid Rocket Oxidizer Tanks”, University of Waterloo, 2017. [En línea]. Disponible en: <http://hdl.handle.net/10012/11337>
- [95] V. O. Viatcheslav, “A Dynamical Model of Rocket Propellant Loading with Liquid Hydrogen”, *Journal of Spacecraft and Rockets*, nov. 2011.
- [96] J. E. Zimmerman, “Review and Evaluation of Models for Self-Pressurizing Propellant Tank Dynamics”, *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2013.
- [97] E. Vargas Niño, “Design of Two-Phase Injectors Using Analytical and Numerical Methods with Application to Hybrid Rockets”, *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, 2019.
- [98] G. Boccardia, “Two-phase flow through pressure safety valves. Experimental investigation and model prediction”, *Chemical Engineering Science* 60, 2005.
- [99] R. E. HENRY y H. K. FAUSKE, “The Two-Phase Critical Flow of One-Component Mixtures in Nozzles, Orifices, and Short Tubes”, *ASME, Argonne National Laboratory*, 1971.
- [100] D. A. Pimentel, “2. Review of Two-Phase Critical Flow Models”, Los Alamos National Laboratory. [En línea]. Disponible en: <https://public.lanl.gov/davidp/MSThesisHTML/2.html>
- [101] B. S. Waxman, “Mass Flow Rate and Isolation Characteristics of Injectors for Use with Self-Pressurizing Oxidizers in Hybrid Rockets”, *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint P2013 Propulsion Conference*, 2013.
- [102] L. J. Krzycki, “HOW to DESIGN, BUILD and TEST SMALL LIQUID-FUEL ROCKET ENGINES”. ROCKETLAB, 1967.
- [103] R. A. Nickel, “Theory and Application of the Hybrid Rocket Analysis Program (HRAP)”, *The University of Tennessee*, 2023.
- [104] M. Summerfield, “A THEORY OF UNSTABLE COMBUSTION IN LIQUID PROPELLANT ROCKET SYSTEMS”, *UNITED STATES NAVY AND UNITED STATES AIR FORCE*, 1951.
- [105] R. Darby, “Two-Phase Gas/Liquid pipe FLOW”. Chemical Engineering Texas A&M University, 2023. [En línea]. Disponible en: <https://www.aisce.org/sites/default/files/docs/webinars/DarbyR-TwoPhaseGasLiquidPipeFlow.pdf>
- [106] *Tour Firefly Aerospace’s Factory and Test Site With Their CEO, Tom Markusic*, (el 11 de octubre de 2021). [En línea Video]. Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=ac-V8m00lWo>
- [107] SXINDUSTRIALAUTOMATIONSADÉ, “Válvula De Bola Inoxidable 1 Con Actuador Neumático”, Mercado Libre. [En línea]. Disponible en: [https://articulo.mercadolibre.com.mx/MLM-754107694-valvula-de-bola-inoxidable-1-con-actuador-neumatico-\\_JM?matt\\_tool=27541996&matt\\_word=&matt\\_source=google&matt\\_campaign\\_id=19652629362&matt\\_ad\\_group\\_id=143783372057&matt\\_match\\_type=&matt\\_network=g&matt\\_device=c&matt\\_creative=647515870065&matt\\_keyword=&matt\\_ad\\_position=&matt\\_ad\\_type=pla&matt\\_merchant\\_id=5300463043&matt\\_product\\_id=MLM754107694&matt\\_product\\_partition\\_id=2163484155058&matt\\_target\\_id=aud-2047804433165:pla-2163484155058&gad\\_source=1&gclid=CjwKCAjwoPOwBhAeEiwAJuXRh95e1eqyQk-AV4jXHhDeCqBSOU6pryX0Frv5D44egRhKZL8Q2Q3GiBoCm54QAvD\\_BwE](https://articulo.mercadolibre.com.mx/MLM-754107694-valvula-de-bola-inoxidable-1-con-actuador-neumatico-_JM?matt_tool=27541996&matt_word=&matt_source=google&matt_campaign_id=19652629362&matt_ad_group_id=143783372057&matt_match_type=&matt_network=g&matt_device=c&matt_creative=647515870065&matt_keyword=&matt_ad_position=&matt_ad_type=pla&matt_merchant_id=5300463043&matt_product_id=MLM754107694&matt_product_partition_id=2163484155058&matt_target_id=aud-2047804433165:pla-2163484155058&gad_source=1&gclid=CjwKCAjwoPOwBhAeEiwAJuXRh95e1eqyQk-AV4jXHhDeCqBSOU6pryX0Frv5D44egRhKZL8Q2Q3GiBoCm54QAvD_BwE)
- [108] Chemotoplex, “Cooling baths”, LibreTexts Chemistry. [En línea]. Disponible en: [https://chem.libretexts.org/Ancillary\\_Materials/Demos\\_Techniques\\_and\\_Experiments/General\\_Lab\\_Techniques/Cooling\\_baths](https://chem.libretexts.org/Ancillary_Materials/Demos_Techniques_and_Experiments/General_Lab_Techniques/Cooling_baths)
- [109] T. Umegaki, “Decomposition of Nitrous Oxide using a Copper-supported Shirasu Catalyst”, *Chemistry europe European Chemical Societes Publishing*, nov. 2022.
- [110] G. Zilliac, “Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling”, *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, jul. 2006.

# Agradecimientos

Agradezco por poder quitarme la culpa de saber que cumplí una responsabilidad histórica que sólo mi propia locura pudo haberme asignado. Hoy siento mi conciencia limpia porque he aprovechado todas las oportunidades que la vida, Dios, la patria, mi familia, mis amigos, mis amores, mi salud y la suerte me han brindado hasta ahora.

Podría decir que no hubo sentimiento que no experimentaré, que no me motivara, para ejecutar este proyecto. Es cierto, este trabajo es una expresión de agradecimiento, pero también es mi forma de expresar mi disgusto y decepción ante la falta de progreso, y una batalla interna con la vergüenza de aceptar mi propia ambición para corregirlo.

Transferí mi alma a este sueño, y me pesó. Me convertí en un adulto de 27 años por andar siguiendo el espíritu humano. Y ahora que el presente se ha añejado, el miedo de las oportunidades perdidas me golpean. Pero reconozco que para eso es el alma y el amor, para derrocharlos en nuestro llamado, y no llegar a la tumba con un corazón intacto. Porque ahora leyendo los nuevos capítulos de mi vida me doy cuenta que esto habrá sido una de sus mejores aventuras. De las cuales ahora soy solo un escritor.

Agradezco particularmente a mi hermano Aaron, a mi papa Aaron y mi mamá Cecilia. A mis amigos y compañeros Bolívar, Polo, Matias, Pablo, Santiago, Natalia, Medina, Gabriel y Max. Al capitán Armando y a la familia Guzman Torres. A Propulsión UNAM, UNAM Motorsport, Axolotl Space, A.A.F.I., a la Facultad de Ingeniería, Facultad de Ciencias, a la Facultad de Química, a la Máxima Casa de Estudios de la Nación, a mi patria y a Dios que todo lo abarca.

Agradezco a todas las personas del sector espacial en México, a las futuras y pasadas generaciones que se atrevieron a cargar su cruz. Ojala tengamos el privilegio de seguir siendo la carne de cañón que empuje el progreso tecnológico que nuestra tierra tanto necesita.

A todos ustedes, no les doy las gracias por haberme ayudado a cumplir lo que para mí era un deber. Más bien, asumí cumplir este deber para poder darles las gracias, y regresarle a la vida un poco de la inspiración que siempre me ha brindado.



**Figura 66.** Algunos miembros del equipo de propulsión híbrida con sistema ensamblado en estado de pre-llenado.